В. И. Феодосьев

ОСНОВЫ ТЕХНИКИ РАКЕТНОГО ПОЛЕТА

В. И. ФЕОДОСЬЕВ

ОСНОВЫ ТЕХНИКИ РАКЕТНОГО ПОЛЕТА

Допущено Министерством высшего
и среднего специального образования СССР
в качестве учебного пособия
для высших технических учебных заведений

МОСКВА «НАУКА»
ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
1979

39.62
Ф 42
УДК 629.76

Основы техники ракетного полета. Феодосьев В. И. — М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979, 496 стр.

Книга о ракетах-носителях, о тех средствах, с помощью которых выводятся в космос пилотируемые корабли и автоматические станции. Дано описание устройств, конструкции и принципов действия самих ракет-носителей, ракетных двигателей, систем управления и наземных средств; описаны газодинамические и тепловые процессы и приводятся траекторные расчеты.

Книга является учебным пособием для студентов машиностроительных вузов. Поскольку содержание ее в значительной мере носит описательный характер, книга может представлять интерес и для читателя, желающего получить общее представление о ракетной технике наших дней.

[illegible]

Ф $\frac{31902-070}{053(02)-79}$ 153-79. 3607000000

© Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1979

ОГЛАВЛЕНИЕ

Посвящение 7
От автора 8
Введение 11

Глава I. **Основные соотношения теории ракетного движения** 17

1. Тяга ракетного двигателя 17

Движение точки переменной массы (17). Тяга двигателя (20). Удельная тяга, или удельный импульс (24).

2. Скорость ракеты 26

Идеальная скорость одноступенчатой ракеты (26). Идеальная скорость многоступенчатой ракеты (30). Влияние силы земного тяготения (32). Влияние аэродинамических сил и барометрического давления (34).

3. Траектория баллистической ракеты и принципы выбора проектных параметров 36

Характерные особенности траектории (36). Проектно-баллистические параметры (38). Весовой анализ и проектно-конструктивные параметры (43).

Глава II. **Основы устройства баллистических ракет дальнего действия и ракет-носителей** 47

1. Одноступенчатые жидкостные ракеты 47

Схема с подвесными баками (47). Переходная схема (53). Схема с несущими баками (59).

2. Многоступенчатые ракеты и ракетно-космические системы 64

Двухступенчатая пакетная схема СК (64). Ракетно-космическая система «Сатурн—Аполлон» (75) Ракета-носитель «Сатурн-V» (81).

3. Комбинированные ракетно-космические системы 90

Баллистические ракеты дальнего действия на твердом топливе (90). Ракетно-космическая система многократного использования (98).

Глава III. **Ракетные двигатели, их устройство и особенности работы** 103

1. Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) 103

Общая схема (103). Вытеснительная подача (106). Турбонасосная подача (109). Развитие системы подачи (113). Камера (121). Элементы арматуры (126). Регулирование тяги двигателя (133). Запуск и выключение (137). Автоколебательные режимы работы двигателя (139).

2. Твердотопливные ракетные двигатели 144

Основные особенности (144). Механизм горения твердотопливного заряда (146). Топливо и заряд (148). Заряд и камера (151).

Глава IV. **Камера, сопло и характеристики двигателя 156**

1. Течение продуктов сгорания по соплу ракетного двигателя 156

Основные упрощающие предположения (156). Внутренняя энергия и энтальпия (160). Уравнение энергии и уравнение расхода (162). Скорость звука в газах (163). Скорость потока и параметры состояния газа (166). Скорость звука в потоке и критическая скорость (168). Форма сверхзвукового сопла (169).

2. Работа сопла ракетного двигателя 173

Площадь критического сечения (173). Расширение газа в сопловой части (176). Особенности сверхзвукового сопла и режимы его работы (179).

3. Характеристики ракетных двигателей 184

Высотная характеристика (184). Дроссельная характеристика (185).

4. Охлаждение жидкостного ракетного двигателя 187

Теплообмен в камере (187). Организация охлаждения двигателя (190)

Глава V. **Преобразование энергии и ракетные топлива 196**

1. Преобразование энергии в ракетном двигателе 196

Источники энергии (196). Химическая энергия и полная энтальпия (201). Теплотворность и теплота образования (204) Термическая диссоциация и константы равновесия (208). Задачи и методы термодинамического расчета (213).

2. Требования, предъявляемые к ракетному топливу 217

Топливо и рабочее тело (217). Топливо и конструкция (220). Топливо и люди (224).

3. Применяемые жидкие и твердые топлива 227

Высококипящие топлива (227). Топлива на основе низкокипящих компонентов (230). Твердые ракетные топлива (233).

Глава VI. **Силы и моменты, действующие на ракету в полете 237**

1. Система основных сил и уравнения движения баллистических ракет 237

Координаты, определяющие положение ракеты в пространстве (237). Силы, действующие на ракету (240). Дифференциальные уравнения движения баллистической ракеты (243).

2. Строение атмосферы и аэродинамические силы 246

Земная атмосфера (246). Коэффициенты аэродинамических сил (254) Основные слагаемые аэродинамических сил и дозвуковое обтекание (259). Особенности сверхзвукового обтекания (263). Определение аэродинамических коэффициентов (268).

3. Статический и демпфирующий моменты 275

Статический аэродинамический момент (275). Демпфирующие моменты (279).

4. Сила тяги, сила земного тяготения и управляющие усилия 283

Изменение тяги на траектории (283). Сила тяжести (287). Управляющие усилия (288).

Глава VII. **Траектория баллистических ракет 295**

1. Участок выведения 295

Номинальные параметры и возмущенное движение (295). Уравнения баллистики (299). Уравнения в вариациях (301). Интегрирование уравнений движения (304). Программа выведения (311).

2. Полет за пределами атмосферы в центральном поле тяготения . . 316

Уравнения движения (316). Траектория движения в общем виде (319). Траектория баллистической ракеты и определение дальности (326).

3. Участок входа в атмосферу 330

Особенности интегрирования уравнений движения (330). Стабилизация спускаемого аппарата (335). Аэродинамический нагрев и тепловая защита (336).

4. Нагрузки, действующие на элементы силовой схемы 344

Коэффициенты перегрузки (344). Осевые нагрузки (346). Поперечные нагрузки (349). Краткие замечания к расчету на прочность силовых элементов баллистических ракет (352).

Глава VIII. **Основные принципы стабилизации и управления ракетой в полете** 358

1. Общие сведения о системах управления 358

Устойчивость и стабилизация (358). Принципиальная схема стабилизации (365).

2. Гироскопы и инерциальные датчики 371

Свойства гироскопа (371) Гироскопические приборы системы стабилизации (373). Инерционные датчики в системе наведения (378). Гиростабилизаторы (387).

3. Автомат стабилизации баллистических ракет 391

Принципиальная схема (391). Промежуточные устройства автомата стабилизации (397). Рулевые машины (402).

4. Принципы настройки автомата стабилизации 406

Постановка задачи (406). Принцип моделирования (410). Влияние подвижности жидкого содержимого топливных баков на стабилизацию ракеты (414). Влияние упругих деформаций корпуса на стабилизацию ракеты (417).

5. Система наведения 423

Простейшая схема управления дальностью (423) Регулирование кажущейся скорости (427). Гиростабилизированная платформа в системе наведения (431). Роль и значение бортовых цифровых вычислительных машин (435).

Глава IX. **Наземный комплекс ракет-носителей** 441

1. Ракетный комплекс и космодром 441

Ракетный комплекс (441). Космодром (445).

2. Предстартовая подготовка и пуск ракеты-носителя 452

Технические средства сборки ракеты-носителя (452). Наземный комплекс с вертикальной сборкой (460). Подготовка ракеты к пуску (468). Функции командно-измерительного комплекса при пуске ракеты-носителя (479).

Послесловие 484

Дополнительная литература 485

Предметный указатель 487

ПОСВЯЩЕНИЕ

Они приходили на работу рано утром и возвращались домой к полуночи, не зная, что такое выходной и что такое обычный отпуск. Они творили ракетную технику сороковых, пятидесятых, шестидесятых годов, оставаясь добровольными пленниками своего долга, своих обязанностей, своей неизменной страсти.

Сейчас многих из них уже нет с нами. Одних скосили болезни, других — трагические обстоятельства. И только несколько самых ярких имен теперь известны каждому. Но их было много. И за всем тем, что написано в этой книге, незримо стоит и их труд, и их заботы, печали, заблуждения и их небольшие победы, из которых слагается одна большая — общая.

Им — ушедшим от нас, далеким и близким, друзьям и вовсе незнакомым... Памяти их, доброй и светлой, и посвящается эта книга.

ОТ АВТОРА

Эта книга — о баллистических ракетах дальнего действия и, в основном, о ракетах-носителях; о тех средствах, с помощью которых выводятся в Космос автоматические станции и пилотируемые корабли. В книге рассказывается о том, как (и почему именно так, а не иначе) устроены жидкостные и твердотопливные мощные ракеты, какие технические задачи решаются при их создании, по каким путям шло в прошлом и идет в настоящем их развитие, о том, как работает двигатель, какие применяются топлива, как рассчитывается траектория, с помощью каких приборов обеспечивается управление ракетой в полете и о многом другом, имеющем прямое отношение к кругу интересов инженеров-механиков, работающих в этой области.

Книга предназначена для студентов, будущая инженерная деятельность которых прямо или косвенно связана с ракетной техникой. Это — вводный курс, цель которого дать студенту представление о ракетной технике в целом и тем самым помочь ему понять, какое место среди множества технических направлений занимает его будущая инженерная специальность.

Если читатель имеет подготовку в объеме двух первых курсов высшего технического учебного заведения и, как предполагается, знает начала механики, физики, химии и высшей математики, то этого вполне достаточно, чтобы понять все написанное в этой книге. Вместе с тем значительная часть повествования носит описательный характер. Это делает книгу во многом доступной и для читателя, не намеренного заниматься ракетной техникой, но желающего узнать в общих чертах, что это такое.

Поскольку ракетная техника во все времена развивалась главным образом в целях военного применения, вопросы ракетной техники и теории реактивного полета приходится так или иначе связывать с прикладными военными задачами. В книге такая связь дается только по необходимости и главным образом при описании типов и конструкций ракет и стартовых устройств. Этих вопросов приходится касаться также в той мере, в какой ракеты-носители берут начало своей родословной именно от боевых баллистических ракет дальнего действия, сохраняя полную преемственность основных принципов. Что же касается специальных типов ракет, их боевого применения и общих задач

ракетного вооружения, то на освещение этих вопросов книга совершенно не претендует.

Мало того, книга не претендует также и на освещение специфических вопросов техники космического полета. Это — особая тема. Проблемы жизнеобеспечения, терморегулирования, энергопитания космических кораблей и аппаратов, их конструкция и проектирование уже давно выросли в самостоятельные отрасли инженерной науки, хотя, конечно, в свое время первые космические аппараты и корабли создавались в тех же конструкторских бюро, что и ракеты-носители. Многие специальные вопросы ракетной техники, как, например, вопросы радиоизмерений, радиоуправления, телеметрии и некоторые другие, в книге также не рассматриваются.

Тем не менее книга написана в достаточно широком плане. В ней непосредственно соседствуют вопросы чистой механики, физической химии, теплотехники и теории регулирования. Взаимосвязь этих вопросов, находящая свое итоговое выражение в принимаемых конструктивных решениях, требовала от автора чувства меры, с тем чтобы, не углубляясь в специальные вопросы, сказать главное, характерное и общее; требовалось бережное отношение к традициям, установившимся в учебных курсах, которые студент изучал до и будет изучать после вводного курса. И наконец, от автора требовалась определенная осмотрительность, с тем чтобы его утверждения не вступали в противоречие с более тонкими представлениями, доступными только специалистам в различных специфических областях ракетной техники.

Необходимые сведения о ракетах-носителях укладываются в стройную систему последовательного повествования с большим трудом. Рассказать об устройстве ракет и ракетных двигателей, не затрагивая общего характера протекающих процессов, практически невозможно. А о процессах нельзя говорить, не дав понятия об основах устройств. Поэтому на некоторых вопросах приходится останавливаться не один раз, а рассматривать их с различных точек зрения и с разной степенью детализации. Такой подход может создать у критически настроенного читателя впечатление излишней повторяемости. Но автор во многих случаях пошел на это вполне сознательно.

Автор отдает себе отчет, что работа над книгой, написанной о многом, ко многому его и обязывает. И вряд ли он справился бы со своей задачей, если бы не помощь друзей и специалистов. По тематике двигателей автору неизменно помогали Г. Б. Синярев и В. В. Караулов, по системе управления — В. Е. Самойлов и Г. И. Демин, а по наземному комплексу — Г. К. Кочанов. Особенно большую помощь оказал автору М. С. Флорианский, внимательно прочитавший черновой вариант рукописи, а затем

отредактировавший ее в окончательном виде. Автор постоянно обращался по многим частным вопросам и к другим специалистам, поименно перечислить которых здесь нет возможности.

Неоценимое внимание доброжелательных и терпеливых помощников, их советы и их откровенная критика сделали работу над рукописью долгой и отнюдь не легкой. Но из труда, окрашенного огорчениями просчетов и радостью находок, родилась эта книга, а у автора осталось чувство глубокой благодарности к тем, кто проявил к ней и интерес и внимание. Автор будет благодарен также и всем, кто в дальнейшем выскажет свое мнение о прочитанном.

ВВЕДЕНИЕ

Много нескончаемо долгих лет, как истомившийся в нетерпеливом ожидании путник, шел Человек к своей встрече с Космосом. И настал День. Сбылись предвидения разума, а тревожно волнующие мечты стали реальностью. Человек увидел и черное небо с ярко сияющими дневными звездами, и испытал загадочную длительную невесомость, и ступил на безжизненную лунную поверхность.

Теперь все это стало обыденным. На смену сенсационным достижениям последних десятилетий пришли рабочие будни — регулярная служба автоматических станций в околоземном пространстве, изучение и разработка технологических операций в невесомости, биологические и астрономические наблюдения; появились космические средства связи и метеорологическая служба с помощью спутников.

В основе космических достижений века лежит ракетная техника. Только на основе реактивного принципа движения стало возможным достижение космических скоростей, только на его основе удалось создать средства доставки грузов на околоземную орбиту.

Когда говорят о реактивном принципе движения, то имеют в виду движение под воздействием силы отдачи, т. е. реакции потока частиц, отбрасываемых от аппарата. Между реактивным и нереактивным принципами нет четкой границы. Не следует забывать, что всякий способ передвижения основан на силах отдачи, т. е. на отбросе какой-то массы в обратном направлении. Лодка и пароход движутся в результате реакции отбрасываемой массы воды. Винтовой двигатель самолета создает тягу, отбрасывая назад массу воздуха. Спортсмен, прыгающий через планку, отталкивает одновременно массу Земли, хотя и с неизмеримо меньшей скоростью, чем движется вверх сам. Но, конечно, такое движение не принято называть реактивным, и в первую очередь потому, что оно возникает в результате реакции непрямого действия. Между двигателем, являющимся источником, а точнее — преобразователем энергии, и отбрасываемой массой имеется некоторый промежуточный механизм — *движитель*. Для лодки двигателем является гребец, а движителем — весла. У парохода движитель — гребной винт, у самолета —

воздушный винт. Спортсмен, прыгающий вверх, отталкивается от Земли при помощи ног, которые также допустимо рассматривать как своеобразный движитель.

Для реактивного принципа характерно отсутствие движителя, и возникающая реакция поэтому называется реакцией *прямого действия*. Так обстоит дело хотя бы с обыкновенной пороховой ракетой. Здесь двигателем является полузамкнутая камера, в которой при горении пороха образуются горячие газы. Реакция создается непосредственно струей истекающих газов. Между двигателем и отбрасываемой массой промежуточные механизмы отсутствуют.

Понятно, что для реактивного движения, как и для всякого другого, необходим источник энергии. Но это еще не все. Для реактивного движения необходимо *рабочее тело*, т. е. вещество, масса которого отбрасывается в обратном направлении.

Масса воды, которая отбрасывается гребным винтом парохода, несомненно несет в себе функции рабочего тела. Но называть ее так не принято. Это — пассивная масса окружающей среды, и к транспортному средству — пароходу — она не относится. Другое дело — масса воздуха, попадающая через заборник в камеру воздушно-реактивного двигателя. Кислород воздуха используется для сжигания горючего, а продукты сгорания и не участвующий в реакции горения азот с повышенной скоростью истекают через сопло, и создается реактивная сила. Здесь всю отбрасываемую массу уместно назвать рабочим телом, поскольку ее состояние в результате предварительного сжатия и последующего нагрева изменилось. Это — не пассивная внешняя масса, а органически участвующая в рабочем процессе двигателя.

Работа воздушно-реактивного двигателя связана с наличием окружающей атмосферы. Без кислорода нельзя обеспечить горения и выделить энергию, а без массы воздуха не было бы рабочего тела. Но существуют реактивные двигатели, для которых и энергия и рабочее тело черпаются только из запасов, находящихся на борту летательного аппарата. Такие двигатели называются *ракетными*, а летательные аппараты — ракетными летательными аппаратами или, попросту говоря, — *ракетами*. Таким образом, понятие «ракетный» включается в более общее — «реактивный».

Реактивный принцип движения наиболее выгоден при больших скоростях, завоевание которых авиацией и вообще современной техникой шло постепенно, малыми шагами, подчиняясь определенной инженерной логике.

При большой скорости полета сильно возрастает сопротивление среды. Поэтому для поддержания большой скорости необходима и бóльшая мощность двигателя. Увеличение мощности

обычного авиационного поршневого двигателя связано с заметным усложнением его конструкции, а главное — с примерно пропорциональным увеличением веса. Вместе с тем увеличение веса двигателя, а значит и веса летательного аппарата, требует для поддержания той же скорости большей тяги и соответственно — большей мощности двигателя. Таким образом, без снижения удельного веса двигательной установки, т. е. веса двигателя на единицу мощности, высокой скорости достичь не удается; поршневой двигатель уже не дает необходимого эффекта, и надо переходить к какому-то новому принципу. На первом этапе оказалось целесообразным использовать двигатель, в котором воздушный винт приводится в движение от газовой турбины, а часть энергии горячих газов идет на создание реактивной силы, правда, заметно меньшей, чем тяга винта. Такой двигатель, называемый турбовинтовым, позволяет получить примерно двукратное снижение удельного веса по сравнению с поршневым.

На пути к дальнейшему увеличению скорости полета, кроме возрастающего сопротивления, которое преодолевается, естественно, увеличением мощности двигателя и соответствующим подбором аэродинамических форм самолета, возникает еще одно препятствие — низкий коэффициент полезного действия винта. При больших скоростях полета самый совершенный винт не в состоянии создать необходимую тягу. Поэтому следующим шагом в развитии авиации явился переход к реакции прямого действия, иначе говоря — к воздушно-реактивным двигателям.

Пассажир, пользующийся услугами Аэрофлота, может заметить отсутствие винтов на воздушных лайнерах, используемых на дальних трассах. Соответственно нетрудно заметить, что и их скорость выше, чем у самолетов, снабженных винтами; они и рассчитаны на разные скорости. Рейсы на этих самолетах проходят также и на разных высотах. Для каждого двигателя и, конечно, самолета существует своя оптимальная высота полета, на которой уже заметно снижается сопротивление воздуха, но еще не слишком потеряна мощность двигателя из-за недостатка кислорода. И еще одно пассажирское наблюдение. На местных линиях малой протяженности — до 100—150 *км*, где нет острой необходимости в высоких скоростях, используются в настоящее время исключительно винтовые самолеты. Это показательно. В области малых скоростей отказ от движителя не оправдан. Здесь все движители рациональной конструкции достаточно эффективны. Поэтому вряд ли можно ожидать, что реактивный принцип найдет применение, например, в автомобильном и вообще наземном транспорте. Его место именно в высокоскоростных транспортных средствах.

Достижение скоростей порядка космических связано, естественно, с выходом за пределы атмосферы, где на воздушно-реактивный двигатель уже рассчитывать не приходится. Единственно пригодным средством для такого полета пока остается ракета, несущая на борту и запас энергии, и запас рабочего тела. Конечно, первые ракеты, созданные человеком, не могли сразу выйти за пределы атмосферы. Но по крайней мере уже в начале прошлого века было доподлинно известно, что ракета в принципе на это способна.

Существует много различных типов ракет, и все они, как правило, имеют военное назначение. Есть ракеты зенитные. Они предназначены для поражения воздушных целей с земли. Есть ракеты авиационные. Они пускаются с самолета по наземным и воздушным целям. Существуют и подводные ракеты. Но мы обратимся сейчас к баллистическим ракетам дальнего действия.

Слово «баллистическая» происходит от греческого βαλλώ — бросаю. От этого же слова произошло и название баллистики — науки о полете артиллерийских снарядов и ракет. Баллистическую ракету действительно бросают, но с помощью ракетного двигателя. Она стартует вертикально, затем разворачивается в сторону цели, расположенной в нескольких сотнях или тысячах километров. В течение нескольких минут ракета набирает необходимую скорость, и после того, как будет выключен двигатель, летит как свободно брошенное тело. Современные баллистические ракеты как боевое средство представляют собой страшное и смертоносное оружие. Они снаряжаются, как правило, ядерным зарядом и предназначены для поражения крупных наземных промышленных объектов. Для баллистических ракет уже давно не существует понятия «далеко». Баллистическая ракета дальнего действия теперь способна поразить любую цель, в какой бы точке земной поверхности она ни была расположена.

Баллистическая ракета стала первым летательным аппаратом, вырвавшимся за пределы земной атмосферы. Но на начальном этапе создания этого нового вида оружия до полета в космос было еще далеко. Степень технического совершенства первых баллистических ракет не отвечала решению этой задачи. Недоставало скорости, мощности, весовые показатели первых ракет были еще невысокими, а промышленность и методы технологии не были подготовлены к этому качественно новому шагу.

С годами баллистические ракеты быстро совершенствовались. За десять послевоенных лет дальность баллистических ракет перешагнула тысячекилометровый рубеж, и на очередь стал вопрос о создании межконтинентальной баллистической ракеты. Такая двухступенчатая ракета была создана у нас в Советском

Союзе под руководством С. П. Королева. После успешных летных испытаний этой ракеты, проведенных в августе 1957 г., началась непосредственная подготовка к запуску искусственного спутника Земли. Стала реальной давняя мечта заменить тяжелую боевую головную часть ракеты относительно легким космическим аппаратом и сообщить второй ступени первую космическую скорость.

Космическая эра человечества была открыта 4 октября 1957 г. Простейший искусственный спутник массой 84 *кг* был выведен на орбиту. Установка на ракете третьей дополнительной ступени позволила осуществить в 1961 г. полет первого в мире космонавта. Им стал гражданин СССР Юрий Гагарин.

Ракета, способная выводить на околоземную орбиту космические объекты, стала называться ракетой-носителем. Оставаясь баллистической по существу, ракета-носитель, освобожденная от грозных боевых функций, превратилась в символ технического прогресса нашего века.

Требования к ракете-носителю существенно отличаются от тех, которые предъявляет военная стратегия и тактика к боевым баллистическим ракетам. На базе носителей стали создаваться многоступенчатые ракетные системы. Изменились требования к двигателям и автоматике, наземному комплексу и методам подготовки к пуску. Дальнейшее развитие ракет-носителей пошло своими собственными путями и дало начало новой современной технике космического полета.

Имя С. П. Королева, как создателя первых в мире космических ракетных систем, навсегда вписано в историю развития ракетной техники и стало ее знаменем. Но за последние два десятилетия у нас в Союзе выросли и развились и новые самостоятельные научно-технические школы, решающие вопросы ракетной техники на более высокой ступени технического развития. Одним из больших достижений последних десятилетий явилось создание ракеты-носителя «Протон», в несколько раз более мощной, чем ракета, с помощью которой был осуществлен запуск первого спутника. Начиная с 1965 г. с помощью этого носителя было обеспечено выведение на орбиту серии спутников и орбитальных станций массой до 20 *т*. При помощи этого носителя на траектории с облётом Луны был выведен ряд аппаратов серии «Зонд», автоматы, доставившие на Землю лунный грунт и обеспечившие исследование Луны при помощи атомата-лунохода. Наконец, носитель «Протон» в сочетании с новыми дополнительными ракетными блоками, стартующими с низкой орбиты, позволил вывести к Марсу и Венере автоматические станции, совершившие посадку на поверхность этих планет, обеспечил выведение спутников достаточно большого веса на стационарные земные орбиты.

Запуск первого искусственного спутника Земли стимулировал резкую интенсификацию работ по исследованию космоса и в других промышленно развитых странах и, в первую очередь, в США. Мощная экономика и высокоразвитая технология США обеспечили решение сложнейших задач по созданию носителя, способного вывести на околоземную орбиту полезный груз массой около 130 *т*. Эти работы в 1969 году увенчались выходом на поверхность Луны первых астронавтов и успешным завершением последующих лунных экспедиций.

Таким образом, современная техника решила первые задачи космических полетов, заплатив за это и человеческими жизнями и высоким напряжением экономики. Достаточно сказать, что исследование Луны — программа «Аполлон» — обошлась Соединенным Штатам примерно в 27 миллиардов долларов. Космическая ракетная система и связанный с ней наземный комплекс исключительно дороги. В них сосредоточены не только результаты труда разработчиков, технологов, производственников и испытателей; выполнение задач пуска требует широко разветвленной системы контроля и специального обслуживания. Назначение же ракеты-носителя — одноразовое. После пуска ракета полностью погибает; на Землю возвращается только экипаж, находящийся в так называемом спускаемом аппарате. Не случайно поэтому в тех немногих странах, которые смогли принять на себя бремя разработки новых ракет-носителей, выполнение многих, казалось бы, реальных проектов разумно откладывается до лучших времен. Необходимо, с одной стороны, существенное снижение стоимости и более высокое состояние службы надежности и безопасности. С другой стороны, нужна самая детальная и многосторонняя проработка уникального научного оборудования, чтобы каждый пуск давал максимум ценной информации. Одним из главных путей для достижения этих целей является объединение усилий специалистов разных стран, чему положено начало, в частности, работами специалистов социалистических стран в рамках программы «Интеркосмос», а также совместным полетом советского и американского кораблей «Союз» и «Аполлон».

Глава I

ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ТЕОРИИ РАКЕТНОГО ДВИЖЕНИЯ

Среди многих чувств, которыми природа наделила человека, есть одно, о существовании которого мы склонны забывать и на которое часто не обращаем внимания. Это — способность мускульного восприятия силы.

С первых дней жизни ощущение силы входит в наше сознание столь же естественно и непроизвольно, как восприятие пространства и времени. С самого раннего возраста мы усваиваем, что передвинуть предмет можно, только приложив к нему надлежащую силу, и учимся соразмерять ее со своими возможностями. С годами же свойственная разумным существам склонность к широким обобщениям с очевидной неопровержимостью толкает нас к выводу, что сила и есть первопричина всякого механического движения.

Когда человек овладел простейшими операциями над числами, научился измерять расстояние и время, а затем нашел меру и для силы, возникло естественное стремление познать законы движения и дать им количественную оценку, связав путь, скорость и ускорение с действующими силами. С этого и начала развиваться та наука, которую мы сейчас обобщенно называем механикой.

В механике под силой понимается мера механического взаимодействия тел. Ничего более конкретного о силе мы сказать не можем. Тем не менее мы воспринимаем ее непосредственно своими органами чувств, и это делает ее понятной каждому, независимо от образовательного ценза и научной квалификации. Также и любая форма механического движения воспринимается нами как понятная, если только вскрыты и определены силы взаимодействия, присущие этому движению. Пока Ньютон не сформулировал закон всемирного тяготения, движение небесных тел оставалось необъяснимым феноменом. Но лишь только была указана сила тяготения, все стало на свои места в той мере, в какой это удовлетворяет нас — механиков, хотя, заметим, физическая природа самой гравитации до сих пор так и остается одной из проблем современной физики.

Наглядность и простота восприятия силы делают удобным сводить решение многих задач механики к определению действующих сил. Движение ракеты не представляет в этом смысле исключения. Поэтому, рассматривая полет ракеты, удобно прежде всего обратиться к движущей силе — тяге, создаваемой ракетным двигателем.

1. ТЯГА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Движение точки переменной массы

Роль ракетной техники на современном этапе цивилизации и развития механики оказалась настолько заметной, что теория движения тел с переменной массой в последние десятилетия фактически стала синонимом прикладных задач, связанных с полетом ракеты. В действительности задач о движении тела с переменной массой можно предложить очень много. Это, например,

движение клети в шахте при увеличении или уменьшении длины и соответственно массы удерживающего троса; это — качение снежного кома по склону горы; это — движение падающей в воздухе дождевой капли, на поверхности которой конденсируется атмосферная влага; это — движение кометы, теряющей вблизи Солнца часть испаряющегося вещества, и многие другие задачи. Все они и им подобные уже решались в начале прошлого века, а несколько позже некоторые из них, в частности простейшие задачи о полете ракеты, вошли в учебную литературу по механике *).

При решении задач о поступательном движении тела мы пользуемся обычно уравнением, которое пишем в форме закона Ньютона:

$$M\dot{v} = \sum P_i, \tag{1.1}$$

где M — масса тела, $\dot{v}$ — ускорение, а в правую часть вынесена сумма проекций внешних сил. В такой же форме принято писать и уравнение для движения ракеты. Но только в число действующих сил включается сила, создаваемая двигателем,— тяга двигателя.

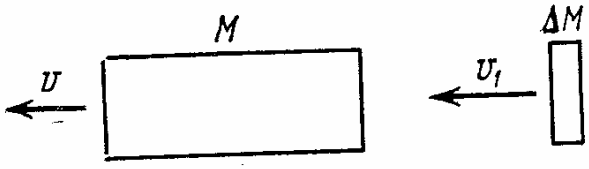


Рис. 1.1. К выводу уравнения движения тела переменной массы.

Пока, однако, забудем о ракете вовсе и подойдем к уравнению (1.1) с общих позиций. Посмотрим, что в нем изменится, если масса тела в процессе движения не остается постоянной.

Положим, масса непрерывно увеличивается. Пусть за время Δt к массе M присоединяется масса ΔM, имеющая абсолютную скорость v_1 (рис. 1.1). Далее воспользуемся теоремой об изменении количества движения.

До соединения масс количество движения

$$Mv + \Delta M v_1,$$

а после того как массы объединились —

$$(M + \Delta M)(v + \Delta v).$$

Изменение количества движения приравняем импульсу действующих на тело сил:

$$(M + \Delta M)(v + \Delta v) - Mv - \Delta M v_1 = \Delta t \sum P_i.$$

---

*) См., например, учебник Tait P. G., Steele W. J. A treatise on the dynamics of a particle (первое изд. — Кембридж, 1856 г., VI изд. — Лондон, 1889 г.).

Раскрывая скобки и разделив обе части равенства на Δt, а затем переходя к пределу, получим уравнение движения для точки переменной массы:

$$M\dot{v} = \dot{M}(v_1 - v) + \sum P_i. \tag{1.2}$$

Характерной особенностью этого уравнения является то, что в него вошло слагаемое, содержащее производную от массы по времени. Значение этого слагаемого, имеющего размерность силы, зависит от относительной скорости присоединения частиц $v_1 - v$ и может быть как положительным, так и отрицательным, смотря по тому, какой знак имеет относительная скорость и производная массы по времени.

Выведенное уравнение обладает достаточной общностью. Его можно трактовать и как векторное, и оно может быть положено в основу решения многих задач. Например, с его помощью можно подсчитать тормозящую силу, которую испытывает автомашина от действия капель при движении в потоке дождя. Для этого достаточно принять горизонтальную составляющую скорости капель v_1 равной нулю, за величину v принять скорость машины, а производную от массы по времени рассматривать как суммарную массу капель, захватываемых машиной в единицу времени. С помощью уравнения (1.2) решается, например, классическая задача о сползании со стола цепи (рис. 1.2). Уравнение движения для цепи, полученное из уравнения (1.2), оказывается нелинейным, но его можно решить. При нулевой начальной скорости путь, проходимый цепью за время t, оказывается ровно в три раза меньшим, чем для свободно падающего тела *).

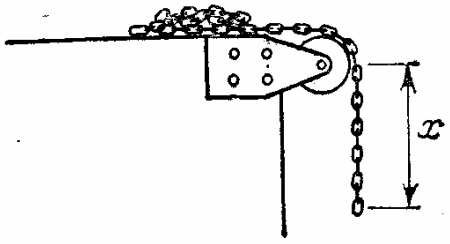


Рис. 1.2. Пример движения тела переменной массы.

С помощью уравнения (1.2) описывается, естественно, и движение ракеты.

Масса ракеты во времени уменьшается, и производная $\dot{M}$ меньше нуля. Это — секундный расход массы. Его будем обозначать через m:

$$m = -\dot{M} = -\frac{dM}{dt}. \tag{1.3}$$

---

*) Уравнение движения имеет вид

$$\ddot{x}x = -\dot{x}^2 + g_0 x,$$

а его частное решение

$$x = \frac{1}{6} g_0 t^2.$$

Часто вместо массового рассматривается секундный весовой расход рабочего тела

$$G_{\text{сек}} = -g_0\dot{M},$$

где g_0 — ускорение свободно падающего тела у поверхности Земли.

Разность $v_1 - v$ представляет собой относительную скорость присоединяемых частиц. Обратную ей по знаку скорость истечения обозначим буквой w:

$$w = v - v_1.$$

Теперь с учетом принятых обозначений уравнение движения для ракеты можно написать в виде

$$M\dot{v} = mw + \sum P_i \tag{1.4}$$

или же

$$M\dot{v} = \frac{G_{\text{сек}}}{g_0} w + \sum P_i.$$

Первое слагаемое в правой части написанного выражения представляет собой реактивную силу, возникающую в результате изменения массы ракеты. Это слагаемое может рассматриваться как основная движущая сила, но это — еще не тяга двигателя.

Тяга двигателя

В ракетном двигателе струя истекающих газов формируется в сопловой, сначала сужающейся, а затем расширяющейся части камеры. Скорость текущих вдоль сопла газов постепенно нарастает, а давление соответственно падает. Возникает вопрос, где следует провести границу между отбрасываемыми газами и тем предметом, который мы будем называть ракетой.

Такое разделение можно произвести различными способами, но предпочтительным будет тот, который даст наибольшие удобства для определения действующих сил.

Самое простое и очевидное — это отделить струю истекающих газов по крайнему срезу сопла, а все то, что находится в пределах внешней поверхности корпуса и плоскости среза, и считать ракетой (рис. 1.3).

Но отделяя мысленно часть механической системы, мы в соответствии с правилами механики обязаны действие отброшенной части на оставшуюся заменить силами взаимодействия. Поскольку окружающая среда нами пока не рассматривается, мы заменяем ее действие на ракету невозмущенным атмосферным давлением p, распределенным по внешней поверхности. Отбрасывая струю газов, мы также должны заменить ее действие на оставшуюся по другую сторону сечения массу давлением, ко-

торое возникает в струе на срезе сопла. Это давление принято обозначать через p_a (рис. 1.3). Оно не обязательно равно атмосферному и может быть как больше, так и меньше его.

Теперь остается условиться о том, что же следует понимать под тягой двигателя. Для ракеты это та движущая сила, первопричину возникновения которой мы усматриваем в работе

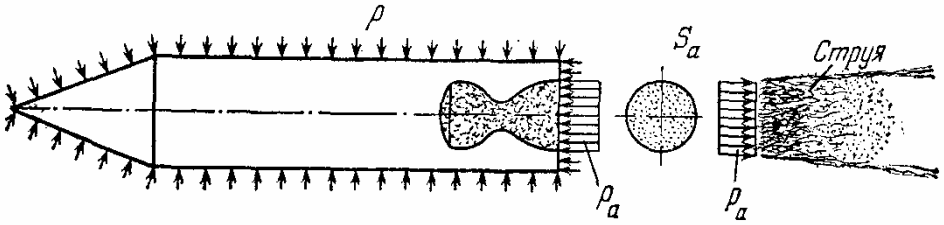


Рис. 1.3. К выводу формулы тяги.

двигателя. Она обладает тем удобным свойством, что может быть непосредственно замерена на стенде (рис. 1.4). Для закрепленной ракеты сила тяги уравновешивается реакцией связи R, равной тяге P. Поэтому ускорение $\dot{v}$ равно нулю, и уравнение движения для точки переменной массы (1.4) примет вид

$$0 = mw_a - R + p_a S_a - pS_a,$$

где S_a — площадь выходного сечения сопла, а w_a — скорость потока в этом сечении. Она называется скоростью истечения.

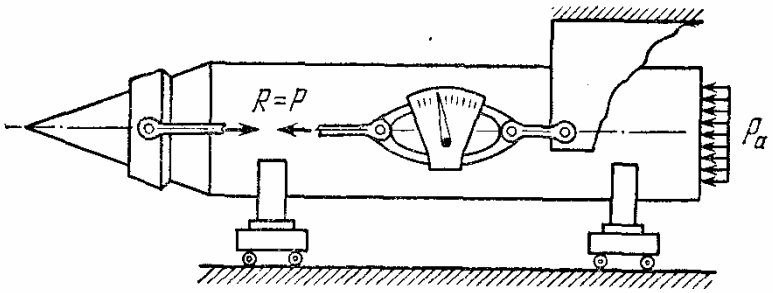


Рис. 1.4. Силы, действующие на закрепленную ракету.

Так как $R = P$, то тяга

$$P = mw_a + S_a(p_a - p).$$

Следует особо подчеркнуть, что под давлением p понимается исключительно барометрическое давление окружающей среды, но не истинное давление на поверхности ракеты, значение и закон распределения которого зависят от условий обтекания. Все добавочные силы, связанные со скоростью полета в атмосфере, относятся к категории аэродинамических и в выражение тяги не включаются.

Поскольку барометрическое давление p окружающей среды зависит от высоты h, то его лучше обозначить через p_h; тогда

выражение для тяги на высоте h получим в следующем окончательном виде:

$$P = mw_a + S_a(p_a - p_h) \tag{1.5}$$

или

$$P = \frac{G_{\text{сек}}}{g_0} w_a + S_a(p_a - p_h).$$

Из последних выражений вытекает, между прочим, несостоятельность довольно распространенного представления, что наличие окружающей атмосферы способствует увеличению тяги. Выражение (1.5) показывает, что, напротив, вследствие внешнего атмосферного давления тяга уменьшается. Следовательно, для стартующей с поверхности Земли ракеты тяга непрерывно возрастает от своего начального значения

$$P_0 = mw_a + S_a(p_a - p_0)$$

(где p_0 — давление у поверхности Земли) до наибольшего значения, называемого *пустотной тягой* —

$$P_{\text{п}} = mw_a + S_a p_a. \tag{1.6}$$

Отличие стартовой тяги от пустотной определяется площадью выходного сечения сопла и для реальных двигателей лежит в пределах 10—15%.

После того как введено понятие тяги, мы получаем возможность написать уравнение для поступательного движения ракеты в обычной форме закона Ньютона (1.1):

$$M\dot{v} = P + \sum P_i.$$

Здесь M — текущее значение массы ракеты, а под знак суммы вынесены составляющие не рассмотренных нами пока сил, таких как аэродинамическое сопротивление и вес ракеты.

Итак, истекающую струю газов мы отделили от ракеты плоскостью, проходящей через выходное сечение сопла. Но как было сказано ранее, это не единственное решение. В частности, разделение можно произвести по внутренней поверхности камеры, заменив действие отброшенных газов на стенки камеры некоторым изменяющимся вдоль оси давлением $p_{\text{г}}$, приводящим к возникновению результирующей силы $P_{\text{г}}$ (рис. 1.5). Нетрудно догадаться, что результирующая $P_{\text{г}}$ как раз и представляет собой пустотную тягу $P_{\text{п}}$, из которой для определения тяги на высоте h следует вычесть произведение $S_a p_h$, т. е.

$$P = P_{\text{п}} - S_a p_h. \tag{1.7}$$

Таким образом, пустотная тяга представляет собой результирующую сил давления, распределенных по внутренней поверхности камеры. В дальнейшем мы увидим, что это давление не

зависит ни от скорости полета, ни от условий окружающей среды, и поэтому пустотная тяга представляет собой одну из основных характеристик собственно самого двигателя, а не условий полета.

Часто выражение тяги в пустоте записывают в форме реактивной силы

$$P_{\text{п}} = m w_e, \tag{1.8}$$

где w_e — так называемая эффективная скорость истечения.

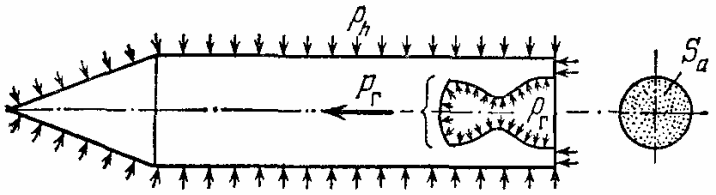


Рис. 1.5. Распределение сил давления по поверхности ракеты и по внутренней поверхности камеры.

Из сопоставления выражений (1.6) и (1.8) следует, что эффективная скорость истечения

$$w_e = w_a + \frac{p_a S_a}{m}. \tag{1.9}$$

Основной особенностью эффективной скорости истечения является то, что она не зависит от секундного расхода m, поскольку, как это будет показано позже, давление p_a на выходе из сопла пропорционально m, а сама скорость истечения w_a также от расхода не зависит (правда, в некоторых определенных пределах). В реально существующих двигателях эффективная скорость истечения превышает действительную примерно на 10—15%.

В заключение можно отметить, что при выводе выражения тяги нами были сделаны некоторые замаскированные упрощения. Ускорение $\dot{v}$ закрепленной на стенде ракеты мы приняли равным нулю. Между тем центр масс ракеты вследствие сгорания топлива смещается. Поэтому уравнение равновесия следовало бы, строго говоря, заменить уравнением движения, введя производные от координаты центра масс по времени. Рассматривая пустотную тягу как равнодействующую сил внутрикамерного давления $p_г$, мы пренебрегли тягой, создаваемой жидким топливом при впрыске в камеру. Наконец, масса находящихся в камере газов должна либо включаться, либо не включаться в общую массу ракеты M, смотря по тому, где проводится поверхность, отделяющая ракету от отбрасываемого рабочего тела. Учет перечисленных особенностей, однако, приводит к совершенно ничтожным числовым поправкам, и ими с полным основанием пренебрегают.

Удельная тяга, или удельный импульс

Одним из основных показателей эффективности ракетного двигателя является *удельная тяга*, или *удельный импульс*. Под этими терминами-синонимами понимается одно и то же, но в различной формулировке.

Удельная тяга — это тяга двигателя, отнесенная к секундному весовому расходу рабочего тела

$$P_{\text{у}} = \frac{P}{G_{\text{сек}}} = \frac{P}{mg_0}, \tag{1.10}$$

где секундный расход $G_{\text{сек}}$ берется, естественно, в условиях, приведенных к поверхности Земли.

Под удельным понимается импульс, который создает двигатель на один килограмм веса отброшенного рабочего тела. Различие между удельной тягой и удельным импульсом заключается лишь в том, что первая измеряется в $\frac{кгс}{кгс/сек}$, а второй — в $\frac{кгс \cdot сек}{кгс}$. Как в величине, так и в размерности, ничего не меняется. Удельная тяга и удельный импульс измеряются в секундах, а терминологическая приверженность определяется лишь сложившимися традициями. В одних коллективах в силу привычки пользуются одним термином, в других — другим. В разговорном общении размерность «секунда» обычно игнорируется и заменяется словом «единица». Например, можно услышать: «Двигатель дает 315 единиц удельной тяги...» или — «Это позволяет повысить удельный импульс на три единицы...».

Согласно выражению (1.5)

$$P_{\text{у}} = \frac{w_a}{g_0} + \frac{S_a}{mg_0}(p_a - p_h). \tag{1.11}$$

Удельная тяга, как видим, определяется в первую очередь скоростью истечения w_a, которая зависит не только от свойств топлива, но и от конструктивных особенностей двигателя. В зависимости от конструкции двигателя меняются условия сгорания топлива и истечения продуктов сгорания. Во всех типах ракетных двигателей имеется расход масс на внутренние нужды двигателя, как говорят, — на служебные цели. Например, — расход продуктов разложения перекиси водорода на работу турбины и расход сжатого газа при стравливании из емкостей. Естественно, при подсчете удельной тяги этот необходимый, но непроизводительный расход массы должен суммироваться с основным, что несколько снижает значение удельной тяги.

Чем выше удельная тяга, тем более совершенным является двигатель, а каждая дополнительная единица удельной тяги це-

нится очень высоко, особенно для основных силовых установок космических ракет.

Удельная тяга зависит от высоты полета, и было бы неудобно, называя этот основной параметр двигателя, указывать дополнительно соответствующую высоту полета. Поэтому, когда хотят охарактеризовать эффективность двигателя, то называют обычно его *пустотную* удельную тягу

$$P_{\text{у. п}} = \frac{w_a}{g_0} + \frac{S_a p_a}{m g_0} = \frac{w_e}{g_0},$$

где w_e — эффективная скорость истечения в *м/сек*.

Значение пустотной удельной тяги современных ракетных двигателей для всех существующих видов химических ракетных топлив лежит в пределах от 250 до 460 единиц. Подробнее этот вопрос будет рассмотрен в дальнейшем.

Государственным Стандартом *) для жидкостных двигателей в настоящее время введен еще один параметр, характеризующий эффективность, а именно, *удельный импульс тяги ЖРД* — $J_{\text{у}}$. Он отличается от удельного импульса тем, что тяга относится не к весовому, а к массовому секундному расходу

$$J_{\text{у}} = \frac{P}{m},$$

и измеряется не в *сек*, а в *кгс·сек/кг*, т. е. в *м/сек*. Удельный импульс тяги ЖРД — это уже знакомая нам эффективная скорость истечения, применение которой теперь распространяется и на атмосферный участок полета. Удельный импульс тяги ЖРД связан с удельной тягой очевидным соотношением:

$$J_{\text{у}} = g_0 P_{\text{у}},$$

а в числовом выражении:

$$J_{\text{у}} \approx 10 P_{\text{у}}.$$

Многословие термина провоцирует его сокращение, и удельный импульс тяги ЖРД нередко называют удельным импульсом, что влечет за собой смысловое искажение. Выручает, однако, десятикратное числовое различие. Если в технической документации для двигателя на химическом топливе удельный импульс указан в сотнях единиц, значит, речь действительно идет об удельном импульсе, измеряемом в *сек*; если же — в тысячах, можно не сомневаться, что это — удельный импульс тяги ЖРД, выраженный в *м/сек*.

---

*) ГОСТ 17655—72, Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения.

Во избежание недоразумений, а главное в связи с тем, что впереди у нас речь пойдет не только о жидкостных, но и о твердотопливных двигателях, мы в дальнейшем будем пользоваться термином «удельная тяга».

2. СКОРОСТЬ РАКЕТЫ

Идеальная скорость одноступенчатой ракеты

Определим скорость, которую может получить ракета в идеальном случае, когда ее движение происходит не только за пределами атмосферы, но и вне поля тяготения.

В этом случае из выражений (1.4) и (1.8) получаем:

$$M\frac{dv}{dt} = mw_e.$$

Согласно (1.3)

$$m = -\frac{dM}{dt}$$

и тогда

$$dv = -w_e\frac{dM}{M}.$$

Так как эффективная скорость истечения w_e остается величиной постоянной, после интегрирования получим

$$v = -w_e(\ln M - \ln C),$$

где C — произвольная постоянная.

При $v = 0$ масса ракеты равна начальной массе M_0 (суммарной массе конструкции, полезного груза и топлива). Поэтому

$$v = -w_e \ln\frac{M}{M_0}.$$

Здесь под M понимается текущее значение массы ракеты, а под v — текущая скорость. Отношение M/M_0 обозначается обычно через μ ($\mu \leqslant 1$):

$$\frac{M}{M_0} = \mu.$$

По мере выгорания топлива масса M и соответственно величина μ уменьшаются, а скорость v возрастает. Когда двигатель будет выключен, скорость достигнет своего наибольшего конечного значения

$$v_к = -w_e \ln \mu_к. \qquad (1.12)$$

Здесь под $\mu_к$ понимается отношение $M_к/M_0$, где $M_к$ представляет собой конечную массу, равную стартовой массе ракеты M_0 за вычетом массы выгоревшего топлива $M_т$. Заметим, что в момент выключения двигателя на дне баков и в трубопроводах еще

сохраняются относительно небольшие, меняющиеся от пуска к пуску остатки топлива. Топливо всегда берется с некоторым избытком. Этот номинальный (расчетный) запас топлива называется *гарантийным.*

Выражение для конечной скорости $v_к$ записывается иногда и в виде

$$v_к = w_e \ln \frac{M_к + M_т}{M_к}.$$

Увеличения скорости $v_к$ можно достичь либо повышением эффективной скорости истечения w_e, либо уменьшением относительной конечной массы $\mu_к$. Степень влияния этих параметров на конечную скорость не одинакова. Если продифференцировать выражение (1.12) и заменить дифференциалы конечными приращениями, то получим

$$\frac{\Delta v_к}{v_к} \approx \frac{\Delta w_e}{w_e} + \frac{1}{\ln \mu_к} \frac{\Delta \mu_к}{\mu_к}.$$

Отсюда можно заключить, что сравнительно большее влияние на идеальную скорость $v_к$ оказывает эффективная скорость истечения w_e, если только

$$|\ln \mu_к| > 1,$$

т. е. если

$$\mu_к < \frac{1}{e} \approx 0{,}37.$$

Для всех одноступенчатых баллистических ракет это условие выполняется, и, таким образом, наиболее сильно влияет на идеальную скорость эффективная скорость истечения, а соответственно и удельная тяга двигателя. Но этим, однако, не снижается роль весовой характеристики $\mu_к$. Все равно, чем меньше $\mu_к$, тем бóльшую скорость может получить ракета при той же удельной тяге. А уменьшить $\mu_к$ при заданном полезном грузе можно, только уменьшая вес самой конструкции.

Для оценки весового качества конструкции применяются различные показатели. Одним из весьма распространенных является безразмерный коэффициент весового качества, определяемый отношением

$$\alpha_к = \frac{M_к - M_{п.г}}{M_0 - M_{п.г}} = \frac{\mu_к - \mu_{п.г}}{1 - \mu_{п.г}}, \qquad (1.13)$$

где $\mu_{п.г}$ — относительная масса или относительный вес полезного груза,

$$\mu_{п.г} = \frac{M_{п.г}}{M_0}.$$

Представление о реальных значениях $\alpha_к$ можно получить, если вспомнить, например, что стартовый вес первой немецкой

баллистической ракеты «Фау-2» составлял примерно 13 *тс* при собственном весе конструкции (без боевого заряда), равном 3 *тс*. Боевой заряд имел вес около одной тонны. Таким образом, после элементарных подсчетов получаем для этой ракеты $\mu_к = 0{,}3$ и $\alpha_к = 0{,}25$.

Понятно, что конструкция этой ракеты по нынешним представлениям весьма несовершенна, поэтому полученное значение $\alpha_к$ следует рассматривать сейчас как некоторый нижний, легко достижимый показатель весового качества. Для современных ракет-носителей величина $\alpha_к$ достигает значений 0,06—0,08 в зависимости от плотности применяемого топлива, а величина 0,05 рассматривается в настоящее время как верхний, практически недостижимый предел. Что же касается относительного конечного веса $\mu_к$, то он определяется в первую очередь величиной полезного груза и для существующих одноступенчатых ракет может меняться в диапазоне 0,15—0,35.

Идеальная скорость $v_к$ (1.12) представляет собой верхний предел достижимой скорости в идеальных условиях. В реальных условиях полета неизбежны потери скорости вследствие земного тяготения, аэродинамического сопротивления и некоторых других причин, о которых будет сказано позже. Сумма этих потерь может быть приближенно оценена заранее. Поэтому для каждой технической задачи, решение которой преследуется создаваемой ракетой, можно и заранее с достаточной точностью указать идеальную скорость, которая должна быть обеспечена надлежащим выбором параметров ракеты. Такая скорость называется характеристической и обозначается через $v_х$. Это — идеальная скорость, которой должна обладать ракета, спроектированная для решения конкретной баллистической задачи. Так, например, для пуска ракеты с околоземной орбиты к Луне необходимо располагать характеристической скоростью $v_х = 3200$ *м/сек*. Для выведения спутника с поверхности Земли на низкую орбиту нужна характеристическая скорость около 9400 *м/сек* (фактическая скорость 7800 *м/сек*). Точное же значение $v_х$ становится известным лишь после того, как ракета спроектирована.

Если эффективную скорость истечения w_e довести до 4400 *м/сек*, что приближается к границе энергетических возможностей химических ракетных топлив, и при этом одновременно до реального предела уменьшить $\mu_к$, скажем — до 0,12, то тогда согласно (1.12) получим

$$v_к = -4400 \cdot \ln 0{,}12 \approx 9300 \text{ м/сек},$$

что меньше характеристической скорости, необходимой для выхода на околоземную орбиту. Таким образом, путем элементарных числовых выкладок мы приходим к достаточно общему выводу, что достижение первой космической скорости для создания

искусственного спутника Земли находится на пределе реальных возможностей одноступенчатых ракет с двигателем на химическом топливе. Такие одноступенчатые ракеты-носители пока не созданы, но не исключена возможность их появления в не столь отдаленном будущем.

Итак, скорость в идеальных условиях полета определяется параметрами w_e и $\mu_к$. Посмотрим теперь, от каких параметров зависит путь $s_к$, пройденный ракетой в идеальных условиях за время $t_к$.

Очевидно

$$s_к = -\int_0^{t_к} w_e \ln \mu \, dt.$$

При условии неизменного расхода текущая масса линейно зависит от времени:

$$M = M_0 - mt.$$

Поэтому

$$\mu = 1 - \frac{m}{M_0} t, \quad d\mu = -\frac{m}{M_0} dt, \tag{1.14}$$

и тогда

$$s_к = w_e \frac{M_0}{m} \int_1^{\mu_к} \ln\mu \, d\mu$$

или

$$s_к = w_e \frac{M_0}{m} (1 + \mu_к \ln \mu_к - \mu_к).$$

Так как

$$P_п = m w_e,$$

то

$$\frac{M_0}{m} = \frac{g_0 M_0}{P_п} \cdot \frac{w_e}{g_0}$$

и поэтому

$$s_к = \frac{1}{g_0} w_e^2 \nu_0 [1 - \mu_к (1 - \ln \mu_к)],$$

где под ν_0 понимается отношение стартового веса к стартовой тяге. Эту величину называют *стартовой нагрузкой на тягу*

$$\nu_0 = \frac{M_0 g_0}{P_0} = \frac{G_0}{P_0}, \tag{1.15}$$

где P_0 — тяга, равная в идеальных условиях пустотной, а G_0 — стартовый вес ракеты, соответствующий земным условиям.

Величину, обратную стартовой нагрузке на тягу

$$n_0 = \frac{P_0}{G_0},$$

иногда называют *тяговооруженностью* — термин, перекочевавший в свое время в ракетную технику из военного лексикона.

Независимо от того, пользуемся ли мы параметром v_0 или n_0, необходимо подчеркнуть главное. Если скорость ракеты в условиях идеального движения определяется двумя параметрами, то путь определяется тремя и зависит не только от w_e и $\mu_к$, но и от тяговооруженности или, иначе говоря,— от стартового ускорения.

Идеальная скорость многоступенчатой ракеты

Основная задача ракеты заключается в том, чтобы заданному грузу (космическому аппарату или боевому заряду) сообщить определенную скорость. В зависимости от полезного груза и необходимой скорости назначается и запас топлива. Чем больше груз и скорость, тем больший запас топлива должен находиться на борту, а следовательно, тем бóльшим оказывается стартовый вес ракеты, тем бóльшая тяга требуется от двигателя.

Вместе с увеличением запаса топлива растет объем и вес баков, с увеличением необходимой тяги увеличивается вес двигателя; возрастает общий вес конструкции.

Основной недостаток одноступенчатой ракеты заключается в том, что заданная скорость сообщается не только полезному грузу, но по необходимости и всей конструкции в целом. При увеличении веса конструкции это ложится дополнительным бременем на энергетику одноступенчатой ракеты, что и накладывает очевидные ограничения на величину достижимой скорости. Частично эти трудности преодолеваются при переходе к многоступенчатой схеме.

Под многоступенчатой понимается, вообще говоря, такая ракета, у которой в полете производится частичный отброс уже выполнивших свои функции двигательных установок или топливных баков *), а дополнительная скорость в дальнейшем сообщается только оставшейся массе конструкции и полезному грузу. Простейшая схема составной ракеты показана на рис. 1.6.

Вначале, на старте, работает наиболее мощный двигатель — двигатель первой ступени, способный поднять ракету со стартового устройства и сообщить ей определенную скорость. После того как будет израсходовано топливо, содержащееся в баках первой ступени, блоки этой ступени отбрасываются, а дальнейшее увеличение скорости достигается за счет работы двигателей следующей ступени. После того как выгорит топливо второй ступени, включается двигатель третьей ступени, а ставшие ненуж-

*) Сбрасывание головного обтекателя или практикуемый в некоторых конструкциях зенитных ракет отброс газоструйных рулей не является признаком составной многоступенчатой ракеты.

ными элементы конструкции предыдущей ступени должны быть отброшены. Теоретически описанный процесс деления может быть продолжен и далее. Однако на практике выбор числа ступеней следует рассматривать как предмет поиска оптимального конструктивного варианта. Увеличение числа ступеней при заданном полезном грузе ведет к уменьшению стартового веса ракеты, но при переходе от n ступеней к $n+1$-й выигрыш с числом n уменьшается, ухудшаются весовые характеристики отдельных блоков, возрастают экономические затраты и, совершенно очевидно, снижается надежность.

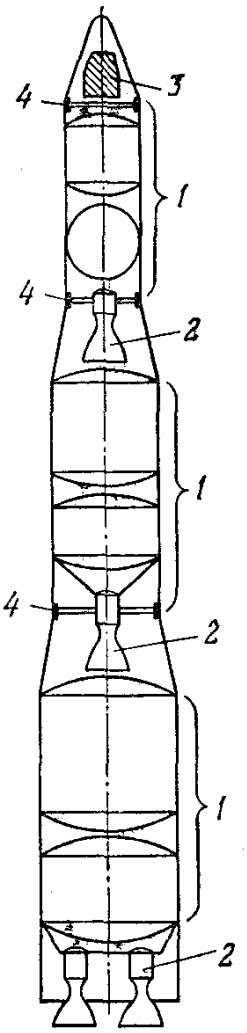


Рис. 1.6. Принципиальная схема составной (трехступенчатой) ракеты: *1* — топливные отсеки, *2* — двигатели, *3* — полезный груз, *4* — узлы стыковки блоков.

В отличие от одноступенчатой, в составной ракете одновременно с полезным грузом заданную конечную скорость приобретает масса конструкции не всей ракеты, а только последней ступени. Массы же блоков предыдущих ступеней получают меньшие скорости, и это приводит к экономии энергетических затрат.

Посмотрим, что дает нам составная ракета в идеальных условиях полета — за пределами атмосферы и вне поля тяготения.

Обозначим через $\mu_{к1}$ отношение массы ракеты без топлива первой ступени к стартовой массе всей ракеты, через $\mu_{к2}$ — отношение массы второй ступени без топлива этой ступени к той массе, которую имеет ракета непосредственно после сброса блоков первой ступени. Аналогично для последующих ступеней примем обозначения $\mu_{к3}$, $\mu_{к4}$, ...

После того как выгорит топливо первой ступени, идеальная скорость ракеты будет

$$v_{к1} = -w_{e1} \ln \mu_{к1}.$$

После того как будет использовано топливо второй ступени, к этой скорости добавится следующая:

$$v_{к2} = -w_{e2} \ln \mu_{к2}.$$

Каждая последующая ступень дает увеличение скорости, выражение которой строится по тому же образцу. В итоге получим:

$$v_k = -w_{e1} \ln \mu_{к1} - w_{e2} \ln \mu_{к2} - \ldots - w_{en} \ln \mu_{кn},$$

где w_{e1}, w_{e2}, ... — эффективные скорости истечения.

Таким образом, в рассмотренной схеме последовательного включения двигателей идеальная скорость составной ракеты

определяется простым суммированием скоростей, достигнутых каждой ступенью. Сумма весов заправленных блоков всех последующих ступеней (включая и сам полезный груз) рассматривается при этом как полезный груз для предыдущей ступени. Схема включения двигателей может быть и не только последовательной. В некоторых составных ракетах двигатели различных ступеней могут работать и одновременно. О таких схемах мы поговорим позже.

В отличие от одноступенчатой, составная ракета на химическом топливе в принципе уже решает задачу выведения спутника на околоземную орбиту. Первый искусственный спутник Земли был выведен в 1957 г. именно двухступенчатой ракетой. Двухступенчатая ракета выводит на орбиту все спутники серии «Космос» и «Интеркосмос». Для более тяжелых спутников требуется в ряде случаев трехступенчатая ракета.

Многоступенчатые ракеты открывают возможность и для достижения еще бóльших скоростей, необходимых для полета к Луне и планетам Солнечной системы. Здесь уже трехступенчатыми ракетами не всегда можно обойтись. Потребная характеристическая скорость v_x существенно возрастает, а задача формирования космических орбит приобретает более сложный характер. Скорость вовсе не обязательно увеличивать. При выходе на орбиту спутника Луны или планеты относительную скорость надо уменьшить, а при посадке — погасить полностью. Двигатели включаются многократно с длительными интервалами, в течение которых движение корабля определяется действием гравитационного поля Солнца и ближайших небесных тел. Но сейчас и в дальнейшем мы ограничимся оценкой роли только земного тяготения.

Влияние силы земного тяготения

Рассмотрим простейшую задачу. Определим скорость геофизической ракеты, стартующей с Земли и совершающей полет по вертикали. Аэродинамическое сопротивление пока не будем рассматривать и ограничимся к тому же высотой подъема, в пределах которой ускорение тяготения g_0 можно считать постоянным.

В заданных условиях потеря скорости на земное тяготение очевидна. Она равна скорости, которую приобретает свободно падающее тело за время t, т. е. $g_0 t$. И тогда

$$v = -w_e \ln \mu - g_0 t.$$

В момент выключения двигателя скорость ракеты будет

$$v_к = -w_e \ln \mu_к - g_0 t_к, \qquad (1.16)$$

где $t_к$ — время, прошедшее с момента старта до выключения двигателя.

Рассматривая это выражение, можно сделать простой, но достаточно общий и важный вывод. Если в рассмотренных ранее идеальных условиях полета конечная скорость ракеты не зависит от режима расхода топлива, т. е. от времени работы двигателя, и определяется лишь отношением конечной и начальной масс ракеты, то при движении в поле тяготения скорость ракеты зависит еще и от того, сколь быстро расходуется топливо. Чем быстрее выгорит топливо, тем меньше будет время $t_к$, тем меньшими будут потери скорости на земное тяготение.

Здесь нельзя не заметить сходства с движением лодки против течения. Чтобы выйти из стремнины, надо грести очень энергично. Если не приложить достаточных усилий, то на спокойную воду можно и вовсе не выплыть. Того же можно ожидать и от ракеты. Если расход мал и тяга недостаточна, ракета так и не оторвется от стартового устройства до тех пор, пока ее постепенно уменьшающийся вес не сравняется со стартовой тягой.

Идеальная скорость многоступенчатой ракеты, как мы уже видели, также не зависит от времени расходования топлива; и никакого влияния на идеальную конечную скорость не оказывает также и время, истекшее от момента сброса блоков предыдущей ступени до включения двигателя последующей ступени. Но в условиях действия сил тяготения перерыв между выключением и включением двигателей приводит, очевидно, к дополнительным потерям скорости.

Из всего сказанного можно сделать не вызывающий сомнений вывод. Чтобы уменьшить потери скорости на тяготение, следует сократить время работы двигателя $t_к$, т. е. быстрее сжечь весь запас топлива. Для этого надо увеличить расход. Но тогда возрастет тяга, а ее относительная величина характеризуется уже знакомым нам параметром тяговооруженности или обратной ей величиной стартовой нагрузки на тягу (1.15)

$$\nu_0 = \frac{G_0}{P_0},$$

где G_0 и P_0 — соответственно стартовый вес и стартовая тяга. Значит, параметр ν_0 представляет собой меру длительности работы двигателя и меру потерь на тяготение. С уменьшением ν_0 потери на тяготение снижаются, но, к сожалению, возрастают потери иного рода.

Увеличение расхода и соответственно тяги приводит к увеличению размеров и веса двигательной установки. В результате при неизменном полезном грузе возрастает относительный вес $\mu_к$ и уменьшается идеальная скорость, т. е. первое слагаемое в выражении (1.16). Но это еще не все. При большой тяге возрастает

ускорение и растут инерционные перегрузки. Это вызывает дополнительные заботы о прочности ракеты. Конструкцию надо усиливать, и ее вес опять же увеличивается. Высокая скорость, набранная ракетой сразу же в плотных слоях атмосферы, приведет к увеличению аэродинамического сопротивления. Возрастет аэродинамическая составляющая потерь. И наконец, полет с большой скоростью в плотных слоях атмосферы связан с дополнительным нагревом конструкции. Механические характеристики легких конструкционных материалов при этом снижаются — отсюда новые заботы о прочности и дополнительный вес.

Такого рода наглядные зависимости, когда с изменением параметра одни потери снижаются, а другие возрастают, неизбежно толкают творческую мысль на поиск оптимальных решений, в данном случае — на выбор параметра ν_0. Но с этим-то как раз спешить и не следует. Зависимость между параметрами $\mu_к$ и ν_0 описана нами пока лишь как иллюстрация одной из сторон сложной взаимосвязи многих параметров, характеризующих ракету. Для задач оптимизации должна быть прежде всего сформулирована и обоснована цель; не в одной скорости дело. А кроме того, в дополнение к $\mu_к$ и ν_0 необходимо рассмотреть и другие важные параметры, о чем мы сейчас и поговорим. Что же касается стартовой нагрузки на тягу ν_0, то пока можно сказать, что ее значение для стартующих с Земли ракет-носителей естественно должно быть меньше единицы; реально оно меняется в пределах 0,5—0,75. Для второй и третьей ступеней ракет-носителей ν_0 может оказаться и больше единицы. В этом нет парадокса. В момент разделения ступеней ракета-носитель летит уже далеко не по вертикали, и составляющая веса вдоль вектора скорости остается все равно меньше соответствующей составляющей стартовой тяги ступени, хотя ν_0 и больше единицы.

Потери скорости на тяготение составляют основную часть потерь, отличающих реальные условия выведения ракеты от рассмотренных ранее идеальных условий полета. Однако имеются еще и другие виды потерь.

Влияние аэродинамических сил и барометрического давления

В пределах атмосферного участка полета ракета испытывает действие аэродинамических сил. О них мы будем говорить подробно в гл. VI. Сейчас же можно сказать только, что они сложным образом изменяются в зависимости от скорости полета, а также от формы внешних обводов ракеты. Основное влияние на скорость ракеты оказывает сила, направленная по касательной к траектории. Это — сила лобового сопротивления. Она

пропорциональна плотности воздуха и характерной площади, за которую принимается обычно наибольшая площадь поперечного сечения ракеты. Ее называют площадью *миделева сечения* или просто — *площадью миделя* *).

На стартовом участке полета скорость ракеты возрастает от нуля. Соответственно возникает и увеличивается лобовое сопротивление. Но с высотой уменьшается плотность воздуха. На высотах порядка 8—15 *км* лобовое сопротивление достигает своего максимального значения, а затем быстро падает до пренебрежимо малого значения. С этого момента можно считать, что ракета вышла за пределы атмосферы.

Аэродинамические потери, будучи зависимыми от скорости, зависят от всех факторов, влияющих на скорость, в частности от потерь на земное тяготение. Иначе говоря, за аэродинамическое сопротивление мы платим больше или меньше смотря по тому, сколь много потеряно на земном тяготении.

Несмотря на относительную сложность, задача оценки влияния аэродинамических сил на закон движения решается и точными и приближенными методами. Однако, прежде чем рассказать, как это делается, мы остановимся еще на некоторых обстоятельствах, которые заметно отличают реальные условия полета от рассмотренной идеальной схемы.

Скорость ракеты в идеальных условиях мы определяли через постоянную эффективную скорость истечения w_e (1.9), которая определяет и пустотную удельную тягу. Для рассматриваемого полета за пределами атмосферы это правильно. Но значительная часть траектории располагается в пределах земной атмосферы, где удельная тяга ниже пустотной. Значит, необходимо учесть барометрическое давление p_h. Но сделать это с помощью приведенных ранее элементарных выкладок не удается. Барометрическое давление представляет собой функцию высоты, задаваемую в табличной форме, а чтобы найти высоту, требуется еще раз проинтегрировать скорость.

Итак, мы упомянули три основные причины, по которым условия реального полета, а точнее, скорость полета, отличаются от идеальных. Это — земное тяготение, аэродинамическое сопротивление и снижение удельной тяги из-за барометрического давления окружающей среды. Но этим отличия не исчерпываются. До сих пор мы рассматривали только прямолинейное движение ракеты, а в действительности ракета движется по криволинейной траектории.

---

*) Слово «мидель» вошло в русский язык от английского middle (середина) еще тогда, когда не существовало даже начал такой науки, как аэродинамика. Уже во времена Петра I термином «мидель» пользовались кораблестроители, называющие так наибольшую ширину корабля.

3. ТРАЕКТОРИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ И ПРИНЦИПЫ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ

Характерные особенности траектории

Тяжелые боевые баллистические ракеты и ракеты-носители стартуют вертикально. Такой старт не только обладает несомненными преимуществами перед наклонным; он является единственно возможным. Тонкостенная конструкция ракеты не способна противостоять боковым нагрузкам при движении и сходе с направляющих, а пусковая система при наклонном старте такого типа ракет по своему весу и габаритам могла бы быть сравнимой разве что с египетскими пирамидами.

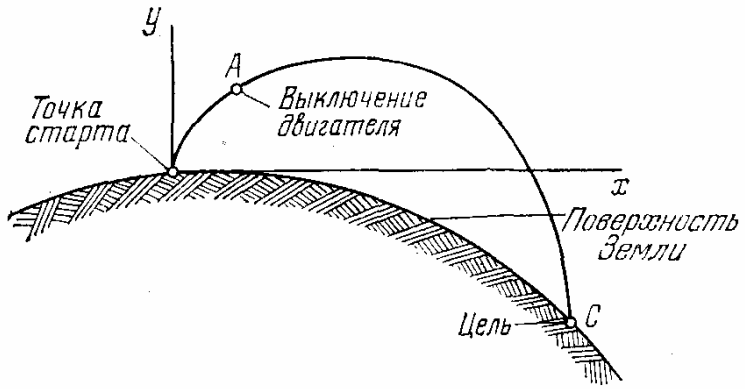


Рис. 1.7. Траектория боевой баллистической ракеты.

При вертикальном старте ракета устанавливается на пусковом устройстве, имеющем в простейших случаях сходство с круглым столом, снабженным сквозным центральным проемом для выхода струи двигателя.

После старта баллистическая ракета продолжает подъем по вертикали примерно в течение 5—15 *сек*, после чего начинается ее разворот в сторону цели.

Траекторию баллистической ракеты (рис. 1.7) можно в первом приближении рассматривать как плоскую кривую. Участок от точки старта до точки A проходится ракетой с работающим двигателем и называется активным участком, или участком выведения. Та часть траектории, где ракета испытывает заметное воздействие аэродинамических сил, называется атмосферным участком полета. Для тяжелых баллистических ракет атмосферный участок всегда короче активного. То же самое можно сказать и о составных ракетах-носителях. Отделение блоков первой ступени производится в условиях, когда аэродинамические силы уже весьма малы.

После выключения двигателя (точка A) ракета летит как свободно брошенное тело, и вид траектории определяется только

притяжением Земли и начальными условиями для этого участка — координатами точки и вектором скорости в момент выключения двигателя. При подходе к цели ракета входит в плотные слои атмосферы, испытывает торможение и значительный нагрев. Этот участок траектории так и называется участком входа в атмосферу.

Траектория выведения ракеты-носителя (рис. 1.8), например двухступенчатой, по своему характеру практически не отличается от траектории дальней баллистической ракеты. В точке A заканчивают работу двигатели первой ступени. Блоки первой ступени отбрасываются и падают на Землю (точка C). Вторая ступень сообщает ракете необходимую скорость, и в конце активного участка, уже на орбите, двигатель выключается (точка B).

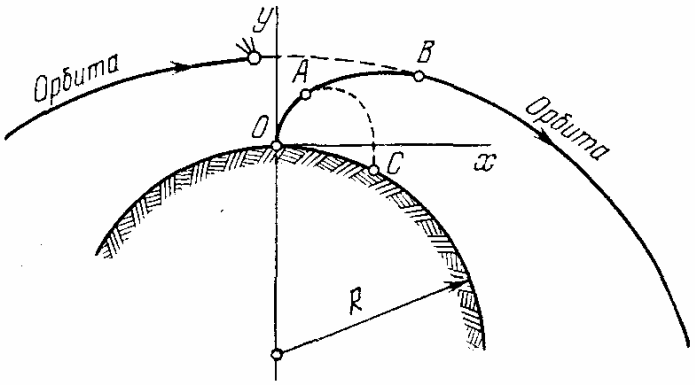


Рис. 1.8. Траектория ракеты-носителя.

Разворот ракеты на участке выведения осуществляется органами управления по заранее выбранной программе. Ответственность за выведение ракеты несет система управления. Принцип ее работы мы рассмотрим в гл. VIII.

Выведение ракеты характеризуется программным углом φ — углом между осью ракеты и стартовым горизонтом (рис. 1.9). Зависимость угла φ от времени называется программой изменения угла тангажа. В простейших случаях для баллистических ракет относительно небольшой дальности график программы угла тангажа имеет вид кривой, показанной на рис. 1.10.

Программный угол φ близок углу наклона траектории θ (рис. 1.9), но не равен ему. Между осью ракеты и касательной к траектории образуется относительно небольшой изменяющийся во времени угол α, называемый углом атаки.

Выбор способа выведения баллистической ракеты относится к классу краевых задач, когда необходимо выбрать начальные параметры программного движения при заданных условиях в конце траектории. Для боевых ракет задаются наземные координаты цели. Для ракет-носителей задается высота и вектор скорости в конце участка выведения. Для космических траекто-

рий в краевые условия входит также астрономическое время, отвечающее моменту выведения объекта.

Траектория баллистической ракеты с необходимой точностью определяется методами численного интегрирования дифференциальных уравнений движения. Но эта операция может быть проведена лишь при условии, когда уже известны основные параметры ракеты — ее весовые и тяговые характеристики, а найти их значения можно, только располагая необходимыми сведениями о траектории. Возникает замкнутый круг неопределенностей, свойственный начальной стадии проектирования вообще любой машины, а не только ракеты-носителя.

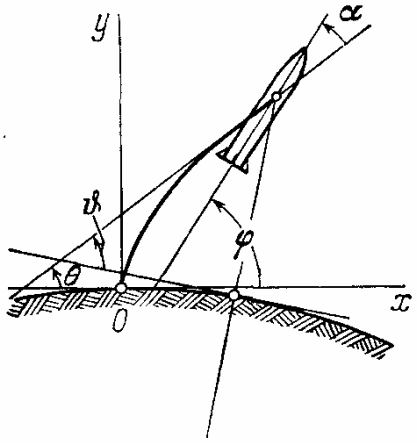


Рис. 1.9. Угол тангажа φ на участке выведения.

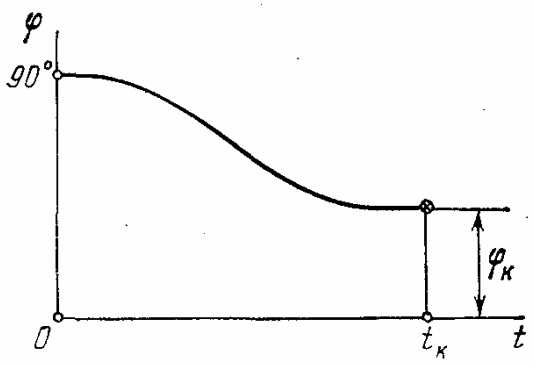


Рис. 1.10. Закон изменения программного угла тангажа по времени.

Проектирование ракеты-носителя — процесс длительный и сложный, и изложение этих вопросов в задачи настоящей книги не входит. Но основные принципы заслуживают упоминания.

Проектно-баллистические параметры

Техническое задание на проектирование баллистической ракеты включает задачи и цели полета. Ракета создается для решения определенного круга задач. Например, заданы полезный груз, дальность и точность или необходимо обеспечить выведение максимально возможного груза на определенного типа околоземную орбиту при заданном стартовом весе системы. На такого рода задание накладываются, естественно, ограничения: эксплуатационные, производственные, транспортировочные или экономические.

Многомерность свойств баллистической ракеты необозрима, и ее проектирование начинается с решения главных, но ограниченных задач, на первое место среди которых по очередности и принципиальной важности можно поставить баллистическую задачу. Ее решение отвечает на вопрос о том, какие имеются воз-

можности для реализации необходимого вектора скорости и координат ракеты в момент выключения двигателя при условии решения заданной краевой задачи.

Траектория выведения характеризуется определенным числом параметров, которые трактуются обычно как параметры баллистического подобия. Они называются *проектно-баллистическими* и образуют совокупность минимально возможного числа параметров для определенного алгоритма проектно-баллистических расчетов. Некоторые из таких параметров нам уже знакомы. Это — эффективная скорость истечения w_e и относительный конечный вес $\mu_к$. Ими определяется скорость в идеальных условиях полета. К числу проектно-баллистических относится и параметр v_0 — стартовая нагрузка на тягу. От него зависит длительность активного участка и, как мы знаем, координаты в конце участка выведения. Характеристическая скорость v_x, в частности, могла бы в некоторой системе параметров рассматриваться также как проектно-баллистический параметр, обладающий к тому же особой наглядностью.

Характеристическая (идеальная) скорость v_x всегда больше фактической, а разность между ними определяется как некая суммарная потеря скорости, обусловленная совокупностью отличий реальных условий полета от идеальных:

$$v_x = v_A + \Delta v_\Sigma, \tag{1.17}$$

где v_A — фактически необходимая конечная скорость, а Δv_Σ — суммарная потеря скорости.

Суммарную потерю скорости приближенно можно оценить с помощью следующих элементарных рассуждений. У нас есть три основные тормозящие силы: сила земного притяжения, которая дает по касательной к траектории составляющую $Mg \sin \vartheta$, сила лобового сопротивления X, зависящая от скорости, и потеря тяги на барометрическое давление, равная $P_п - P$. Под P понимается тяга на высоте h.

Если сумму трех тормозящих сил разделить на мгновенную массу M, а затем проинтегрировать по времени, то получим

$$\Delta v_\Sigma = \int_0^{t_к} \left[g \sin \vartheta + \frac{X}{M} + \frac{P_п - P}{M} \right] dt.$$

Секундный расход считаем постоянным. Поэтому, ограничиваясь одной ступенью полета, мы можем согласно выражениям (1.14) произвести замену переменного t на μ:

$$\Delta v_\Sigma = \frac{M_0}{m} \int_{\mu_к}^{1} g \sin \vartheta \, d\mu + \frac{1}{m} \int_{\mu_к}^{1} X \frac{d\mu}{\mu} + \frac{1}{m} \int_{\mu_к}^{1} (P_п - P) \frac{d\mu}{\mu}. \tag{1.18}$$

Соответственно трем силам мы получили три слагаемых потери скорости. Первое из них может рассматриваться как следствие земного притяжения, второе — аэродинамических сил, а третье — барометрического давления.

Относительный конечный вес $\mu_к$ вошел в эти выражения в виде нижнего предела интегрирования. Если интегрирование вести не от $\mu_к$, а от некоторого текущего значения μ, то написанное выражение даст нам не итоговую, а текущую суммарную потерю скорости.

Произведем теперь необходимые преобразования, оперируя по возможности уже знакомыми баллистическими параметрами, а там, где это необходимо, будем вводить новые.

Коэффициент перед первым интегралом в выражении (1.18) может быть переписан в виде

$$\frac{M_0}{m} = G_0 \frac{P_{y0}}{P_0} = P_{y0}\nu_0,$$

где P_0 и P_{y0} — тяга и удельная тяга двигателя у поверхности Земли. Под ν_0 понимается уже знакомая нам стартовая нагрузка на тягу.

Лобовое сопротивление X разделим на площадь миделя $S_м$. Поскольку сила лобового сопротивления пропорциональна $S_м$, отношение $X/S_м$ не зависит от абсолютных размеров ракеты, если они, конечно, меняются подобным образом. Теперь второе слагаемое выражения (1.18) преобразуется к виду

$$\frac{G_0}{G_0}\frac{g_0 P_{y0}}{P_0} S_м \int_{\mu_к}^{1} \frac{X}{S_м}\frac{d\mu}{\mu} = P_{y0}\frac{g_0\nu_0}{p_м}\int_{\mu_к}^{1}\frac{X}{S_м}\frac{d\mu}{\mu},$$

где под $p_м$ понимается так называемая стартовая нагрузка на мидель, т. е. стартовый вес ракеты, отнесенный к площади миделя:

$$p_м = \frac{G_0}{S_м}.$$

И наконец, третье слагаемое. Воспользовавшись выражением (1.7), мы можем написать

$$P_п - P = S_a p_h.$$

Это — на высоте h, а на уровне Земли

$$P_п - P_0 = S_a p_0,$$

где P_0 и p_0 — тяга и давление у поверхности Земли.

Из последних двух выражений следует, что

$$\frac{P_п - P}{m} = g_0 (P_{у.\,п} - P_{y0})\frac{p_h}{p_0},$$

и тогда третье слагаемое в выражении (1.18) примет вид:

$$g_0 (P_{\text{у. п}} - P_{\text{у0}}) \int_{\mu_к}^{1} \frac{p_h}{p_0} \frac{d\mu}{\mu}.$$

В итоге получаем

$$\Delta v_\Sigma = v_0 P_{\text{у0}} \int_{\mu_к}^{1} g \sin \vartheta \, d\mu + \\ + \frac{g_0}{p_м} v_0 P_{\text{у0}} \int_{\mu_к}^{1} \frac{X}{S_м} \frac{d\mu}{\mu} + g_0 (P_{\text{у. п}} - P_{\text{у0}}) \int_{\mu_к}^{1} \frac{p_h}{p_0} \frac{d\mu}{\mu}, \quad (1.19)$$

или

$$\Delta v_\Sigma = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3,$$

где каждое из слагаемых в последовательном порядке отражает роль тяготения, аэродинамических сил и снижения удельной тяги от барометрического давления.

Нами оставлена без внимания еще одна составляющая потерь. Она связана с искривлением траектории и возникновением угла атаки. Поскольку в действительности ось ракеты, а следовательно, и вектор тяги, не совпадает с касательной к траектории, то возникает разность между тягой и ее составляющей по направлению вектора скорости. Из-за малости углов атаки эта разность невелика, но она есть. В результате образуется еще одна составляющая потерь скорости. Для боевых баллистических ракет и для первых ступеней ракет-носителей она ничтожно мала. Для последующих ступеней носителя, совершающих полет на заатмосферном участке траектории, эта потеря может достигать самое большее 0,4—0,6% (исключение составляет старт с орбиты). При численном интегрировании уравнений движения она учитывается сама собой и не нуждается в обсуждениях, а при приближенных оценках участка выведения ею нет смысла заниматься.

Чтобы была более очевидна сравнительная оценка трех учитываемых потерь Δv_1, Δv_2 и Δv_3, мы рассмотрим их числовые значения, полученные для достаточно устаревшей, но типичной баллистической ракеты, имеющей следующие параметры: $v_0 = 0{,}577$, $P_{\text{у. п}} = 288$ *сек*, $P_{\text{у0}} = 240$ *сек*, $p_м = 10\,000$ *кгс/м²*, $\theta_к = 38° 20'$ *).

*) Пример заимствован из книги: Р. Ф. Аппазов, С. С. Лавров, В. П. Мишин, Баллистика управляемых ракет дальнего действия, М., «Наука», 1966.

На рис. 1.11 показана зависимость идеальной и действительной скоростей ракеты от относительной массы μ. Различие между кривыми определяется суммарной потерей, три слагаемые которой представлены раздельно на рис. 1.12.

Под Δv_1 понимается потеря на земное тяготение. Если подъем ракеты происходит по вертикали, то, как мы уже знаем, эта потеря возрастает пропорционально времени. Здесь эта пропорциональность нарушается, и скорость возрастания Δv_1 со временем уменьшается. Это является очевидным следствием того, что уменьшается $\sin\vartheta$, входящий под знак первого интеграла в выражении (1.19).

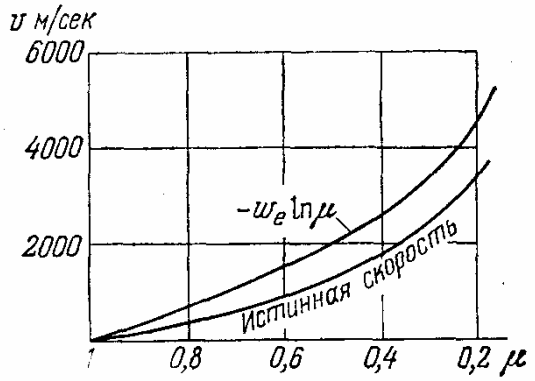


Рис. 1.11. Законы изменения идеальной и фактической скорости баллистической ракеты на участке выведения.

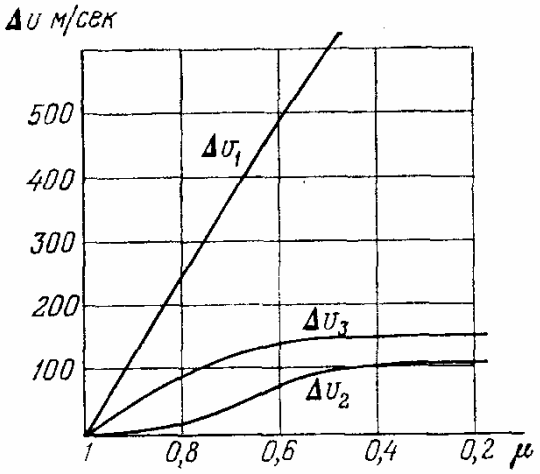


Рис. 1.12. Составляющие потерь скорости: Δv_1 — вследствие тяготения, Δv_2 — аэродинамического сопротивления, Δv_3 — барометрического давления.

Характер изменения потерь на аэродинамическое сопротивление Δv_2 также находит себе простое объяснение. На первом этапе полета скорость ракеты невелика. Поэтому потери на аэродинамическое сопротивление незначительны. После того как ракета выйдет за пределы атмосферы, сила аэродинамического сопротивления также практически неощутима, и дополнительных потерь скорости не возникает. Поэтому в начальной и конечной фазах активного участка потеря нарастает очень медленно. Ее резкое изменение имеет место на высоте 8—15 *км*, когда лобовое сопротивление достигает своего наибольшего значения. Что же касается потери, связанной с барометрическим давлением, то в заключительной фазе активного участка она остается неизменной так же, как и Δv_2, по причине малого давления в верхних слоях атмосферы. На стартовом же участке Δv_3 быстро нарастает.

Но вернемся от конкретных графиков к общим размышлениям и посмотрим, сколько у нас имеется независимых проектно-баллистических параметров. Эффективная скорость истече-

ния w_e и пустотная удельная тяга $P_{у.\,п}$ связаны, как мы знаем, простым соотношением $w_e = g_0 P_{у.\,п}$. Поэтому считаем их за один параметр. Далее идет $\mu_к$, стартовая нагрузка на тягу ν_0, удельная тяга у поверхности Земли $P_{у0}$ и стартовая нагрузка на мидель $p_м$. Всего — пять проектно-баллистических параметров.

Несмотря на то, что их роль была выявлена с помощью анализа только одного уравнения движения, их достаточно, чтобы полностью охарактеризовать траекторию выведения для каждой ступени полета составной ракеты. При одинаковых проектно-баллистических параметрах различные траектории могут быть получены только вследствие изменения программы выведения. Но параметры программы не зависят от проектно-баллистических параметров и поэтому в их число не включаются, хотя выбор программы и входит в общую задачу проектирования.

Применяемые для основных краевых задач программы выведения достаточно однотипны, и при современном состоянии вычислительной техники имеется возможность провести точное интегрирование уравнений движения в пределах практически необходимого диапазона изменения всех пяти проектно-баллистических параметров, а затем составить достаточно удобные номограммы, с помощью которых можно проследить, в какую сторону и насколько меняются одни параметры, если вносятся изменения в другие. В более отдаленные времена, когда техника машинных вычислений еще не была столь развита, как сейчас, определение соотношений между проектно-баллистическими параметрами было основано на оценках потерь скорости $\Delta v_{1,2,3}$, для чего развивалась специальная приближенная методика обработки интегралов, которые входят в выражение (1.19). Все эти вопросы и им родственные в полной мере рассматриваются в курсе проектирования.

Весовой анализ и проектно-конструктивные параметры

Проектирование любой машины, в том числе и ракеты-носителя, есть решение одной задачи со множеством неизвестных. Проектант волен творить и выдумывать, но, точно так же, как художник, накладывая штрихи в присущей ему манере, не должен забывать о законах перспективы, так и проектант ракеты-носителя обязан считаться с условиями баллистики и весового баланса.

Условие баллистики, как мы знаем, определяет те соотношения проектно-баллистических параметров, при которых выполняется заданная краевая задача. Условие весового баланса выражает ту очевидную мысль, что конечная масса или конечный вес ракеты представляет собой сумму масс или весов составляющих ее частей. Уравнение весового баланса может быть написано с различной степенью детализации. Но на начальных

этапах проектирования ему можно придать следующую простую форму:

$$G_к = G_{п.\,г} + G_{д.\,у} + G_{т.\,о} + G_\Sigma.$$

Слева — конечный вес ракеты, а справа — вес полезного груза, вес двигательной установки, вес топливного отсека и суммарный вес прочих конструктивных элементов. Это — переходные отсеки, фермы, двигательные отсеки, приборы управления, соединительные узлы и пр.

На основе накопленного опыта можно утверждать, что вес ракетного двигателя определяется в основном создаваемой тягой, вес топливного отсека почти пропорционален запасу топлива, а вес остальных элементов определяется в зависимости от стартового веса ракеты. Таким образом, можно принять, что

$$G_к = G_{п.\,г} + \gamma_{д.\,у} P_0 + a_{т.\,о} G_т + \mu_\Sigma G_0,$$

где P_0 — номинальная тяга, $G_т$ — вес топлива, а G_0 — стартовый вес ракеты. Что же касается $\gamma_{д.\,у}$, $a_{т.\,о}$ и μ_Σ, то это — *основные весовые коэффициенты.* «Основные» — потому, что имеется еще множество и других весовых коэффициентов подобного же рода, необходимость в которых возрастает вместе со степенью детализации правой части уравнения весового баланса. Весовые коэффициенты зависят не только от относительных характеристик ракет, но существенным образом изменяются с ее абсолютными размерами — стартовым весом и габаритами. Весовые коэффициенты определяются на основе статистической обработки данных для многих созданных ранее конструкций с учетом имеющихся технологических и производственных достижений. Иногда они могут определяться и аналитически. В частности, известно, что $\gamma_{д.\,у}$ изменяется в пределах от 0,012 до 0,040, коэффициент $a_{т.\,о}$ — от 0,04 для топлив высокой плотности до 0,2 для кислородно-водородного топлива с тепловой изоляцией баков, μ_Σ лежит в пределах 0,015—0,025.

Если левую и правую части написанного выражения разделить на G_0 и учесть, что

$$G_т = G_0 - G_к,$$

то получим

$$\mu_к = \frac{1}{1 + a_{т.\,о}} \left[\frac{G_{п.\,г}}{G_0} + a_{т.\,о} + \frac{\gamma_{д.\,у}}{\nu_0} + \mu_\Sigma \right]. \qquad (1.20)$$

Здесь $\mu_к$ и ν_0 — уже хорошо знакомые нам параметры, входящие в решение баллистической задачи.

В общем смысле все параметры, которые характеризуют проектируемую ракету как конструкцию, принято называть *проектно-конструктивными.* В частности, рассмотренные ранее пять проектно-баллистических параметров также характеризуют конструкцию и также являются проектно-конструктивными, но по-

скольку они (и только они) входят в баллистические соотношения, им и выпала честь называться проектно-баллистическими. Проектно-конструктивных параметров много, пересчитать их не просто, тем более, что число их растет по мере того, как мы переходим от укрупненной к детализированной оценке весовых характеристик ракеты.

Располагая результатами баллистических расчетов и условиями весового баланса, можно путем последовательных приближений от безразмерных проектно-баллистических параметров перейти к определению абсолютных весовых характеристик ракеты. Положим, мы остановили выбор на определенном типе топлива. Значит, известно примерное значение пустотной удельной тяги. При определенном опыте можно ориентировочно указать и значение удельной тяги у поверхности Земли. Нагрузка на мидель $p_м$ меняется в достаточно широких пределах, но ее средним значением допустимо задаться, поскольку степень ее влияния на остальные параметры относительно невелика. Остается задаться только значением параметра v_0. Результаты решения баллистической задачи позволяют по четырем параметрам определить пятый — $\mu_к$. Но если известно v_0 и $\mu_к$, то обращаясь к уравнению весового баланса (1.20), можно, временно «заморозив» весовые коэффициенты, т. е. приняв их наиболее вероятные значения, определить отношение $G_{п.г}$ к G_0. Поскольку вес полезного груза мы полагаем заданным, легко определяется стартовый вес G_0, а затем — конечный вес ракеты, вес топлива и тяга двигателя. Когда эти параметры определены, следует уточнить значения весовых коэффициентов и повторить вычисления. При правильно построенном алгоритме эта процедура быстро сходится. Таким образом, для принятой стартовой нагрузки на тягу v_0 мы получаем требующие дальнейших уточнений значения абсолютных весовых характеристик ракеты. Однако, поскольку значение v_0 было взято достаточно произвольно, есть возможность взять новое и, повторив процедуру, найти новый стартовый вес. В результате ряда подобных операций выявляется значение v_0, обеспечивающее, например, минимальный стартовый вес.

Описанная примерная последовательность вычислительных операций основана на фиксированной удельной пустотной тяге, произвольно взятой удельной тяге у поверхности Земли и на неопределенном значении принятой нагрузки на мидель. Последний из этих параметров — $p_м$ определяется по весу ракеты и ее удлинению, поскольку компоновочная схема так или иначе уже прорисовывается на первой стадии проектирования. Что же касается удельных тяг — пустотной и у поверхности Земли, то их значения зависят не только от типа топлива, но и от таких характеристик двигателя, как давление в камере (или в камерах)

и степень расширения сопел. Значит, круг поиска оптимальных параметров расширяется. В частности, с повышением давления в камере удельная тяга увеличивается, но вместе с тем возрастает и весовой коэффициент $\gamma_{д.у}$. Из условий оптимизации определяется и степень расширения сопел. Таких оптимизируемых параметров достаточно много, и их определение требует дальнейшей детализации уравнения весового баланса. К оптимизируемым параметрам относится число камер, скорость подачи компонентов, соотношение основных топливных компонентов, параметры управляющих органов, тяга управляющих двигателей и пр.

Поиск экстремальных условий всегда был и остается заманчивым, интересным и привлекательным своей наглядностью и практической значимостью. Однако условия экстремальности многолики. Можно искать условия максимума полезного груза, максимум дальности или скорости. Можно искать условия минимума стартового веса или минимума стоимости, что, кстати, далеко не просто, поскольку поиск должен производиться в условиях неопределенности исходных данных. Но добившись экстремальности по одному качеству, можно потерять кое-что в других. Единого же показателя для всех качеств нет, да и быть не может. Все зависит от конкретных обстоятельств.

Поиск экстремального решения должен производиться в многомерном пространстве по числу варьируемых параметров, в области, ограниченной не только условиями баллистики, не только условиями весового баланса, но и множеством не выражаемых числом требований производственного, технологического и организационного характера. Не следует забывать и условий прочности, которые незримо присутствуют уже на начальной стадии выбора проектно-конструктивных параметров и полностью проявляют себя, когда положены на бумагу основные линии создаваемой ракеты. Условия экстремума, найденные без учета всех этих обстоятельств, носят большей частью отвлеченный, а порой и иллюзорный характер.

Проектирование ракеты представляет собой длительный концентрически расширяющийся поиск, при котором вводятся постепенные изменения и уточнения параметров и характеристик ракеты. От выбора проектных параметров — к конструкции; от конструкции — к уточнению параметров; снова детализация конструкции и опять — уточнение параметров. По мере проработки проекта расширяется номенклатура учитываемых параметров и характеристик. Предварительный выбор параметров позволяет приступить к эскизному проектированию. Уточнение конструктивных параметров предшествует техническому проекту, на основе которого уже создаются рабочие чертежи ракеты.

Глава II

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ДАЛЬНЕГО ДЕЙСТВИЯ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Судьба любой конструкции во многом схожа с судьбами живых существ. Машина, как и живой организм, рождается в муках, совершенствуется, мужает, стареет и, прожив свой век, прекращает существование. Как живые организмы, машины развиваются и эволюционируют. Как среди всего живущего на Земле встречаются пустоцветы, так и многие конструкции погибают, не оставив себе подобных, а о том, что они некогда существовали, мы узнаем только из пожелтевших страниц старых журналов, как по неясным отпечаткам на окаменевшей глине нам становится известной судьба доисторических ящеров. Бывают конструкции однодневки, и есть конструкции долгожители. Зубчатое сцепление паровоза с рельсом (было и такое) некогда возникло и тут же исчезло, а швейная машина живет и здравствует без особых изменений вот уже второе столетие. И все-таки всегда следующее поколение машин, чем-то отличаясь от предыдущего, сохраняет в себе основные родительские черты, характерные для всего вида в целом.

Ракеты в этом смысле не являются исключением. Даже говоря о современных баллистических ракетах, можно было бы в их далеком предке — увеселительной пороховой ракете — усмотреть внешнюю общность элементов: камера, корпус и струя горячих газов. Но это не столько сходство конструкций, сколько общность принципа. Нам же сейчас надо поговорить о конструкции и о тех изменениях, которые она претерпела при переходе от старой ракетной техники к новой.

1. ОДНОСТУПЕНЧАТЫЕ ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТЫ

Схема с подвесными баками

Жидкостных баллистических ракет дальнего действия и ракет-носителей к настоящему времени создано очень много. Но надо начинать с наиболее простого и наглядного. Поэтому мы обратимся к самой старой и имеющей сейчас лишь историческое значение немецкой ракете «Фау-2». Ее считают первой жидкостной баллистической ракетой.

Слово «первая», однако, нуждается в разъяснениях. Уже в предвоенные, тридцатые, годы принципы конструкции баллистической жидкостной ракеты хорошо были известны специалистам. Уже существовали (и в первую очередь у нас в Советском Союзе) достаточно совершенные жидкостные ракетные двигатели. Уже разрабатывались и создавались гироскопические системы для стабилизации ракет. Уже испытывались первые образцы жидкостных ракет, предназначенных для исследования стратосферы. Поэтому ракета «Фау-2» возникла не на ровном

месте. Но на серийное производство она вышла первой. Также первой она нашла и военное применение, когда в пароксизме отчаяния, в 1943 г. немецкое командование дало приказ о бессмысленном обстреле этой ракетой жилых кварталов Лондона. Конечно, этот шаг никак не мог повлиять на общий ход военных событий. Куда большее влияние оказала прославленная отечественная ракетная артиллерия, совершенные образцы которой испытывались в первые дни Отечественной войны непосредственно на полях сражений. Но сейчас не о военном применении ракет идет речь.

Сколь бы ни печальна была история ракеты «Фау-2», нас в данном случае интересует только схема ее устройства и принципы компоновки. Для нас — это весьма удобное аудиторное пособие, которое поможет читателю ознакомиться с общим устройством вообще всех баллистических жидкостных ракет, и не только с устройством. С высот накопленного к настоящему времени опыта легко дать оценку этой конструкции и показать, как в дальнейшем развивались ее достоинства и устранялись недостатки; какими путями шел технический прогресс.

Стартовый вес ракеты «Фау-2» составлял примерно 13 *тс*, а дальность ее действия приближалась к 300 *км*. Ракета в разрезе показана на рис. 2.1.

Корпус жидкостной баллистической ракеты (не только этой) делится по длине на несколько отсеков: топливный отсек (Т. О), включающий в себя баки горючего *1* и окислителя *2*; хвостовой отсек (Х. О) с двигателем и приборный отсек (П. О), к которому пристыкована боевая часть (Б. Ч). Само понятие «отсек» связано не только с функциональным назначением какой-то части ракеты, но, в первую очередь, с наличием поперечных разъемов, допускающих раздельную поагрегатную сборку и последующую стыковку. В некоторых типах ракет приборный отсек как самостоятельная часть корпуса отсутствует, а приборы управления поблочно размещаются в свободном пространстве с учетом удобства подходов и обслуживания на старте и минимальной протяженности кабельной сети.

Как и все управляемые баллистические ракеты, «Фау-2» снабжена автоматом стабилизации. Гироприборы и прочие блоки автомата стабилизации расположены в приборном отсеке и смонтированы на крестовидной панели.

Исполнительными органами автомата стабилизации являются газоструйные и воздушные рули. Газоструйные рули *3* располагаются в струе истекающих из камеры *4* газов и крепятся со своими приводами — рулевыми машинами — на жестком рулевом кольце *5*. При отклонении рулей возникает момент, поворачивающий ракету в нужном направлении. Так как газоструйные рули работают в исключительно тяжелых температурных усло-

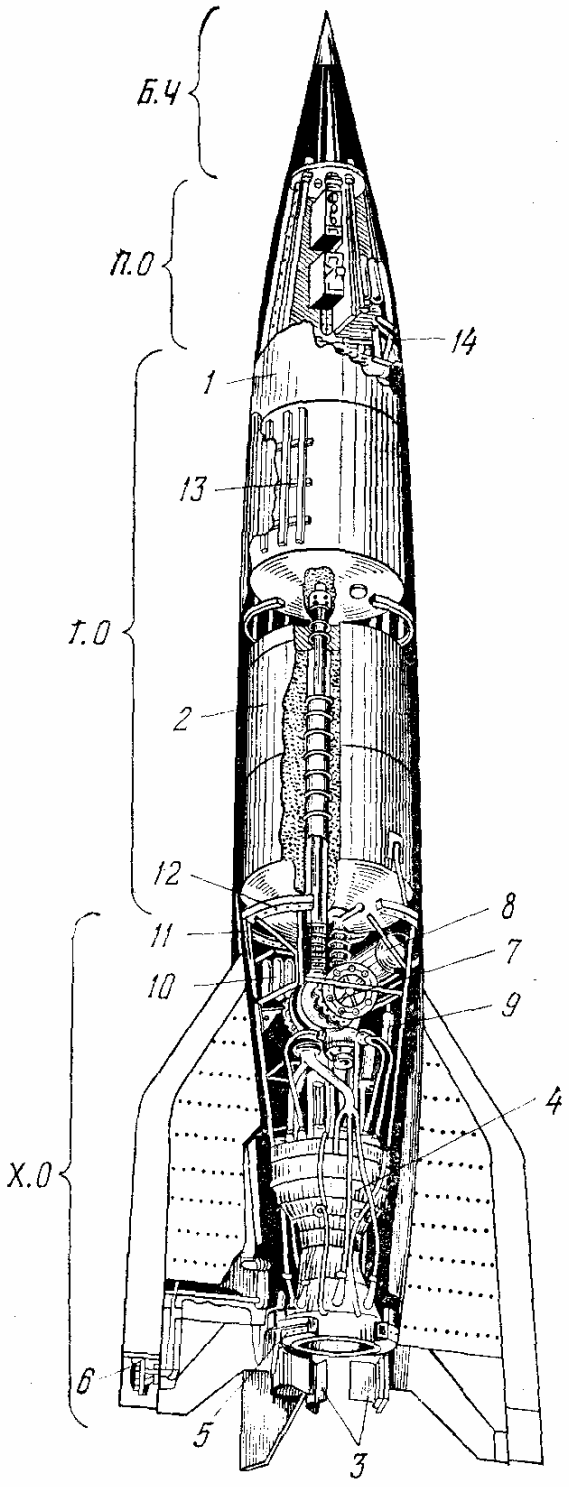


Рис. 2.1. Схема ракеты «Фау-2»; *Б. Ч* — боевая часть, *П. О* — приборный отсек, *Т. О* — топливный отсек, *Х. О* — хвостовой отсек, *1* — бак горючего (этиловый спирт), *2* — бак окислителя (жидкий кислород), *3* — газоструйные рули, *4* — камера, *5* — рулевое кольцо, *6* — воздушные рули, *7* — турбонасосный агрегат, *8* — бак перекиси водорода, *9* — бачок с перманганатом, *10* — воздушные баллоны пневмосистемы двигательной установки, *11* — силовая рама двигателя, *12* — задний силовой шпангоут, *13* — корпус топливного отсека, *14* — передний шпангоут.

виях, они изготовлялись из наиболее термостойкого материала — графита. Воздушные рули *6* играют вспомогательную роль и дают эффект только в плотных слоях атмосферы и при достаточно большой скорости полета.

В качестве топливных компонентов в ракете «Фау-2» используется жидкий кислород и этиловый спирт. Поскольку острая проблема охлаждения двигателя не могла в то время получить должного решения, проектанты пошли на потерю удельной тяги, забалластировав этиловый спирт водой и снизив его концентрацию до 75%. Общий запас спирта на борту ракеты составляет 3,5 *т*, а жидкого кислорода — 5 *т*.

Основными элементами двигателя, расположенного в хвостовом отсеке, является камера *4* и турбонасосный агрегат (*ТНА*) *7*, предназначенный для подачи топливных компонентов в камеру сгорания.

Турбонасосный агрегат состоит из двух центробежных насосов — спиртового и кислородного, установленных на общем валу с газовой турбиной. Турбина приводится в действие продуктами разложения перекиси водорода (водяной пар + кислород), которые образуются в так называемом парогазогенераторе (*ПГГ*) (на рис. 2.1 не виден). Перекись водорода подается в реактор ПГГ из бака *8* и разлагается в присутствии катализатора — водного раствора перманганата натрия, подаваемого из бачка *9*. Эти компоненты вытесняются из баков сжатым воздухом, содержащимся в баллонах *10*. Таким образом, работа двигательной установки обеспечивается общим счетом четырьмя компонентами — двумя основными и двумя вспомогательными для парогазогенерации. Не следует, конечно, забывать и о сжатом воздухе, запас которого необходим для подачи вспомогательных компонентов и для работы пневмоавтоматики.

Перечисленные элементы — камера, *ТНА*, баки вспомогательных компонентов, баллоны со сжатым воздухом — вместе с подводящими трубопроводами, клапанами и прочей арматурой монтируются на силовой раме *11* и образуют общий энергетический блок, который и называется жидкостным ракетным двигателем (*ЖРД*).

При сборке ракеты рама двигателя пристыковывается к заднему шпангоуту *12* и закрывается тонкостенной подкрепленной оболочкой — корпусом хвостового отсека, снабженного четырьмя стабилизаторами.

Тяга двигателя ракеты «Фау-2» на Земле составляет 25 *тс*, а в пустоте — около 30 *тс*. Если эту тягу разделить на суммарный весовой расход, состоящий из 50 *кгс/сек* спирта, 75 *кгс/сек* кислорода и 1,7 *кгс/сек* перекиси водорода и перманганата, то получим удельную тягу 198 и 237 единиц на Земле и в пустоте соответственно. По современным понятиям такая удельная тяга

для жидкостных двигателей считается, конечно, очень низкой.

Характерные особенности конструкции двигателя и режимы его работы будут рассмотрены в дальнейшем, а сейчас обратимся к так называемой силовой схеме. Этому довольно ясному по смыслу понятию трудно подобрать краткое и четкое определение. Силовая схема представляет собой то конструктивное решение, в основу которого положены соображения прочности и жесткости всей конструкции, ее способность противостоять нагрузкам, действующим на ракету в целом.

Можно провести аналогию. У высших животных силовая схема — скелетная. Кости скелета являются основными несущими элементами, поддерживающими тело и замыкающими на себя все мышечные усилия. Но скелетная схема не единственная. Панцирь рака, краба и других им подобных существ может рассматриваться не только как средство защиты, но и как элемент общей силовой схемы. Такую схему следовало бы назвать оболочечной. При более глубокой осведомленности в области биологии можно было бы, по-видимому, найти примеры и других силовых схем в природе. Но сейчас речь — о силовой схеме ракетной конструкции.

На участке выведения ракеты «Фау-2» тяга двигателя передается на задний силовой шпангоут *12*. Ракета движется с ускорением, и во всех поперечных сечениях корпуса, расположенных выше силового шпангоута, возникает осевая сжимающая сила. Вопрос заключается в том, какие элементы корпуса должны ее воспринимать — баки, продольные подкрепления, специальная рама или, может быть, достаточно в баках создать повышенное давление, и тогда конструкция обретет несущую способность подобно хорошо накачанной автомобильной шине. Решение этого вопроса и составляет предмет выбора силовой схемы.

В ракете «Фау-2» принята схема внешнего силового корпуса и подвесных баков. Силовой корпус *13* представляет собой стальную оболочку с продольно-поперечным набором подкрепляющих элементов. Продольные подкрепляющие элементы называются *стрингерами*, а наиболее мощные из них — *лонжеронами*. Поперечные кольцевые элементы называют *шпангоутами*. Для удобства монтажа корпус ракеты имеет продольный болтовой разъем.

Нижний кислородный бак *2* опирается на тот же самый силовой шпангоут *12*, к которому, как уже говорилось, крепится рама двигателя с хвостовым обтекателем. Спиртовой бак подвешивается на переднем силовом шпангоуте *14*, с которым стыкуется и приборный отсек.

Таким образом, в ракете «Фау-2» топливные баки исполняют только роль емкостей и в силовую схему не включаются,

а главным силовым элементом является корпус ракеты. Но он рассчитывается не только на нагрузки участка выведения. Важно еще обеспечить прочность ракеты при подходе к цели, и это обстоятельство заслуживает особого обсуждения.

После выключения двигателя газоструйные рули не могут выполнять своих функций, а так как выключение производится уже на большой высоте, где практически отсутствует атмосфера, то полностью теряют эффективность также воздушные рули и хвостовой стабилизатор. Поэтому после выключения двигателя ракета становится неориентируемой. Полет происходит в режиме неопределенного вращения относительно центра масс. При входе в сравнительно плотные слои атмосферы хвостовой стабилизатор ориентирует ракету по полету, и на конечном участке траектории она движется головной частью вперед, несколько затормаживаясь в воздухе, но сохраняя к моменту встречи с целью скорость 650—750 *м/сек*.

Процесс стабилизации связан с возникновением больших аэродинамических нагрузок на корпус и хвостовое оперение. Это — неконтролируемый полет с углами атаки, меняющимися в пределах $\pm 180°$. Обшивка нагревается, а в поперечных сечениях корпуса возникают значительные изгибающие моменты, на которые в основном и ведется расчет на прочность.

По первому впечатлению кажется неясным, так ли уж необходимо заботиться о прочности ракеты на заключительном участке траектории. Ракета почти долетела, и дело, как будто, сделано. Даже если корпус и разрушится, боевая часть все равно достигнет цели, взрыватели сработают, и разрушительное действие ракеты будет обеспечено.

Такой подход, однако, неприемлем. Нет никаких гарантий, что при разрушении корпуса не будет поврежден сам боевой заряд, а такое повреждение в сочетании с местным перегревом чревато преждевременным траекторным взрывом. Кроме того, в условиях разрушения конструкции процесс последующего движения обладает очевидной непредсказуемостью. Даже исправная, неразрушающаяся ракета и то получает на атмосферном участке свободного полета некоторое неопределенное изменение вектора скорости. Аэродинамические силы могут увести и действительно уводят ракету от расчетной траектории. В дополнение к неизбежным ошибкам для участка выведения появляются новые неучитываемые погрешности. Ракета падает с недолетом, перелетом, ложится правее или левее цели. Возникает рассеивание, которое вследствие неопределенных условий входа в атмосферу заметно возрастает. Если же смириться с разрушением корпуса и соответственно — с потерей стабилизации и скорости, то затяжная неопределенность движения приведет и вовсе к недопустимому увеличению рассеивания. Происходит нечто подоб-

ное тому, что мы видим, когда следим за траекторией осыпающихся листьев: та же неопределенность траектории и та же потеря скорости. Кстати, снижение скорости у цели для боевой ракеты типа «Фау-2» также нежелательно. Кинетическая энергия массы ракеты и энергия взрыва остатков топливных компонентов для такого вида оружия давали вполне ощутимую прибавку к боевому действию тонны взрывчатого вещества, находящегося в головной части ракеты.

Итак, корпус ракеты должен быть достаточно прочным на всех участках траектории. И если теперь, не вникая в подробности, критически взглянуть на ракету «Фау-2» в целом, то можно сделать вывод, что именно силовая схема является наиболее слабым местом этой конструкции, поскольку необходимость чрезмерного усиления корпуса существенно снижает весовые характеристики ракеты. Следовательно, необходимо искать иное конструктивное решение.

Переходная схема

При анализе силовой схемы, естественно, возникает мысль отказаться от несущего корпуса и возложить силовые функции на стенки баков, дополнительно, быть может, усилив их и поддержав умеренным внутренним давлением. Но такое решение пригодно лишь для активного участка. Что же касается стабилизации ракеты при возвращении на атмосферный участок траектории, то от этого придется отказаться и сделать головную часть отделяющейся.

Таким образом, рождается силовая схема с несущими баками. Топливные баки должны удовлетворять условиям прочности только при регламентированных, заранее определенных нагрузках и тепловых режимах активного участка. После выключения двигателя происходит отделение головной части, снабженной собственным аэродинамическим стабилизатором. С этого момента корпус ракеты с уже выключенной двигательной установкой и головная часть летят практически по общей траектории, раздельно и не имея определенной угловой ориентации (рис. 2.2). При входе в плотные слои атмосферы корпус, обладающий большим аэродинамическим сопротивлением, начинает отставать, разрушается, и его части падают, не долетая до цели. Головная часть стабилизируется, сохраняет относительно высокую скорость и доносит боевой заряд в заданную точку. При такой схеме, понятно, кинетическая энергия массы ракеты не включается в эффект боевого действия. Однако снижение общего веса конструкции позволяет компенсировать эту потерю увеличением полезной нагрузки. В случае же перехода к ядерной

боевой головке кинетическая энергия массы ракеты вообще не имеет значения.

Теперь посмотрим, что же мы получаем и что теряем; каков актив и пассив при переходе к схеме несущих баков и отделяющейся головной части. Очевидно, в актив следует записать отсутствие силового корпуса и отсутствие хвостового стабилизатора, надобность в котором теперь отпадает. В актив надо записать возможность перехода от стали к более легким алюминиево-магниевым сплавам: атмосферный участок выведения ракета проходит с относительно небольшой скоростью, и нагрев корпуса

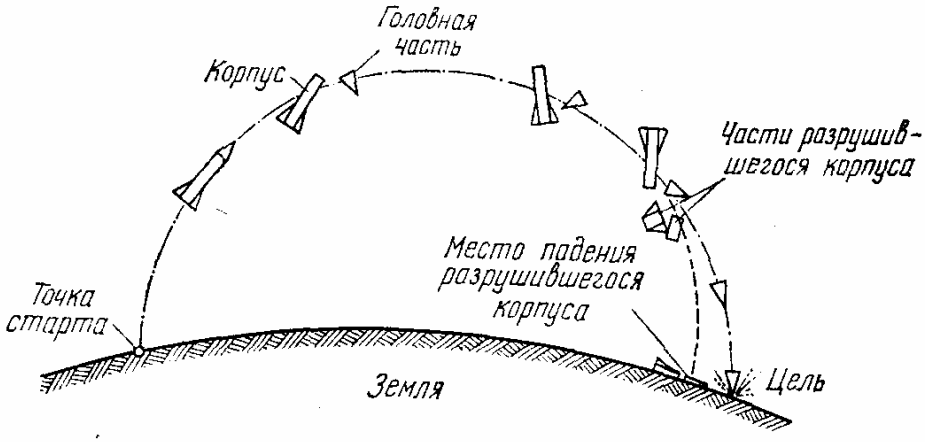


Рис. 2.2. Схема полета ракеты с отделяющейся головной частью.

невелик. И наконец, есть еще одно важное обстоятельство. Расчетные нагрузки на активном участке обладают достаточно высокой степенью достоверности; они регламентированы точно выдерживаемыми условиями выведения. Что же касается входа в атмосферу, то для этого участка траектории нагрузки определяются с меньшей точностью. Доверие к расчетным нагрузкам активного участка позволяет снизить назначаемый коэффициент запаса, что для ракеты с отделяющейся головной частью дает дополнительное снижение веса.

В пассив придется внести некоторое увеличение веса баков; их надо усилить. Возможно, придется сюда же записать дополнительный вес сжатого воздуха и систем наддува топливных баков. В пассив запишется также и вес нового стабилизатора головной части. Но, конечно, такой стабилизатор весит много меньше, чем старый, предназначенный для ракеты в целом. И наконец, от старого стабилизатора могут сохраниться некоторые рудименты в виде так называемых пилонов. На них возлагается две задачи. Пилоны дают некоторое стабилизирующее действие, что позволяет несколько упростить условия работы автомата стабилизации. Этот вопрос мы обсудим позже. Кроме того, пилоны позволяют вынести воздушные рули, если таковые

имеются, подальше от корпуса в свободный и «незатененный» аэродинамический поток.

Естественно, что в подобных рассуждениях за и против нельзя довольствоваться только умозрительными утверждениями. Нужен подробный проектный анализ, числовые оценки и расчет. А такой расчет указывает на несомненные весовые преимущества новой силовой схемы.

Приведенные соображения относятся только к ракетам, имеющим турбонасосную систему подачи. Если же подача компонентов осуществляется высоким давлением, создаваемым в топливных баках (такая подача называется вытеснительной, и о ней речь впереди), то логика силовой схемы несколько меняется.

В случае вытеснительной подачи топливные баки рассчитываются в первую очередь на внутреннее давление, и, удовлетворяя условию прочности по давлению, такие баки, как правило, автоматически удовлетворяют как прочностным, так и температурным требованиям во всех режимах полета. Следовательно, им и на роду написано быть несущими. Подвесные баки при вытеснительной подаче были бы очевидной нелепицей.

Бак, рассчитанный на высокое внутреннее давление вытеснительной подачи, удовлетворяет, как правило, и условию прочности корпуса при входе в атмосферу. Следовательно, отделение головной части для такой ракеты не обязательно, но корпус должен быть снабжен хвостовым стабилизатором.

Идея отделяющейся головной части впервые была реализована в 1949 г. на одной из самых ранних отечественных баллистических ракет. На ее основе была создана несколько позже и геофизическая модификация ракеты — В2А, показанная на рис. 2.3. Конструкция ракеты В2А представляет собой любопытный и поучительный гибридный вариант старой и новой нарождающейся силовых схем и заслуживает обсуждения, как пример развития конструкторской мысли.

Ракета имеет только один несущий бак — передний, спиртовой *6* (рис. 2.3), а кислородный бак помещен в облегченный силовой корпус *7*, рассчитанный только на нагрузки активного участка. Отделяющаяся головная часть *2* снабжена собственным хвостовым стабилизатором *3*, представляющим собою подкрепленную оболочку в форме усеченного конуса. В геофизическом варианте стабилизатор *3* спасаемой головной части имеет механизм для раскрытия тормозных щитков *4*, которые снижают скорость падения головной части до 100—150 *м/сек*, после чего раскрывается парашют. На рис. 2.4 показана головная часть после приземления. Виден смятый носовой амортизирующий наконечник *1* и раскрытые щитки *4*, частично оплавившиеся при торможении в атмосфере.

Торцевой шпангоут стабилизатора головной части крепится специальными замками к опорному шпангоуту, расположенному в верхней части спиртового бака. После команды на разделение

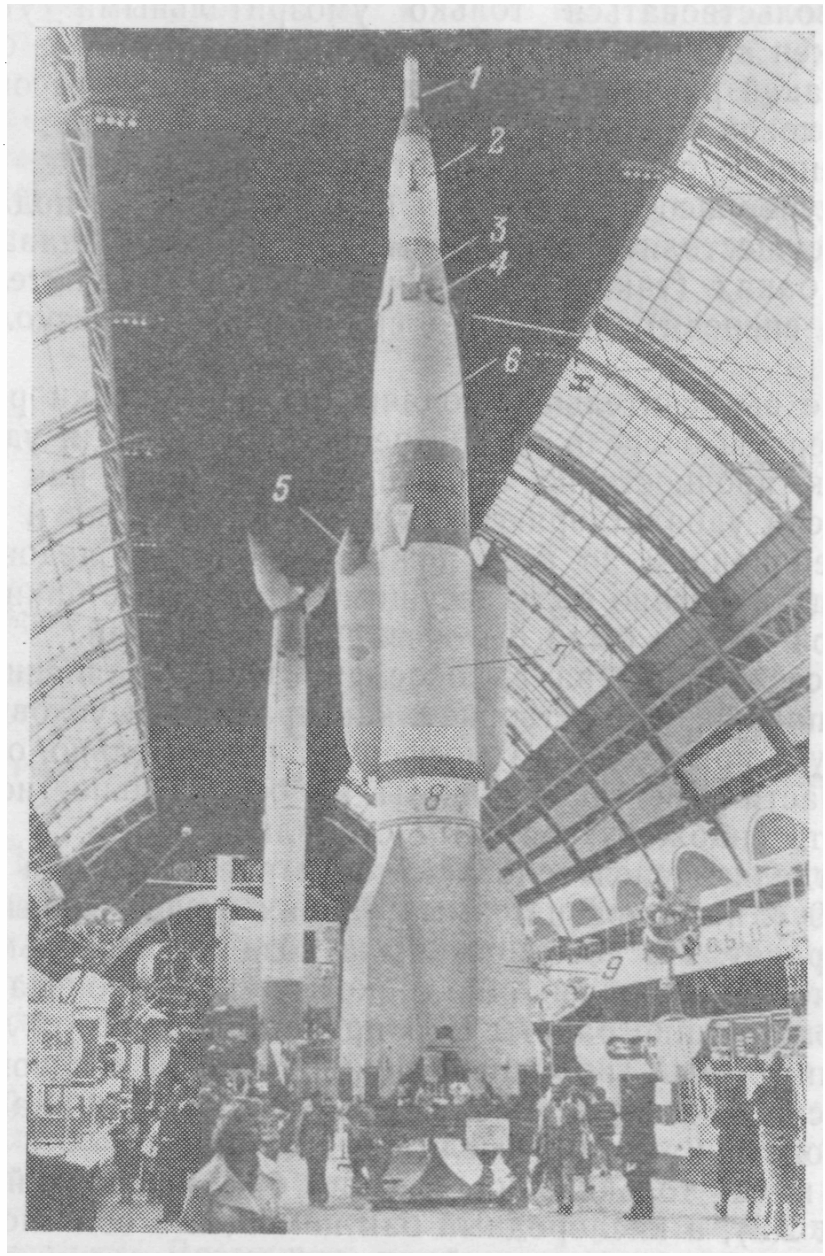


Рис. 2.3. Геофизическая ракета В2А: *1* — амортизирующий наконечник, *2* — отделяющаяся головная часть, *3* — стабилизатор головной части, *4* — тормозные щитки, *5* — отделяющиеся контейнеры с научной аппаратурой, *6* — бак горючего (этиловый спирт), *7* — бак окислителя (кислород), *8* — приборный отсек, *9* — хвостовой отсек со стабилизаторами.

замки размыкаются, а головная часть получает небольшой импульс от пружинного толкателя.

Приборный отсек *8* имеет свободно отпирающиеся замковые люки с герметизацией и расположен не в верхней, а в нижней части ракеты, что представляет определенные удобства для проведения предстартовых операций.

Рассматривая ракету В2А более детально, можно было бы отметить и другие ее особенности. Но главное не в этом. Поразительной и в то же время весьма поучительной особенностью этой конструкции является логическое несоответствие между принципом отделяющейся головной части и наличием хвостового стабилизатора. На участке выведения ориентация ракеты обеспечивается автоматом стабилизации. Что же касается аэродинамической стабилизации при входе в плотные слои атмосферы, то хвостовое оперение здесь не может ничем помочь, поскольку корпус не обладает для этого необходимой прочностью.

Конечно, было бы наивностью полагать, что проектанты не видели или не понимали этого. Конструкция, попросту говоря,

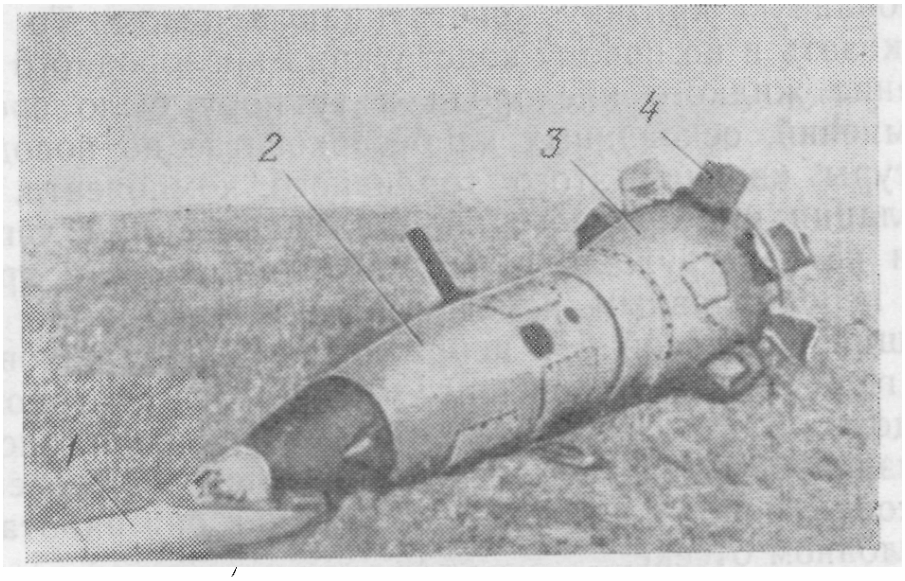


Рис. 2.4. Головной контейнер геофизической ракеты В2А после приземления. Позиции те же, что и на рис. 2.3.

явилась обычным, часто встречающимся в инженерной практике техническим компромиссом — уступкой временным обстоятельствам. Уже был накоплен опыт создания ракет со стабилизаторной схемой и с подвесными баками. Отработанная система газоструйных и воздушных рулей была надежной и не вызывала опасений, а автомат стабилизации не требовал серьезной переналадки, которая была бы неизбежной при переходе к новым аэродинамическим формам. Поэтому в обстановке, когда еще велись теоретические дискуссии, чем грозит переход на бесстабилизаторную аэродинамически неустойчивую схему, проще было, не дожидаясь создания новых отработанных систем управления, остановиться на старой. Потеряв что-то в весовых показателях, легче было утвердиться на определенных уже завоеванных позициях. На пути к реальному воплощению схемы с несущими баками нужно было найти нечто среднее между стремлением к скорейшему достижению цели и опасностью

длительной экспериментальной доводки, между неизбежной переналадкой производства и использованием уже существующей цеховой оснастки, между риском неудачи и разумной предусмотрительностью. Иначе серией неудач при пусках, что вовсе не исключено, можно было бы скомпрометировать идею в самой основе и дать пищу стойкому недоверию к новой схеме, сколь бы многообещающей и логически обоснованной она ни была.

И еще один, не столь важный, но любопытный психологический аспект. Конструкция ракеты В2А по тем временам не казалась необычной. Сила привычки видеть на всех существовавших до того маленьких и больших ракетах хвостовое оперение сохраняла у стороннего наблюдателя иллюзию обыденности, и внешний вид ракеты не провоцировал на преждевременную и неквалифицированную критику конструкции в целом. То же самое можно сказать и по поводу конструкции кислородного бака. Использование жидкого кислорода в ту пору было средоточием особых мнений, основанных на беспокойстве по поводу низкой температуры кипения этого топливного компонента. Наличие теплоизоляции кислородного бака на ракете В2А успокаивало многих и не перегружало и без того достаточный круг забот, стоящих перед главным конструктором. Надо было показать, что несущий спиртовой бак исправно выполняет силовые функции, что головная часть успешно отделяется и благополучно достигает цели, а автоматика и приборы управления, расположенные вблизи двигателя, несмотря на повышенный уровень вибрации, способны работать так же хорошо, как они работали, находясь в головном отсеке.

Переход к новой силовой схеме был связан, естественно, с одновременным решением и ряда других принципиальных вопросов. Это касалось прежде всего конструкции двигателя. Двигатель РД-101, установленный на ракете В2А, обеспечивал 37 и 41,3 *тс* земной и пустотной тяги или 214 и 242 единицы удельной тяги у поверхности Земли и в пустоте соответственно. Достигалось это повышением концентрации спирта до 92%, повышением давления в камере и дополнительным расширением выходного сечения сопла. Создатели двигателя отказались от жидкого катализатора для разложения перекиси водорода. Он был заменен твердым катализатором, заранее закладываемым в рабочую полость парогазогенератора. Таким образом, число жидких компонентов уменьшилось с четырех, как это было у «Фау-2», до трех. Появился и новый, ставший вскоре традиционным, торовый баллон для перекиси водорода, удобно вписывающийся в компоновку ракеты. Было положено начало и некоторым другим нововведениям, перечислять которые здесь не имеет смысла.

Естественно, что ракета В2А как переходной вариант от одной

силовой схемы к другой не могла, да и не должна была воспроизводиться в последующих модернизированных формах. Необходимо было полностью реализовать идею несущих баков и отделяющейся головной части, что и было сделано С. П. Королевым в последующих разработках.

Схема с несущими баками

Первые образцы ракет с несущими баками (рис. 2.5) были испытаны и отработаны в начале 50-х годов. После этого отра-

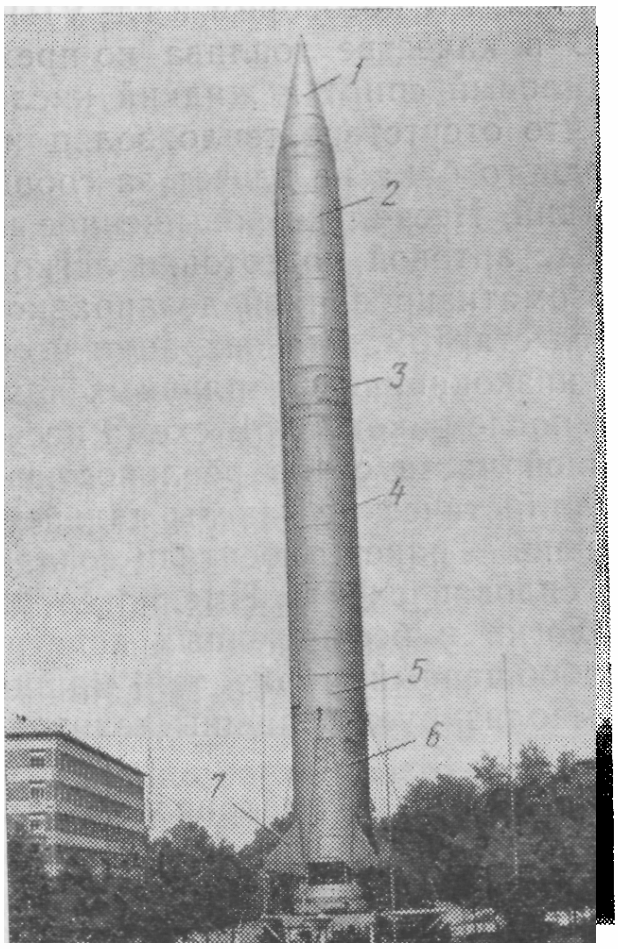


Рис. 2.5. Ракета В5В: *1*—головная часть, *2*—бак горючего (этиловый спирт), *3*—межбаковый отсек, *4*—бак окислителя (кислород), *5*—приборный отсек, *6*—хвостовой отсек, *7*—пилоны с воздушными рулями.

батывались некоторые модификации. Так, в частности, появилась и метеорологическая ракета В5В. Она показана на втором плане рис. 2.3 с открытым обтекателем спускаемого приборного отсека. Ныне макетный образец баллистической ракеты с несущими баками занимает почетное место исторического экспоната перед входом в музей Советской Армии в Москве (рис. 2.5).

При переходе на новую модернизированную схему в целях повышения дальности был увеличен стартовый вес и форсиро-

ван режим работы двигателя. Переход на схему несущих баков и, конечно, более высокий уровень технологии и тщательная проработка конструкции позволили довести коэффициент весового качества $\alpha_к$ до 0,127 (вместо 0,25 у «Фау-2») при относительном конечном весе $\mu_к \approx 0{,}16$.

Наиболее серьезным переработкам в ракете В5В подвергалась система управления. Как-никак, но это была первая аэродинамически неустойчивая ракета, снабженная очень небольшим хвостовым оперением и воздушными рулями. На этой же ракете в дальнейшем впервые были применены гироплатформа и новый принцип функционального выключения двигателя. О том, что означают эти термины, мы поговорим в гл. VIII.

На ракете В5В в качестве топлива по-прежнему использовался 92%-ный этиловый спирт и жидкий кислород. Отработка ракеты показала, что отсутствие теплоизоляции на боковой поверхности кислородного бака не влечет за собой сколь-либо неприятных последствий. Несколько повышенное испарение кислорода за время предстартовой подготовки легко компенсируется подпиткой, т. е. автоматизированной дозаправкой кислорода непосредственно перед стартом. Эта операция необходима вообще для всех ракет на низкокипящих топливных компонентах.

Таким образом, после ракеты В5В схема несущих баков и отделяющейся головной части стала реальностью. Все современные жидкостные баллистические ракеты дальнего действия и их более высокая ступень — ракеты-носители создаются ныне только на основе этой силовой схемы. Именно ее развитие на базе современной технологии и бесчисленных конструктивных улучшений породило обобщенный образ той машины, которая по справедливости символизирует вершины технического прогресса нашего времени.

Сейчас ракету В5В можно рассматривать столь же критически, как во времена ее создания рассматривалась ракета «Фау-2». При сохранении общей компоновки и основных принципов силовой схемы возможно дальнейшее снижение веса и повышение основных характеристик, а пути решения этой задачи легко просматриваются и уясняются на примерах более поздних конструкций.

На рис. 2.6 показан одноступенчатый вариант американской баллистической ракеты «Тор»; она выполнена также по типичной схеме несущих баков и имеет отделяющуюся головную часть. Суммарный вес топливных компонентов (кислород + керосин) составляет 45 *тс* при чистом весе конструкции (без головной части) 3,6 *тс*. Это означает следующее. Если условно принять суммарный вес остатков топлива 0,4 *тс*, то для знакомого нам коэффициента весового качества $\alpha_к$ получим значение 0,082. Принимая вес головной части примерно 2 *тс*, получаем параметр $\mu_к = 0{,}12$. Можно также установить, что при удельной пустот-

ной тяге кислородно-керосинового топлива, принятой равной 300 единицам, дальность этой ракеты составляет по крайней мере 3000 *км*.

В основе высоких весовых показателей современных ракет, в частности и этой, лежит тщательная проработка многих элементов, перечислить которые было бы очень трудно, но некоторые, достаточно общие и типичные, указать можно.

Стенки топливных баков *1* и *2* имеют вафельную конструкцию. Это — тонкостенная оболочка, изготовленная из высокопрочного алюминиевого сплава с часто расположенными продольно-поперечными подкреплениями, играющими ту же роль, что и силовой набор в корпусе ракеты «Фау-2», но с бóльшим весовым качеством. Широко распространенная в настоящее время вафельная конструкция (рис. 2.7) изготовляется обычно механическим фрезерованием. В ряде случаев, однако, применяется и химическое фрезерование. Заготовка обечайки *) исходной толщины h_0 (рис. 2.7) подвергается тщательно контролируемому травлению в кислоте по той части поверхности, где необходимо убрать лишний металл (остальная часть поверхности предварительно покрывается лаком). Оставшаяся после травления толщина h должна обеспечить герметичность и прочность образовавшейся панели при заданном внутреннем давлении, а продольные и поперечные ребра сообщают оболочке повышенную жесткость на изгиб, которой определяется устойчивость конструкции при осевом сжатии. Регулярность распределения продольных и поперечных ребер преднамеренно

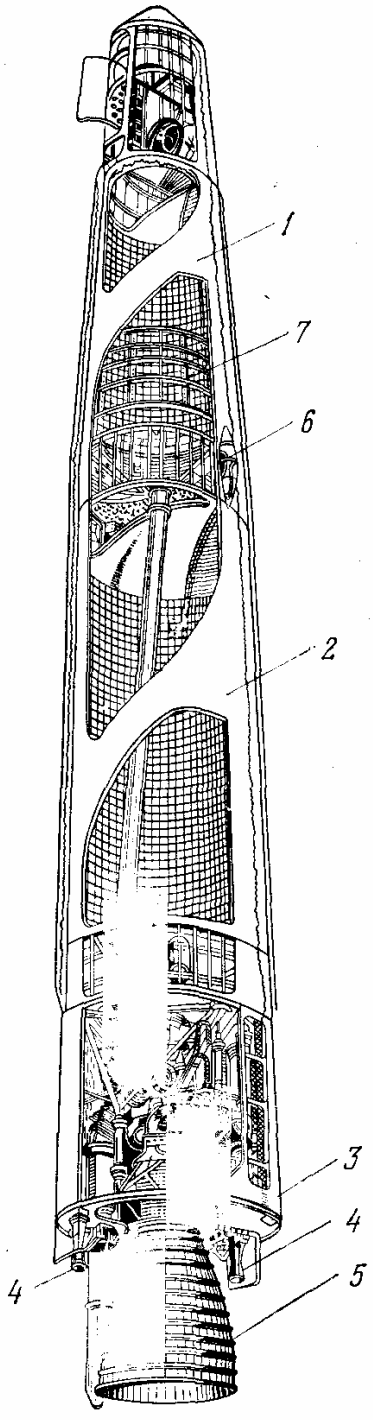


Рис. 2.6. Схема баллистической ракеты «Тор»: *1* — бак горючего (керосин), *2* — бак окислителя (кислород), *3* — хвостовой отсек, *4* — управляющие двигатели, *5* — камера главного двигателя, *6* — тормозные твердотопливные двигатели, *7* — гасители поперечных колебаний жидкости.

*) Так называется часть бака, обладающая геометрическими свойствами развертывающейся поверхности: цилиндрическая или коническая его часть.

нарушается в зоне сварных швов, которые, как известно, обладают несколько пониженной прочностью по сравнению с листом проката, а также — у торцов обечайки, где еще предстоит приварить днища. В этих местах толщина заготовки сохраняется неизменной.

Существуют и другие способы изготовления вафельных конструкций. Однако мы сознательно остановились на химическом фрезеровании, чтобы показать, какой ценой в прямом и переносном смысле достигаются те весовые показатели конструкции, которые свойственны современной ракетной технике.

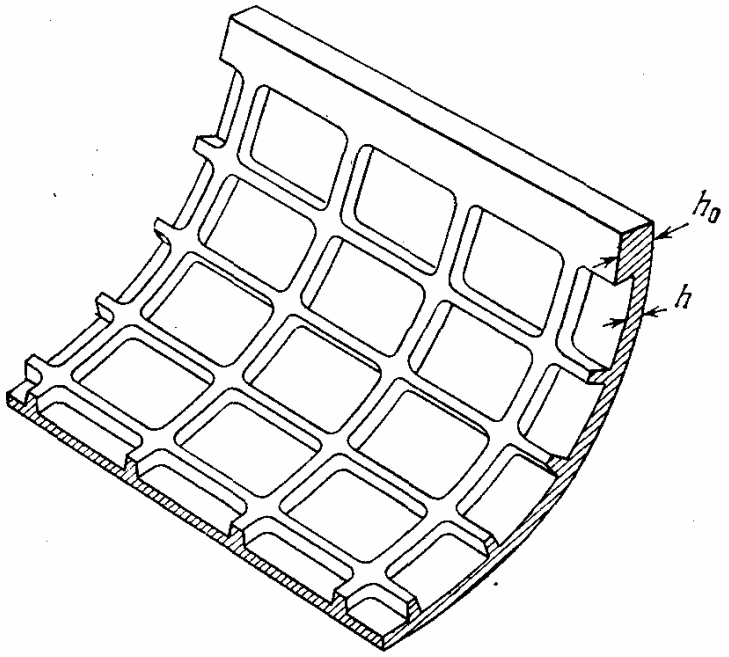


Рис. 2.7. Вафельная конструкция стенки бака.

Ракета «Тор» имеет укороченный и облегченный хвостовой отсек *3*, на торце которого крепятся два управляющих двигателя. Отказ от газоструйных рулей связан, естественно, с их высоким газодинамическим сопротивлением в струе истекающих газов. Применение управляющих двигателей несколько усложняет конструкцию, но дает существенный выигрыш в удельной тяге.

Из сказанного не должно складываться впечатления, что управляющие камеры появились впервые именно на этой баллистической ракете. Такая система силовых органов управления применялась в различных исполнениях и раньше, в частности, на ракете-носителе системы «Восток» или «Союз», о которых речь впереди. Одноступенчатый вариант ракеты «Тор» рассматривается здесь исключительно как пример следующего за ракетой В5В поколения баллистических ракет.

Почти на всех баллистических ракетах устанавливаются также и тормозные твердотопливные двигатели *6*. Это — тоже не из

последних новинок. Задача тормозных двигателей заключается в том, чтобы затормозив корпус ракеты, отвести его от головной части при ее отделении; именно — корпус, не сообщая головной части дополнительной скорости.

Выключение жидкостного двигателя не является мгновенным. После закрытия клапанов топливных магистралей в течение последующих долей секунды в камере еще продолжается горение и испарение оставшихся компонентов. В результате ракета получает небольшой дополнительный импульс, называемый импульсом последействия. При расчете дальности на него вводится поправка. Однако сделать это точно невозможно, поскольку импульс последействия не обладает стабильностью и меняется от случая к случаю, что является одной из существенных причин рассеивания по дальности. С тем, чтобы уменьшить это рассеивание, и используются тормозные двигатели. Момент их включения согласовывается с командой на выключение жидкостного двигателя таким образом, чтобы импульс последействия в основном был скомпенсирован.

Будет поучительным сопоставить геометрические пропорции ракет B5B и «Тор». Ракета B5B более вытянута. Отношение длины к диаметру (так называемое *удлинение ракеты*) для нее существенно больше, чем у ракеты «Тор»: примерно 14 против 8. Различие в удлинениях вызывает и различные заботы. С увеличением удлинения снижается частота собственных поперечных колебаний ракеты, как упругой балки, и это заставляет считаться с возмущениями, которые поступают на вход системы стабилизации в результате угловых перемещений при изгибе корпуса. Иными словами, должна быть обеспечена стабилизация уже не жесткой, а изгибающейся ракеты. В некоторых случаях это вызывает серьезные трудности.

При малом удлинении ракеты этот вопрос естественно снимается, но зато возникает другая неприятность — возрастает роль возмущений от поперечных колебаний жидкости в баках, и если надлежащим подбором параметров автомата стабилизации не удается их парировать, приходится устанавливать в баках перегородки, ограничивающие подвижность жидкости. На рис. 2.6 частично показаны узлы 7 для крепления гасителей колебаний в баке горючего. Естественно, такое решение приводит к ухудшению весовых характеристик ракеты.

Эти вопросы будут подробнее рассмотрены нами в гл. VIII.

Ракету «Тор» не следует рассматривать как образец совершенства. Вместе с тем, любым критическим замечаниям по поводу ее компоновки проектанты могли бы, наверное, противопоставить и свои контрдоводы. На примере ракеты B2A мы уже видели, что обоснованная критика конструктивного решения может проводиться только с учетом конкретных условий проектирования

и производства, а главное — перспективных задач, которые ставят перед собой создатели новой машины. А ракета «Тор» относится как раз к числу таких, на базе которых возможно создание ракетно-космических систем, и настала пора поговорить о составных ракетах.

2. МНОГОСТУПЕНЧАТЫЕ РАКЕТЫ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Двухступенчатая пакетная схема СК

Любая многоступенчатая ракета является одновременно и многоблочной. Но понятия «ступень ракеты» и «блок ступени» неоднозначны, и их следует различать.

Ступень — понятие баллистическое. Это — этап полета, на котором масса ракеты меняется лишь вследствие расхода топлива, а масса конструкции остается неизменной. Блок — понятие конструктивно-компоновочное. Блок n-й ступени — крупный конструктивный элемент, отбрасываемый при переходе от n-й к $(n + 1)$-й ступени.

Для составных ракет возможно довольно широкое многообразие конструктивных схем, среди которых принято различать две основные: с поперечным и продольным делением ракетных блоков.

На рис. 2.8, *а* представлена принципиальная схема трехступенчатой ракеты с поперечным делением. В этом конструктивном варианте сумма последующих ступеней может рассматриваться как полезный груз для предыдущей. Комбинированная схема с продольным и одновременно поперечным делением дана на рис. 2,8, *б* — так называемая пакетная схема. Здесь блоки первой и второй ступеней имеют продольное деление, а блок второй ступени отделяется от блока третьей ступени поперечным разъемом.

При поперечном делении двигатель последующей ступени может быть включен лишь после того, как будут отброшены блоки предыдущей ступени. Пакетная схема в этом смысле является более гибкой; она допускает одновременную работу двигателей нескольких блоков, и имеется принципиальная возможность продлить время работы двигателя одного блока путем частичной перекачки топлива из баков другого блока.

В весовом отношении схемы с поперечным и продольным делением можно считать примерно равноценными. Но оптимальное решение сдвигается в пользу той или иной схемы в зависимости от общих размеров ракеты, от величины полезного груза, от выбранных топливных компонентов и от располагаемой удельной тяги для каждой ступени. Определенные неудобства пакетной

схемы связаны с необходимостью передавать сосредоточенные усилия на боковую поверхность баков, что нарушает естественное распределение внутренних сил оболочечной конструкции. С другой стороны, сам принцип поперечного деления предполагает передачу повышенных усилий на предыдущую ступень от всех последующих. Поэтому весовые преимущества той или иной схемы могут быть выявлены только после тщательной проектной проработки и достаточно точного расчета.

У схемы с продольным делением имеется одно, не всегда решающее, но важное преимущество. Это—возможность уменьшить диаметр блоков до допустимых габаритов железнодорожного транспорта, что позволяет независимо решать вопрос о расположении завода-изготовителя и стартовой площадки. Но в то же время не следует забывать, что на уровне современной техники созданы носители и поперечного деления, вписывающиеся в железнодорожные габариты и способные в то же время выводить относительно небольшие космические лаборатории на околоземную орбиту. Достаточно упомянуть отечественные носители серии «Космос» и ракетную систему, первой ступенью которой является только что рассмотренная ракета «Тор».

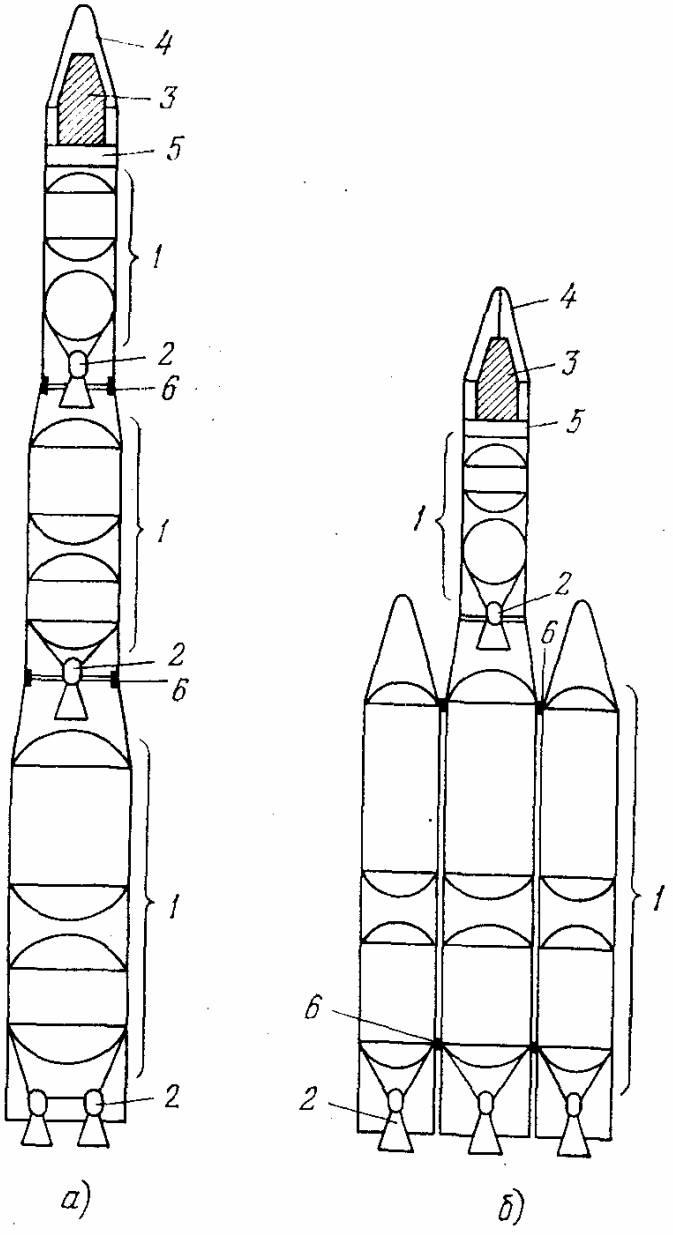


Рис. 2.8. Принципиальная схема составной трехступенчатой ракеты:
а—схема с последовательным расположением ступеней; *б*—пакетная схема; *1*—топливные отсеки, *2*—двигатели, *3*—полезный груз, *4*—головной обтекатель, *5*—приборный отсек, *6*—силовые узлы связи ступеней.

Различных типов двух- и трехступенчатых боевых баллистических ракет в наиболее развитых странах создано к настоя-

щему времени очень много. Ими перекрывается широкий диапазон грузоподъемности, дальности и боевой эффективности. Созданы многочисленные типы ракет, пускаемых с суши, с подводных лодок и надводных кораблей. Особенности таких ракет — предмет особого обсуждения, и не в рамках настоящей книги. Если же говорить о ракетах-носителях, то следует выделить из них те, на основе которых может быть создана гамма ракетно-космических систем. Такие ракеты можно назвать базовыми.

Выведение корабля на околоземную орбиту, создание искусственного спутника Луны, облет Луны, мягкая посадка на ее поверхность, облет Марса или Венеры — все это задачи, решение каждой из которых требует от ракетной системы определенных энергетических ресурсов и весовых характеристик. Поэтому не следует думать, что для космических исследований достаточно раз и навсегда создать одну, скажем, четырехступенчатую ракету, а затем в подходящий момент осуществлять пуски к тому или иному небесному телу. Это вовсе не так. Решению каждой из перечисленных и вообще мыслимых задач подобного типа предшествуют баллистические и весовые расчеты, на основе которых в дальнейшем ведется конструкторская разработка оптимального варианта. Меняется число ступеней, разрабатываются новые или совершенствуются старые двигатели, место полезного груза занимает совершенно новая измерительная и исследовательская аппаратура, скомплектованная на автоматической станции или космическом корабле и, уж во всяком случае, составляется новая программа последовательных операций на траектории. Таким образом, каждой самостоятельной задаче соответствует своя ракетная система. Но в основе всех систем лежит неизменная или несущественно изменяемая базовая ракета, большей частью двух- или трехступенчатая. Обычно на нее возлагается задача вывести на околоземную орбиту объект заданного веса, в пределы которого должны уложиться разработчики блоков последующих ракетных ступеней и самого космического корабля.

Если число существующих типов боевых баллистических ракет с трудом поддается учету, то базовые ракеты можно в общем перечесть по пальцам. К числу их относятся такие американские ракеты, как «Атлас», «Титан», «Тор».

Не следует полагать, однако, что развитие ракетно-космических систем опирается только на модификацию боевых баллистических ракет. Космические исследования уже приобрели достаточно самостоятельное значение как для научных исследований, так и для народного хозяйства. Наиболее мощный из созданных к настоящему времени носителей «Сатурн-V» уже был спроектирован специально для решения всего навсего одной задачи — высадки человека на Луну. Сейчас программа «Апол-

лон» завершена, и основные планы дальнейшего освоения космического пространства связываются уже с созданием и отработкой универсального космического аппарата многократного использования. Не исключено вместе с тем, что и ракете «Сатурн-V» в дальнейшем может найтись подходящее дело.

Как космическая создавалась и отечественная система «Протон». Но родоначальницей всех ракетно-космических систем и исторически первой базовой ракетой была баллистическая межконтинентальная ракета, которую мы условно для сокращения будем впредь именовать СК по инициалам ее создателя. После некоторых доработок она стала первой в мире ракетой-носителем.

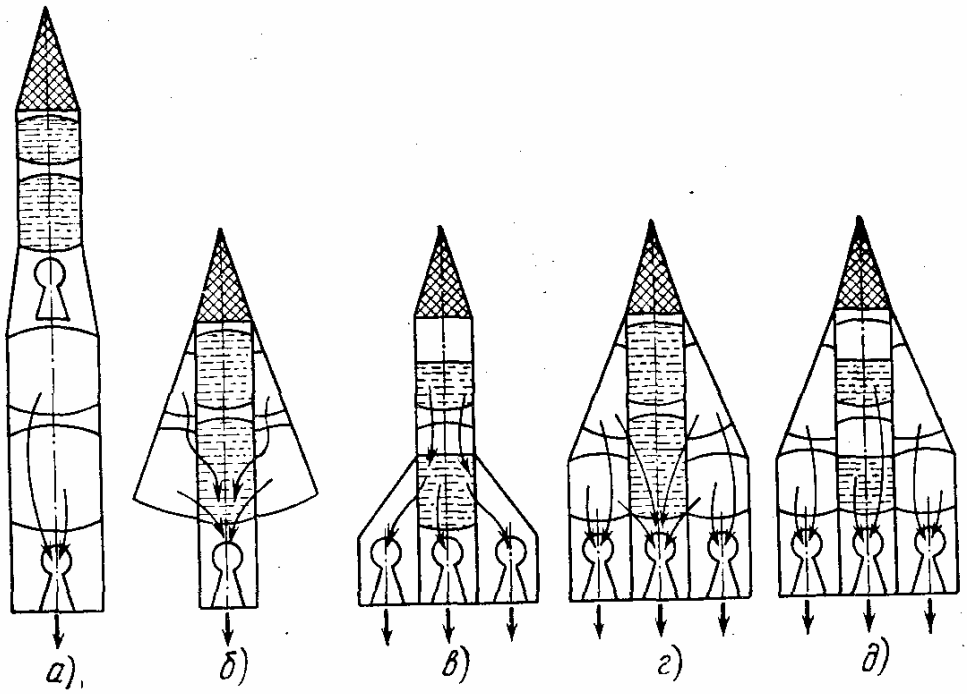


Рис. 2.9. Возможные варианты двухступенчатых схем.

Начало разработкам ракеты СК было положено в 1950 г. после поисков оптимального варианта из обширного множества компоновочных схем. Не будет преувеличением сказать, что было отвергнуто по различным соображениям несколько десятков вариантов, прежде чем сделан окончательный выбор. А выбирать было из чего. На рис. 2.9 показано в качестве примера пять характерных вариантов двухступенчатых схем (уровень заполнения баков соответствует моменту отделения блоков первой ступени). Обычная схема поперечного деления (*а*) отпала в основном по соображениям затруднений при транспортировке. Схема (*б*) с одним двигателем, расходующим топливо отбрасываемых баков, — фактически схема одноступенчатой ра-

кеты. Этот крайний случай для ракеты, стартующей с Земли, носит лишь иллюстративный характер. Вариант с подвесными двигателями первой ступени (*в*) является вполне реализуемым и, в частности, был принят в США при создании баллистической ракеты «Атлас». Наиболее перспективной представляется пакетная схема с использованием топлива блока первой ступени для одновременной работы двигателя блока второй ступени (*г*). Однако она таит в себе большие трудности разъема и последующей герметизации трубопроводов при разделении ступеней. В итоге была выбрана схема (*д*), где все двигатели блоков и первой и второй ступени работают, начиная со старта, а боковые блоки отбрасываются, как только будет израсходован имеющийся на них запас топлива.

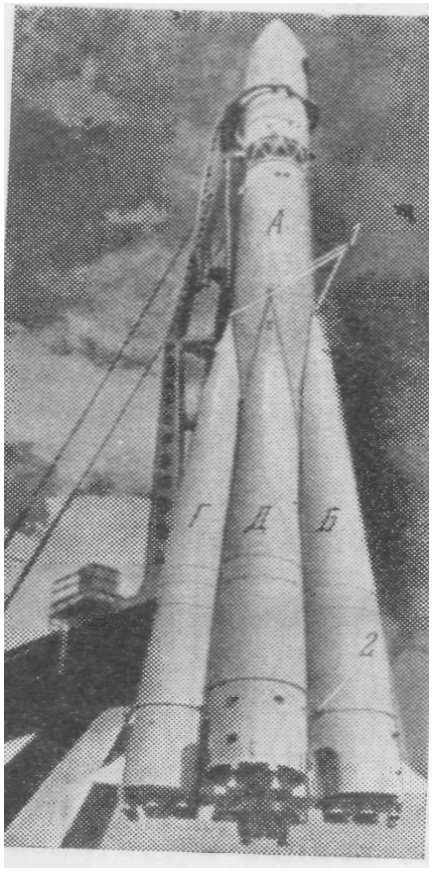


Рис. 2.10. Ракетная система «Восток» на установщике: *1* — силовые узлы крепления боковых блоков, *2* — нижний узел крепления блоков.

В годы создания СК еще не существовало самого понятия ракетной системы. По общим представлениям эта ракета была не более как новая, совершенная, с бóльшим стартовым весом, большей дальностью и грузоподъемностью. Мало кто, кроме ведущих создателей ракеты, представлял себе, что это — качественный скачок, что впервые создается основа серии ракетно-космических систем.

Сейчас внешний облик космической ракеты СК известен каждому. Но на широко известных фотографиях и доступных всем экспозициях дается не собственно базовая ракета, а одна из созданных на ее основе ракетно-космических систем — обычно «Союз» или «Восток» (рис. 2.10).

Двухступенчатая базовая ракета продольного деления состоит из центрального блока *А* и четырех боковых *Б*, *В* (на рис. не виден), *Г* и *Д*, представляющих собой блоки первой ступени. Длина центрального блока 28 *м*, боковых — 19 *м*, а диаметр каждого блока приближается к 3 *м*. Передача усилий от боковых блоков на центральный осуществляется через силовой пояс, на котором укреплено четыре башмака *1*, в пазы которых входят оголовки боковых блоков. Эти четыре силовых узла представляют собой и опорные точки для собранной и установленной на старте ракеты. Внизу, на стыке топливных и двигательных отсеков имеются поперечные стяжки. На рис. 2.10 виден узел их крепления *2*

на одном из боковых блоков. Стяжки не передают осевой силы, а обеспечивая кинематическую неизменяемость пакета, воспринимают только поперечные нагрузки.

Для разделения ступеней двигатели боковых блоков переводятся на режим пониженной тяги, управляющие камеры выключаются, а нижние поперечные стяжки пакета разрываются пирозарядами.

Тяга боковых двигателей создает момент относительно опорных узлов. В результате нижняя часть пакета раскрывается (рис. 2.11, *а*). Двигатель блока *А*, работающий с момента старта, уводит центральную часть вперед, и боковые блоки отстают. Чтобы их полностью отвести в сторону, используется давление наддува, еще сохраняющееся в верхних кислородных баках боковых блоков. Как только сферические головные наконечники боковых блоков выйдут из силовых гнезд *1* (рис. 2.10) и освободят имеющиеся там электроконтакты, открываются сопловые крышки в верхней части боковых блоков, и давление стравливается (рис. 2.11, *б*). В результате возникает небольшая реактивная сила, достаточная, чтобы отделяемый блок развернулся и был полностью отведен на безопасное расстояние (рис. 2.11, *в*).

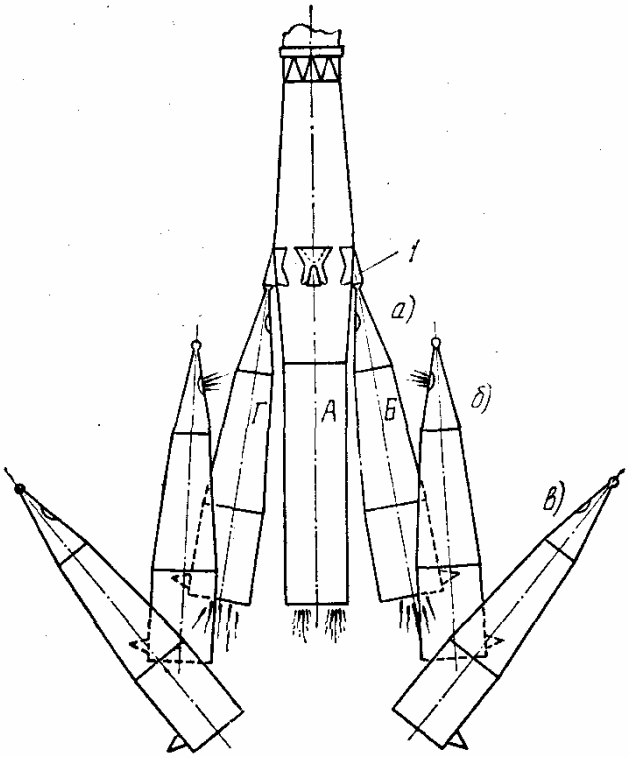


Рис. 2.11. Схема отделения боковых блоков ракеты СК.

Основные топливные компоненты, керосин и жидкий кислород, располагаются соответственно в нижнем и верхнем баках каждого блока, а под третий, уже знакомый нам вспомогательный компонент для системы подачи — перекись водорода — предназначена емкость кольцевого цилиндрического бака, установленного непосредственно над рамой двигателя. Через его центральное отверстие свободно пропускаются топливные магистрали, идущие от основных баков к ТНА. Под приборы стабилизации и автоматики в верхней части центрального блока отводится небольшой отсек над кислородным баком, а кабельная сеть проложена на внешней поверхности центрального блока и прикрыта обтекателем.

На блоках первой ступени установлены двигатели РД-107 конструкции ГДЛ-ОКБ, каждый из которых имеет четыре главные камеры и две управляющие. Последние жестко связаны друг с другом и поворачиваются как одно целое. Конструкция двигателя РД-108 центрального блока аналогична РД-107, но двигатель имеет не две, а четыре независимо поворачивающиеся камеры для управления центральным блоком после отделения боковых блоков, а кроме того, двигатель РД-108 рассчитан на больший ресурс; время его работы, начиная со старта, — 300 *сек*,

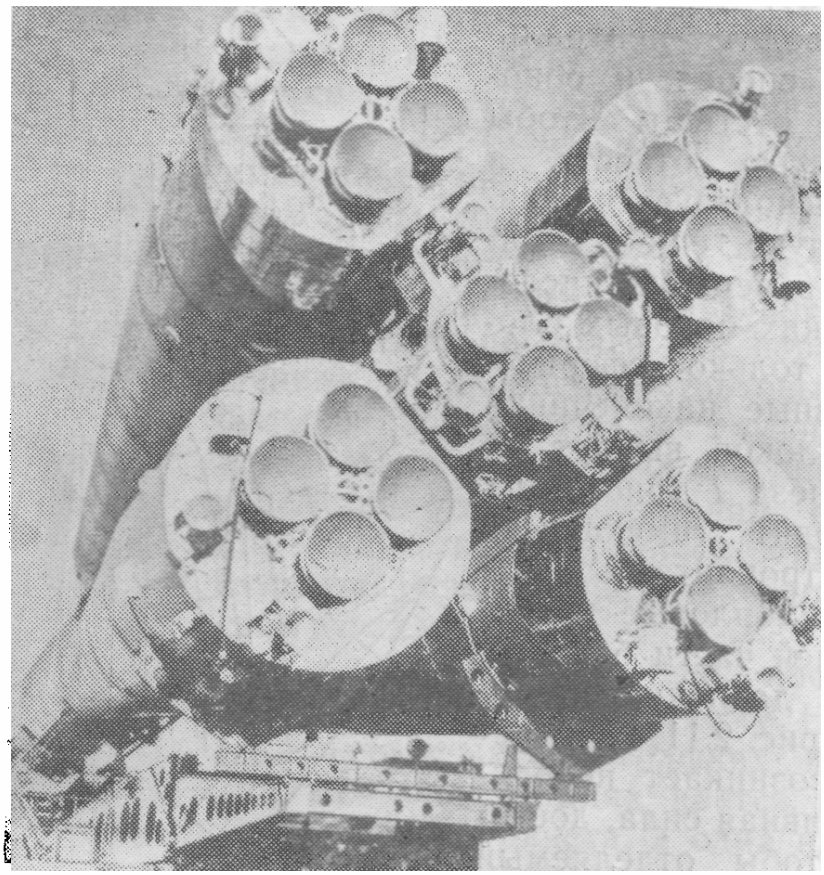


Рис. 2.12. Основные и управляющие камеры ракеты СК.

а боковых двигателей — 130 *сек*. Таким образом, в пакете имеется всего 32 камеры, из них 20 главных и 12 управляющих (рис. 2.12). После отделения боковых блоков остаются четыре главные и четыре управляющие камеры. Суммарная пустотная тяга двигателей всего пакета составляет примерно 500 *тс* при общем стартовом весе ракеты около 300 *тс*.

Кислородно-керосиновое топливо, к которому можно было перейти только на достаточно высоком конструкторском и технологическом уровне двигателестроения, обеспечило в данном случае 314 единиц пустотной удельной тяги. Такая цифра и по сей день считается достаточно высокой, хотя к настоящему вре-

мени на том же топливе уже работают двигатели и с лучшими показателями.

Вместе с тем следует помнить, что удельная тяга является хотя и решающим показателем качества ракетного двигателя, но не единственным. Есть еще один, столь же важный показатель, о котором мы пока не говорили. Это — надежность. Понятие надежности свойственно, конечно, не только двигателю, но и вообще любому установленному на ракете агрегату и ракете в целом (а, вообще говоря, — и не только ракете). Надежность является в конечном итоге статистической характеристикой и определяется отсутствием непредвиденных отказов при эксплуатации. Борьба за надежность ведется на всех стадиях создания машины. Конструктор, основываясь на логике, на накопленном опыте, на выработавшейся сноровке, и, наконец, на интуиции, избегает решений, чреватых опасностью отказа. Громадную роль играют используемые технологические приемы и вообще культура производства. Надежность проверяется на стадии поагрегатных испытаний и при опытных пусках, и наконец в результате длительной эксплуатации получает свою окончательную оценку, выраженную в основном общественным признанием и доверием.

Двухступенчатая ракета, о которой сейчас идет речь, оказалась очень надежной. Именно это обеспечило ей столь почетное долголетие, и именно она — эта ракета — лежала в основе всех тех ракетных систем, при помощи которых в Советском Союзе были выведены на орбиту пилотируемые космические корабли. Она настолько отлажена и доведена, что практически не дает отказов и ей с полным основанием можно доверять многое. Поэтому, когда мы говорим, что уже созданы конструкции двигателей с большей удельной тягой, что созданы мощные ракеты с бо́льшими энергетическими возможностями, не следует это понимать как намек на то, что от старого носителя можно так просто отказаться.

С помощью ракеты СК был выведен на орбиту первый искусственный спутник Земли, а затем и второй — с собакой Лайкой и третий — автоматическая лаборатория весом 1300 *кгс*. В то же время двухступенчатая ракета СК, не обладая достаточной мощностью для решения более сложных задач, открыла возможности для создания гаммы ракетных систем. Их эволюция схематически представлена на рис. 2.13.

Установленный на центральном блоке *А* дополнительный блок *Е* с однокамерным жидкостным двигателем и четырьмя управляющими камерами повышает энергетические возможности ракеты, что позволяет, с одной стороны, увеличить массу выводимых на орбиту аппаратов, а с другой, — более легким аппаратам сообщить скорость, близкую ко второй космической. С помощью блока *Е* осуществлены первые пуски относительно

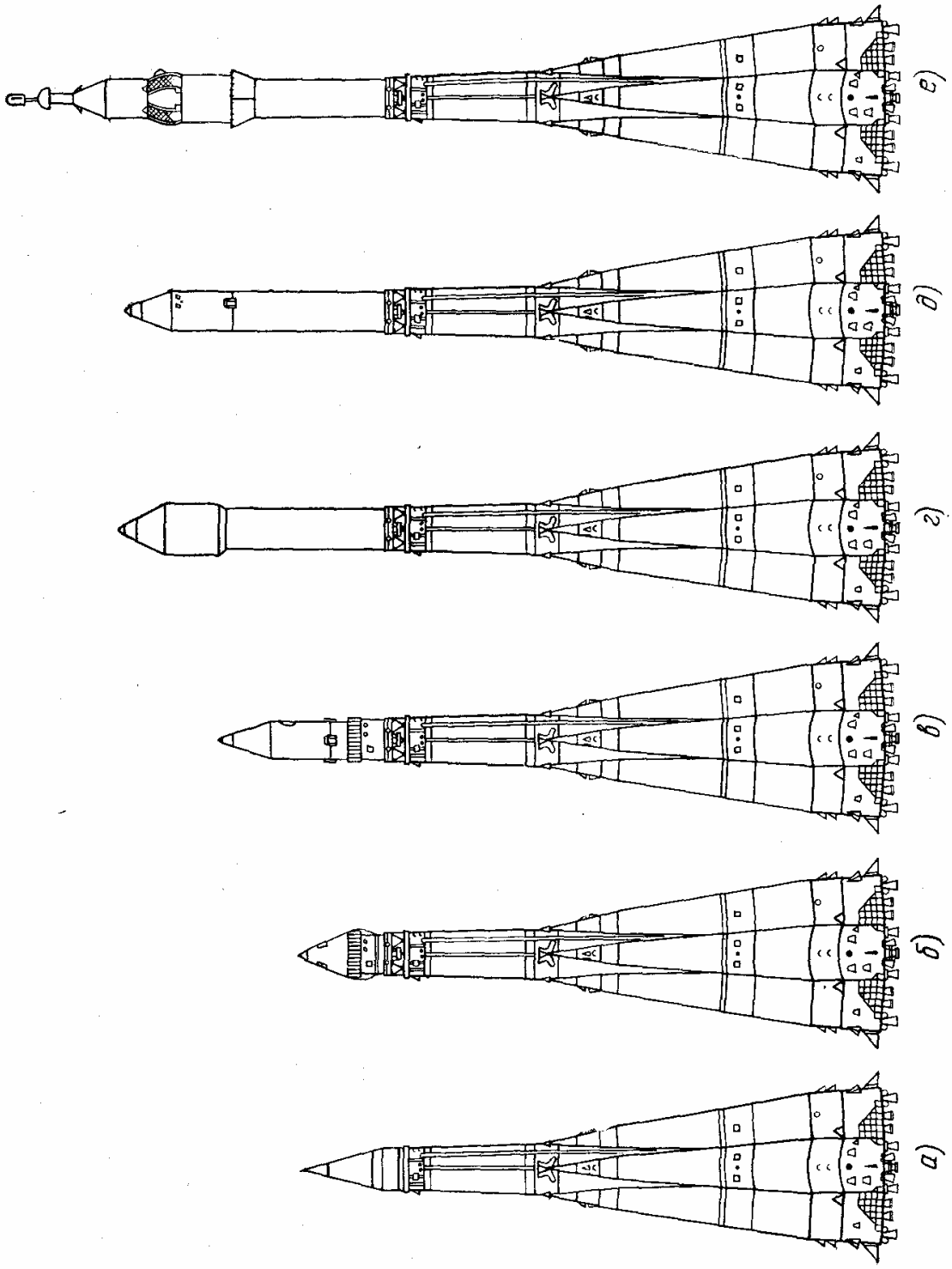


Рис. 2.13. Основные ракетные системы, созданные на базе ракеты СК:
а) простейший спутник, *б)* «Луна», *в)* «Восток», *г)* «Молния», *д)* «Восход», *е)* «Союз».

небольших (до 300 *кг*) автоматических станций к Луне. На ее поверхность в сентябре 1959 г были впервые доставлены вымпелы Советского Союза, а через три недели осуществлено первое фотографирование обратной стороны Луны.

Одновременно блок *Е* стал основой для создания прославленной системы «Восток» (рис. 2.13, *в* и 2.14), при помощи которой был осуществлен первый полет человека в космос — полет Юрия Гагарина. На ракетной системе «Восток» в 1961—63 гг. совершили орбитальные полеты первые шесть советских космонавтов.

Значение системы «Восток», однако, не исчерпывается тем, что человек впервые освободился от оков земного тяготения. Есть еще и чисто инженерно-технические и научные аспекты этого достижения. С созданием этой ракетной системы родилось новое техническое направление: «космические корабли», появились на свет и начали развиваться такие области технического и научного творчества, как жизнеобеспечение, космическая навигация и многие другие, а в космос, образно говоря, была выведена биология, медицина, психология, а несколько позже и астрономия, метеорология, связь.

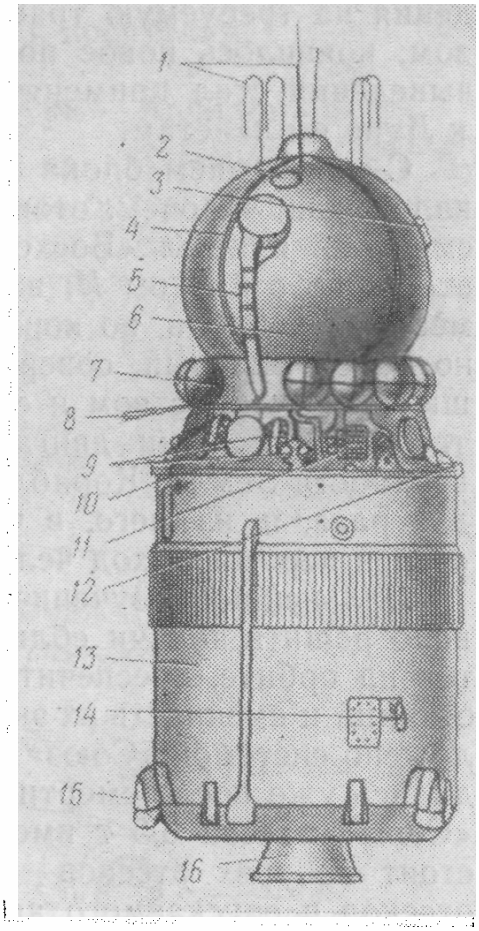


Рис. 2.14. Последняя ступень и космический корабль системы «Восток»: *1* — антенны системы командных радиолиний, *2* — иллюминатор, *3* — иллюминатор с оптическим ориентатором, *4* — стяжные ленты, *5* — кабель-мачта, *6* — спускаемый аппарат, *7* — баллоны пневмосистемы, *8* — ленточные антенны, *9* — управляющие сопла, *10* — приборный отсек, *11* — элементы пневмосистемы, *12* — датчик солнечной ориентации, *13* — последняя ступень ракеты-носителя, *14* — петлевая антенна, *15* — рулевые двигатели, *16* — сопло двигателя последней ступени.

Блок *Е* представлял собой только первый шаг. Ракета СК оказалась в состоянии принять на себя и более мощную третью ступень, а следом за ней — и четвертую. Так появились последовательно соединенные блоки *И* и *Л*, и родилась четырехступенчатая ракетная система «Молния», предназначенная для исследования ближайших к Земле планет Солнечной системы. Разработка этих блоков велась почти одновременно, а первое, полностью успешное испытание системы было осуществлено в феврале 1961 г. пуском станции «Венера-1». Одновременно этот пуск знаменовал собой и новое достижение

ракетной техники — запуск двигателя блока *Л* производился не сразу после окончания работы двигателя блока *И*, а на первом витке низкой орбиты искусственного спутника Земли, что необходимо было для реализации энергетически оптимального выведения на требуемую траекторию полета к Венере. Таким образом, появилось новое понятие — старт с орбиты. Такой способ выведения стал применяться и для всех последующих полетов к Луне и планетам.

С появлением блока *И* старый блок *Е* больше не использовался, как, впрочем, отошла в прошлое и система «Восток». На смену ей пришел «Восход» — аналогичная трехступенчатая система, но с блоком *И*, на котором был установлен новый трехместный корабль, по конструкции близкий к кораблю «Восток», но более тяжелый, совершенный и снабженный наряду с парашютным устройством и системой мягкой посадки — тормозными твердотопливными двигателями, включающимися у самой поверхности Земли. Корабль «Восход» выводился на орбиту всего два раза, и из него, в частности, в марте 1965 г. был осуществлен первый выход человека в скафандре в открытый Космос.

Дальнейшее изучение околоземного пространства потребовало решить задачи сближения и стыковки космических объектов на орбите, обеспечить создание долговременных обитаемых станций и сменность их экипажей. Начало этим работам было положено системой «Союз» (рис. 2.13, *е*), испытания которой проводились уже после смерти С. П. Королева. Космический корабль «Союз» массой 6,5 *т* имеет внутренний объем около 9 $м^3$ и состоит из трех отсеков — орбитального и приборно-агрегатного отсеков и спускаемого аппарата, который обеспечивает возвращение космонавтов на Землю. Спускаемый аппарат позволяет изменением своего пространственного положения относительно встречного потока регулировать траекторию спуска и снизить тем самым возникающие перегрузки. Система «Союз» содержит в своем комплекте и так называемую систему аварийного спасения (*САС*). Это — самая верхняя надстройка над ракетной системой, показанной на рис. 2.13, *е*. *САС* обеспечивает безопасность экипажа в случае любой аварийной ситуации на старте или в полете на участке выведения. Основным силовым элементом *САС* является пакет твердотопливных двигателей, отводящих космический корабль от потерпевшего аварию носителя с последующим отделением спускаемого аппарата и спуском его на парашютах.

Корабль «Союз» может быть снабжен стыковочным устройством, позволяющим соединять на орбите космические корабли и станции в единую космическую систему. Разработка совместимых стыковочных узлов, а также аппаратуры взаимного поиска, сближения, причаливания и шлюзовых переходных уст-

ройств позволила выполнить в 1975 г. первую международную экспериментальную программу «Аполлон — Союз» (ЭПАС).

Эти и им подобные вопросы, однако, относятся к сфере чистой космонавтики и затрагивают в основном проблематику космических кораблей. Поэтому вернемся к носителям.

Ракетно-космическая система «Сатурн — Аполлон»

Для решения таких сложных задач, как полет человека к Луне, а тем более — к Марсу, необходимы более мощные ракеты, нежели **Ф1**, другой стартовый вес, другие удельные тяги, другая автоматика и более развитая система управления и навигации.

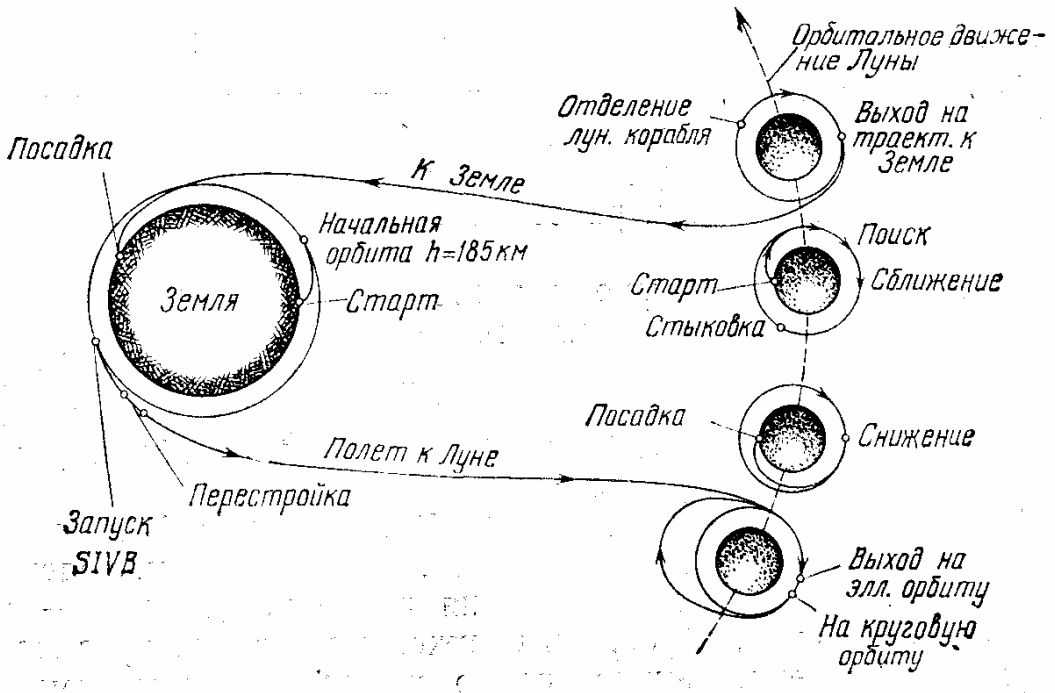


Рис. 2.15. Последовательность операций при полете корабля «Аполлон» к Луне.

Американская космическая программа была рассчитана на полет трех астронавтов с высадкой двух из них на поверхность Луны. Для решения этой задачи была создана ракета-носитель «Сатурн-V» и космический корабль «Аполлон». Эта программа, бесспорно, носила престижный характер, и на ее выполнение ушло более десяти лет научных изысканий и конструкторских разработок.

Обратимся сначала к общей схеме (рис. 2.15) лунной экспедиции.

Первый этап — старт с Земли и выход на околоземную орбиту. Второй — переход с начальной орбиты на траекторию полета к Луне с последующей коррекцией этой траектории. Третий — торможение у Луны и выведение корабля на окололунную (селеноцентрическую) орбиту. Здесь функции членов экипажа разделяются. Два астронавта переходят из командного отсека

космического корабля в специальный лунный корабль, который отделяется от основного и совершает посадку на поверхность Луны. Третий астронавт несет свою службу на орбите. После выполнения предусмотренных программой работ на Луне астронавты при помощи взлетной ступени того же лунного корабля стартуют с Луны и выходят на орбиту, близкую к той, на которой находится их товарищ. Затем производится сближение, причаливание и стыковка кораблей на орбите. Экипаж воссоединяется, лунный корабль отбрасывается, а астронавты, включив двигательную установку, сообщают кораблю дополнительную скорость и переводят его на траекторию полета к Земле. По пути к Земле проводится коррекция условий входа в атмосферу. Далее следует торможение в атмосфере и спуск обитаемого отсека на парашютах.

Первый вопрос, который возникает при рассмотрении этой и любой другой схемы, заключается, естественно, в том, какой же начальный вес должны иметь основные блоки ракетной системы и каким стартовым весом ракеты-носителя обернется это космическое путешествие.

Сравнительно автономно для этой схемы определяется вес лунного корабля. Он должен обеспечить спуск и мягкую посадку на Луну и возвращение на селеноцентрическую орбиту. Первая космическая скорость для Луны составляет всего 1,7 *км/сек*, и это упрощает задачу. Но на Луне отсутствует атмосфера, и скорость при спуске может быть погашена только ракетным двигателем. Топливные компоненты, по-видимому, должны быть высококипящими. Более чем трое суток полета до Луны и, скажем, сутки пребывания на ее поверхности — срок достаточно большой, и уберечь сжиженные газы от чрезмерных потерь на испарение можно только специальными мерами. Но удельная тяга, которую можно получить на высококипящих компонентах, как правило, ниже, чем на низкокипящих. Таким образом, на ту удельную тягу, которую дают низкокипящие компоненты, рассчитывать не следует.

Целесообразной для лунного корабля является двухступенчатая схема. Первая ступень — спуск и посадка, вторая — взлет и стыковка с основным блоком на орбите. Общий вид лунного корабля представлен на рис. 2.16. Корабль свободен от каких бы то ни было аэродинамических обводов. Конструкция — чисто космическая. Проектанты уложились в 14,5 *тс*. Этот вес входит только как одна из составляющих в тот полезный груз, который должен быть выведен ракетой-носителем на околоземную орбиту и дальше — на траекторию полета к Луне.

Обитаемый корабль или, как его называют, командный отсек (модуль), должен обеспечить относительно сносное существование астронавтов в течение 8—12 суток и иметь необходимую

теплозащиту для спуска в земной атмосфере. Вес этого отсека составляет 5,6 *тс*. Он имеет форму конуса со сферическим днищем. По своей форме командный отсек напоминает снятую с автомашины фару и потому называется иногда «фарообразным» (рис. 2.17).

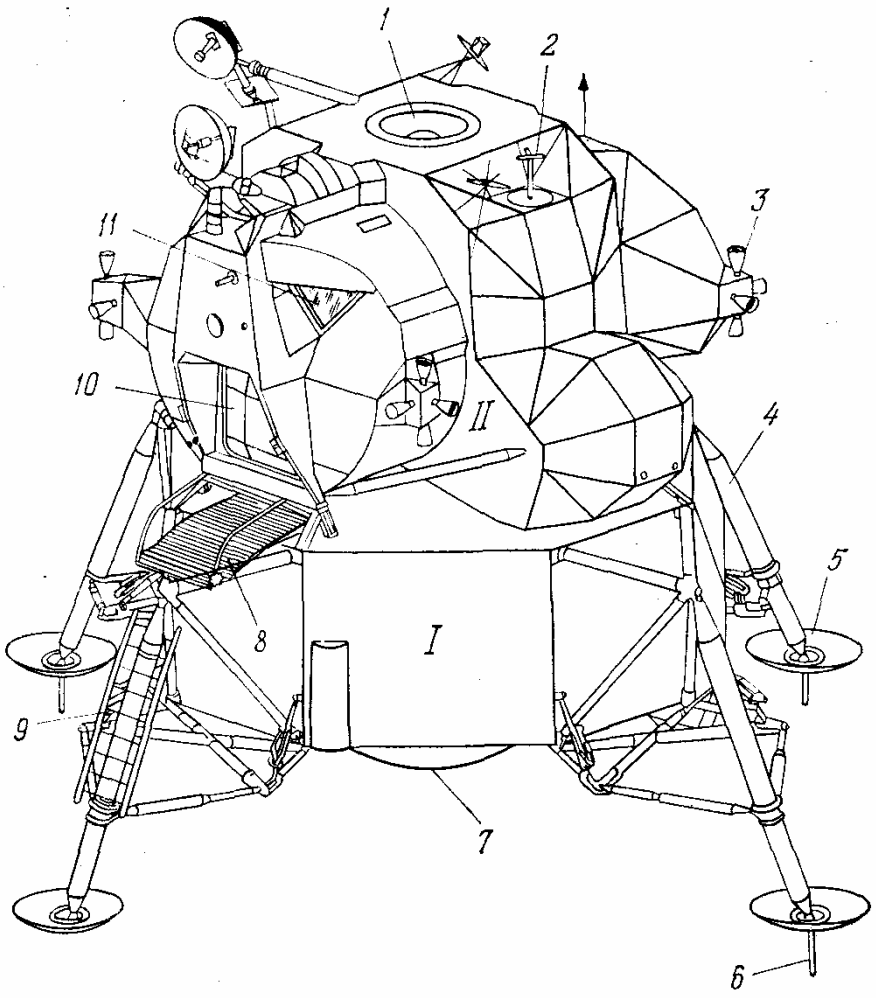


Рис. 2.16. Лунный корабль (*I* — посадочная ступень, *II* — взлетная ступень); *1* — стыковочный узел, *2* — стыковочный прицел, *3* — блок двигателей ориентации, *4* — посадочное шасси, *5* — посадочная пята, *6* — щуп, сигнализирующий о контакте с лунной поверхностью, *7* — посадочный ЖРД, *8* — выходная платформа, *9* — лестница, *10* — передний люк, *11* — окно.

И наконец, в состав полезного груза при выведении корабля к Луне надо включить ракетный блок с двигательной установкой и с запасом топлива для коррекции на траектории, для торможения у Луны и последующего разгона при возвращении на Землю с селеноцентрической орбиты. При этом опять же надо ориентироваться на компоненты не только высококипящие, но и самовоспламеняющиеся, обеспечивающие простоту многократного запуска. Этот так называемый служебный (двигательный) отсек весит около 23 *тс*. Служебный отсек вместе с пристыкованным к нему командным отсеком (рис. 2.18) называется основным блоком.

Перечисленные три отсека должны быть связаны общей компоновкой в единый корабль (рис. 2.19) весом около 45 *тс*, которому ракета-носитель должна сообщить скорость 10,8 *км/сек* ($v_x \approx 12{,}5$ *км/сек*), необходимую для полета к Луне.

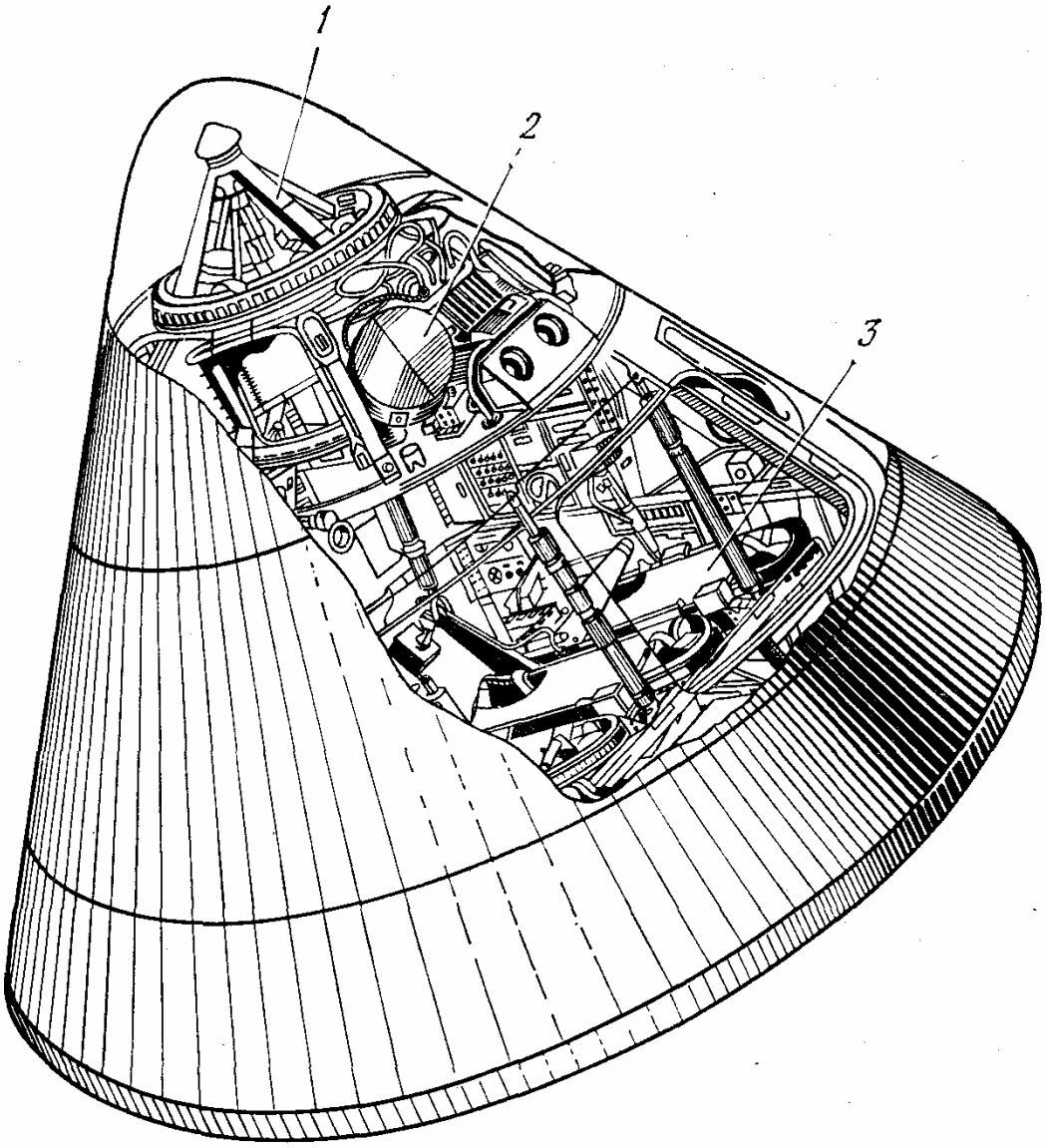


Рис. 2.17. Командный отсек корабля «Аполлон»: *1*—стыковочный узел, *2*—парашютная система, *3*—рабочие места экипажа.

Сразу же надо сказать, что представленная, кажущаяся экстравагантной, компоновка трех блоков является более приемлемой, чем другие. Она обеспечивает нормальную работу двигателя (рис. 2.19) при коррекции траектории и при торможении у Луны, а также допускает свободный переход астронавтов через люк из командного отсека в лунный корабль перед его отделением и после стыковки. Но в то же время такая компоновка абсолютно неприемлема для выведения на околоземную орбиту. При такой связке блоков не остается места для системы

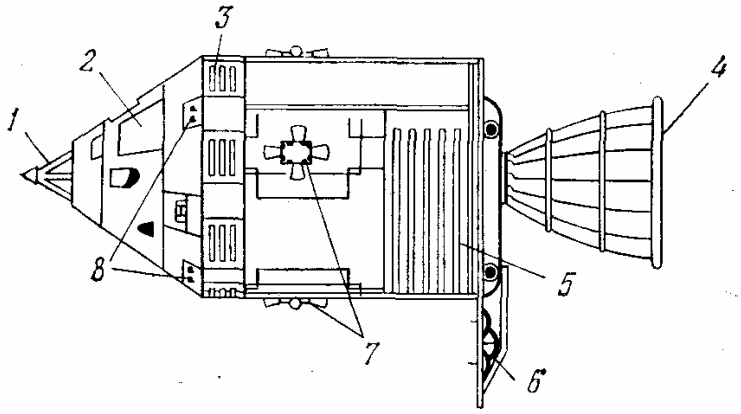


Рис. 2.18. Служебный и командный отсеки корабля «Аполлон»: *1*—стыковочный узел, *2*—боковой люк, *3*—радиаторы системы энергопитания, *4*—сопло маршевого двигателя, *5*—радиаторы системы терморегулирования, *6*—антенна, *7*—вспомогательные двигатели, *8*—двигатели системы управления.

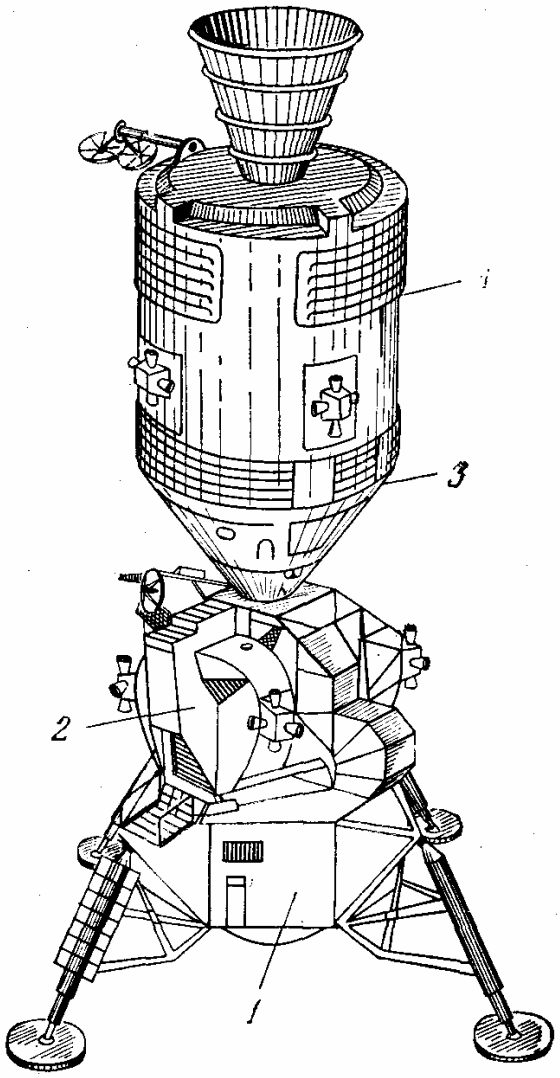


Рис. 2.19. Компоновка корабля «Аполлон»: *1*—посадочная ступень лунного корабля, *2*—взлетная ступень лунного корабля, *3*—командный отсек, *4*—служебный отсек.

аварийного спасения (*САС*), а главное — такое соединение является противоестественным для силовой схемы лунного корабля. Действительно, если выводить лунный корабль «ногами вперед», то его вес, увеличенный в несколько крат возникающей перегрузкой, должен восприниматься как раз наиболее тонкой и ажурной конструкцией блока взлетной лунной ступени *2* и двигательного отсека *4*.

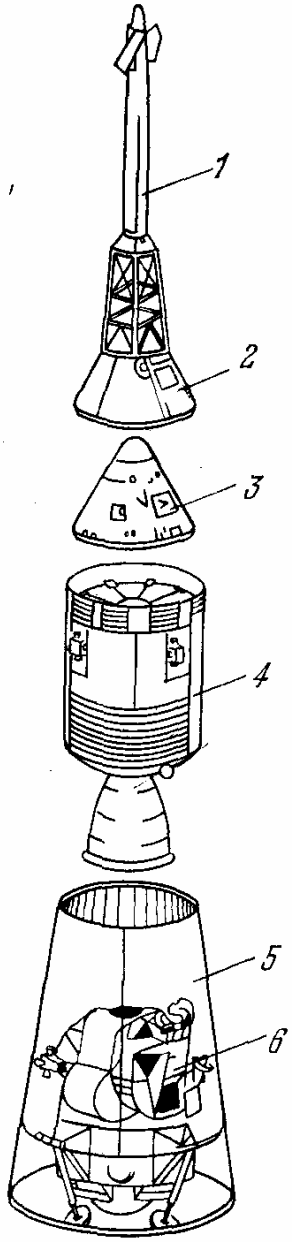


Рис. 2.20. Компоновка корабля «Аполлон» на участке выведения: *1* — система аварийного спасения, *2* — предохранительный конус, *3* — командный отсек, *4* — служебный отсек, *5* — переходник, *6* — лунный корабль.

Поэтому для участка выведения предусмотрена иная компоновка, показанная на рис. 2.20. Ее суть понятна без объяснений. Здесь лунный корабль устанавливается внутри переходного отсека, передающего осевую силу. Такое решение полностью согласуется с силовой схемой, но вместе с тем корабль «Аполлон» в целом лишается комплектности. Поэтому в программу полета вводится операция траекторной перестройки отсеков. Система аварийного спасения отбрасывается еще на участке выведения до выхода на околоземную орбиту. Когда корабль после старта с начальной орбиты уже получил необходимую скорость и взял курс на Луну, астронавты отделяют основной блок от переходника третьей ступени, отводят его метров на 15 в сторону и разворачивают на 180°. Переходник разделяется по продольным разъемам и отбрасывается. Затем производится стыковка с лунным кораблем, в результате чего и образуется та самая компоновка, которая была представлена на рис. 2.19. После стыковки последняя ступень носителя отделяется (рис. 2.21), а корабль «Аполлон» в полном комплекте продолжает полет к Луне.

Итак, скомпонованный 45-тонный корабль в начале своего полета к Луне имеет начальную скорость 10,8 *км/сек*. Но до этого он находился на околоземной орбите, где его скорость составляет 7,8 *км/сек*. Для увеличения скорости на 3 *км/сек* или увеличения v_x на 3,2 *км/сек* опять же нужен двигатель и запас топлива, что означает дальнейшее наращивание веса по мере того, как мы в своем описании приближаемся к начальным условиям полета.

Расчеты (не очень простые) показывают, что носитель должен для этого вывести предварительно на начальную орбиту

примерно 130 *т* полезного груза. Если же перейти к стартовому весу ракеты, то при самых высоких удельных тягах, которые могут быть обеспечены современным топливом, стартовый вес носителя приближается к 3000 *тс*. В пятидесятых годах, когда создавалась ракета СК, 300 *тс* ее стартового веса представлялись как полусказочная вершина технических возможностей. За десять прошедших лет стартовый вес, как видим, увеличился в десять раз. Новым носителем с таким стартовым весом и явилась ракета «Сатурн-V».

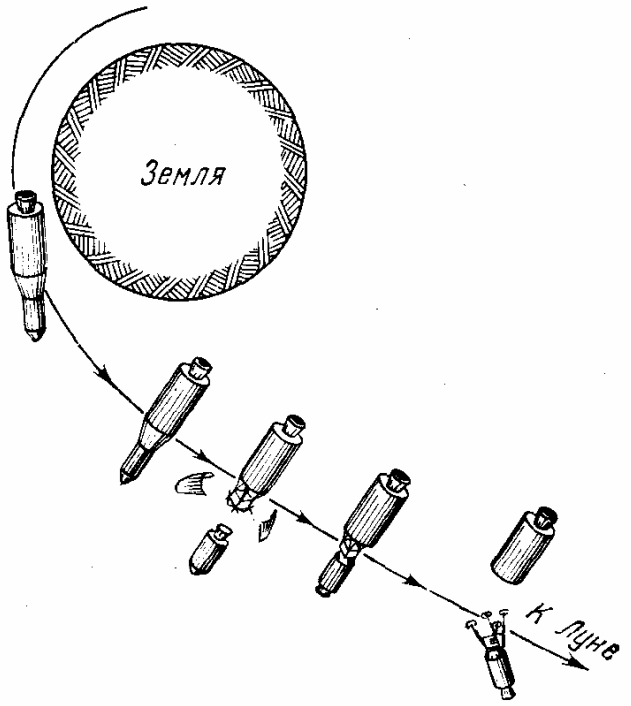


Рис. 2.21. Схема перестройки отсеков системы «Аполлон» на траектории полета к Луне.

Ракета-носитель «Сатурн-V»

Ракета имеет три последовательно соединенные ступени. Ее основные размеры даны на рис. 2.22.

Уникальность этого сооружения заключается не только в его абсолютных размерах, но и в масштабах проводившихся работ. Создание этой ракеты вызвало к жизни множество разнообразных новинок в принципах самого замысла, в силовой конструкции, в двигательной части, в технологии, в системе управления, в способах испытания, освоения и доводки, в стартовой подготовке, контроле и во многих областях, соприкасающихся с ракетной техникой. Многие из этих вопросов настолько специальны, что представляют чисто профессиональный интерес, и о них здесь говорить неуместно. О некоторых будет сказано в последующих главах. Однако есть и общие вопросы, на которые следует обратить особое внимание.

Для такой сложной и ответственной ракеты, как «Сатурн-V», процесс отладки и доводки был бы более длительным и дорогостоящим, если бы проектанты не пошли на создание двух предварительных вариантов двухступенчатых ракет «Сатурн-I» и «Сатурн-IB». Таким образом, под индексом «Сатурн» понимается не только носитель для корабля «Аполлон», а серия из трех типов ракет. Ракета «Сатурн-I» сыграла в данном случае роль такого же трамплина при переходе к «Сатурну-V», как в свое время ракета В2А при переходе к схеме с несущими баками. Она так же, выполнив свое назначение, отошла в прошлое. Моди-

фикация же «Сатурн-IB» приобрела и самостоятельное значение, как носитель для выведения на низкую орбиту меньших по весу кораблей. В частности, для выполнения программы «Аполлон-Союз» достаточно было воспользоваться именно этой ракетой, а не столь тяжелой, как «Сатурн-V». Однако проводя эту историческую аналогию между «Сатурном-I» и B2A, не следует забывать и о масштабах. «Сатурн-1» выводил на орбиту 10 *т*, а «Сатурн-IB» выводит 18 *т*. По мощности это соответствует примерно ракетам СК и носителю системы «Протон».

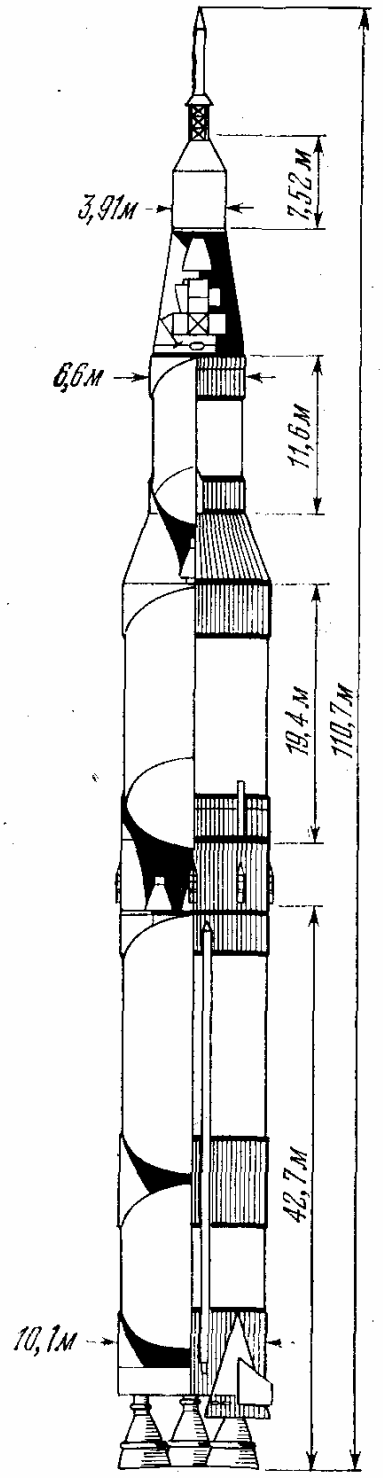


Рис. 2.22. Общий вид ракеты «Сатурн-V» с кораблем «Аполлон».

В идее создания предварительных модификаций серии «Сатурн» есть еще один чрезвычайно важный аспект. Вторая ступень ракеты «Сатурн-I» была запланирована как третья для «Сатурна-V». Пройдя первые испытания на ракете «Сатурн-I», она видоизменилась и заняла место второй ступени на «Сатурне-IB» под индексом SIVB, а затем без существенных изменений, как полностью отлаженный и надежный агрегат, была установлена на «Сатурне-V». Такая тщательная и длительная доводка была необходима в связи с новизной и недостаточной изученностью низкокипящего топлива кислород + водород, которое уже давно привлекает внимание своими высокими энергетическими характеристиками, но освоение которого связано с большими трудностями. И еще одна особенность. Двигатель ступени SIVB по программе «Аполлон» запускается дважды с довольно длительным перерывом. Две первые ступени «Сатурна-V» еще не обеспечивают выведение корабля на околоземную орбиту. Надо, чтобы еще и третья ступень проработала примерно 150 *сек*, и только после этого будет достигнута необходимая орбитальная скорость. Но на этой орбите, называемой начальной орбитой, надо задержаться примерно на два с половиной часа, чтобы стартовать в той точке, которая отвечает траектории полета к Луне с минималь-

ной характеристической скоростью на участке разгона. За это время проводится заключительная, предусмотренная программой полета проверка системы управления и элементов автоматики всех систем корабля — в предстоящем полете любой отказ мог бы обернуться для экипажа трагической безвыходностью. Естественно, что во время пребывания на начальной орбите двигатель выключен. После проведения необходимых операций и вычисления момента запуска двигатель снова включается и за 300 *сек* непрерывной работы выводит корабль на траекторию полета к Луне.

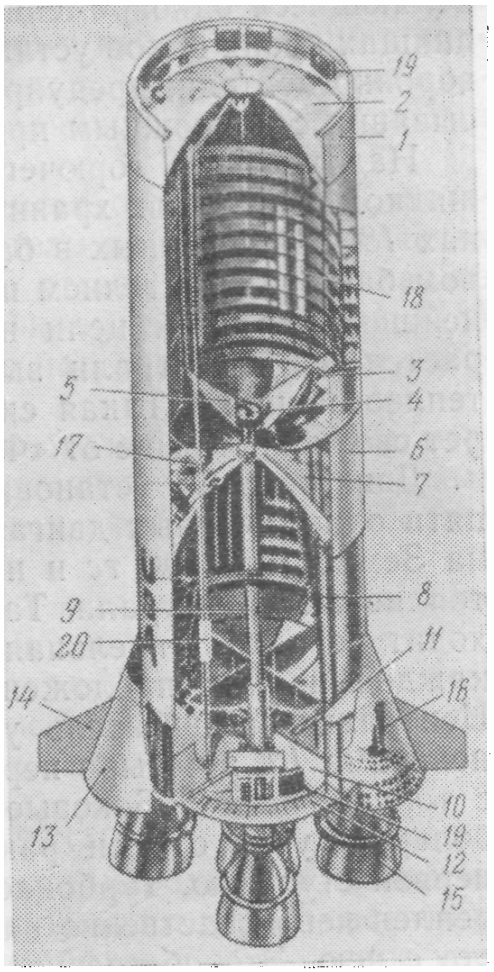


Рис. 2.23. Блок первой ступени ракеты «Сатурн-V». *1* — переходник, *2* — бак окислителя, *3* — демпферы колебаний окислителя в баке, *4* — устройство, предотвращающее образование воронки на входе в трубопровод, *5* — крестообразная перегородка, *6* — переходник между баками, *7* — бак горючего, *8* — тоннель для трубопровода окислителя, *9* — трубопровод окислителя (внутри тоннеля), *10* — рама двигательной установки, *11* — верхнее кольцо рамы двигателей, *12* — нижнее кольцо рамы двигателей, *13* — обтекатель периферийного двигателя, *14* — лопасть стабилизатора, *15* — двигатель F1, *16* — тормозной двигатель, *17* — трубопровод газообразного кислорода, *18* — баллоны с гелием, *19* — блок аппаратуры, *20* — тоннель.

Отработка кислородно-водородной ступени, да еще и с повторным запуском двигателя — серьезная инженерная задача, и многое отлаживалось не только на стенде, но и на опытных модификациях «Сатурн-I и IB», а в дальнейшем и при беспилотных пусках носителя «Сатурн-V».

Блок первой ступени ракеты «Сатурн-V» имеет весьма внушительные размеры — 42,5 *м* в длину и 10,1 *м* в диаметре (рис. 2.23). В бак окислителя *2* заливается 1400 *т* жидкого кислорода, а в бак горючего 7—600 *т* керосина. В верхней части бака окислителя имеется переходник *1* для стыковки со второй ступенью ракеты. В средней части корпуса имеется межбаковый отсек *6*. Как и во всех ракетах, пространство между баками и между ступенями используется для размещения аппаратуры.

Обечайки обоих баков имеют продольные подкрепления с Т-образным поперечным сечением, полученным фрезерованием из листов с исходной толщиной 51 *мм*. Оставленная в промежутках между стрингерами оболочка в баках горючего и окислителя имеет толщину 6,3 и 4,6 *мм* соответственно. Нижняя часть бака

горючего для более равномерной раздачи усилий от двигателя выполнена с переменной толщиной. В баках установлены широкие шпангоуты, выполняющие не только силовые функции, но и являющиеся одновременно гасителями колебаний жидкости. На днищах обоих баков установлены крестообразные перегородки — воронкогасители, предупреждающие образование вихревого всасывания с возможным прорывом газа из бака в двигатель.

Наддув бака горючего осуществляется гелием, который в жидком состоянии хранится под высоким давлением в баллонах *18*, размещенных в баке окислителя. В самом же кислородном баке наддув гелием производится только на старте. В дальнейшем для этой цели используется кислород, который отбирается из магистрали высокого давления и газифицируется в теплообменнике. Такая система наддува кислородного бака берет свое начало еще от «Фау-2».

Двигательная установка первой ступени скомплектована из пяти однокамерных двигателей F1 *15*, каждый из которых дает на Земле тягу 690 *тс* и имеет собственный ТНА и собственные топливные магистрали. Таким образом, через бак горючего проходит не одна тоннельная труба, как обычно, а пять, и внутри каждой из них проложена с зазором магистраль окислителя. Центральный двигатель укреплен неподвижно на крестообразной раме *10*, а четыре периферийных — на карданах, связанных с той же рамой. Боковые двигатели могут отклоняться на небольшой угол от оси ракеты, чем обеспечивается управление первой ступенью. Турбонасосный агрегат каждого двигателя укреплен непосредственно на самой камере и поворачивается вместе с нею. Это обеспечивает компактность монтажа, а главное, позволяет избежать гибких сочленений в трубопроводах, находящихся под высоким давлением.

При сопоставлении двигательной установки первой ступени «Сатурн-V» и уже знакомых нам двигателей РД-107 и РД-108 не следует отождествлять связку двигателей со связкой камер. В двигателе РД-107 мы видели связку камер, работающих от общего ТНА, от которого питаются и управляющие камеры. Здесь же поворачиваются сами двигатели. Для каждого из них имеются по две рулевые гидравлические машины, рабочей жидкостью в которых служит само горючее, отбираемое из магистрали высокого давления. В этом, кстати, также заключается существенное отличие от РД-107, где привод для поворота управляющих камер не является частью двигателя и с режимом его работы никак не связан. И наконец, еще одна особенность управляющих двигателей ракеты «Сатурн-V». Каждый из них поворачивается не в одной, а в двух плоскостях. Такое решение на первый взгляд кажется надуманным. Действительно, в ракете СК управляющие камеры блоков *Б* и *Г* и соответственно —

В и *Д* поворачиваются только относительно общих поперечных осей пакета. Для управления ракетой по трем углам этого вполне достаточно. Но в случае отказа одного из двигателей ракета, естественно, теряет управляемость. Именно это обстоятельство и послужило причиной тому, что каждому из управляющих двигателей F1 было обеспечено две степени свободы. В случае отказа двигателя ситуация остается аварийной, но контроль над создавшимся положением сохраняется.

Хвостовой отсек первой ступени имеет обтекатели *13*, которые прикрывают периферийные двигатели от аэродинамических воздействий. Нижняя часть хвостового отсека, изготовленная из титана и нержавеющей стали, имеет экран, защищающий ТНА и арматуру двигателей от чрезмерного нагрева со стороны истекающих газов.

После выключения двигателей для отделения и отвода первой ступени включаются восемь тормозных твердотопливных двигателей *16*, каждый из которых дает тягу 39 *тс* и работает 0,66 *сек*.

Первая ступень работает 150 *сек* и выключается на высоте 67 *км*, сообщив ракете скорость 2,38 *км/сек*.

Блок второй ступени ракеты «Сатурн-V» (рис. 2.24) имеет длину 25 *м* при том же диаметре, что и блок первой, и обладает не менее интересными особенностями. Это — кислородно-водородная ступень.

Водород кипит при температуре —253 °С, и для баков, во избежание чрезмерных потерь на испарение, необходима теплоизоляция. Жидкий водород имеет низкую плотность — всего-навсего 0,071 *г/см*^{3}, а это влечет за собой более чем заметное увеличение емкости баков горючего.

В цилиндрический бак горючего *4* на второй ступени заливается около 70 *т* жидкого водорода, а в сферический бак окислителя *7* — 360 *т* кислорода. Эти баки имеют общее днище, состоящее из двух оболочек с пенопластовым теплоизолирующим заполнителем. Верхнее днище, а главное, обечайка водородного бака имеют более мощное теплоизолирующее покрытие, расположенное с внешней стороны бака и имеющее в нижней части толщину около 40 *мм*. Это — опять же пенопласт, закрытый снаружи слоистой фенольной оболочкой, защищающей от аэродинамического нагрева на атмосферном участке траектории. При создании этого теплоизолирующего покрытия учитывалась возможность нарушения его герметичности, что может повлечь за собой конденсацию атмосферного кислорода в охлажденных полостях теплоизоляции. Во избежание этого теплоизолирующий слой в дополнение к покрытию воздухонепроницаемыми пленками подвергается предварительной продувке гелием. Сама обечайка водородного бака имеет вафельную конструкцию и фрезе-

руется из листа толщиной 51 *мм* до 3,8 *мм*. Прочность алюминиевых сплавов при низких температурах обычно повышается. Это позволяет несколько уменьшить толщину баков и тем самым частично компенсировать весовые потери, связанные с необходимым теплоизолирующим покрытием.

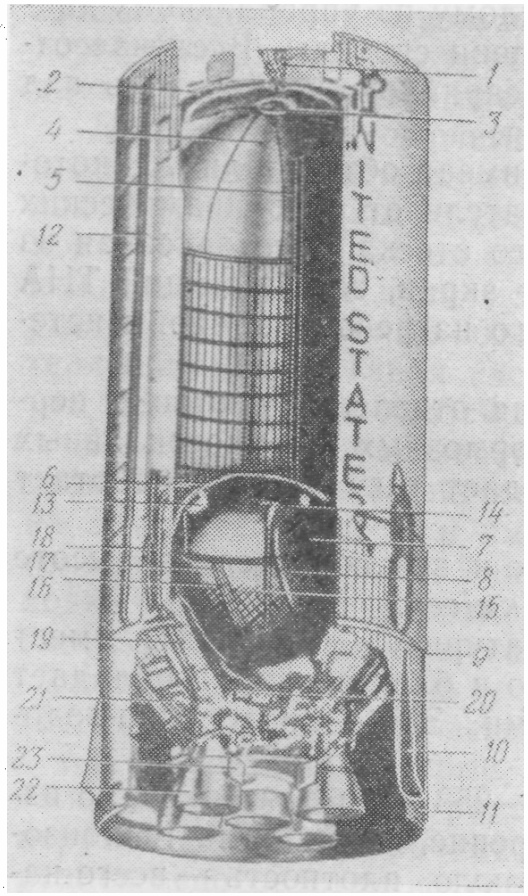


Рис. 2.24. Блок второй ступени ракеты «Сатурн-V»: *1* — дренажный клапан горючего, *2* — переднее днище бакового отсека, *3* — распределитель газообразного водорода для наддува бака горючего, *4* — бак горючего, *5* — датчик уровня, *6* — межбаковая перегородка, *7* — бак окислителя, *8* — дренажный трубопровод окислителя, *9*, *11* — плоскости разделения, *10* — вспомогательный двигатель системы обеспечения запуска, *12* — обтекатель для кабелей, *13* — демпфер колебаний окислителя в баке, *14* — распределитель газообразного кислорода для наддува бака окислителя, *15* — система контроля уровня окислителя в баке, *16* — датчик уровня, *17* — рециркуляционный трубопровод; *18* — трубопровод горючего, *19* — элемент конструкции рамы двигателя, *20* — трубопровод окислителя, *21* — приборы, *22* — двигатель J2, *23* — теплозащитный экран.

Наддув баков горючего и окислителя производится газифицированным водородом и кислородом соответственно.

У носителей «Сатурн» применен принцип так называемого «холодного» разделения блоков: запуск последующей ступени производится после отброса блоков предыдущей ступени, когда ступень движется по инерции, т. е. — в условиях невесомости. Недостаток такого разделения состоит в том, что запуску двигателей должна предшествовать операция осадки топлива. Топливо надо сместить к днищу баков, чтобы нормально работали заборники. Эта операция выполняется вспомогательными небольшими двигателями, как правило твердотопливными, сообщающими ракете небольшое ускорение. Такие двигатели называются двигателями системы обеспечения запуска. В противоположность «холодному» практикуется и «горячее» разделение ступеней. Двигатели последующей ступени запускаются в момент, пока тяга двигателей предыдущей ступени еще не упала до нуля. При таком способе разделения вспомогательные двигатели не нужны, но требуется тепловая защита отбрасываемого блока от воздействия струи запускаемого двигателя.

На переходнике между блоками первой и второй ступеней «Сатурн-V» установлено восемь вспомогательных твердотоплив-

ных двигателей системы обеспечения запуска. Переходник представляет собой силовую подкрепленную оболочку. После выхода двигателей второй ступени на режим он отбрасывается. На блоке второй ступени имеется также и верхний силовой переходник для стыковки с третьей ступенью. На нем установлены четыре вспомогательных твердотопливных двигателя разделения ступеней.

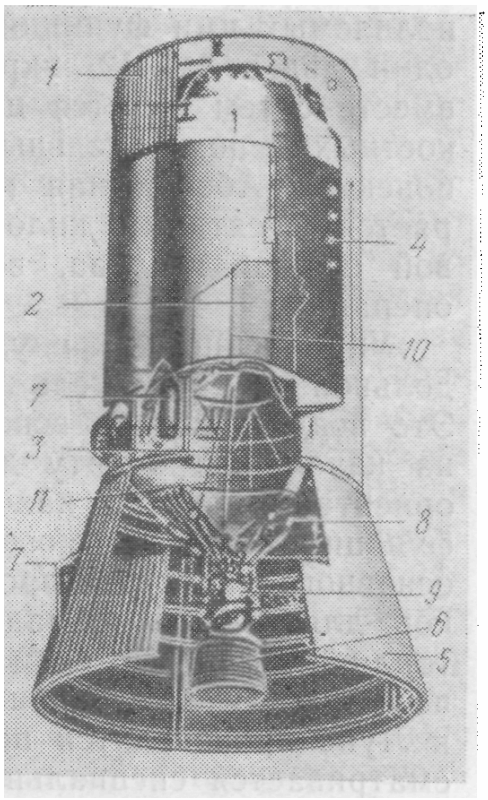


Рис. 2.25. Блок третьей ступени ракеты «Сатурн-V»: *1* — передний переходник, *2* — бак горючего, *3* — бак окислителя, *4* — баллоны с охлажденным сжатым гелием, *5* — переходник, *6* — двигатель J2, *7* — вспомогательные двигатели, *8* — баллоны с неохлажденным сжатым гелием, *9* — топливный бачок системы повторного запуска двигателя, *10* — датчик уровня в баке горючего, *11* — датчик уровня в баке окислителя.

Силовая установка второй ступени, как и первой, имеет пять двигателей: один в центре и четыре по периферии. Поворотом последних достигается управление ракетой. Схема компоновки та же, но двигатели другие. Они имеют индекс J2. Каждый из них дает тягу 102 *тс*, а низкокипящее топливо кислород + водород обеспечивает удельную тягу в пустоте 430 единиц. На каждой камере установлено по два ТНА: один — для горючего, другой — для окислителя. Горячий газ из генератора, работающего на основных компонентах, подается сначала на турбину горючего, а затем на турбину окислителя. Система двух ТНА позволяет гибко регулировать соотношение компонентов в камере сгорания, которое меняется, как и на всех современных ракетах, по условию одновременного опорожнения баков (см. гл. VIII). Но на второй ступени «Сатурна-V» применено, кроме всего прочего, и регулирование суммарного секундного расхода из условия обеспечения заданного закона нарастания ускорения с тем, чтобы уменьшить отклонения от номинальных условий полета.

Двигательная установка второй ступени работает примерно 390 *сек* и выключается на высоте 186 *км* при скорости полета 6,88 *км/сек*.

Блок третьей ступени «Сатурна-V» (рис. 2.25), как и второй, — кислородно-водородный и имеет ту же компоновку, но емкости и абсолютные размеры, естественно, уменьшены. Жидкого водорода заливается примерно 17 *т*, а кислорода 87 *т*. Длина блока вместе с коническим переходником 17,8 *м*, а диаметр

по бакам 6,6 *м*. Конструкция баков во многих деталях, даже с сохранением основных геометрических пропорций, повторяет конструкцию второй ступени, хотя и имеются различия в теплоизоляции водородного бака и в системе наддува. Главная особенность ступени заключается в своеобразном комплексе двигательных установок и довольно сложной последовательности выполняемых ими функций. На третьей ступени установлен всего один двигатель J2, укрепленный на кардановом подвесе, но вместе с тем имеется целая система твердотопливных и жидкостных вспомогательных двигателей на высококипящих компонентах. Абсолютная тяга этих двигателей невелика и измеряется десятками килограмм, но на них, кроме предпусковой осадки топлива, возложено выполнение и ряда других операций.

Управление по крену, т. е. поворот ракеты относительно продольной оси, двигатель J2 самостоятельно обеспечить не может. Это возлагается на вспомогательные двигатели. После выхода на начальную орбиту двигатель J2 выключается, но угловая ориентация ракеты находится под контролем, и управляющие функции несут вспомогательные двигатели. После выключения основного двигателя производится продувка магистралей и баков, для чего снова надо осадить топливо. Необходима осадка топлива и перед вторым запуском J2 для выхода на траекторию полета к Луне. И наконец, после выхода на траекторию полета к Луне производится перестройка блоков, для которой предусматривается специальная ориентация ракеты в пространстве; все эти операции также выполняют вспомогательные двигатели.

За время летных испытаний «Сатурна-V» имел место по существу один серьезный отказ, когда на беспилотном испытательном пуске «Аполлон-6» вышел из строя один из боковых двигателей второй ступени. Однако летное испытание не было прервано, хотя от выполнения полной программы и пришлось отказаться. И еще был один серьезный отказ, уже при полете на Луну.

Всем известен полный драматизма полет «Аполлона-13» в апреле 1970 г., когда в служебном отсеке корабля, находившегося на расстоянии 330 *тыс. км* от Земли, произошел взрыв кислородного баллона электроэнергетической системы, вырабатывающей к тому же и кислород для жизнеобеспечения астронавтов. Служебный отсек взрывом был выведен из строя полностью, но жилой отсек корабля не пострадал. Необходимо было в кратчайший срок возвращаться на Землю. Проявляя и самообладание и мужество, устраняя на каждом шагу новые возникающие неполадки, астронавты сумели воспользоваться системой жизнеобеспечения лунного корабля и с крайне ограниченными запа-

сами кислорода на четвертые сутки аварийного полета совершили благополучную посадку.

Для тех, кто склонен к обобщениям жизненных наблюдений, это происшествие может служить примером того, как трагичность положения способна обернуться общим триумфом. Но инженер, представляющий себе пути развития техники, может сделать вывод не только о надежности системы «Сатурн-Аполлон». То обстоятельство, что имевшие место серьезные отказы не вывели систему из-под контроля, говорит еще и о ее живучести.

В технике под живучестью понимается свойство системы подобно живым организмам компенсировать отказ одного элемента передачей его функций другим. Так, в частности, выход из строя бокового двигателя второй ступени «Аполлон-6» не повлек за собой потери управления. Эти функции взяли на себя другие двигатели. Функции многих систем основного отсека «Аполлона-13» после взрыва взяли на себя системы лунного корабля. Но отказ отказу — рознь. Поэтому понятие живучести весьма относительно. В него включаются не только свойства корабля и ракеты-носителя, но и всех наземных средств, способных оперативно вмешиваться в создавшуюся обстановку.

Ракета «Сатурн-V» выполнила поставленные перед ней задачи; программа «Аполлон» была успешно завершена. На Луне побывали 12 человек, а ее облет совершили 27 астронавтов.

Но, конечно, что касается Луны, то это пока только самое начало. И здесь уместно провести аналогию с историей изучения Антарктиды. Когда-то, лет 150 назад, к берегам необитаемого континента подошли первые парусные шлюпы, а на карту земного шара с этого момента постепенно, по частям стали наноситься контуры береговой линии. В начале века экспедиции Амундсена и Скотта вышли на ледовый щит и достигли Южного полюса. Конечно, это тоже была большая победа, но и она не могла удовлетворить человеческую пытливость. Когда техника последних десятилетий дала в руки полярников совершенные океанские и воздушные корабли, радиосвязь, вездеходы и другие технические средства, началось планомерное изучение континента. Возникли береговые поселки со сменным персоналом, стали забрасываться внутрь континента зимовочные группы, а вся антарктическая эпопея явила собою пример плодотворного научного сотрудничества многих стран.

Не надо быть пророком, чтобы предвидеть нечто похожее и в изучении Луны. Но на современном уровне создать носитель более мощный, чем «Сатурн-V», и трудно и безумно дорого. Поэтому нужны новые технические решения, которые могли бы сделать обыденным то, что до недавнего времени рассматривалось как сенсация.

3. КОМБИНИРОВАННЫЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Баллистические ракеты дальнего действия на твердом топливе

До сих пор мы уделяли основное внимание жидкостным ракетам, жидкостным двигателям, жидкому топливу, и только в связи с описанием сложной системы запуска и разделения ступеней ракеты «Сатурн-V» упомянули о твердотопливных двигателях вспомогательного назначения. Но вопросы применения твердых топлив в развитии ракетно-космических систем заслуживают куда большего внимания.

Спады и взлеты в истории развития твердотопливных ракет за много веков их существования определялись в первую очередь химией, технологией и энергетикой уже освоенных и вновь разрабатываемых твердых топлив. Исчерпав возможности черного пороха (селитра, сера, уголь), твердотопливные ракеты остановились в своем развитии. Начавшееся в двадцатых годах освоение пироксилиновых, а затем нитроглицериновых порохов дало новый импульс развитию твердотопливных ракет. Но только после того, как были преодолены трудности изготовления однородных по составу пороховых шашек, появилась реальная возможность создать высокоэффективное ракетное оружие Отечественной войны.

Однако появление первой же жидкостной баллистической ракеты «Фау-2» показало, что в стратегическом плане, в погоне за дальностью и мощностью существовавшая в то время твердотопливная техника не конкурентоспособна. Созданная же в то время в Германии тяжелая четырехступенчатая ракета «Райнботе» с дальностью 170 *км* — неуправляемая, дающая большое рассеивание, с низким боевым эффектом — не столько спасала идею твердотопливной баллистической ракеты, сколько компрометировала ее.

После второй мировой войны все аргументы были в пользу жидкостных баллистических ракет. Еще бы — жидкое топливо кислород + этиловый спирт давало более высокую удельную тягу, чем все существующие пороха, а в перспективе было кислородно-керосиновое топливо, кислородно-водородное, да и многие другие жидкие химические соединения сулили нечто намного лучшее. Жидкое топливо обеспечивало безотказное охлаждение камеры, а твердое топливо таких возможностей не предоставляло. Баки жидкостной ракеты при турбонасосной подаче находятся под низким давлением и имеют малый вес, а камера твердотопливной ракеты занимает большой объем. Она находится под действием высокого давления и высокой температуры и заведомо перетяжеляет конструкцию. Увеличение дальности тре-

бует длительного времени горения, а как бороться с прогаром стенок — неизвестно. Как изготовить однородный твердотопливный заряд диаметром в метр-два? Тоже — проблема. У жидкостных же ракет большая дальность, высокая точность, а в манящей перспективе — полет в космос.

В середине 50-х годов, однако, незыблемость этих представлений стала подвергаться сомнению. Появились новые твердые топлива (о них мы поговорим в дальнейшем), дающие удельную тягу, заметно бо́льшую, чем пороха. Стали разрабатываться способы изготовления сначала сравнительно небольших вкладных топливных зарядов, а затем — и крупногабаритных зарядов методом литья непосредственно в камеру с последующим отверждением. Мысль о теплозащите корпуса двигателя самим топливным зарядом стала реальностью. Так возникла схема твердо-топливного двигателя со скрепленным зарядом (рис. 2.26). Здесь свод топлива, прилегающий к стенкам камеры, выполняет функции теплозащиты, и стенки камеры испытывают воздействие высокой температуры лишь на последней стадии горения заряда.

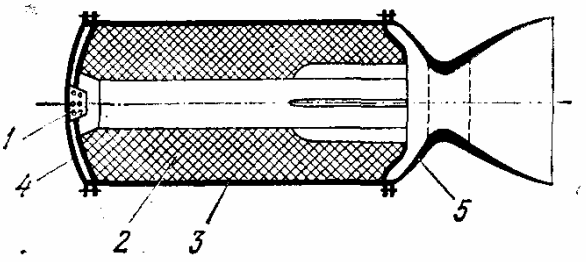


Рис. 2.26. Схема твердотопливного ракетного двигателя: *1* — воспламенитель, *2* — твердотопливный заряд, *3* — корпус камеры сгорания, *4* — переднее днище камеры сгорания, *5* — заднее днище с сопловым блоком.

Последующее развитие конструкции и методов изготовления камер привело к тому, что наряду с металлическими стали применяться и стеклопластиковые оболочки, полученные намоткой прядей из стеклянных нитей, пропитанных эпоксидной смолой (рис. 2.27). Изготовленная таким способом оболочка обладает высокой прочностью при относительно малом удельном весе, а изменением числа нитей в продольном и окружном направлениях можно привести ее прочностные показатели в соответствие с соотношением меридиональных и окружных напряжений, возникающих в стенке камеры.

Тепловая защита сопла представляет собой более острую проблему, чем защита стенок камеры. Сопло должно выдержать воздействие высокой температуры быстро текущих газов, содержащих к тому же твердые частицы оксидов металлов в течение всего, довольно длительного времени горения заряда. Но поскольку для сопла весовые потери имеют меньшее значение, нежели для всей оболочки в целом, в наиболее теплонапряженных местах можно пойти на увеличение толщины, применив графитовые вкладыши. В дальнейшем, особенно когда была разработана техника плазменного напыления, на поверхность сопла стал наноситься вольфрам или молибден — термостойкие

металлы, обладающие высокой прочностью и не поддающиеся, в отличие от графита, растрескиванию и размыву горячими газами. В итоге сопло твердотопливного двигателя приобрело довольно сложную слоистую структуру. Одна из современных модификаций такого сопла представлена на рис. 2.28.

Проведенными и освоенными технологическими и конструктивными нововведениями, которые мы перечислили, проблема создания баллистических ракет на твердом топливе, конечно, не исчерпывается. Возникает много и других существенных вопросов. В частности, — как выключать двигатель. В жидкостных

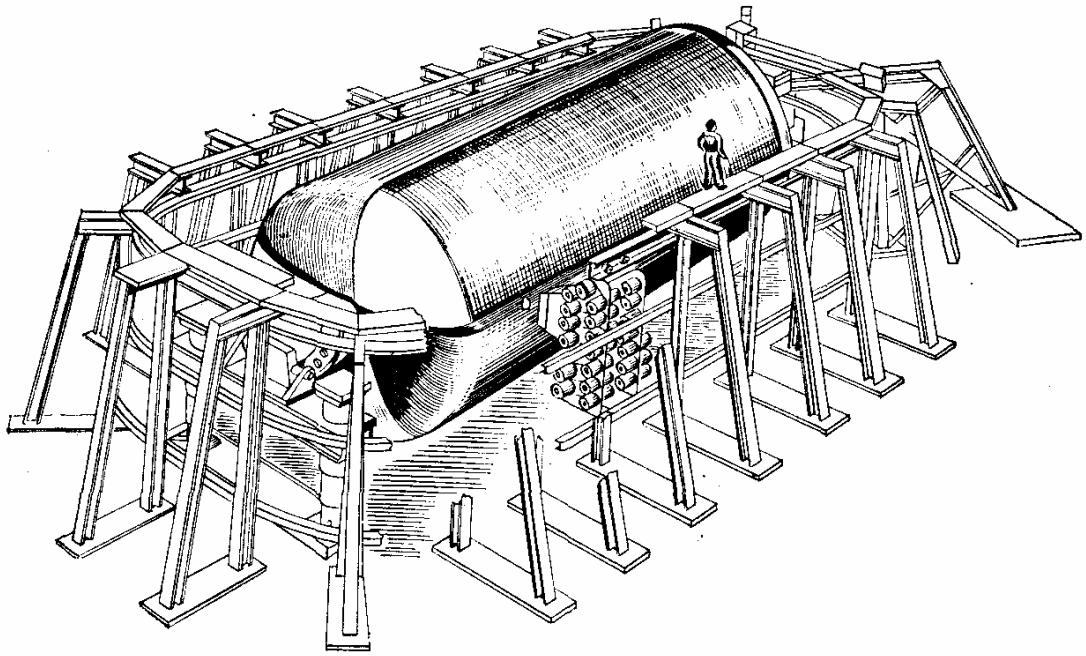


Рис. 2.27. Изготовление корпуса твердотопливного двигателя намоткой из стекловолокна.

двигателях, мы знаем, надо просто перекрыть топливные магистрали. А здесь? Ждать, когда выгорит топливо? Но это, конечно, не решение; и не только потому, что на каждую дальность потребуется свой специально изготовленный заряд. Выключение двигателя должно производиться в зависимости от фактических параметров движения, без контроля за которыми вообще невозможно обеспечить необходимую точность стрельбы.

Один из наиболее простых, лобовых методов отсечки тяги — это разрушение корпуса. По сигналу, полученному от приборов наведения, подрываются пирозаряды, расположенные на внешней поверхности камеры вдоль образующих. Камера разрывается на части: нет двигателя — нет и тяги. При этом, конечно, система пирозарядов должна обеспечить такое разрушение, при котором не была бы повреждена головная часть или следующая ступень ракеты.

Можно предложить и более элегантное техническое решение. В передней части камеры предусматриваются закрытые крышками обратные сопла. В момент выключения двигателя крышки подрываются, возникает обратная тяга и одновременно падает прямая. Предварительным расчетом проходных сечений нетрудно определить, какие размеры должны быть у передних сопел, чтобы результирующая тяга стала отрицательной и отвела двигательный блок от головной части или от последующей ступени.

Для управления вектором тяги в твердотопливных ракетах наиболее часто применяются поворотные сопла (рис. 2.29, *а*), кольцевые рули (дефлекторы), расположенные на выходе из сопла (рис. 2.29, *б*), и наконец, боковой вдув газа или впрыск жидкости в сопло (рис. 2,29, *в*). В последнем случае жидкость, поступающая через регулирующий дроссель из газогенератора (или подаваемый из камеры газ), взаимодействует с основным потоком, меняется местное направление потока и возникает эксцентриситет тяги. Для управления твердотопливными ракетами возможно также и применение небольших твердотопливных поворотных двигателей с продолжительным временем горения заряда.

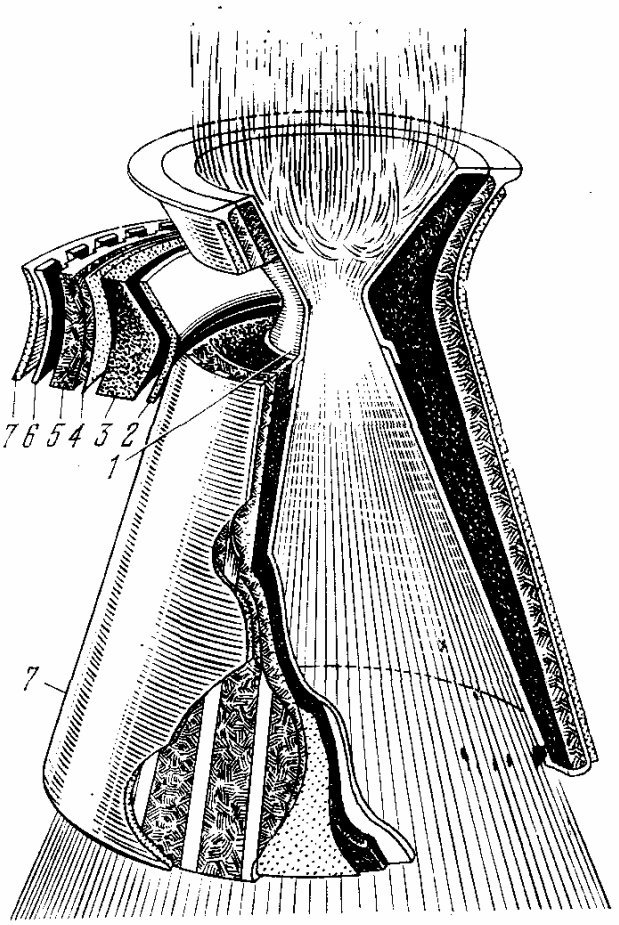


Рис. 2.28. Сопло твердотопливного двигателя в разрезе: *1*—вольфрамовая внутренняя оболочка, *2*—промежуточная прослойка из термостойкого материала, *3*—графитовый поглотитель тепла, *4*—керамическая изоляция, *5*—пластмассовая изоляция, *6*—силовые элементы, *7*—наружная оболочка из стекловолокна.

Основными побуждающими причинами развития твердотопливных ракет, конечно, были поначалу требования военной техники. Главные из них — надежность, быстрота подготовки к пуску и относительная компактность самих ракет и вспомогательных средств стартового оборудования, свободного от подвижных и стационарных заправочных емкостей. При подготовке к запуску стоящей на дежурстве твердотопливной ракеты требуется в основном выждать 15—20 минут, пока раскрутятся роторы управляющих гироскопов.

На рис. 2.30 показана компоновочная схема типичной, относительно устаревшей боевой твердотопливной ракеты «Поларис А-3», которая предназначена для пуска с подводных лодок. Длина ракеты примерно 10 *м* при диаметре 1,37 *м*. Стартовый вес около 16 *тс*, дальность 4600 *км*. Корпус ракеты изготовлен намоткой из стекловолокна, которое вместе со связующим составом образует композит с плотностью 2 *г/см*^{3}. Предел прочности такого материала в полтора-два раза меньше, чем у качественной стали, но меньший удельный вес дает стеклопластиковой оболочке несомненные весовые преимущества.

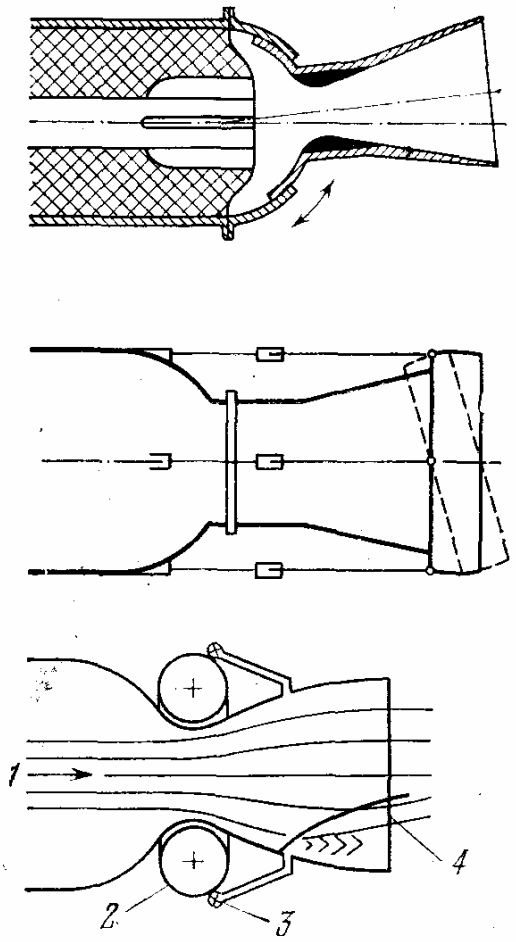


Рис. 2.29. Возможные способы управления вектором тяги твердотопливного двигателя: *а*) поворотное сопло, *б*) поворотное кольцо на выходе из сопла, *в*) отклонение струи путем впрыска жидкости в сопло (*1* — направление газового потока, *2* — бак с жидкостью, *3* — клапан, *4* — отклоненный газовый поток).

Типичное топливо представляет собой смесь полиуретана с перхлоратом аммония, либо же, как у второй ступени, — нитроглицерин с нитроцеллюлозой и перхлоратом аммония. Плотность таких топлив 1,7—1,8 *г/см*^{3}. Удельная тяга около 240 единиц.

Управляющими силовыми органами первой ступени «Поларис А-3» являются поворотные сопла. На второй ступени используется вдув фреона, содержащегося в торовом баллоне.

Схема «Полариса» является достаточно типичной для всех видов твердотопливных баллистических ракет. В ней успешно синтезированы основные конструктивные, технологические и оперативные возможности, которые способна дать твердотопливная техника вообще. И все кажется очень простым. Однако относительная простота твердотопливных ракет обманчива. Любопытно, что визуальное восприятие подобных схем может иногда породить и часто порождает даже некоторое недоверие и скептицизм, когда речь идет о действительной сложности проблемы. Если рассмотреть, например, чертежи автомобильного двигателя с разрезами поршневой группы, системы клапанов, каналов всасывания и выхлопа и пр., то возникает вполне объяснимое

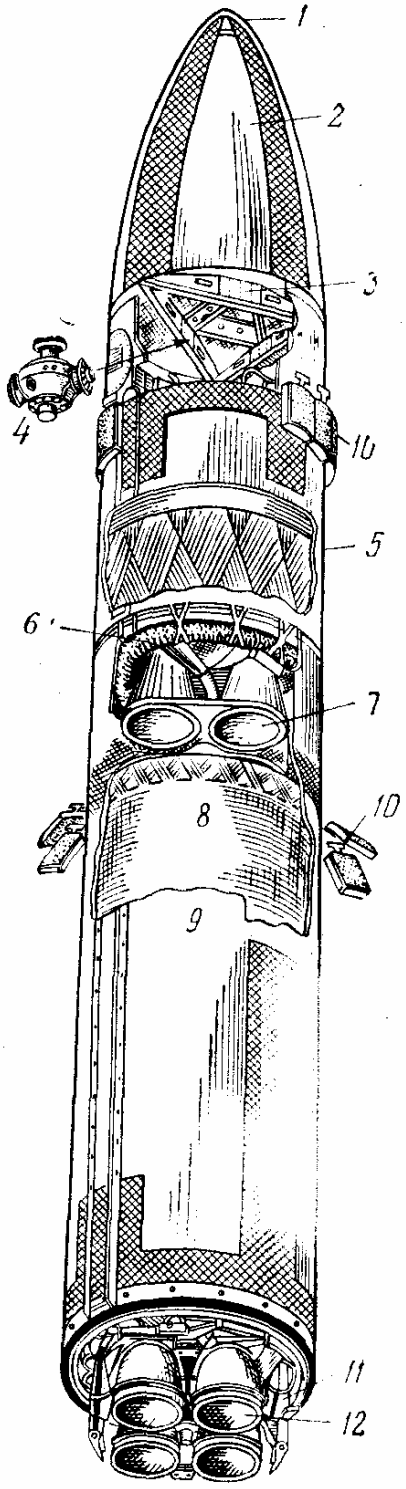


Рис. 2.30. Ракета «Поларис А-3»: *1*—обтекатель головной части, *2*—боеголовка, *3*—отсек системы наведения, *4*—инерциальный измерительный блок, *5*—корпус блока второй ступени, *6*—оборудование системы управления вектором тяги двигателя второй ступени (впрыск), *7*—жестко закрепленные сопла двигателя второй ступени, *8*—корпус блока первой ступени, *9*—защитное покрытие, *10*—профилированные башмаки для центровки ракеты в пусковой трубе, *11*—привод поворотных сопел, *12*—поворотные сопла первой ступени.

и справедливое уважение к успехам поршневого двигателестроения. Действительно, здесь есть и кинематика, и сложная система допусков и посадок, и пространственная компоновка, да и многое другое. А вот ракета кажется куда более простой — камера сгорания, заполненная горящим массивом топлива, и все... Ну, конечно, есть еще и механизм для поворота сопел. Но это не так и сложно.

И тем не менее, ракетные системы появились на свет по крайней мере на полвека позже первых двигателей внутреннего сгорания. Мощные твердотопливные ракетные двигатели стали осваиваться позже жидкостных. И эта историческая последовательность технической реализации определяется, конечно, не тем, что «недосуг было», а степенью сложности проблем, к решению которых должна была быть подготовлена наука и техника всем ходом своего развития.

В технической документации на ракету чертежи занимают далеко не первое место. И никоим образом не умаляя достижений автомобильного двигателестроения, на которое мы сослались исключительно в виде примера, надо указать на главную особенность ракетной техники, на «невидимые миру слезы», то, что не воспроизводится чертежами, а хранится в многотомных обоснованиях процессов: процесса горения, организация рационального и направленного течения газов, уноса массы с поверхности, герметичности высокотемпературных сочленений и многое другое, и все это при строго лимитированном секундном или минутном сроке службы на самом пределе тепловых и прочностных возможностей материалов.

Твердотопливный двигатель в отличие от других машин, даже в отличие от жидкостного ракетного двигателя, обладает еще одной особенностью. Его трудно отработать по частям. Систему подачи, например, отдельно не отладишь. Это — не агрегат, а процесс поверхностной газификации топливного заряда. Герметичность соединений только статической опрессовкой проверить недостаточно. Важна температура и динамика движущихся газов. Словом, за всю проработку, за конструктивное решение, за технологию, за качество производства приходится платить сразу на стендовых испытаниях. И еще одна особенность, свойственная всем ракетным системам вообще. Чтобы установить причину неполадок или поломки, опять хотя бы в том же автомобильном двигателе, самое большее, что надо сделать, это разобрать его, найти поломку и доводить аварийный узел. Часто бывает достаточно хотя бы просто послушать, «что стучит». А вот ракета при каждом пуске погибает полностью. Что с ней произошло, не увидишь и не услышишь, и суждения выносятся только по данным телеметрии, которые далеко не всегда могут быть истолкованы однозначно. Это — тоже одна из причин, по-

чему ракетные системы не могли появиться на свет хотя бы раньше хорошо развитой радиотехники.

После того как твердотопливная техника в целом поднялась на должный уровень и были преодолены трудности, связанные с освоением процессов горения и теплозащиты, расширилась, естественно, и область применения этого типа ракетных двигателей. Сейчас твердотопливные двигатели — это не только баллистические боевые ракеты. Мы уже видели, как используются вспомогательные твердотопливные двигатели для разделения блоков составных ракет. Мы говорили о том, что небольшие твердотопливные двигатели применяются в системе мягкой посадки космических кораблей. Мы упоминали о системе аварийного спасения и говорили о вспомогательных двигателях того же типа на всех ступенях космической ракеты «Сатурн-V». Но этого мало. В настоящее время твердотопливной технике оказалось под силу создание и крупногабаритных двигателей, существенно бóльших, чем это необходимо для боевых баллистических ракет, и твердотопливные двигатели уже стали рассматриваться как стартовые ступени для ракет-носителей.

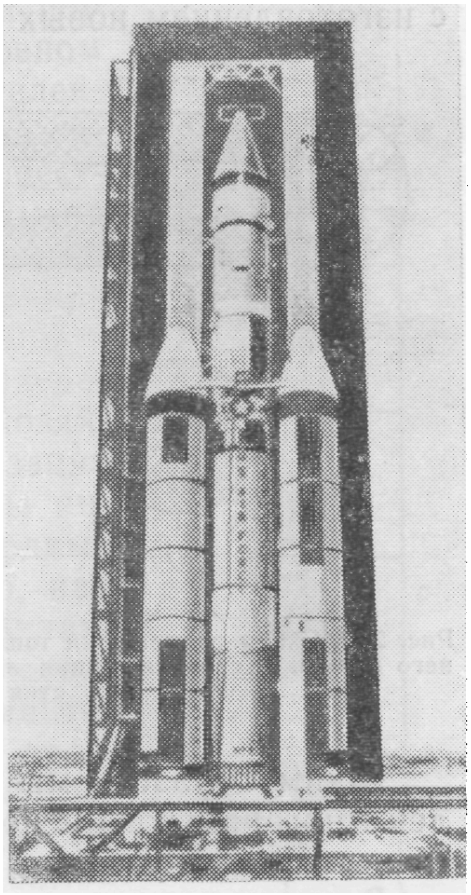


Рис. 2.31. Ракета-носитель «Титан-IIIC» на стартовой площадке.

Например, трехступенчатая ракета «Титан-IIIC» (рис. 2.31) в качестве такой стартовой ступени имеет два боковых крупногабаритных твердотопливных ракетных блока. Кстати, это пример построения ракетной системы методом, обратным тому, который использовался при создании систем «Восток» или «Молния» и «Союз». Повышение мощности системы достигается не надстройкой последующих ступеней, а подводом под уже отлаженную двухступенчатую жидкостную ракету «Титан-II» начальной ступени, роль которой как раз и играют твердотопливные ракетные блоки.

Каждый блок (рис. 2.31) диаметром 3 *м* дает тягу 450 *тс* и содержит заряд твердого топлива весом 190 тонн, разделенный на пять основных секций (рис. 2.32). Форма внутренних каналов и продуманная система покрытия поверхностей для защиты от воздействия пламени обеспечивает необходимый закон изменения тяги во времени.

Управление вектором тяги осуществляется впрыском в сопло четырехокиси азота, хранящейся в дополнительном баке (рис. 2.33).

Твердотопливная ступень доставляет жидкостную ракету на высоту около 40 *км*, а затем отбрасывается при помощи вспомогательных твердотопливных двигателей. Проработка парашютной системы спасения отброшенных блоков показывает, что их повторное использование с учетом транспортировки и последующего ремонта дает ощутимую экономию средств по сравнению с изготовлением новых блоков.

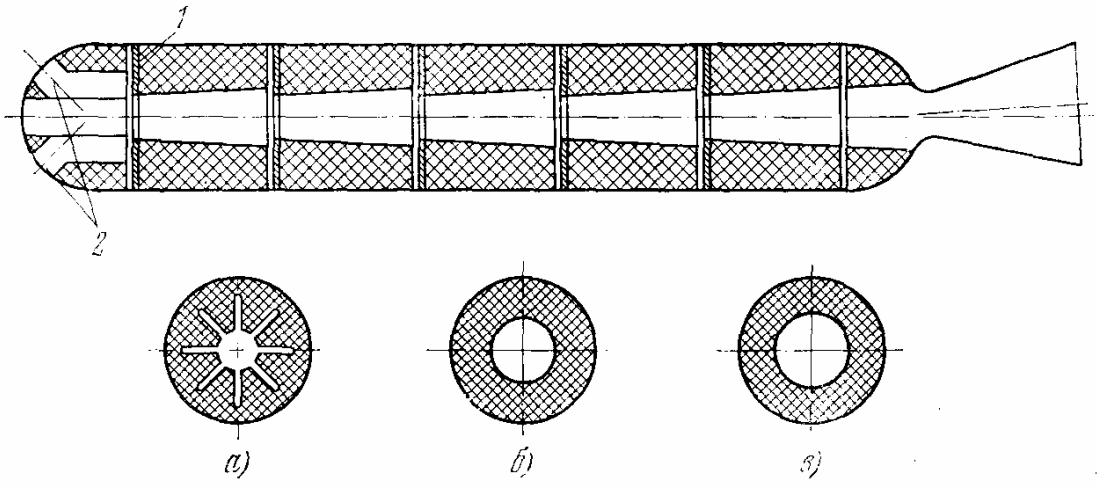


Рис. 2.32. Схема размещения топливного заряда в стартовом двигателе: *а*) секция у переднего днища, *б*) средняя секция, *в*) секция у заднего днища (*1* — бронировка торца, *2* — отверстия для выключения двигателя).

Таким образом, мы подходим к вопросу о создании носителей многократного использования.

Ракетно-космическая система многократного использования

Хотя экономические соображения и лежат в основе проектов создания космических летательных аппаратов многократного использования, не следует думать, что задача выведения на орбиту больших грузов может хоть в какой-то мере приблизиться по стоимости к полету тяжелого воздушного лайнера. За первую космическую скорость, за высоту, за грузоподъемность все равно надо платить. И платить надо много. Пока что речь идет не о десятикратном, а всего лишь о полуторном снижении стоимости выведения транспортных кораблей на орбиту. Вызывают беспокойства и средства, затрачиваемые на космическую аппаратуру. Существующее положение, когда из-за пустяковой, быть может, неисправности ретрансляционная космическая станция считается погибшей и заменяется новой, не может считаться нормальным сейчас и уж во всяком случае нетерпимо в буду-

щем. Но дело, конечно, не только в экономике. Задача заключается также и в тех необходимых упрощениях и совершенствах, вслед за которыми неизбежно повышается также степень надежности и оперативности всего комплекса в целом.

Можно с полным основанием считать, что уже в 80-90-х годах человечество в значительной мере ощутит влияние космической техники на народное хозяйство, на быт и культуру общества. Если до сих пор космические полеты служили в основном целям углубления наших знаний о Вселенной, то совсем недалеко то время, когда система службы в космосе будет осуществляться на коммерческой основе. Замена спутников связи и телевидения, их ремонт и техническое обслуживание, глобальная международная метеослужба и многое другое — все это потребует развитой кооперации различных областей народного хозяйства и профессиональной специализации обслуживающего персонала. Сколь бы интересны и впечатляющи ни были рекордные полеты в космос, им все же суждено, как и давним перелетам через Ламанш, Атлантику или Северный полюс, уступить место повседневным заботам. На смену романтической юности неизбежно приходит прагматическая зрелость. Именно забота о том, «чем же ты будешь заниматься, когда станешь взрослым», и лежит в основе самой концепции транспортных космических систем и тех проектов, по которым в настоящее время ведутся разработки.

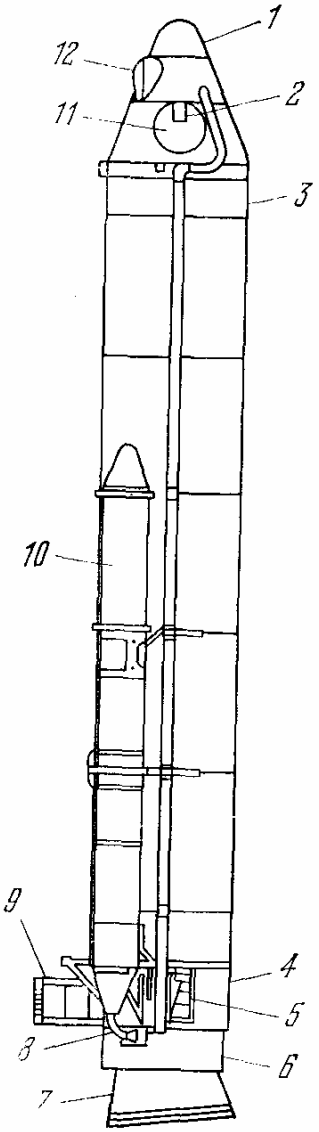


Рис. 2.33. Схема стартового двигателя, *1* — носовой обтекатель, *2* — воспламенитель, *3* — передний переходник, *4* — задний переходник, *5* — сопло, *6* — теплозащитный экран, *7* — насадок, *8* — трубопровод для подачи четырехокиси азота, *9* — задний блок двигателей для отбрасывания стартового блока, *10* — бак с четырехокисью азота, *11* — отверстие для выключения двигателя, *12* — передний блок двигателей для отбрасывания стартового блока.

Сейчас трудно, да и неосмотрительно было бы говорить о том, какие народнохозяйственные задачи будут представлять интерес в 90-х годах. Многое зависит не только от воображения и растущей изобретательности инженеров и ученых, но и от хода развития цивилизации вообще. Возможно, многое выйдет за рамки современных представлений. Но наряду с земными задачами несомненно будут развиваться и дальнейшие исследования планет Солнечной системы. Транспортные корабли призваны и здесь сыграть свою роль.

Если создание мощных ракет-носителей сейчас под силу только странам с высоким промышленным потенциалом, таким, как Советский Союз и США, то это еще в большей степени относится к многоразовым космическим системам. Здесь не только необходим накопленный опыт в области ракетостроения, но требуется и решение новых, высших по трудности задач. К их числу относится создание стойкой тепловой защиты орбитального аппарата от нагрева при входе в атмосферу. Речь идет уже не об одноразовом спуске с орбиты, как это было до сих пор, а по крайней мере о пятидесяти-стократном использовании спускаемого аппарата без капитального ремонта. К числу возникающих проблем относится и создание для орбитального аппарата жидкостного ракетного двигателя не только с высокими энергетическими характеристиками, но и с уникальным ресурсом при относительно простом техническом обслуживании. И наконец, среди специфических проблем вполне самостоятельное значение приобретает сам принцип спасения и транспортировки тяжелых блоков, а для орбитального корабля необходимо решить достаточно трудную задачу аэродинамической устойчивости и маневренности в диапазоне скоростей от первой космической до скорости аэродромной посадки.

Разрабатываемая в настоящее время в США космическая транспортная система представляет собой одно из возможных, но, быть может, и не лучших средств для решения перечисленных глобальных задач. Эта космическая транспортная система (рис. 2.34) предназначена для выведения на орбиту полезного груза до 30 *т*. Стартовый вес системы около 2000 тонн при общей длине пакета 63 *м*. Для космической системы многократного использования, как и для всех ракетных систем, предусматривается вертикальный старт.

В качестве блоков первой ступени используются два возвращаемых многосекционных твердотопливных двигателя. Они крепятся к центральному блоку второй ступени. Твердотопливные блоки по своему устройству схожи со стартовыми блоками ракеты «Титан-IIIC» (рис. 2.32), но управление вектором тяги осуществляется поворотом сопел. Каждый блок обеспечивает стартовую тягу около 1200 *тс*.

Отделение блоков первой ступени производится на высоте около 40 *км*. Каждый блок весом около 85 тонн отводится от второй ступени при помощи вспомогательных твердотопливных двигателей, смонтированных в головной и хвостовой частях. Под передним обтекателем расположена парашютная система, с помощью которой блоки опускаются в океан на расстоянии примерно 250 *км* от места старта. Оттуда они буксируются на плаву к стартовому комплексу, где производится необходимый ремонт и последующее снаряжение топливом.

Три жидкостных ракетных двигателя второй ступени *4* (рис. 2.34) смонтированы на самом орбитальном корабле *1*, но запас топлива (кислород + водород) размещается в сбрасываемом баке одноразового использования *6*. Жидкостные двигатели работают со старта и дают на старте тягу по 190 *тс* каждый. Таким образом, суммарная тяга всех двигателей на старте составляет примерно 3000 *тс*.

Кислородно-водородный двигатель за один пуск работает примерно 8 *мин* и предположительно будет иметь общий ресурс 7,5 часов. Это двигатель более совершенный, чем рассмотренный

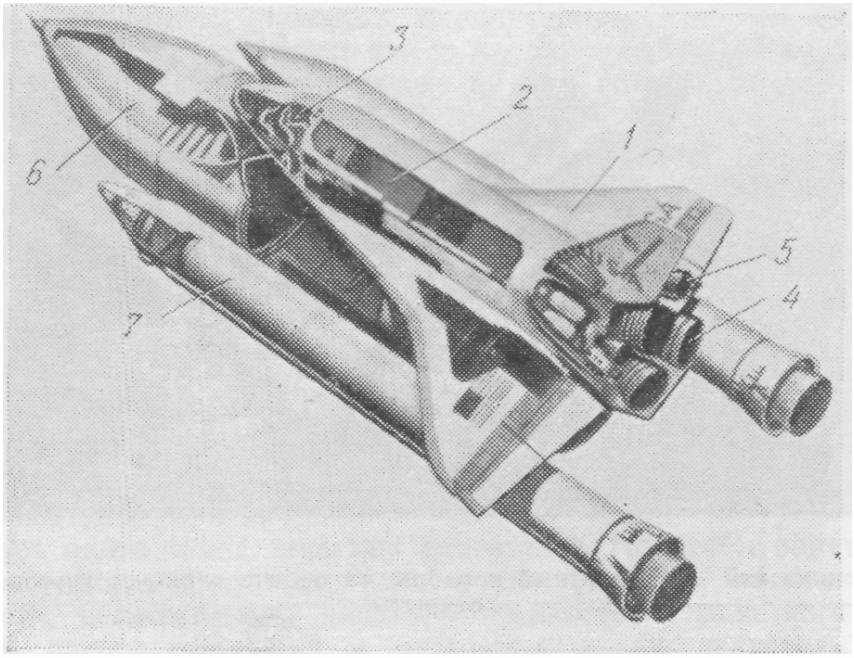


Рис. 2.34. Схема проектируемого космического транспортного корабля: *1*—орбитальный корабль, *2*—грузовой контейнер, *3*—кабина для экипажа, *4*—сопла основного двигателя, *5*—сопла маневрового двигателя, *6*—кислородно-водородный бак одноразового использования, *7*—твердотопливные стартовые спасаемые блоки.

ранее J2; он допускает работу на трех режимах — номинальном, форсированном и минимальном. Высокое давление в камере (210 *кгс/см*^{2}) позволяет получить пустотную удельную тягу 452 единицы (у J2 — 430 единиц).

На высоте 128 *км* при скорости 7,9 *км/сек* двигатель второй ступени выключается, а топливный бак сбрасывается и падает в отдаленном районе океана.

Орбитальный корабль имеет самолетную конструкцию (рис. 2.35). В головной части находится кабина для экипажа, а средняя часть представляет собой контейнер для транспортируемого груза. На орбитальном корабле, кроме трех главных двигателей второй ступени, установлено два жидкостных маневровых двигателя тягой по 2,7 *тс*. Сопла этих двигателей видны на рис. 2.34. Орбитальный корабль оснащен также и системой

жидкостных двигателей ориентации. После сброса топливного бака набор необходимой скорости для выхода на заданную орбиту осуществляется маневровыми двигателями.

Для проведения разгрузочно-погрузочных работ предусматривается возможность выхода некоторых членов экипажа в открытый космос. По окончании работ на орбите тормозной импульс для спуска корабль получает от маневровых двигателей, а последующее торможение происходит в атмосфере за счет действия

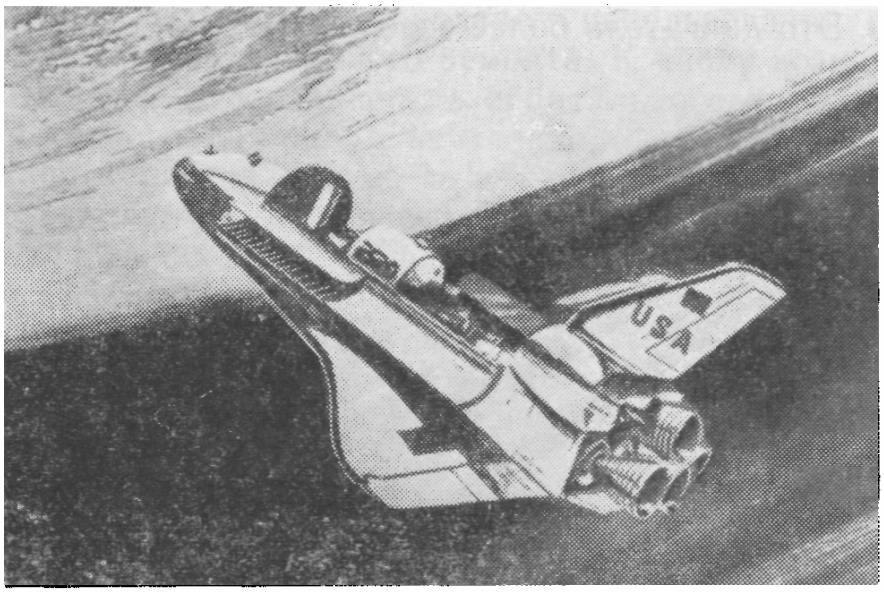


Рис. 2.35. Космический транспортный корабль на орбите (створки грузового контейнера открыты).

аэродинамических сил. Путешествие заканчивается посадкой на полосу специально оборудованного аэродрома.

Работы над описанной системой еще не окончены и в процессе их выполнения могут встретиться новые совершенно непредвиденные технические трудности. Но главное не в этом. Современная ракетно-космическая техника вышла на уровень задач, решение которых требует планирования не на год, не на два, а на десятилетия. И здесь, как нигде, важна принимаемая общая концепция технического развития на будущее. Лишь спустя много лет становится ясным, оправдали ли себя затраченные усилия. Дело не только в миллиардах, но и в том, что при подобных разработках приводятся в движение колоссальные производительные силы, смена ориентации которых в случае ошибочного выбора превращается в общенациональную проблему.

Глава III

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ, ИХ УСТРОЙСТВО И ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ

В сумеречные времена доисторических эпох одетый в звериные шкуры человек уже владел огнем. Огонь спас человека от многих невзгод, дал ему силы в борьбе за существование, овладел его помыслами, был орудием варварства и стал средством развития цивилизации. Огонь вызвал к жизни паровые машины, двигатели внутреннего сгорания, газовые турбины, но ни в одной машине он не совершает такого объема работы, как в современном термическом ракетном двигателе.

Ракетный двигатель — уникальная тепловая машина. В ее относительно небольшом рабочем объеме сжигается порой за одну секунду столько топлива, сколько могло бы хватить на несколько недель непрерывной работы обычной автомашины. Количество тепла, выделяемого за секунду в единице объема камеры, в тысячи раз больше, чем у двигателя внутреннего сгорания. Компактность и относительной малый вес также должны быть причислены к показателям, существенно отличающим ракетный двигатель от других типов тепловых машин. Однако более всего поражает соседство двух стихий. Где еще можно увидеть рядом всепожирающее пламя с температурой в несколько тысяч градусов и глубокий холод, близкий к абсолютному нулю? А разделены они металлической стенкой, толщина которой зачастую не превышает и одного миллиметра.

Существует много типов ракетных двигателей. Но чтобы понять основные проблемы ракетного двигателестроения и ход развития технической мысли в этой области, целесообразно начать с жидкостного ракетного двигателя. Это наиболее распространенный в настоящее время двигатель, созданию, освоению и развитию которого современная космическая техника в основном и обязана своими наиболее яркими достижениями.

1. ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ЖРД)

Общая схема

Устройство и работа жидкостного ракетного двигателя в принципе не содержат каких бы то ни было неясностей.

Жидкие компоненты топлива, содержащиеся в баках (рис. 3.1), надо подать под давлением в камеру (для этого предусматривается система подачи), затем сжечь, а продукты сгорания выбросить через сопловую часть, обеспечив возможно бо́льшую скорость истечения. В результате возникает сила тяги, необходимая для движения ракеты.

Реализация принципа, однако, связана с целым рядом технических трудностей, преодоление которых, как уже не раз говорилось, требует высокоразвитой промышленности и должного уровня технологии.

Под двигателем понимается, конечно, не только камера, где протекают основные рабочие процессы, а вся совокупность устройств, обеспечивающих эффективное преобразование энергии. Камера, средства системы подачи, автоматика с клапанами, регуляторами, предохранительными устройствами и прочими арматурными элементами и образуют тот, смонтированный воедино комплекс, который в целом и именуется двигателем.

Основной проектной характеристикой двигателя является его тяга. Это, собственно говоря, масштабная характеристика. Для большой ракеты нужна большая тяга, для малой — малая. Величина тяги определяется назначением двигателя и меняется в весьма широких пределах. Американский двигатель F1, например, дает у поверхности Земли тягу 690 *тс*, а связка пяти таких

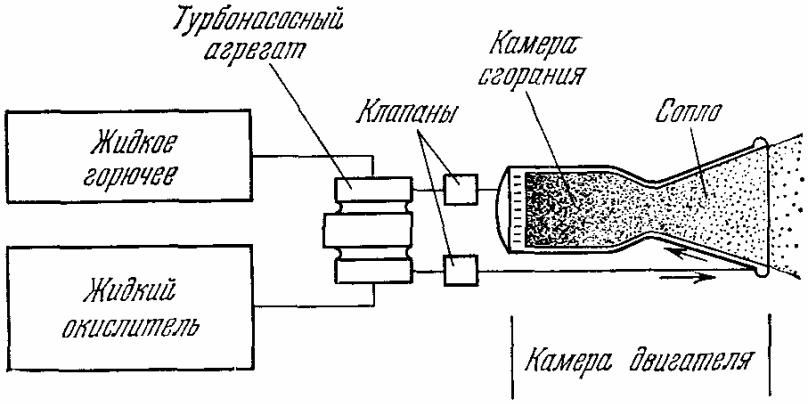


Рис. 3.1. Принципиальная схема ЖРД.

двигателей с суммарной тягой более 3400 *тс* обеспечивает работу первой ступени ракеты «Сатурн-V». С другой стороны, существуют двигатели, тяга которых измеряется всего несколькими граммами. Такие двигатели применяются в системах ориентации космических кораблей.

Но мало создать необходимую тягу. Она должна быть получена экономными средствами с возможно меньшим расходом рабочего тела. Экономичность расхода или эффективность двигателя, как мы уже знаем, определяется показателем удельной тяги — тяги, отнесенной к секундному весовому расходу. Какими путями достигается высокая удельная тяга — это особая тема. И по сути дела именно ей будут посвящены следующие две главы.

Удельная тяга — не единственный показатель совершенства двигателя. Еще важен и его вес. По этому показателю жидкостной ракетный двигатель неизмеримо выше всех прочих. Совершенные двигатели первых ступеней баллистических ракет и ракет-носителей имеют вес всего 10—15 *кгс* на 1 *тс* земной тяги. Для последующих ракетных ступеней и двигателей космических

ракетных кораблей весовой показатель составляет 12—20 *кгс* на 1 *тс* тяги в пустоте.

И наконец, важны эксплуатационные требования. Они связаны прежде всего с выбором топлива; от топлива зависит и конструкция двигателя и система его наземного обслуживания. Современный жидкостной ракетный двигатель должен в определенных пределах поддаваться регулированию тяги, легко запускаться и выключаться, а для космических полетов в ряде случаев необходимо предусмотреть многократность запуска и выключения двигателя. В перспективе для таких систем, как космический транспортный корабль, ставится новая, чрезвычайно важная задача — создать двигатель многократного запуска с большим ресурсом, способный работать с перерывами без капитального ремонта несколько часов, тогда как обычные жидкостные двигатели рассчитываются на суммарное время работы, измеряемое десятками минут.

В техническом языке слову «двигатель» сопутствует обобщающий термин «двигательная установка». Это — вся совокупность средств, создающих тягу. Понятие двигательной установки включает в себя все двигатели, если их несколько, силовые узлы компоновки двигателей, элементы системы наддува топливных баков вместе с магистралями, соединяющими двигатели с баками, механизмы поворота управляющих двигателей, иногда даже с силовыми приводами, и многое другое, в зависимости от конкретной схемы.

Двигательная установка не может рассматриваться изолированно от ракеты в целом. Всегда желательно, например, иметь высокую удельную тягу, но, понятно, не за счет характеристик ракеты в целом. Если повысить давление в камере, удельная тяга увеличится, но возрастет вес системы подачи и изменятся параметры системы наддува. Нельзя назначать высокое давление (увеличится вес топливного отсека), нельзя — низкое (будет потеряна удельная тяга), а требуется соблюдение определенной меры. И эта мера не может рассматриваться без учета характерных особенностей самой ракеты. Для разных ракет она разная. Имеются вполне реальные примеры того, как соотношение топливных компонентов — горючего и окислителя, дающее максимум удельной тяги, вступает в противоречие с весовыми характеристиками топливного отсека. В таких случаях (а подобных примеров можно привести много) вопрос решается не в пользу характеристик двигательной установки, не в пользу весовых характеристик топливного отсека, а в пользу оптимума для ракеты в целом.

Ракета и двигательная установка образуют взаимопроникающее единство. Суть не только в том, что без двигателя и двигательной установки нет и ракеты. Ракеты нет и без системы

управления или без наземного оборудования. Последние, однако, более или менее безболезненно приспосабливаются к проекту уже на стадии его завершения, а вот что касается основных параметров двигателя — его тяги, удельной тяги, типа топлива, то этими исходными данными необходимо располагать еще на самой ранней стадии проектной завязки. При создании любой новой ракеты сразу же необходимо предъявить определенные требования к двигателю. Если они не чрезмерны, замысел новой ракеты приобретает реальные очертания. Если же требования невыполнимы, то от задуманного приходится вынужденно отказаться или во всяком случае отложить его выполнение до лучших времен. С другой стороны, каждый новый шаг, каждое новое достижение в области двигателестроения открывает возможности и для создания новых, более совершенных ракет. Впрочем, такая взаимосвязь достижений в смежных областях инженерного творчества всегда лежала и лежит в основе развития не только ракетной техники, но и технического прогресса вообще.

Вытеснительная подача

Система подачи — это совокупность устройств, обеспечивающих не только необходимое давление компонентов на входе в камеру, но и их определенную дозировку.

Наиболее проста вытеснительная подача. Суть ее заключается в том, что в каждый из топливных баков подается сжатый газ, и над зеркалом жидкости устанавливается таким образом давление, величина которого должна быть достаточной для преодоления как противодавления со стороны камеры, так и гидравлических потерь в питающем тракте.

При очевидной простоте вытеснительная подача обладает существенным недостатком: в тракт высокого давления полностью включаются и топливные баки. Стенки баков по условию прочности необходимо выполнять более толстыми, и это приводит к увеличению их веса. Для небольших ракет перетяжеление баков еще в какой-то мере терпимо и окупается простотой конструкции, но для дальних баллистических ракет оно ложится тяжелым бременем на общие весовые характеристики. Мало того. Весовые характеристики ракеты при вытеснительной подаче снижаются также и вследствие того, что на борту должен находиться еще и запас рабочего тела — вытесняющего газа. Скажем, один кубометр воздуха при давлении, например, 40 *кгс/см*^{2} весит уже около 50 *кгс*. Но 40 *кгс/см*^{2} в баке — это примерно 25 *кгс/см*^{2} в камере сгорания. Такое давление считается небольшим. Его желательно как раз повысить. Этим достигается более полное преобразование энергии топлива в кинетическую энергию истекающих газов. При вытеснительной же

подаче повысить давление в камере можно только ценой увеличения веса баков и веса вытесняющего рабочего тела.

Итак, вытеснительная подача имеет определенные границы применимости, которые определяются объемом вытесняемого топлива, весом полезного груза, некоторыми другими параметрами ракеты и, конечно, эксплуатационными требованиями. Специальными мерами границы применимости вытеснительной подачи могут быть расширены, но в общем можно сказать, что вытеснительную подачу целесообразно применять лишь для сравнительно небольших боевых или метеорологических ракет с ограниченной дальностью или высотой подъема.

Наиболее просто обеспечить подачу, стравливая в топливные баки сжатый газ из баллонов высокого давления через редуктор. Это так называемая баллонная система подачи (рис. 3.2).

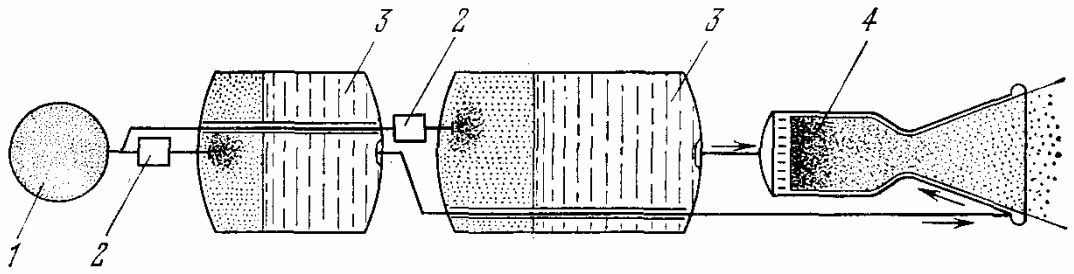


Рис. 3.2. Схема баллонной подачи: *1* — баллон сжатого газа, *2* — редукторы, *3* — топливные баки, *4* — камера.

Она очень удобна, так как допускает простое регулирование давления в топливных баках. За это удобство, однако, взимается дополнительная оплата в виде веса баллонов высокого давления — *1*, одного или нескольких, в которых должен храниться на борту запас рабочего тела.

Баллонная подача в весовом отношении — самая несовершенная среди других видов вытеснительных подач, и это, казалось бы, должно было давно привести к полному вымиранию конструкций двигателей, оснащенных этой подачей. Скажем прямо, в течение многих лет к тому дело и шло. Но, как это часто бывает в истории, технические решения, забракованные на одном этапе развития, пробуждаются к жизни позже на новом, более высоком уровне. Так произошло и с баллонной подачей. К новой жизни ее вызвала техника космического полета.

Простота регулирования давления баллонной подачи предопределяет ее надежность, а кроме того, можно без особого труда прерывать и возобновлять процесс подачи, что необходимо для систем многократного запуска, широко применяемых в космической технике. Правда, не это главное. Для двигателей, работающих в пустоте, как мы увидим в дальнейшем, можно обойтись несколько пониженным давлением в камере. Это в

основном и реабилитирует баллонную подачу и делает ее вполне приемлемой для космических кораблей и чисто космических ступеней ракетных систем. В частности, двигатели посадочной и взлетной ступеней лунного корабля «Аполлон» имеют баллонную систему подачи. Но это — уже баллонная подача сегодняшнего дня, когда в работу двигательной установки включаются развитые средства автоматики, а вместо сжатого воздуха рабочим телом служит легкий гелий, который для большей эффективности еще и подогревается.

Баллонная подача нашла свое применение также и во вспомогательных двигательных установках космических кораблей, в частности в двигателях системы ориентации, где расход очень

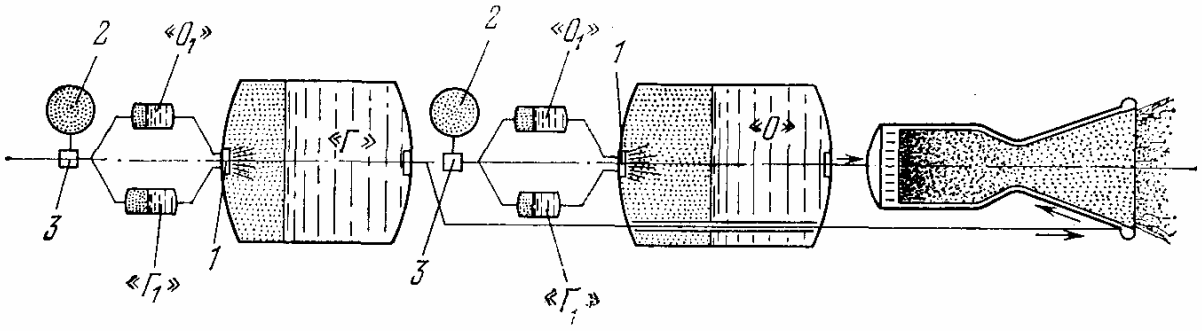


Рис 3.3. Вытеснительная подача с жидкостным аккумулятором давления; *1* — реакторы, *2* — баллоны со сжатым воздухом, *3* — редукторы, *Г* и *О* — основные горючее и окислитель, $Г_1$ и O_1 — вспомогательные горючее и окислитель.

невелик, а число рабочих запусков измеряется тысячами. Баллонная подача применяется и в различных служебных устройствах современных жидкостных ракетных двигателей. Это — подача вспомогательных компонентов и создание дополнительного небольшого давления наддува в топливных баках при насосной подаче, о чем еще речь впереди.

Вытеснительной подаче не обязательно быть баллонной. Чтобы освободиться от обременительного веса баллонов высокого давления, можно получить рабочее вытесняющее тело путем газификации компонентов, находящихся в твердой или жидкой фазах. В частности, можно медленно сжигать пороховой заряд, а продукты сгорания подавать в топливные баки. Попытки создания подобных систем предпринимались неоднократно, однако такая система подачи широкого распространения не получила. Расход горячих пороховых газов плохо поддается регулированию, и большого труда стоит обеспечить ту надежность, которая позволила в последние годы возродиться баллонной системе.

И наконец, жидкостный аккумулятор давления — система, в которой реактор-генератор горячих газов располагается непосредственно в топливных баках (рис. 3.3).

У верхней крышки каждого бака устанавливаются форсуночные головки, куда из специальных бачков подаются вспомогательные самовоспламеняющиеся компоненты — горючее и окислитель. Подача вспомогательных компонентов производится при помощи сжатого газа, запасенного в небольшом баллоне. Получается совмещение систем. Аккумулятор высокого давления сохраняется, но работает он только на вспомогательные компоненты. Основные же топливные компоненты вытесняются продуктами сгорания вспомогательных, горящих внутри топливных баков. На вид система кажется несколько усложненной. Однако она обладает высокими весовыми характеристиками, достаточной надежностью и допускает простое регулирование изменением расхода вспомогательных компонентов.

Система подачи с жидкостным аккумулятором давления находит свое место в ракетах относительно небольшой дальности. Для более мощных ракет ее применение, как и вообще применение вытеснительных систем подачи, становится нерациональным. Не поднялся жидкостной аккумулятор давления и в Космос на космических кораблях. Препятствие к тому — слишком высокая температура продуктов сгорания вспомогательного топлива и, как следствие, необходимость применять жаростойкие стали взамен легких алюминиево-магниевых сплавов для топливных баков.

Турбонасосная подача

При насосной подаче высокое давление создается за баками, непосредственно перед камерой, и тракт высокого давления сокращается до предела. Насосная подача освобождает баки от больших внутренних давлений, снижает их вес и одновременно открывает возможности для существенного увеличения давления в камере сгорания.

Рассматривая различные типы существующих в настоящее время насосов, легко прийти к выводу, что для системы подачи наиболее подходящими оказываются центробежные лопаточные насосы (рис. 3.4). Они способны обеспечить большой секундный расход, имеют относительно малый вес и предельно простую кинематику, что способствует, очевидно, и повышению надежности.

Не надо быть специалистом, чтобы сообразить, что создаваемое насосом избыточное давление пропорционально плотности жидкости ρ, высоте столба жидкости в поле центробежных сил, т. е. радиусу R (рис. 3.4), и конечно, пропорционально нормальному ускорению $R\omega^2$ или Rn^2, где n — число оборотов в минуту. Таким образом,

$$p = K\rho R^2 n^2 = K_1 \rho u^2. \qquad (3.1)$$

Здесь u — окружная скорость на ободе колеса.

Из этого выражения видно, что для уменьшения габаритов насоса необходимо при заданном давлении подачи увеличивать число оборотов турбины. В современных двигателях n достигает 30—35 тысяч оборотов в минуту. Такие числа оборотов могут быть созданы в бортовых условиях только при помощи газовой турбины.

Все сказанное наталкивает и на конструктивное решение. Турбина и два центробежных насоса устанавливаются на общем валу и монтируются в едином корпусе: два фланцевых входа

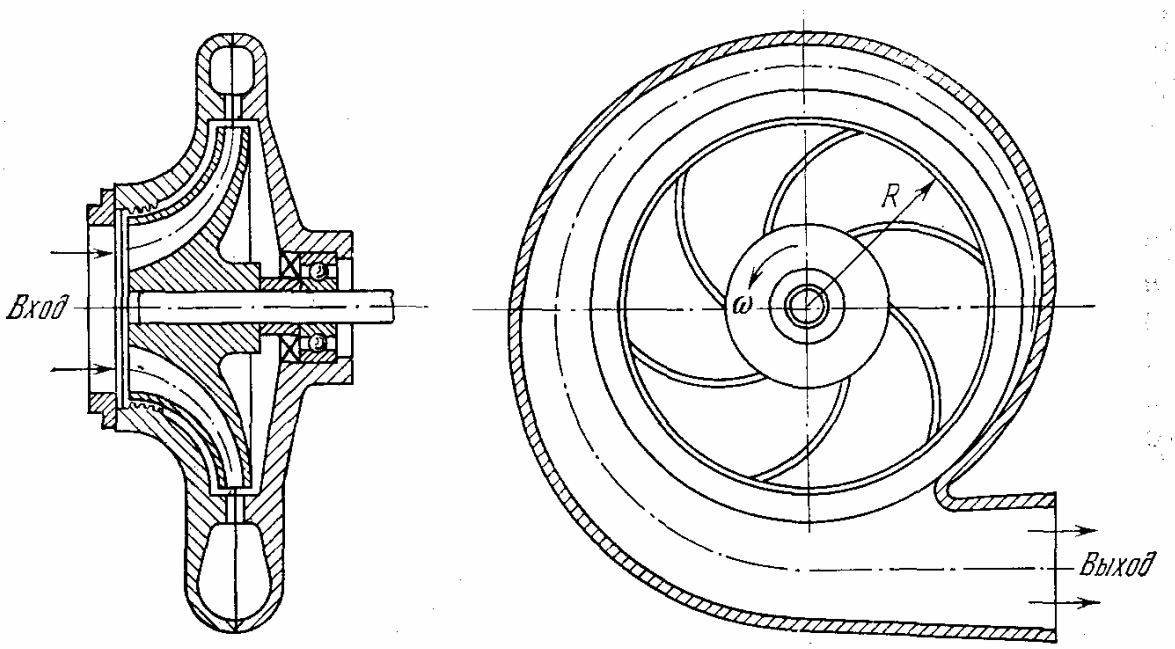


Рис. 3.4. Схема центробежного насоса.

для топливных компонентов, два — для выхода тех же компонентов под высоким давлением, вход горячего газа, поступающего на лопатки турбины, и наконец, один фланец для подключения трубопровода отходящих газов. В итоге получается компактная машина, удовлетворяющая условиям агрегатной сборки двигателя и называемая турбонасосным агрегатом.

Но турбонасосный агрегат — это еще не система подачи, а только ее основная часть. Необходим источник энергии для работы турбины; и не только он один, но и многие вспомогательные средства обеспечения системы подачи в целом.

Впервые турбонасосный агрегат был установлен на двигателе ракеты «Фау-2», о которой уже достаточно было сказано ранее. Технические характеристики турбонасосного агрегата были еще невысоки. Мощность составляла примерно 340 *кВт*, подача 125 *кг/сек*, создаваемый перепад давления около 40 *кгс/см*^{2}, а общий вес турбонасосного агрегата — 160 *кгс*.

В двигателе ракеты «Фау-2» (рис. 3.5) для питания турбины предусмотрен запас перекиси водорода в баке *1*, при разложении которой выделяется достаточное количество тепла. Перекись водорода — соединение нестойкое и легко разлагается в присутствии некоторых веществ, не вступающих при этом в реакцию,

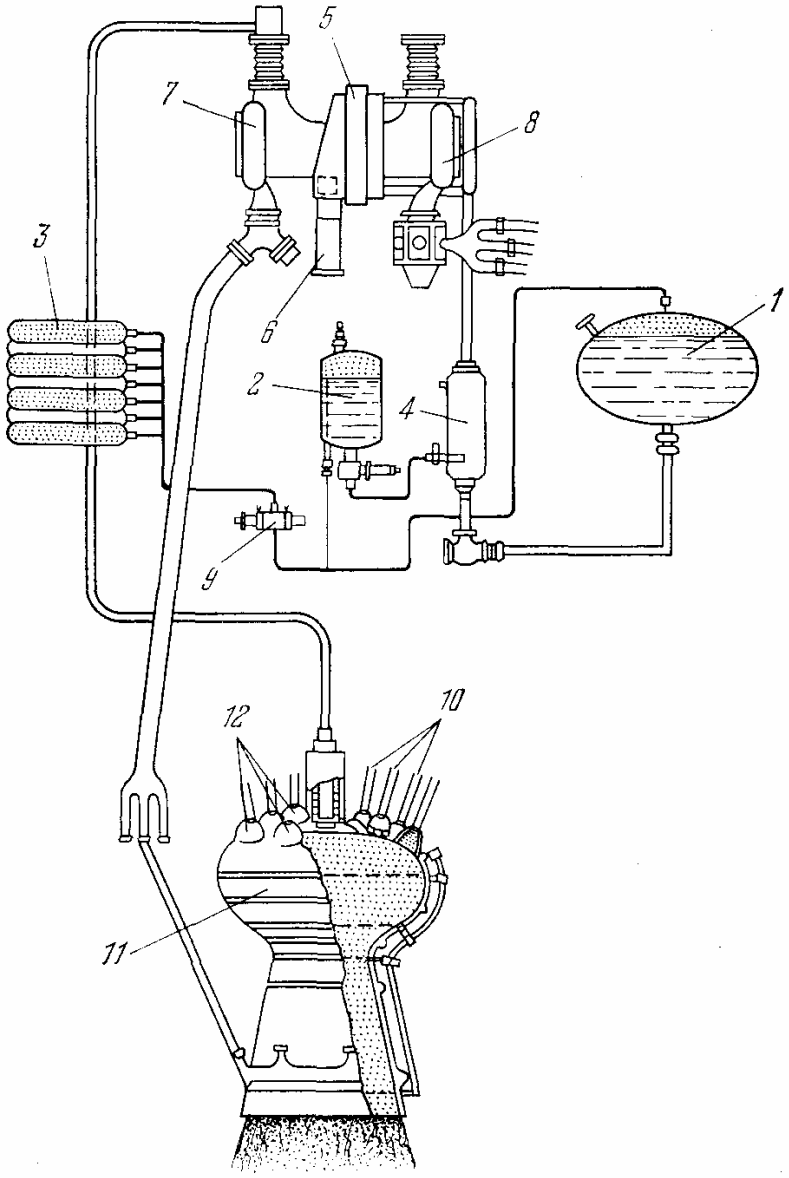


Рис. 3.5. Принципиальная схема двигателя ракеты «Фау-2»: *1* — бак с перекисью водорода, *2* — бачок с перманганатом натрия, *3* — баллоны со сжатым воздухом, *4* — парогазогенератор, *5* — турбина, *6* — выхлопной патрубок, *7* — насос горючего, *8* — насос окислителя, *9* — редуктор, *10* — трубопроводы подачи кислорода, *11* — камера, *12* — форкамеры.

на пары воды и газообразный кислород — смесь, которая называется парогазом. В системе подачи «Фау-2» в качестве катализатора применен водный раствор перманганата натрия $NaMnO_4$ (бачок *2*). Перекись водорода и перманганат при помощи сжатого воздуха, находящегося в баллонах *3* (опять баллонная

подача), подаются в реактор *4* или, как его называют, парогазогенератор. Оттуда полученный парогаз (его температура около 380 °С) поступает на лопатки турбины *5* и, отдав там часть энергии, выбрасывается наружу. Выхлоп производится через специальный патрубок *6*, и отработанные газы создают небольшую дополнительную тягу, что дает только слабое утешение при расставании с двумя килограммами рабочего тела в секунду: удельная тяга вследствие этой потери снижается примерно на три единицы.

Итак, турбина сообщает насосам *7* и *8* необходимое число оборотов. Для нормальной работы системы подачи этого мало. Очень важен нижний порог давления поступающих к насосам компонентов. При больших оборотах лопаточного колеса заметно снижается давление поступающей в насос жидкости. Если местное давление окажется ниже упругости паров при соответствующей температуре, жидкость закипает. Понятно, что это кипение, как и пониженное давление, носит местный характер. Образовавшиеся пузырьки пара, попадая вместе с жидкостью в область более высокого давления, тут же конденсируются. Явление холодного закипания и последующей конденсации паров называется кавитацией. Кавитация страшна главным образом динамическим эффектом, связанным с очень большой скоростью конденсации паров и замыканием образовавшихся полостей в жидкости. Лопаточные машины, как правило, кавитационного режима не выдерживают, и для нормальной работы системы подачи необходимо, чтобы давление на входе в насосы было не ниже значения, которое определяется не только свойствами топливного компонента и его температурой, но и числом оборотов насоса, профилем лопаток и профилем входного канала.

Давление на входе в насос определяется высотой столба жидкости в баке и трубопроводах и тем ускорением, с которым движется ракета. В реальных конструкциях баллистических ракет этого давления в начальный период полета, пока ускорение мало, для нормальной работы насосов, как правило, недостаточно, и над зеркалом жидкости в баке необходимо создавать газовую подушку с определенным дополнительным давлением. Это давление, конечно, много меньше того, которое устанавливается при вытеснительной подаче. Оно меняется от долей атмосферы до нескольких атмосфер и называется *давлением наддува*.

Основной способ создания наддува в баках баллистической ракеты связан с уже известной нам подачей сжатого газа из баллонов. Но уже на ракете «Фау-2» применялась и газификация низкокипящего компонента. Жидкий кислород подавался через тонкую трубку в теплообменник, обогреваемый отработанным парогазом, и в газообразном виде возвращался в кислород-

ный бак, создавая необходимое давление наддува. В настоящее время в наиболее совершенных ракетах для наддува баков широко применяется газифицированный гелий или продукты газификации самих топливных компонентов.

Теперь посмотрим, что же может быть улучшено в рассмотренной системе подачи двигателя «Фау-2» и как его можно усовершенствовать, а точнее — как распорядилась история развития ракетной техники в этом вопросе.

Развитие системы подачи

Двигатель ракеты «Фау-2» работал на четырех жидких компонентах. Это — жидкий кислород, этиловый спирт и два вспомогательных компонента: перекись водорода и водный раствор перманганата натрия. Большое число компонентов не украшает двигатель и, конечно, усложняет подготовку ракеты к старту. Поэтому первое, что было достаточно очевидным на пути совершенствования двигателя, это отказаться от жидкого катализатора, заменив его твердым. Это был тот же перманганат (натрия или калия), осажденный на пористых вставках типа пемзы, размещаемых внутри реактора сразу же при заводской сборке, а не на стартовой позиции. В дальнейшем появились и другие типы твердых катализаторов, в первую очередь, на основе серебра, в присутствии которого перекись водорода разлагается. Но суть, конечно, не в составе катализатора, а в том, что после «Фау-2» четырех жидких компонентов на борту ракеты уже не было. Осталось — три.

Увеличение бортовых запасов топлива на крупных ракетах поставило на очередь введение насосной подачи и для перекиси водорода. Впервые такая подача была применена уже в двигательной установке ракеты В5В, о которой говорилось в предыдущей главе, и уж, конечно, нельзя было обойтись без насосной подачи перекиси в классической схеме ракеты СК — носителе кораблей «Восток», «Восход» и других.

Двигатели боковых блоков ракеты СК имеют индекс РД-107 и центрального — РД-108. Внешний вид первого из них с двумя управляющими камерами показан на рис. 3.6. Этот двигатель дает тягу 102 *тс* при удельной тяге 314 единиц в пустоте. Для работы турбины требуется запас перекиси около полутора тонн. Вытеснительная подача такого количества перекиси привела бы к весьма ощутимым весовым потерям. Поэтому в двигателях РД-107 и РД-108 применена насосная подача перекиси, и не только перекиси, но заодно и жидкого азота для наддува топливных баков. Турбонасосный агрегат стал четырехнасосным (рис. 3.7). Один насос для кислорода *2*, второй — для керосина *3* и два маленьких насоса *4* и *5* — для перекиси водорода и для

азота. Вспомогательные насосы потребовали повышенного числа оборотов. Поэтому они приводятся в движение от основного вала турбины через мультипликатор *6*.

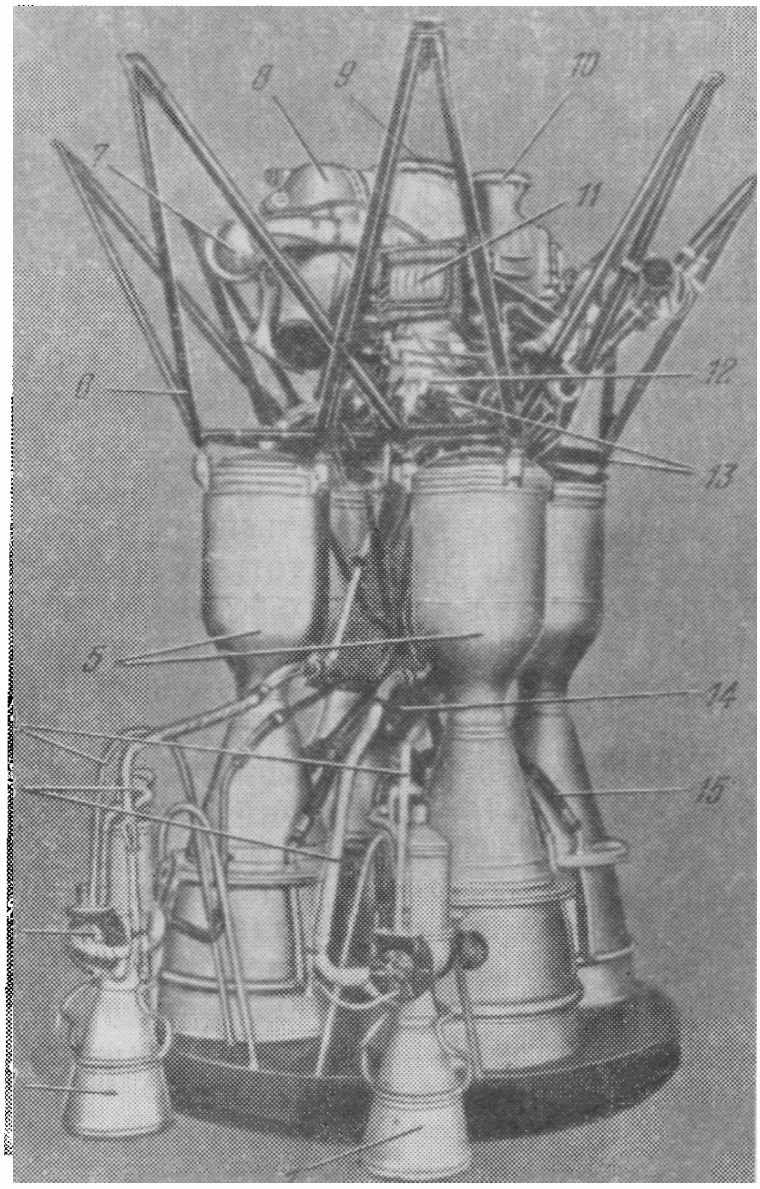


Рис. 3.6. Общий вид двигателя РД-107; *1* — рулевые поворотные камеры, *2* — узел качания камер и подвода окислителя, *3* — трубопроводы окислителя поворотных камер, *4* — макетные кронштейны (в конструкции отсутствуют), *5* — основные камеры, *6* — силовая рама, *7* — газогенератор, *8* — корпус теплообменника на турбине, *9* — вход окислителя, *10* — вход горючего *11* — датчик давления в камере сгорания, *12* — главный клапан окислителя, *13* — трубопроводы окислителя, *14* — главный клапан горючего, *15* — трубопроводы горючего.

Коль скоро перекись водорода подается насосом, приводимым в движение продуктами разложения подаваемой им же перекиси, необходимы специальные меры для запуска двигателя. Турбина не будет работать, пока не подана перекись, а та не поступит в реактор, пока не работает турбина. В технике тепло-

вых машин это не ново. Двигатель внутреннего сгорания также не будет работать, пока нет сжатия смеси в рабочих цилиндрах, а сжатия нет, пока не работает двигатель. Нужен стартер. Теперь и в жидкостном ракетном двигателе возникла та же самая ситуация.

Для конструкции стартера могут быть предложены различные варианты, но принцип один. Необходим аккумулятор энергии. Для запуска может быть использован небольшой запас перекиси водорода, разлагаемой в реакторе и подаваемой сжатым газом, либо же просто сам сжатый газ, поступающий даже без

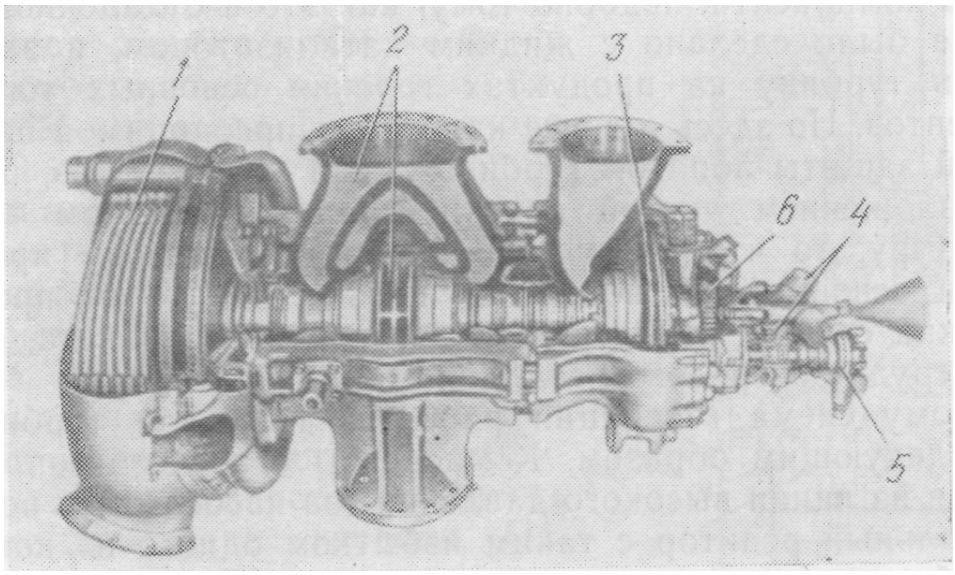


Рис. 3.7. Турбонасосный агрегат двигателя РД-107: *1* — турбина, *2* — насос жидкого кислорода, *3* — насос керосина, *4* — насос перекиси водорода, *5* — насос жидкого азота, *6* — мультипликатор.

подогрева на лопатки турбины. Турбину необходимо лишь раскрутить до такого числа оборотов, при котором двигатель мог бы выйти на расчетный режим самостоятельно.

Создание двигателей РД-107 и РД-108 сыграло очень важную роль в развитии ракетно-космической техники. Двигатели очень надежны. Они живут и здравствуют и по сей день. Но творческая мысль на этом достижении не могла остановиться.

С высот уже современного понимания ракетной техники и тех требований, которые сейчас предъявляются к двигателям, применение третьего компонента специально для привода турбины не может считаться лучшим решением. Во-первых, третий компонент, тем более такое нестойкое соединение, как перекись водорода, усложняет наземное обслуживание, а, во-вторых, энергия, выделяемая при разложении 80%-ной перекиси водорода, существенно меньше той, что дает горение основных топливных компонентов.

Прежде всего, казалось бы, надо повысить концентрацию перекиси водорода. Но не все так просто. Продукты разложения технически чистой перекиси имеют температуру, превышающую тысячу градусов, и узким местом становится термостойкость лопаток турбины. К тому же производство высококонцентрированной перекиси водорода относится к числу достижений относительно недавнего прошлого. Мало освободить перекись от избыточной воды. В перекиси не должно содержаться и других примесей, провоцирующих ее самопроизвольное разложение, к которому этот продукт проявляет неизменную склонность.

Возникает вполне естественное стремление освободиться от третьего компонента, подобно тому, как это в отдаленном прошлом уже было сделано с жидким катализатором, и заставить работать турбину на продуктах горения основных топливных компонентов. Но здесь и вовсе кажется непреодолимой проблема тепловой защиты лопаток турбины. Если уже парогаз, полученный разложением чистой перекиси, имеет слишком высокую температуру, то что же можно сказать по поводу продуктов сгорания основных компонентов? Только то, что не пройдет и нескольких секунд, как турбина, а с ней и вся ракета, превратятся в груду обгорелого металлолома.

Поэтому схема генерации рабочего тела для турбины рисуется следующим образом. Компоненты основного топлива отбираются из линии высокого давления (за насосами) и подаются в специальный реактор с таким избытком одного из компонентов, чтобы температура подаваемого на турбину рабочего тела не превышала допустимой. Условная схема такой подачи для двигателя, работающего на жидком кислороде и керосине, показана на рис. 3.8.

Компоненты с избытком горючего подаются из сети высокого давления в газогенератор *1*, из него поступают на лопатки турбины *3*, а затем выбрасываются через выхлопной патрубок *4*, создавая небольшую дополнительную тягу. Часть отработанного в турбине газа направляется в бак горючего для наддува, но по пути некоторое количество тепла отдается в теплообменнике *5* для газификации жидкого гелия, содержащегося в баллоне *6*. Этот баллон, кстати говоря, целесообразно размещать в самом баке окислителя, где господствует низкая температура. Под окислителем понимается жидкий кислород.

Итак, ракета освободилась от третьего рабочего компонента, и сняты заботы о перекиси водорода. Теперь турбонасосный агрегат работает только на основные компоненты и на основных компонентах.

Понятно, что отказ от перекиси поднимает систему подачи на более высокий уровень. Но рассматривая схему, показанную на рис. 3.8, мы не можем не почувствовать некоторой неудовле-

творенности уже по поводу системы наддува баков. В двигателях РД-107 и РД-108 был сделан очевидный шаг вперед — для наддува топливных баков применена насосная подача жидкого азота, а здесь эта идея не находит развития. Но этому не следует удивляться. Насос подачи жидкого азота на двигателях РД-107 и РД-108 следует рассматривать как счастливую конструкторскую находку, оправданную тем, что для подачи перекиси уже установлен насос и мультипликатор. Удобно в том же блоке заодно смонтировать и еще один насос для подачи азота. Но коль скоро перекиси водорода нет, то установка специального насоса для обеспечения системы наддува теряет свою привлекательность.

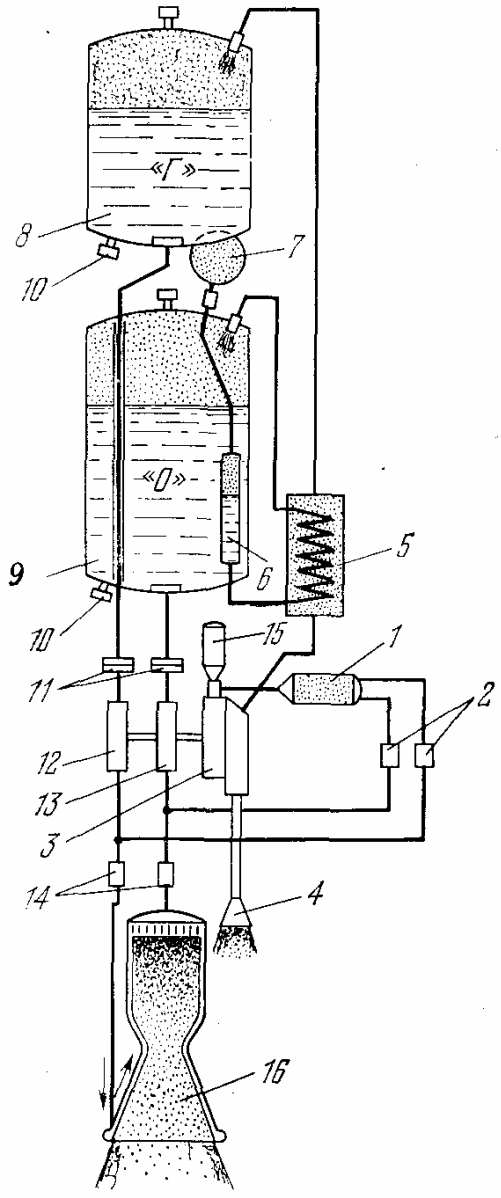


Рис. 3.8. Схема двигательной установки с системой подачи, работающей на основных топливных компонентах: *1* — газогенератор, *2* — регулятор, *3* — турбина, *4* — выхлопной патрубок с соплом, *5* — теплообменник, *6* — баллон жидкого гелия, *7* — аккумулятор давления, *8* — бак горючего, *9* — бак окислителя, *10* — заправочные клапаны, *11* — разрывные мембраны, *12* — насос горючего, *13* — насос окислителя, *14* — главные клапаны, *15* — стартер, *16* — камера.

Вернемся к уже упоминавшейся, но пока, правда, еще не объясненной нами тенденции в развитии двигателей, которая сводится к стремлению по возможности увеличить давление в камере сгорания. Повышение давления в камере требует увеличения давления подачи. Этого можно достичь повышением числа оборотов насосов. Но число оборотов лимитируется угрозой возникновения кавитации. И если до сих пор это препятствие преодолевалось умеренным давлением наддува баков, то теперь, казалось бы, наступила пора увеличить и давление наддува. Но об этом и мысли не должно быть. Для тяжелых носителей при громадном объеме топливных баков малейшее повышение давления наддува приводит к существенному увеличению и веса баков и веса рабочего тела для наддува. Давление наддува не только нельзя повышать, его надо держать на самом минимуме, который определяется как условиями бескавитационного режима, так и устойчивостью баков

при осевом сжатии. Остается одно — поставить вспомогательные малооборотные насосы, которые обеспечили бы необходимое давление для безотказной работы главных насосов системы подачи. Просматривается любопытная и поучительная логика развития системы подачи: от вытеснительной — к насосной, а теперь — и преднасосной.

Вспомогательные насосы называют преднасосами. Это название, правда, большей частью относится к насосам, установленным непосредственно перед главными и имеющим часто общую с ними ось. Вспомогательные насосы, установленные на выходе из топливных баков, называются обычно бустерными. Бустерный насос — относительно малооборотный (во избежание кавитации) насос, создающий давление порядка 10—15 *кгс/см*^{2}. Для привода бустерного насоса не обязательна газовая турбина и генератор рабочего газа. Можно обойтись чистой гидравликой. Рабочая жидкость забирается из линии высокого давления и поступает на лопатки гидравлической турбины, а затем возвращается в сеть низкого давления и снова подается в насос. Получается кругооборот небольшой части компонента.

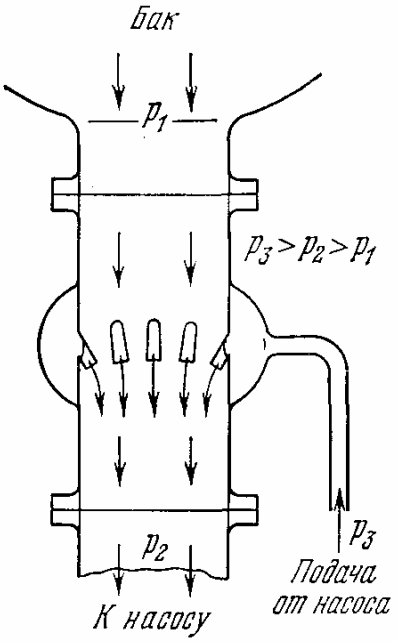


Рис. 3.9. Схема эжекторного преднасоса.

Функции бустерного может выполнять и эжекторный насос (рис. 3.9). Часть компонента из линии высокого давления p_3 отводится к отверстиям эжектора и, увлекая за собой основной поток жидкости, создает повышенное давление p_2 на входе в основной насос подачи. Эжекторный насос прост и надежен, а его низкий к. п. д. не вызывает тревог, поскольку потерянная и переходящая в тепло энергия все равно реализуется в конечном итоге в камере сгорания.

В связи с непрерывно увеличивающимся давлением в камерах современных жидкостных ракетных двигателей бустерные насосы стали в настоящее время неотъемлемой частью насосной подачи. И если уж говорить об особенностях систем подачи в современных двигателях, то нельзя обойти молчанием те изменения, которые вносятся в нее применением жидкого водорода как горючего.

Жидкий водород имеет очень малую плотность ($\rho = 0{,}071$ *г/см*^{3}), и, как это видно из выражения (3.1), при уменьшении ρ для достижения высокого давления подачи необходимо увеличивать окружную скорость на ободе u. Но u^2 пропорционально возникающим в ободе напряжениям, значение которых

и без того приближается к предельному. Поэтому для кислородно-водородных двигателей характерно применение многоступенчатых насосов, а система подачи компонентов становится раздельной: для кислорода свой турбонасосный агрегат, для водорода — свой. Такое разделение подач определяется прежде всего

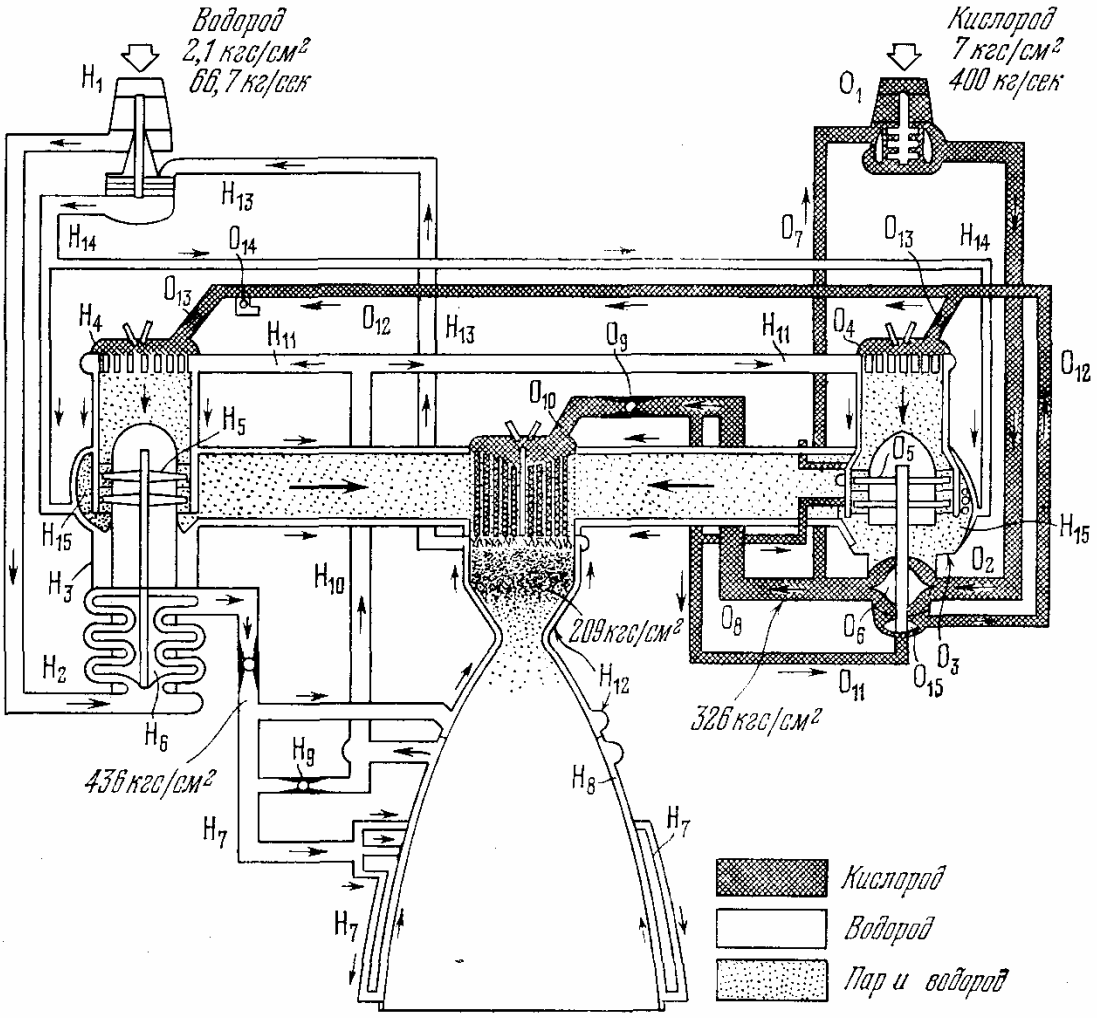


Рис. 3.10. Схема подачи замкнутого типа (*H* — система подачи и циркуляции водорода; *O* — кислорода): H_1 — преднасос с турбиной, H_2 — подача водорода к насосу высокого давления, H_3 — ТНА высокого давления, H_4 — газогенератор, H_5 — турбина насосов высокого давления, H_6 — трехступенчатый насос высокого давления, H_7 — подача водорода в охлаждающий тракт сопла, H_8 — сборник нагретого водорода, H_9 — регулятор расхода через охлаждающий тракт сопла, H_{10}, H_{11} — подача водорода в газогенераторы, H_{12} — подача водорода в тракт охлаждения камеры, H_{13} — подача водорода на гидравлическую турбину преднасоса, H_{14} — подвод водорода для охлаждения газогенераторов и газоводов, H_{15} — рубашка охлаждения турбины, O_1 — преднасос, O_2 — подвод кислорода к насосу высокого давления, O_3 — ТНА высокого давления, O_4 — газогенератор, O_5 — турбина, O_6 — сдвоенный насос высокого давления, O_7 — подвод кислорода к турбине преднасоса, O_8 — подача кислорода в камеру сгорания, O_9 — главный клапан, O_{10} — вход кислорода в головку камеры, O_{11} — подача кислорода в дополнительный насос высокого давления и O_{12} — последующая его подача в газогенератор, O_{13} — регуляторы подачи кислорода в газогенераторы, O_{14} — предохранительные клапаны, O_{15} — дополнительный кислородный насос.

существенным различием в удельных весах топливных компонентов, а отсюда и существенным различием оптимальных характеристик, которые трудно выдержать для двух насосов в

едином агрегате. Кроме того, разделение подач позволяет более гибко регулировать соотношение компонентов, а в некоторых случаях представляет и удобства в компоновке.

Впрочем, многоступенчатые насосы применяются не только для водорода. При регулируемой подаче компонентов необходимо располагать достаточным запасом давления на регуляторе, и для этого, особенно при высоком давлении в камере, также могут понадобиться дополнительные ступени в насосе, а иногда и разделение приводов.

Теперь подвергнем критике систему подачи, которая была показана на рис. 3.8 и оценена нами как более совершенная, чем предыдущие. Она ведь тоже не идеальна. Отработанный на турбине газ расточительно выбрасывается с относительно малой скоростью, унося в своем составе неполностью прореагировавший компонент, который в избытке подавался в газогенератор и который мог бы принести куда больше пользы, вступи он в реакцию горения. В результате возникают, как видим, неизбежные энергетические потери, которые становятся особенно ощутимыми по мере повышения давления в камере и увеличения массы рабочего газа для турбины.

Если отработанный в турбине газ не выбрасывать, а направлять в камеру двигателя на дожигание, потери, естественно, будут устранены полностью. Такая система подачи называется замкнутой, а снабженный ею двигатель называется ЖРД с дожиганием.

В настоящее время замкнутую систему подачи следует считать наиболее совершенной. На ее основе создаются многие современные двигатели, работающие на различных топливах. На рис. 3.10 показана принципиальная схема отлаживаемого в настоящее время в США кислородно-водородного двигателя для космического транспортного корабля. Общий вид верхней части двигателя представлен на рис. 3.11 и дает наглядное представление о плотности компоновки, свойственной современным жидкостным ракетным двигателям.

В представленной на рис. 3.10 схеме следует обратить внимание на два бустерных насоса H_1 и O_1, две независимые турбины H_5 и O_5, на которые подается рабочее тело из генераторов H_4 и O_4, и наконец, на трехступенчатый насос H_6 для подачи жидкого водорода и одноступенчатый O_6 для кислорода. В отличие от рассмотренной ранее открытой схемы (рис. 3.8), здесь отработанный на турбинах H_5 и O_5 газ не выбрасывается, а подается в камеру двигателя, где происходит его дожигание.

Замкнутая система, конечно, сложнее открытой и приводит к увеличению веса двигателя. Поэтому она дает наибольший эффект для двигателей большой тяги и при высоком давлении в камере.

Камера

Как и система подачи, камера двигателя прошла путь длительного развития и технической эволюции. Но было бы утоми-

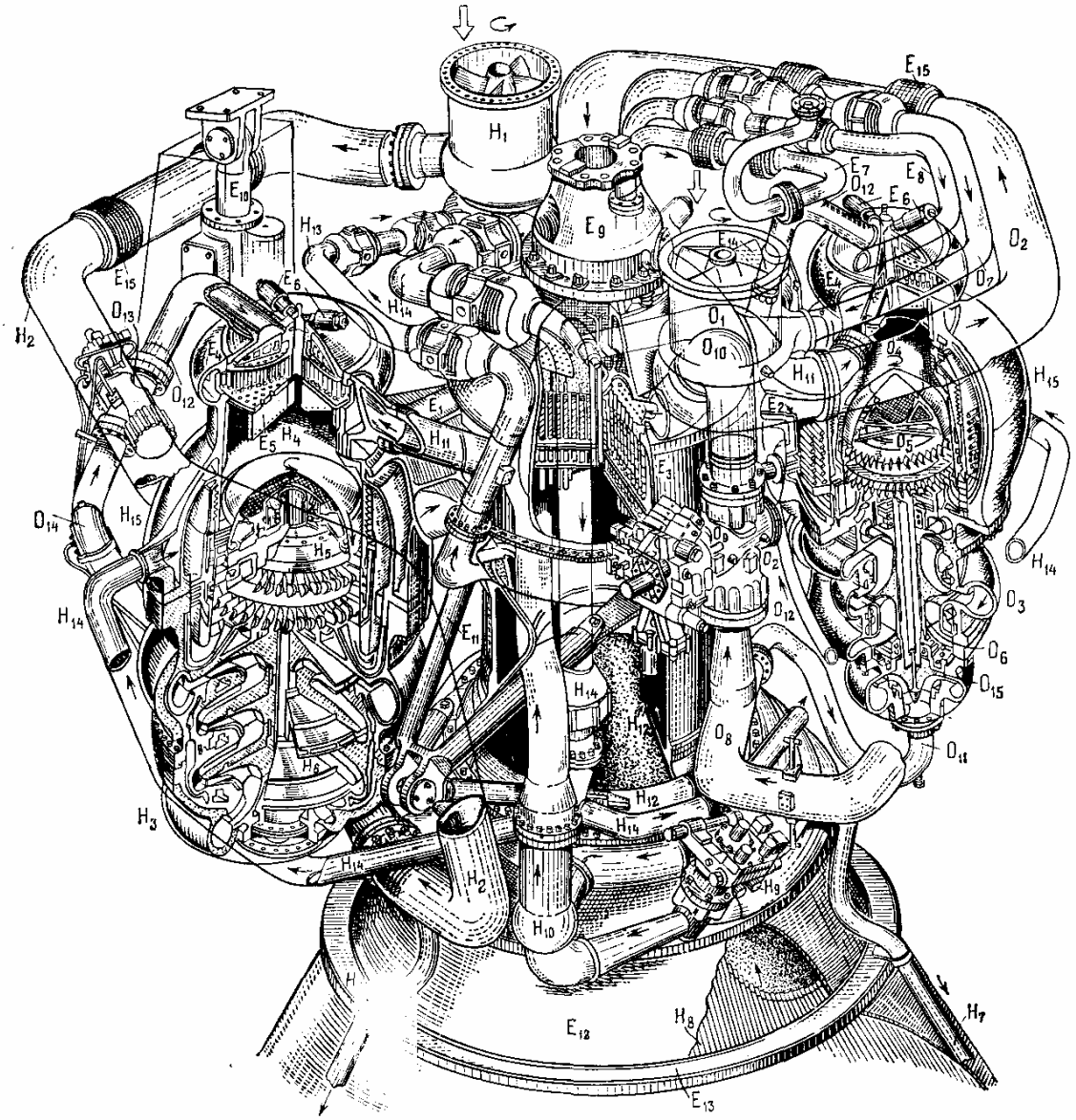


Рис. 3.11. Компоновка кислородно-водородного двигателя космического транспортного корабля. *Н и О — позиции* те же, что и на рис. 3.10. *Е (Engine)* — элементы двигателя: E_1 — газоводы от турбины к головке двигателя, E_2 — рубашка охлаждения газоводов, E_3 — головка с форсунками (600 штук), E_4 — форсунки газогенераторов, E_5 — противовибрационные перегородки газогенераторов, E_6 — сдвоенные воспламенители топлива с электроискровым зажиганием, E_7 — труба стравливания, E_8 — труба наддува кислородного бака, E_9 — корпус карданного подвеса, E_{10} — один из двух приводов карданного подвеса, E_{11} — нижний элемент механизма поворота камеры, E_{12} — рубашка внешнего охлаждения камеры, E_{13} — стыковочный узел верхней и нижней частей сопла. E_{14} — стыковочный фланец, E_{15} — гибкие сочленения (сильфоны).

тельно рассматривать в историческом плане неисчерпаемое многообразие предлагавшихся в свое время конструктивных решений, которые диктовались, с одной стороны, возможностями

технологии, а с другой — требованиями полноты сгорания топлива и условиями тепловой защиты.

Для всех камер в принципе характерны общие черты. У торца камеры (рис. 3.12) располагается форсуночная головка. Ее задача состоит в том, чтобы подготовить топливо к горению, создать топливную смесь или, как говорят, обеспечить смесеобразование. Прилежащая к головке часть камеры представляет собой собственно камеру сгорания. Здесь в основном и происходит выделение тепловой энергии. Продукты сгорания истекают через сначала сужающуюся, а затем расширяющуюся сопловую часть камеры. Какова мера сужения, сколь большим должно быть выходное сечение сопла и каким должен быть объем камеры

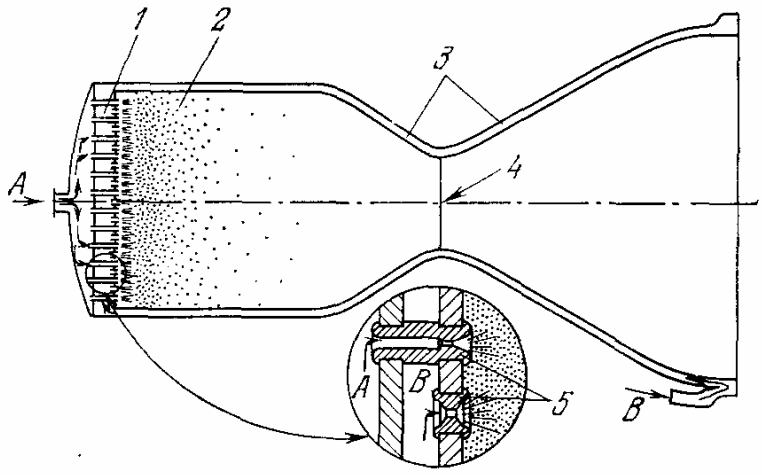


Рис. 3.12. Общая схема камеры ЖРД: *A* и *B* — компоненты топлива, *1* — головка, *2* — камера сгорания, *3* — сопловая часть, *4* — зона критического сечения, *5* — форсунки.

сгорания — все эти вопросы мы рассмотрим позже, когда речь пойдет об особенностях горения и истечения.

Высокая температура продуктов сгорания предопределяет необходимость охлаждения. Этот вопрос достаточно тонкий и требует как точных расчетов, так и строгого соблюдения режимов подачи. Мы можем остановиться пока только на самом принципе. Основное количество тепла, поступающего в стенку от горячих газов, снимается одним из топливных компонентов. Камера для этого выполняется двухстенной, и охлаждающий компонент подводится не прямо к головке, а поступает сначала в сопловой коллектор, откуда противотоком направляется к форсункам, снимая необходимое количество тепла с внутренней стенки камеры.

Собственно говоря, этим и исчерпываются принципиальные особенности камеры. Они за многие годы оставались неизменными, но конструктивное решение с годами менялось и продолжает изменяться поныне. Камера стала не только в буквальном, но и в переносном смысле слова тонкой конструкцией, и, доба-

вим, — близкой к ювелирному произведению искусства. Сейчас камера двигателя «Фау-2» (рис. 3.5) по сравнению с современными выглядит как экспонат, вполне заслуживающий того, чтобы занять свое место в Политехническом музее. Она представляла собой стальную сварную конструкцию, очень громоздкую и тяжелую. В этой камере для более надежного смесеобразования предусмотрена, как видно из рис. 3.5, установка нескольких форкамер. Горение начинается в форкамерах и должно по замыслу заканчиваться в самой камере сгорания. Конструкция получилась сложной, а главное — нетехнологичной. В современных камерах применяются обычно плоские головки, на которых просто и удобно размещается несколько сотен форсунок, обеспечивающих ровный направленный вдоль оси цилиндрической камеры поток топливной смеси. Да и сама цилиндрическая камера гораздо удобнее в изготовлении.

Особые заботы при проектировании камеры связаны с обеспечением прочности и устойчивости внутренней теплонапряженной оболочки. Если обратиться к схеме, показанной на рис. 3.12, то легко понять, что по условиям подачи давление охлаждающего компонента, находящегося в межрубашечном пространстве, должно быть выше, нежели в камере. Внутренняя оболочка находится, таким образом, под внешним избыточным давлением, и если не принято специальных мер, может потерять устойчивость. Чтобы поднять критическое давление, надо, как нам известно из курса сопротивления материалов, увеличить жесткость оболочки на изгиб, т. е. в данном случае увеличить толщину. Но оболочка не просто нагружена, она к тому же еще интенсивно обогревается изнутри. Температура стенки существенным образом зависит от собственного теплового сопротивления и с увеличением толщины возрастает (это в дальнейшем будет подтверждено и элементарными расчетами). Значит, для более толстой оболочки возрастает опасность местного оплавления и последующего прогара. При малой же толщине оболочка не способна выдержать внешнее избыточное давление.

Единственный выход из создавшегося противоречия — это надежно скрепить обе оболочки. Внешняя оболочка, не подверженная тепловому воздействию истекающих газов, должна принять на себя основные силовые функции, а внутренняя будет связана с ней во множестве точек и как бы висеть на ней. В таком случае незачем заботиться об устойчивости, а необходимое снижение температуры будет достигнуто малым тепловым сопротивлением. Оболочку следует изготовлять из наиболее теплопроводного, но достаточно термостойкого металла, а ее толщину сделать возможно меньшей.

Такое решение проблемы охлаждения просматривалось давно, но для его реализации долго не было необходимых техноло-

гических предпосылок. В частности, в камере «Фау-2» ничего похожего на современные конструкции еще не было. Внутренняя оболочка была стальной, сравнительно толстостенной и крепилась к внешнему корпусу несколькими, далеко друг от друга расставленными кольцевыми вставками с отверстиями для прохода охлаждающей жидкости — этилового спирта. Редко расставленные связи предопределяют увеличение толщины охлаждаемой стенки, охлаждение становится неэффективным, и, несмотря на ряд дополнительных мер, пришлось прибегнуть к почти варварской мере — пойти на снижение концентрации спирта до 75%.

Поучительная цепочка причин и следствий: началось с мелочи — как крепить оболочки, а кончилось потерей по крайней мере нескольких десятков единиц удельной тяги.

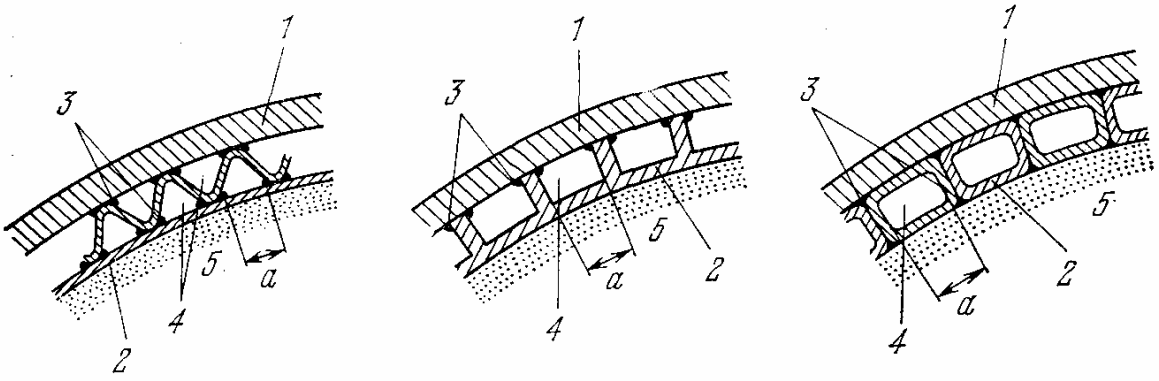


Рис. 3.13. Наиболее распространенные способы скрепления оболочек и создания охлаждающего тракта: *1* — внешняя оболочка, *2* — внутренняя охлаждаемая оболочка, *3* — пайка, *4* — тракт охлаждающей жидкости, *5* — горячие газы.

Сейчас конструкторы располагают несколькими примерно равноценными и достаточно освоенными способами скрепления оболочек.

На рис. 3.13 показаны три основные схемы. Первая — соединение оболочек через тонкую гофрированную листовую проставку. Второй способ заключается в том, что внутренняя, соприкасающаяся с горячими газами оболочка изготовляется из тонкого листа с фрезерованными продольными ребрами. И наконец, третий способ состоит в том, что полость камеры набирается из множества специально профилированных тонких трубок.

Во всех схемах толщины теплонапряженных элементов очень невелики и измеряются долями миллиметра, а свободный пролет обогреваемой оболочки (размер a на рис. 3.13), находящийся под внешним избыточным давлением, измеряется тремя-четырьмя миллиметрами. Материал — медь или бронза. Внешняя силовая оболочка изготовляется из стали. Набранное из трубок сопло во внешней силовой оболочке вообще не нуждается, но для жесткости подкрепляется кольцами (рис. 3.14).

Поскольку толщина охлаждаемой стенки невелика, а металл относится к числу наиболее теплопроводных, тепловое сопротивление стенки очень мало, температура до точки плавления не поднимается, и система охлаждения даже с таким, казалось бы, легкоплавким металлом, как медь, работает вполне исправно. Для соединения оболочек, трубок и гофрированных проставок

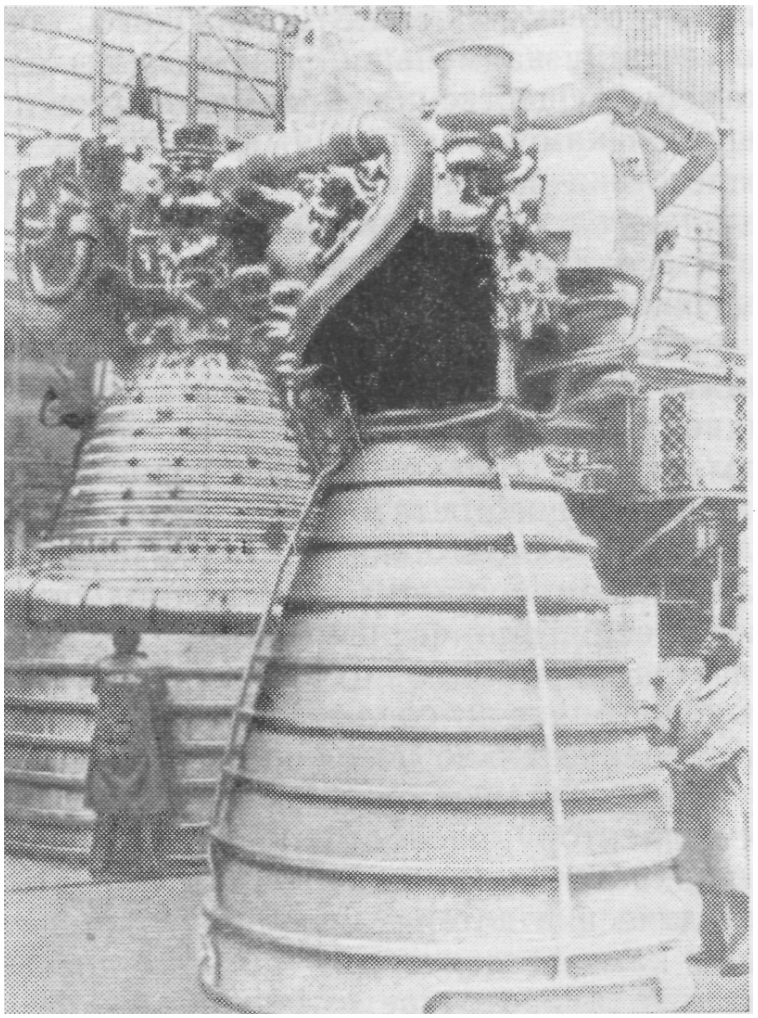


Рис. 3.14. Макеты двигателя американского транспортного корабля и двигателя F1 (на заднем плане).

применяется, как правило, пайка в вакууме специальными относительно тугоплавкими припоями. Это — довольно сложный технологический процесс, требующий большого числа промежуточных операций, строгого пооперационного контроля и специальной производственной оснастки. Немалые трудности представляет и технология заготовок, из которых в дальнейшем монтируется тракт охлаждения. Фрезеровка оребренного листа требует высокой точности, а изготовление профилированных трубок — целой цепочки операций, начиная с фасонного волочения и кончая профилированием под внутренним высоким давлением в специальных прессформах.

Предпочтение тому или иному способу образования охлаждающих трактов отдается в зависимости от технологических навыков и накопленного в этом деле опыта, но в основе лежит, конечно, стремление к некоторому оптимальному решению тепловой, энергетической и прочностной задач.

Интенсивность подвода тепла от горячих газов к охлаждаемой стенке меняется вдоль оси камеры. Наибольший тепловой поток поступает в стенку в зоне самого узкого, так называемого критического сечения, наименьший — вблизи выходного сечения. Вдоль оси камеры существенно меняется также и давление газов: наибольшее в камере сгорания, наименьшее — у соплового среза. В соответствии с изменением тепловых параметров газового потока должны в определенной мере меняться и проходные сечения в тракте охлаждающей жидкости, а формирование системы охлаждения в целом, особенно для больших камер, часто подчиняется зональному принципу: для сопла — одно, для камеры сгорания — другое. В частности, из схемы, показанной на рис. 3.10, видно, что охлаждающий сопло водород движется от соплового коллектора только до некоторого промежуточного сборника и, уже будучи достаточно нагретым, поступает к газогенератору, а для охлаждения самой камеры сгорания подводится новая свежая порция холодного водорода. Для сопел большого расширения, применение которых характерно для космических двигателей, работающих в вакууме, от проточного охлаждения выходной части сопла можно и вовсе отказаться: тепловой поток сравнительно невелик, и охлаждение происходит за счет излучения. Охлаждающий компонент в таких случаях подводится к коллектору, расположенному поодаль от соплового среза. Тогда длина охлаждающего тракта сокращается и уменьшаются гидравлические потери.

Охлаждение камеры относится к числу достаточно тонких инженерных задач, а проточное охлаждение — не единственный способ снижения температуры стенки. Но на этом вопросе следует остановиться особо, что и будет сделано в дальнейшем.

Элементы арматуры

Функциональная схема автоматики и управления двигателем во многом схожа с электронной схемой. Только вместо резисторов, конденсаторов, дросселей, диодов и транзисторов схема набирается из трубопроводов, гидравлических сопротивлений, редукторов, клапанов, разрывных мембран, регуляторов расхода и других элементов. Все они обобщенно именуются арматурой двигателя.

Элементы арматуры по своему назначению достаточно индивидуальны, а их конструкция приспосабливается к решению

конкретных задач. Это не значит, однако, что электропневмогидравлическая арматура ракетной техники не подчиняется принципам стандартизации. Многие элементы — трубопроводы, накидные гайки, разъемы, крепеж, некоторые типы клапанов стандартизируются; иначе нельзя. Выработаны и наиболее надежные и почти стандартные методы соединений и уплотнения, но для всех исполнительных органов и относительно сложных узлов стандартизацию ввести невозможно; они разрабатываются под заданный двигатель, под определенные исполнительные функции и под заданные характеристики.

По сравнению с многими другими вопросами ракетной техники арматурная техника кажется на первый взгляд несколько приземленной. После того как описаны способы подачи топлива и принципы охлаждения камеры, создается впечатление, что все остальное и вовсе просто, что установить необходимое число клапанов, обеспечить номинал подачи, запустить двигатель, а затем его выключить — дело обыденной техники. В какой-то степени это, быть может, и так. Действительно, арматурная техника так же стара, как и гидравлика. Она появилась на свет, по-видимому, одновременно с первым водопроводом, развивалась с паровыми машинами и водяным отоплением. Задвижки, краны, монтажные сгоны и гайки, уплотнение паклей, намотанной на резьбу, — эти вещи всем слишком хорошо знакомы. И вполне понятно, что протекающий в квартире кран или вибрирующая в нем прокладка, для ремонта которых не требуется высокой квалификации, обычно порождают если не пренебрежительное, то уж во всяком случае равнодушное отношение к арматуре в целом.

В ракетной технике, однако, за такое равнодушие или недостаточное внимание пришлось бы платить слишком дорого, и наглядных тому примеров накопилось более чем достаточно. В условиях автономной работы к надежности и безотказности арматуры предъявляются самые строгие требования. Поэтому арматура двигательной установки уже давно утратила свою кажущуюся малозначительность и вместе с ракетной техникой поднялась на весьма высокую ступень. Фактически возникла новая достаточно развитая и самостоятельная отрасль техники и автоматики.

Общий монтаж арматуры и трубопроводов современного жидкостного ракетного двигателя, как это видно, например, из рис. 3.11, носит явно выраженный пространственный характер. Трубопроводы имеют довольно замысловатую, но целесообразную форму, а их компоновка плотна и экономна. Изображение на техническом чертеже монтажа и координатной разметки узлов крепления при такой сложной пространственной разводке сильно затруднено. Здесь ни числом проекций, ни числом разрезов

или вспомогательных сечений делу не поможешь. Поэтому в производстве двигателей техническая и чертежная документация создаваемой машины, подобно тому, как это уже давно принято в самолетостроении, дополняется макетом самого двигателя и эталонными образцами изогнутых трубопроводов, на которые и ориентируется завод-изготовитель. Техническая документация, таким образом, как бы выходит из плоскости привычного чертежа в пространство.

При изготовлении сложная форма трубопровода не всегда может быть выдержана точно. Это, конечно, вызывает трудности при монтаже. При малом диаметре и относительно большой длине трубопровода можно согнуть трубу по месту и, совместив фланцы, добиться качественной сборки. При больших диаметрах такая незатейливая операция неосуществима. Поэтому более толстые трубопроводы, в первую очередь, магистральные, снабжаются, как правило, гибкими гофрированными элементами (сильфонами), которые в изобилии показаны на рис. 3.11. На линии высокого давления сильфон усиливается подкрепляющими металлическими кольцами, расположенными в углублении гофров, а кроме того, его поверхность закрывается вулканизируемой резиновой массой. Но, вообще говоря, не всем трубопроводам быть обязательно жесткими. В некоторых случаях используются и гибкие металлические шланги, снабженные неглубокой винтовой гофрировкой. Сверху такие шланги покрываются резиной и металлической оплеткой, и их применение (до определенного диаметра, конечно) представляет несомненные удобства при монтаже.

Функциональную схему двигательной установки мы называем пневмогидравлической. Это прилагательное лексически приемлемо, но технически неполно, ибо в нем пропущены приставки «электро» и «пиро». Автоматика ракеты в целом и двигателя, в частности, полностью электрифицирована, а для запуска двигателя, для отсечки подаваемых компонентов и для исполнения многих одноразовых команд широко используются пирозаряды.

Электрокабельная сеть — основная линия бортовой связи. Она подключается к бортовым аккумуляторным батареям, и на нее возлагается прежде всего передача последовательных команд запуска, команд на открытие и закрытие клапанов и на регулирование подачи сжатого газа и топливных компонентов. Кроме того, от электрокабельной сети питаются и многие типы электроприводов. Пирозаряды следует рассматривать как источник энергии одноразового применения, предназначенный в основном для перевода клапанов из одной позиции в другую. Пневмосистема несет служебные и вспомогательные функции — наддув баков, подача вспомогательных компонентов, а также выполне-

ние силовых функций, с которыми из-за недостатка мощности не всегда может справиться электропривод. И наконец, самим объектом управления и регулирования в двигателе являются мощные потоки топливных компонентов, подаваемых в камеру и газогенератор.

Пневмосистема автоматики питается из баллонов высокого давления через редуктор, который представляет собой орган, регулирующий рабочее давление в сети потребления. Конструктивно редуктор (рис. 3.15) может рассматриваться как вентиль, дополнительно оснащенный пружиной *2*. Усилие пружины передается клапану *4*, и в результате открывается доступ газа в полость низкого давления *б*. При постоянном потреблении газа клапан *4* находится в равновесии. Усилия от пружин *2* и *5* и от давления газа на мембрану *9* взаимно уравновешены. Если по какой-то причине расход в пневмосети возрос, давление в полости *б* начинает падать. Падает тогда и усилие со стороны газа на мембрану *9*. Это приводит к тому, что под действием пружин клапан дополнительно отходит от седла *3*, и расход из полости высокого давления возрастает. Если же расход в сети уменьшается, клапан под действием пружин прикрывается. Настройка редуктора на заданное в сети давление производится затяжкой пружины *2* с помощью гайки *1*.

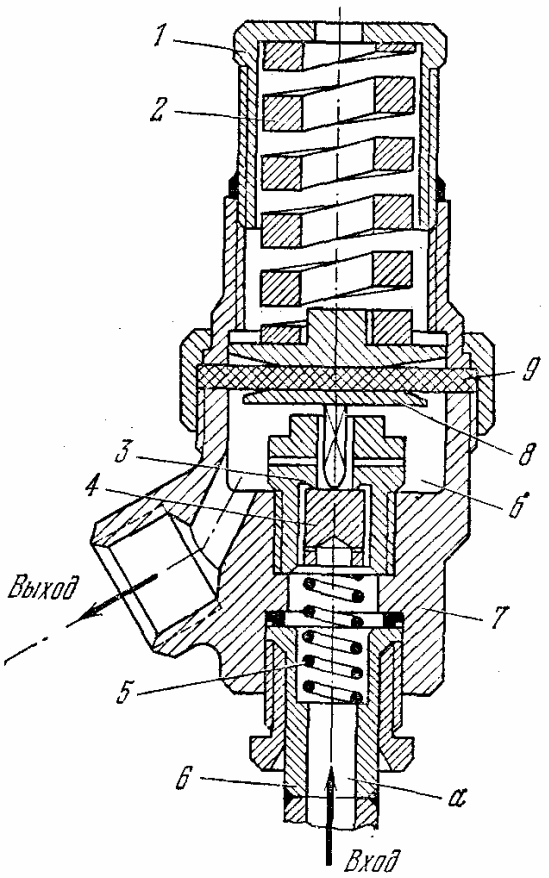


Рис. 3.15. Устройство редуктора: *а* — полость высокого давления, *б* — полость низкого давления, *1* — гайка, *2* — главная пружина, *3* — седло клапана, *4* — клапан, *5* — пружина, *6* — штуцер, *7* — корпус редуктора, *8* — тарелка, *9* — мембрана.

Для управления подачей сжатого газа применяются управляющие клапаны с электромагнитным приводом. Они позволяют включать или выключать подачу газа по электросигналу. Схема одного из таких клапанов представлена на рис. 3.16. Управляющий сигнал постоянного тока подается в обмотку электромагнита *2*, который смещает в осевом направлении (вниз) якорь *1* и связанные с ним верхний *7* и нижний *11* клапаны; они воспринимают равные взаимно уравновешенные усилия со стороны сжатого газа. Таким образом, усилие от электромагнита

замыкается только на пружину *12*. Когда нижний клапан *11* опускается, штуцер входа соединяется со штуцером выхода, и газ поступает к потребителю. При этом верхний опущенный клапан *7* перекрывает доступ газа к дренажным отверстиям *4*. Когда ток выключается, под действием пружины *12* клапаны поднимаются, подача газа прекращается, а оставшееся за клапаном давление стравливается через отверстия *4*.

Давление пневмосети используется для управления гидравлическими клапанами в тех случаях, когда необходимы боль-

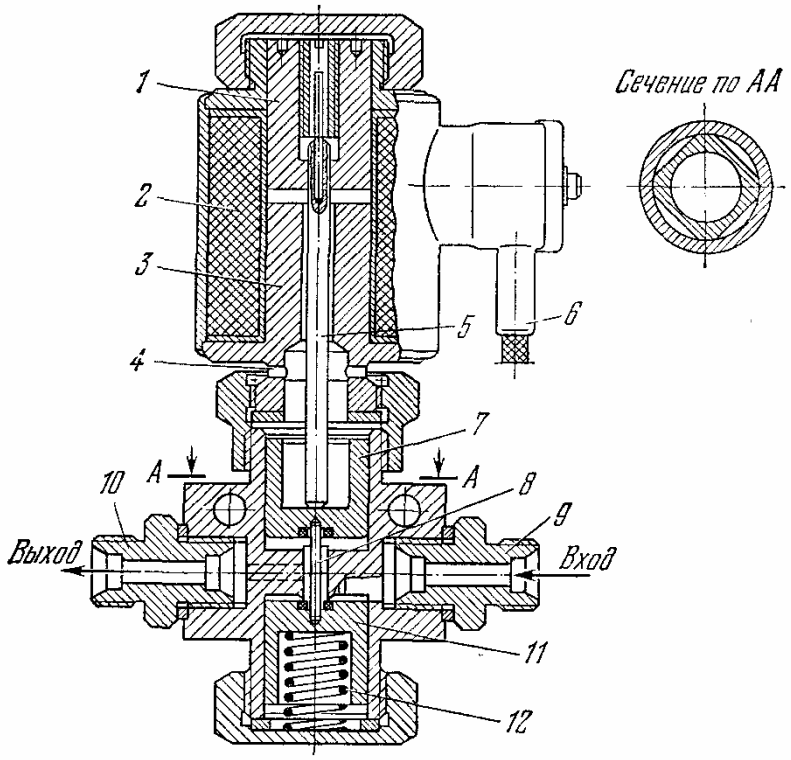


Рис. 3.16. Управляющий электромагнитный пневмоклапан: *1* — якорь электромагнита, *2* — обмотка электромагнита, *3* — ярмо электромагнита, *4* — дренажные отверстия, *5* — шток, передающий движение клапана, *6* — электроввод, *7* — верхний клапан, *8* — шток, связывающий верхний и нижний клапаны, *9* — входной штуцер, *10* — выходной штуцер, *11* — нижний клапан, открывающий доступ газа в магистраль, *12* — пружина.

шие управляющие усилия. Простейший из подобных клапанов показан на рис. 3.17.

Среди технических средств управления топливными компонентами большое место занимают разделительно-разрывные мембраны. Своим появлением на свет они обязаны в основном развитию и освоению аппаратов одноразового действия, преимущественно военного назначения. Как арматурные элементы мембраны привлекают к себе внимание простотой и безотказной герметичностью.

Существует два типа мембран: свободного и принудительного прорыва. Первые подбираются под определенное разрушающее

давление. Этот подбор достигается в результате длительной технологической доводки, обеспечивающей минимально допустимый разброс разрушающего давления в пределах одной партии. Для изготовления таких мембран (рис. 3.18) применяются мягкие пластичные материалы типа алюминия. Чтобы разрыв происходил в определенном месте, мембрана снабжается специальными надрезами. После срабатывания куски мембраны не

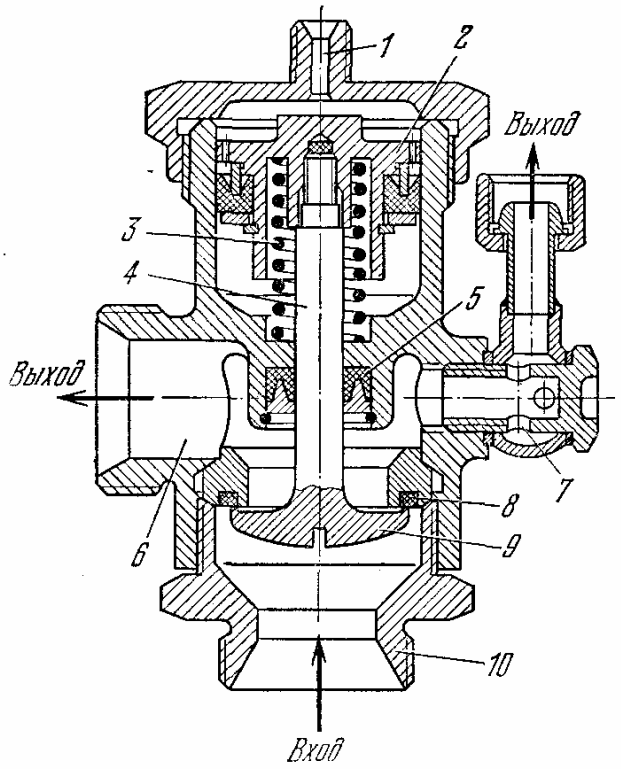


Рис. 3.17. Исполнительный клапан с пневматическим сервопоршнем: *1* — подвод управляющего газа, *2* — сервопоршень с резиновым уплотнением, *3* — пружина, закрывающая клапан, *4* — шток клапана, *5* — уплотнение штока, *6* — выходной штуцер, *7* — вспомогательный штуцер, *8* — седло клапана, *9* — тарелка клапана, *10* — входной штуцер.

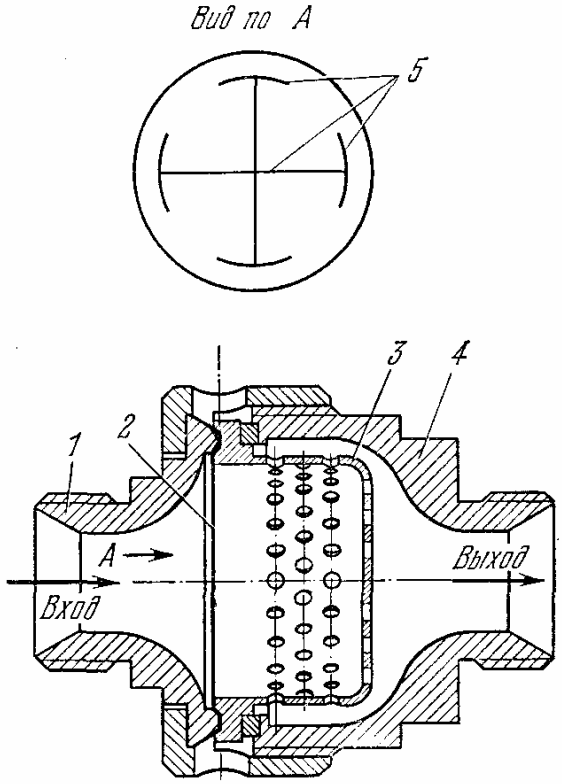


Рис. 3.18. Мембрана свободного прорыва: *1* — входной штуцер. *2* — мембрана, *3* — предохранительная решетка. *4* — выходной штуцер, *5* — насечки для будущего прорыва.

уносятся в тракт, а только отгибаются и прижимаются потоком жидкости к стенке трубопровода.

Мембраны принудительного прорыва, в отличие от свободного, срабатывают не по давлению, а в момент подачи сигнала. От нити накаливания воспламеняется пирозаряд, и мембрана прорывается направленным потоком образовавшихся газов.

Однако прямая подача горячего газа в полость, заполненную жидкостью, не всегда приемлема. Поэтому в топливных магистралях большого диаметра пусковой мембранный клапан выполняется по иной, несколько более сложной схеме (рис. 3.19). Когда подана команда на пуск, горячий газ от пирозаряда по-

ступает через штуцер *1* и отверстия *2* к уплотнительной гибкой металлической диафрагме *3* и с жидкостью не соприкасается. Возникающим осевым усилием срезаются фиксирующие штифты *4*, а нож *5*, скользя по корпусу *8*, срезает разделительную мембрану *6* по периметру. Но режущая кромка ножа не образует замкнутого круга. В ней имеется прорезь. Поэтому на мембране сохраняется неповрежденная «ножка», на которой отгибается и удерживается срезанная мембрана. Для большей надежности, чтобы не было перелома, под мембрану в этом месте подложен скругленный выступ *7*.

Мембранные клапаны способны, понятно, только открывать магистраль. Чтобы ее закрыть, необходимы еще и клапаны отсечки. Для перекрытия основных топливных магистралей они

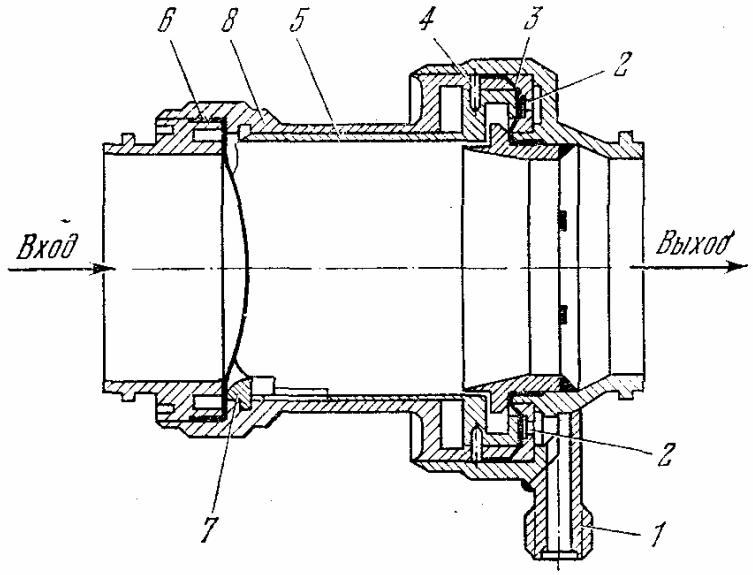


Рис. 3.19. Клапан пуска: *1*—штуцер, *2*—отверстия для подачи газов, *3*—диафрагма, *4*—фиксирующие штифты, *5*—нож, *6*—мембрана, *7*—выступ, *8*—корпус клапана.

устанавливаются перед головкой двигателя и срабатывают по главной команде на выключение (соответственно их называют главными).

Но главный клапан обычно выполняет не только функции отсечного. Для многих двигателей, особенно многократного запуска, в главном клапане совмещаются и задачи исполнения пускового режима. Мало того. Поскольку при отсечке топлива турбина и насосы еще продолжают по инерции вращаться, давление жидкости перед отсечным клапаном резко нарастает. Поэтому во многих случаях в гидросистеме предусматривается тракт закольцовки. Топливный компонент после отсечки направляется от закрытого клапана назад в тракт низкого давления и снова поступает в насос. Переключение подачи компонента с камеры на тракт закольцовки возлагается на тот же главный

клапан. Наиболее простая конструктивная схема главного клапана — это схема «тарель — сёдло». На штоке тарели устанавливается пружина, усилие которой направлено против тока жидкости, а затяжка подбирается под определенное давление. Больше давление — больше расход. Силовым приводом на закрытие и открытие клапана служит обычно пневматический сервопоршень.

Перечисленные и частично рассмотренные элементы арматуры в принципе достаточно просты, что, кстати, способствует их высокой надежности и безотказности. Несколько сложнее, быть может, выглядит конструктивная схема регулирующих элементов. Однако принцип их действия целесообразно рассмотреть уже совместно со схемой регулирования двигателя.

Регулирование тяги двигателя

От ракетного двигателя требуется воспроизводимость характеристик. Испытывая один двигатель, второй, третий и т. д., мы должны получать в одном и том же режиме одну и ту же тягу. На практике, однако, как в стендовых, так и в летных испытаниях, это условие с необходимой точностью не соблюдается. И к тому есть множество причин: и условия изготовления двигателя, и особенности производства топлива, и температурные условия в районе пуска и многое другое. Отклонение тяги от номинала и в равной степени отступление от номинала весовых характеристик ракеты приводит к тому, что скорость ракеты на участке выведения отличается от расчетной. Задача регулирования состоит в том, чтобы следить за тягой на всем участке выведения и менять ее таким образом, чтобы в основном скомпенсировать неизбежные отклонения параметров движения ракеты от номинала. Следовательно, регулирование тяги оказывается в тесной связи с вопросами точности наведения.

О способах наведения будет рассказано в своем месте. А пока нам надо только выяснить, как система регулирования должна вписываться в общую пневмогидравлическую схему двигателя.

Совершенно очевидно, что изменять тягу следует путем изменения секундного расхода как одного, так и другого компонента. При этом обнаруживается еще один полезный аспект регулирования. Если в процессе выведения следить не только за скоростью и тягой, но и за запасом оставшихся компонентов, то тем самым мы получаем возможность взять под контроль остающееся в баках топливо. А это естественно дает возможность сократить его гарантийные запасы и тем самым улучшить и весовые характеристики ракеты.

В основе всякого метода регулирования лежит естественное стремление управлять большими мощностями с помощью малых

энергетических затрат. Этому принципу в основном соответствует управление тягой путем изменения числа оборотов турбины. Если изменять секундный расход рабочих компонентов, поступающих в газогенератор, меняется расход подаваемого в камеру топлива. Таким образом, большие расходы управляются малыми.

Для топливной смеси, подаваемой в газогенератор, характерен избыток одного из компонентов. Если сверх необходимой для полного сгорания пропорции подается окислитель, смесь называют кислой и соответственно окислительным называют и газогенератор. Если же в избытке подается горючее, то смесь и соответственно газогенератор называют восстановительными. В разговорном техническом языке можно услышать о существовании «кислой» и «сладкой» смесей.

Количество тепла, выделяемого в газогенераторе при избытке одного из компонентов, определяется количеством недостающего компонента. Подавая его в большем или меньшем количестве, легко изменять и мощность турбины. Таким образом, в кислой смеси надо регулировать подачу горючего, а в восстановительной — подачу окислителя. Это — наиболее простой, но не всегда лучший способ регулирования. Увеличение подачи одного только недостающего компонента приводит к повышению температуры, которая ограничивается стойкостью лопаток турбины. Поэтому в ряде систем предпочитают в неизменной пропорции менять подачу как одного, так и другого компонента одновременно. Тогда количество выделившейся в газогенераторе энергии пропорционально подаче, а поскольку химический состав продуктов горения остается неизменным, соответственно неизменной остается и температура рабочего тела.

При выборе между окислительной и восстановительной смесями предпочтение отдается той или другой в зависимости от общей схемы двигателя и от физико-химических свойств топливных компонентов. В частности, для открытых схем предпочитают пользоваться восстановительной смесью. Вследствие несколько более высокой теплоемкости рабочее тело, попадающее на турбину, обладает при той же температуре большей работоспособностью, и потерянная при выхлопе из турбины масса не столь ощутимо влияет на удельную тягу, как при окислительной смеси. На выбор метода регулирования оказывают влияние также и чисто практические соображения, связанные с тем, что безотказная работа арматурных элементов на линии высококипящего компонента обеспечивается, как правило, легче, чем на линии низкокипящего.

Если насосы горючего и окислителя имеют раздельные приводы, т. е. работают каждый от своей турбины, то изменяя число оборотов турбин, легко регулировать как суммарный секундный расход, так и соотношение компонентов. При общем приводе (от

одной турбины на два насоса) числом оборотов можно регулировать только суммарную подачу, но не относительную меру расхода каждого компонента. В этом случае схема регулирования дополняется дросселем, установленным на одной из магистралей — либо окислителя, либо горючего. Предпочтительность того или иного варианта определяется в первую очередь эксплуатационными особенностями топливных компонентов. Принципиальная схема подобного метода регулирования для двигателя, работающего на жидком кислороде и керосине, показана на рис. 3.20.

Газогенератор *ГГ* работает на основных компонентах, забираемых с избытком окислителя из главных топливных магистралей за насосами. Горючее поступает в газогенератор по линии

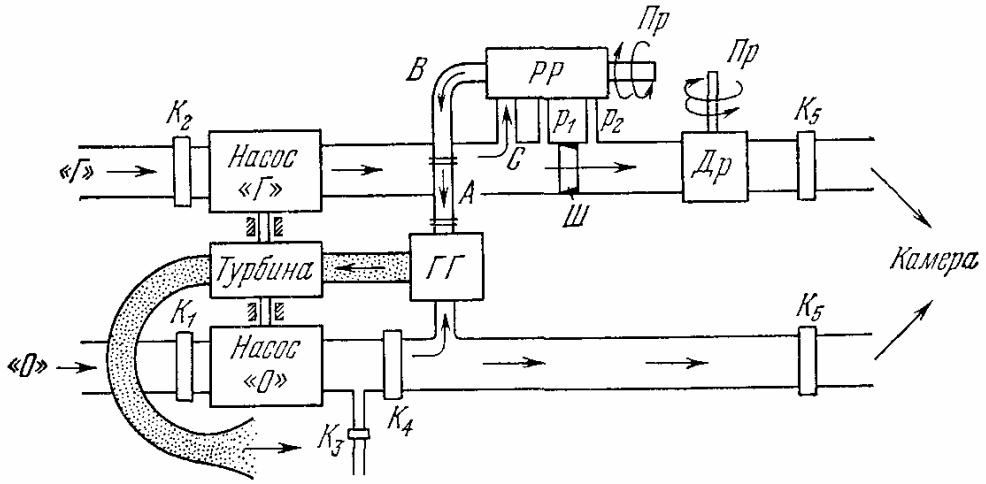


Рис. 3.20. Схема регулирования расхода и соотношения компонентов: *ГГ* — газогенератор, *РР* — регулятор расхода, *Ш* — мерная шайба, *Др* — дроссель, *Пр* — привод, *К* — клапаны.

СВА через регулятор расхода *РР*. Расход горючего в главной магистрали замеряется мерной шайбой *Ш*. Поскольку проходное сечение шайбы неизменно, расход зависит только от скорости потока, с увеличением которой возрастает разность давлений перед шайбой и за ней. Поэтому регулятор получает информацию о расходе в виде перепада давления $\Delta p = p_1 - p_2$, и задача заключается в том, чтобы выдерживать этот перепад на заданном уровне. Если расход в магистрали горючего по какой-то причине уменьшится, соответственно упадет перепад давления, и регулятор увеличит подачу горючего в газогенератор. Увеличение подачи горючего в смесь, перегруженную окислителем, приведет к большей полноте сгорания, повысится энергия рабочего тела, подаваемого на турбину, а это, в свою очередь, повысит обороты турбины и насосов. В результате возрастет подача как горючего, так и окислителя одновременно, и перепад давлений на мерной шайбе восстановится. Но система управления

ракеты может по ходу дела потребовать либо увеличения, либо уменьшения тяги. Для этого в регуляторе расхода предусмотрено изменение настройки на новое значение Δp с помощью привода, поворачивающего винт и меняющего поджатие регулирующей пружины.

Схема регулятора расхода показана на рис. 3.21. Давление p_1 подводится к штуцеру *1*, а давление p_2 — к штуцеру *2*. Разность давлений создает осевую силу на поршне *3*, и в зависимости от начальной затяжки пружины *4* меняется проходное

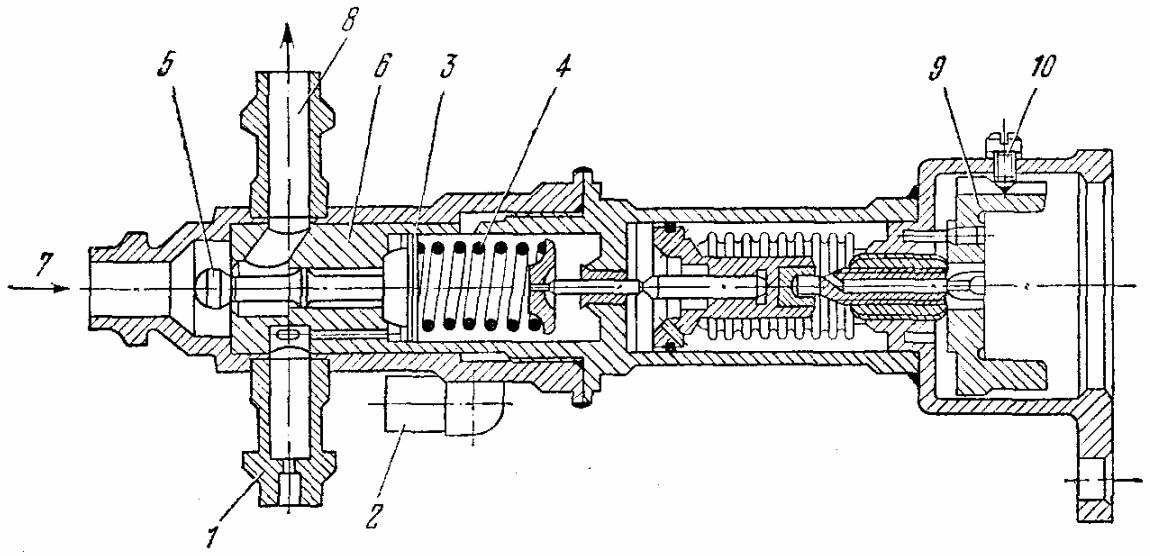


Рис. 3.21. Регулятор расхода: *1*, *2* — штуцеры подвода давления, *3* — поршень, *4* — пружина, *5* — золотник, *6* — втулка, *7*, *8* — входной и выходной штуцеры, *9* — муфта, *10* — стопорный винт.

сечение между золотником *5* и дозирующими кромками втулки *6*. В результате меняется расход горючего, подаваемого к газогенератору через штуцер *8*. Поворотом муфты *9* от задающей системы меняется затяжка пружины, и регулятор перенастраивается. Стопор *10* удерживает муфту от самопроизвольного вывертывания и нужен только на время хранения и при транспортировке.

Пока мы говорили только об общем изменении расхода топливных компонентов. Для того чтобы выдерживать на определенном уровне их соотношение, на магистрали горючего устанавливается дроссель *Др* (рис. 3.20), изменяющий проходное сечение тракта. Делается это с помощью гильзы *1* (рис. 3.22), которая при осевом смещении перекрывает окна в стакане *2*. Окна спрофилированы с таким расчетом, чтобы между углом поворота валика *3* и расходом через дроссель *Др* установилась зависимость, близкая к линейной, что удобно в целях регулирования.

Запуск и выключение

Вернемся теперь к схеме, показанной на рис. 3.20, и остановимся вкратце на последовательности операций, производимых при запуске двигателя.

В заправленных баках жидкое топливо удерживается клапанами K_1 и K_2. Для двигателя одноразового запуска это, как правило, мембранные разделители принудительного прорыва. Перед пуском клапан окислителя K_1 открывается, и кислород самотеком заполняет полость насоса, частично вытекая через открытый дренажный клапан K_3. Кислород закипает, и необходимо некоторое время, чтобы насос, как говорят, «захолодился». Затем дренаж закрывается, и производится наддув баков. Когда давление в баках достигнет предусмотренной нормы, подается команда на раскрутку турбины от стартера и одновременно открываются клапаны K_2 и K_4. Что касается клапанов K_5, то они предназначены только для отсечки компонентов и при подготовке к запуску остаются открытыми. Кстати, клапаны K_4 и K_5 на магистрали окислителя могут быть и совмещены в один. По мере нарастания оборотов турбины увеличивается давление в магистралях, и топливные компоненты начинают поступать как в газогенератор, так и в камеру, образуя топливную смесь. Ее необходимо воспламенить.

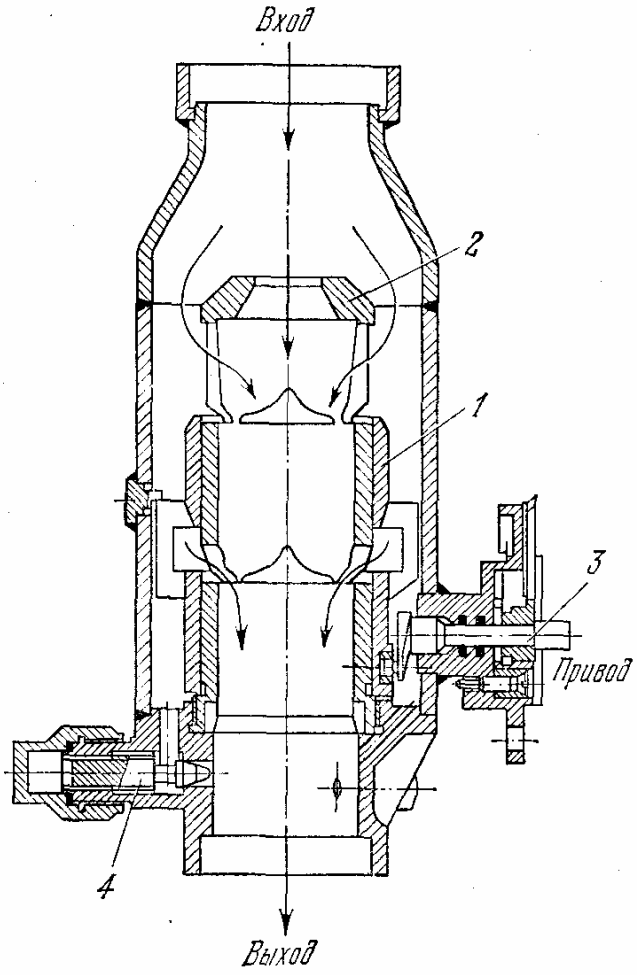


Рис. 3.22. Дроссель: *1*—гильза, *2*—стакан, *3*—валик, *4*—тарировочный винт.

Есть топлива, которые воспламеняются самопроизвольно, как только жидкие компоненты вступают в контакт. Они называются самовоспламеняющимися. В своем большинстве, однако, основные топлива, применяемые в ракетной технике, к этому классу не относятся. Поэтому необходимо продумать систему зажигания; она достаточно ответственна. Если к моменту воспламене-

ния в камере двигателя или газогенераторе накопился большой объем смеси, то запоздалое воспламенение таит в себе угрозу взрыва. Значит, подача топливной смеси и момент зажигания должны быть определенным образом согласованы.

В настоящее время освоено и распространено три типа зажигания: пиротехническое, химическое и электроискровое. Пиротехническое зажигание применяется только в системах одноразового запуска. Инициатором воспламенения топлива является горящая пороховая навеска, расположенная в камере и зажигаемая от нити накаливания. В прошлом применялись пирозапалы, вводимые на штанге внутрь камеры через сопло. Пирозапалы воспламеняются с некоторым упреждением, и топливная смесь поступает в уже прогретый объем камеры, что способствует плавному зажиганию.

Химическое зажигание связано с применением вспомогательных самовоспламеняющихся компонентов. Наиболее изящное техническое решение этой задачи схематически показано на рис. 3.20, где *А* — ампула воспламенителя. Это — фланцевый переходник, закрытый по торцам мембранами и заполненный вспомогательным горючим, которое воспламеняется при контакте с основным окислителем. Возникающее при раскрутке турбины давление прорывает мембраны, и в газогенератор поступает сначала не основное, а вспомогательное горючее. Происходит воспламенение, а затем уже поступает основной компонент. Такой способ зажигания в некоторых случаях может быть применен и в камере двигателя.

Электроискровое зажигание в пояснениях не нуждается. Этот способ понятен каждому, кто хоть в какой-то мере знаком с работой автомобильного двигателя. Электроискровое зажигание хорошо себя зарекомендовало, в частности, для воспламенения кислородно-водородного топлива.

После того как в газогенератор поступили основные компоненты, управление тягой берет на себя регулятор расхода. Но двигатель на режим полной тяги выходит не сразу. Еще некоторое время (2—5 *сек*) он выдерживается на режиме предварительной ступени при тяге, составляющей примерно 30—50% от полной. Управление двигателем на предварительной ступени и переход к полной тяге возлагается на регулятор расхода. В конструкцию регулятора для этой цели вводится дополнительная чека, удерживающая клапан в поджатом состоянии. Для перехода на режим главной ступени она отстреливается пирозарядом подобно тому, как это делается в некоторых типах отсечных клапанов.

Необходимость предварительной ступени диктуется несколькими соображениями. Прежде всего, удобнее и безопаснее производить запуск двигателя на малом расходе. Но не это главное.

На тяге предварительной ступени ракета уйти со старта еще не может. Поэтому, если обнаруживаются какие-то аномалии в поведении двигателя — низкое давление в камере или генераторе, падение числа оборотов или что-то подобное, сохраняется еще возможность для сброса схемы. Под этим специфическим термином понимается автоматическая отмена запрограммированных операций запуска и переход к операциям аварийного выключения двигателя с перекрытием всех питающих магистралей. В подобных случаях, сколь бы они ни были неприятны, есть возможность спасти ракету. Режим предварительной ступени приобретает особое значение для многокамерных двигателей. Например, в ракете **СИ**, как мы знаем, при старте необходимо включить 32 камеры. Понятно, что пуск может быть успешным лишь при условии, что все камеры работают безупречно, и определенная последовательность их включения и выдержка на предварительной ступени необходимы, чтобы вывести все камеры на заранее обусловленный контрольный режим.

В современных системах запуска контроль идет еще дальше. В режиме предварительной ступени производится опрос параметров состояния всех элементов двигательной установки, и вычислительная машина по заранее разработанной программе ставит диагноз работоспособности двигателя, в зависимости от чего либо дается, либо же отменяется команда выхода двигателя на главную ступень.

Выключение двигателя, как и запуск, может производиться в два приема. Сначала двигатель переводится на режим пониженной тяги. Это уменьшает опасность гидравлического удара при последующем резком срабатывании отсечных клапанов. Но главное заключается, конечно, в снижении разброса импульса последействия, влияющего на разброс по дальности, о чем уже говорилось ранее (см. стр. 63). Перевод двигателя на конечную ступень удобно производить, снижая подачу компонентов в газогенератор. С этим легко справляется регулятор расхода. Когда подходит пора выключать двигатель то, по соответствующему сигналу от системы управления, как это было при регулировании тяги, ослабляется регулирующая пружина *4* (рис. 3.21), и регулятор выводит газогенератор на рацион пониженного питания. Окончательное выключение производится закрытием отсечных клапанов K_5 (рис. 3.20).

Автоколебательные режимы работы двигателя

Теперь мы остановимся на одном чрезвычайно важном явлении, которое нередко обнаруживает себя при испытаниях и отладке жидкостного ракетного двигателя. Речь пойдет об автоколебательных режимах, или о вибрационном горении.

Этот вопрос важен не только для двигателей. Он носит весьма общий характер. Принципы возникновения автоколебаний едины для процессов регулирования, для неисчерпаемого множества задач механики, электроники и радиотехники. В ракетной же технике, где мы имеем дело с глубоко автоматизированными автономно работающими системами, вопросы автоколебаний занимают особое место. Поэтому к автоколебательным режимам мы вернемся и в дальнейшем, когда будем обсуждать движение ракеты и принципы ее управления. Там же в общих чертах будет рассказано, с помощью каких приемов это явление исследуется и как можно предусмотреть опасность возникновения нежелательных автоколебаний. Пока же мы ограничимся только описательной стороной вопроса.

В механике под автоколебательными понимаются, вообще говоря, процессы, где отсутствует внешнее периодическое воздействие, а система сама, внутренним образом порождает периодичность изменения параметров состояния; соответственно происходит периодическое потребление энергии от некоторого внешнего источника.

Автоколебательные режимы широко используются в инженерной практике. Наиболее очевидным примером управляемого автоколебательного режима является автомобильный двигатель внутреннего сгорания. Всасывание и сжатие карбюраторной смеси и последующее сжигание, расширение и выхлоп — типичный автоколебательный регулируемый процесс. Радиопередатчик, посылающий волны фиксированной частоты, тоже представляет собой образец технического использования автоколебательного процесса. Таких примеров из окружающей нас жизни можно привести очень много, и на них не стóит останавливаться. Важно отметить другое. Имеется множество примеров того, как автоколебания возникают непредусмотренным образом, нарушая нормальную работу системы, в результате чего возникает аварийная или близкая к тому ситуация. Так обстоит дело, в частности, и с жидкостным ракетным двигателем.

Режимы вибрационного горения были обнаружены при отладке еще первых твердотопливных боевых ракет второй мировой войны. Когда же на рубеже сороковых-пятидесятых годов широким фронтом развернулись работы над жидкостными двигателями, то в скором времени выяснилось, что и этот тип двигателей подвержен той же болезни с весьма сходными симптомами. Появление вибрационного режима в жидкостных двигателях порой заставало конструкторов врасплох, особенно когда автоколебания проявляли себя на стадии стендовых испытаний уже готовых, но еще не отлаженных двигателей.

Когда причины болезни точно неизвестны, приходится руководствоваться более или менее правдоподобными догадками и

в основном интуицией. Во многих случаях это спасало положение. Кстати, накопленный опыт тоже не пропал даром и в дальнейшем весьма пригодился.

Вначале все типы возникающих автоколебаний представлялись на одно лицо и лечились примерно одними и теми же средствами. Но как во врачебной практике только после длительной работы было установлено, что гриппозные заболевания бывают разными и для каждого вида нужна своя вакцина, так и при анализе автоколебаний было обнаружено, что существует несколько видов автоколебаний. Каждому соответствует свой механизм возникновения и свои приемы устранения.

Такое деление автоколебаний на виды и подвиды имеет в своей основе вполне определенные логические предпосылки. Автоколебательные режимы описываются замкнутой цепочкой дифференциальных зависимостей. Например, *А* зависит от *Б*, *Б* — от *В*, *В* — от *Г* и, положим, *Г* зависит от *А*. Если одному или нескольким из перечисленных параметров сообщить некоторое возмущение, все они будут каким-то образом изменяться во времени. В обычных, неавтоколебательных условиях произойдет нечто схожее с тем, что мы видим на спокойной глади озера: параметры состояния поволнуются и вернутся к исходной норме. Но может быть и иное — амплитуда изменения каждого из параметров во времени станет увеличиваться.

Замкнутая цепочка зависимостей *АБВГА* для таких систем, как ракетный двигатель, усложняется дополнительными контурами взаимосвязи, которые влияют друг на друга. В дополнение к указанной цепочке можно предложить, например, еще — *ВДКВ* и *АБЕА*. Конечно, в подобных случаях возникающие в контурах автоколебания взаимно связаны. Анализ такой автоколебательной системы существенно упрощается, если парциальные частоты автоколебаний в каждом из контуров заметно отличаются друг от друга. Это позволяет рассматривать контуры как слабо между собой связанные. Отсюда вытекает практический вывод. Если при испытаниях выявились автоколебания с явно выраженной частотой определенного диапазона, можно сразу сказать, какой контур в этом повинен и взаимосвязь между какими параметрами следует изменить, чтобы автоколебательность системы была устранена. Именно так и обстоит дело в ракетных двигателях.

Возникающие автоколебательные режимы в жидкостных ракетных двигателях принято разделять по частотам. Первый тип — низкочастотные колебания. Они обнаруживаются только при летных испытаниях. На стенде они не проявляются. Свойственные им частоты лежат в интервале 10—100 *Гц*. Возникновение этого типа автоколебаний определяется взаимосвязью между продольными упругими деформациями корпуса ракеты и

изменением тяги. При продольных колебаниях корпуса периодически меняется давление компонентов на входе в насос, меняется подача, меняется тяга, и последовательная цепочка взаимного влияния замыкается на ту же продольную деформацию корпуса.

В подобных рассуждениях не надо искать первопричину начала колебаний (это — распространенная ошибка) и переходить на схоластический спор, кто появился раньше — яйцо или курица. Кстати, автоколебательная биологическая система яйцо-курица-яйцо существует, пока курица несет достаточно яиц и пока из них, в свою очередь, достаточно много и своевременно появляется на свет и выживает цыплят. При благоприятных условиях такого рода автоколебания могут развиваться, пока окружающая среда не наложит своих ограничений. Тогда автоколебания стабилизируются. При неблагоприятных условиях автоколебания этой биологической системы будут затухать, а куриное племя может и вовсе исчезнуть. Словом, важна не первопричина начала автоколебаний. Она всегда найдется. Важно другое — каковы параметры замкнутой системы и способствуют ли они развитию или затуханию колебаний.

Анализ низкочастотных автоколебаний в ракете достаточно сложен. Массы топливных компонентов в баках поддерживаются упругими прогибающимися днищами. Имеется много других подвешенных масс. Сложна передаточная функция от давления на входе в насос к изменению тяги. Но когда анализируется подобная задача, цель совершенно ясна: установить еще на стадии проектирования, следует ли опасаться возникновения автоколебаний, и если да, то какие меры необходимо принять для их устранения.

Заметим сразу, что система регулирования, которая была нами рассмотрена, в борьбе с такого рода автоколебаниями большей частью бессильна. Регулятор расхода и дроссель слишком инерционны. Они предназначены для сравнительно медленного изменения тяги и расхода. Система регулирования скорее сама способна создать свой собственный замкнутый контур с еще более низкими частотами автоколебаний. Но это уже вопрос необходимой настройки, что всегда предусматривается еще на стадии проектирования любой системы регулирования.

При возникновении продольных низкочастотных колебаний вывести параметры системы из опасной зоны неустойчивости довольно трудно. Изменить жесткость корпуса или принять иной закон распределения масс практически невозможно. Поэтому, при острой необходимости, одной из радикальных мер является установка воздушных демпферов. Рядом с топливной магистралью устанавливается сообщенная с ней замкнутая емкость. При заливке топлива в этой емкости образуется воздушный пу-

зырь. Тем самым столб несжимаемой жидкости обретает в магистрали свойство некоторой приведенной «сжимаемости», и динамические характеристики колебательной системы кардинальным образом меняются. Изменяя емкость демпфера, можно большей частью отстроиться от опасных частот самовозбуждения.

Второму типу колебаний свойственны частоты порядка от 50 до 300 *Гц*. Эта форма колебаний проявляет себя на огневых стендовых испытаниях двигателя и обусловлена главным образом обратным влиянием давления в камере на подачу. Если в камере по какой-то причине поднялось давление, то системой подачи это воспринимается как некоторое сопротивление. В результате снижается подача топлива, что, в свою очередь, с некоторым запозданием приведет к уменьшению давления в камере. Таким образом, возникает замкнутый контур взаимного влияния между камерой и подачей. А раз так, то система чревата возможным возникновением автоколебаний: давление растет — расход падает, давление падает — расход растет. Решающее влияние на возникновение этого процесса оказывает запаздывание газообразования, т. е. время, протекающее от момента впрыска топлива до его превращения в продукты сгорания.

Для борьбы с автоколебаниями средних частот прибегают в основном к повышению перепада давления на форсунках. Этим ослабляется обратное влияние внутрикамерных кратковременных всплесков давления на работу системы подачи. Для смещения фаз колебаний расхода и давления иногда специально изменяется длина одного или нескольких трубопроводов, подающих топливные компоненты к камере.

Наконец, третий тип автоколебаний — высокочастотные, внутрикамерные колебания с частотой свыше 500 *Гц*. Это — чисто газодинамические и наиболее опасные автоколебания. Они не связаны ни с системой подачи, ни с упругой податливостью камеры и проявляются в первую очередь в двигателях больших тяг. Механизм их возникновения обусловлен тем, что только что упомянутое нами время газообразования не остается постоянным и зависит от давления вблизи головки двигателя. С увеличением местного давления (повторяем — неважно, по какой причине оно возникло) образование газа происходит более интенсивно, местное давление еще более повышается и возникает распространяющаяся со скоростью звука волна сгущения. Будучи отраженной от противоположной стенки, волна возвращается к головке и дополнительно усиливается повышенным газообразованием. Период таких колебаний определяется временем, которое требуется для волны, чтобы преодолеть расстояние порядка характерного размера камеры. Возникающие формы

колебаний принято разделять на осевые и поперечные. При осевых формах возникают волны, идущие от головки к сопловой части камеры сгорания. При поперечных формах возникают как радиальные осесимметричные, так и кососимметричные волны, отражающиеся от боковых стенок камеры.

Пагубность высокочастотных автоколебаний заключается не только в том, что они могут вызвать резонансный эффект в тонкостенной конструкции камеры, но также в изменении структуры пристеночного слоя газа и в нарушении режима охлаждения. Если высокочастотные автоколебания возникли, то камера в таком режиме работы не выдерживает и секунды.

Мерой борьбы с высокочастотными автоколебаниями является выбор надлежащей длины камеры, установка внутренних перегородок, ограничивающих область распространения волн, и изменение формы форсуночной головки.

Задача полного устранения вибрационных режимов достаточно сложна, но можно смело утверждать, что в настоящее время уже накоплен достаточный опыт борьбы с этим явлением, и современная техника ракетного двигателестроения с этой задачей более или менее успешно справляется.

2. ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Основные особенности

В предыдущей главе мы уже говорили в общих чертах об устройстве баллистических ракет на твердом топливе и даже коснулись их биографии, а сейчас сосредоточим свое внимание на самом твердотопливном двигателе.

Твердое топливо, в отличие от жидкого, не подается в камеру постепенно. Весь его запас размещается в самой камере в виде заряда и после воспламенения полностью находится во власти огня. Если горение уже началось, вмешаться в процесс его развития было бы очень трудно.

Попытки решить задачу регулирования твердотопливных двигателей предпринимались неоднократно, но к осязаемым результатам пока не привели. Поэтому программа горения твердотопливного заряда продумывается заранее, еще на стадии проектирования, а зависимость номинальной тяги твердотопливного двигателя от времени является некоторой жесткой, заранее выбранной проектной характеристикой, основные параметры которой подстраиваются под принципиальную схему ракеты или под выполняемую двигателем задачу.

Характеристика тяги не обладает высокой стабильностью и отклоняется от номинала, если и не очень заметно, то во всяком случае настолько, что при пусках это существенным образом

влияет на разброс по дальности. Поскольку тяга твердотопливного двигателя не регулируется, приходится менять вид самой траектории в соответствии с текущим прогнозом точки попадания. Такой способ наведения достаточно сложен и может быть эффективно реализован лишь с помощью бортовой электронно-цифровой вычислительной машины, о чем еще речь впереди.

Силовая схема твердотопливной ракеты естественным образом замыкается на камеру двигателя, прочность которой определяется внутренним давлением и температурным режимом. Дополнительные траекторные нагрузки, воспринимаемые камерой как основным силовым элементом корпуса, не требуют ее усиления. Она и так достаточно прочна. Но вместе с тем силовая схема предусматривает установку достаточно мощных стыковочных узлов для передачи усилий от камеры на переднюю часть ракеты. В некоторых случаях (это в первую очередь относится к стеклопластиковым камерам) создание таких узлов является предметом постоянных особых забот при проектировании. Тем не менее, высокая прочность корпуса в значительной мере снимает или смягчает те ограничения по прочности, которые накладываются на условия выведения жидкостной ракеты на атмосферном участке полета.

Режим работы твердотопливного двигателя практически не зависит от траекторных перегрузок, а отсутствие системы подачи делает его автономным энергетическим блоком. Отсюда вытекает возможность независимой отладки двигателя на стендах. В итоге твердотопливный двигатель приобретает столь высокую степень самостоятельности, что становится независимым агрегатом, который может быть спроектирован как некоторое служебное средство кратковременного действия. Это мы уже видели на примере применения вспомогательных твердотопливных двигателей на различных ступенях ракеты «Сатурн-V», где они используются для разделения и отвода конструктивных блоков, а также для отброса панелей переходников.

Энергетические возможности твердого топлива ниже, чем жидкого. Да и по весовым показателям твердотопливный двигатель уступает жидкостному. Но в эксплуатации он проще. Поэтому в своем самостоятельном пути развития твердотопливный двигатель неотступно следует за жидкостным, и как только степень совершенства твердотопливного двигателя достигает того уровня, на котором он оказывается в состоянии выполнить частную задачу, решавшуюся до того жидкостным двигателем, немедленно происходит вытеснение: замена сложного более простым. Но за эту внешнюю итоговую простоту, как уже говорилось, заплачено десятилетиями упорных поисков и разработок. Мы уже упоминали о том, как в принципе решается задача тепловой защиты корпуса и сопловой части. Но это — только одна

из многих проблем, причем наиболее очевидная. Имеется еще много других не менее важных, даже решающих проблем, отличающих твердотопливный двигатель от жидкостного. И если быть кратким, то все они вытекают из одного главного: в твердотопливном двигателе заряд является основным элементом конструкции. Поэтому химия топлива, производство заряда и технология двигателя связаны в единое нерасторжимое целое. Но чтобы разобраться в наиболее важном и существенном, необходимо начать с механизма горения.

Механизм горения твердотопливного заряда

Твердотопливный заряд горит с поверхности. При нормальном горении пламя снимает с топливного заряда слой за слоем. Скорость проникновения фронта пламени вглубь заряда по нормали к его поверхности называется скоростью горения. Она определяется химическим составом топлива и в довольно широком диапазоне меняется в зависимости от давления в камере и от температуры заряда. Для определения скорости горения u обычно используется следующая эмпирическая формула:

$$u = u_0 \frac{B}{B - (20 - t\,^\circ\mathrm{C})} p^\nu, \qquad (3.2)$$

где u_0 — скорость горения, замеренная при температуре заряда $t = 20^\circ$ С и при давлении 1 *кгс/см²*, p — давление в камере, выраженное в *кгс/см²*, B и ν — экспериментально определяемые коэффициенты. Для всех применяемых в настоящее время твердых топлив u_0 лежит в интервале 0,2—0,6 *см/сек*; $B = 300$—600° С, $\nu = 0{,}3$—$0{,}7$.

Если скорость горения известна, легко определить секундный весовой расход топлива

$$G_{\text{сек}} = \gamma_\text{т} S_\text{г} u,$$

где $\gamma_\text{т}$ — удельный вес топлива; обычно он лежит в интервале 1,6—1,8 *кгс/л*, а $S_\text{г}$ — площадь поверхности горения заряда.

По мере сгорания форма заряда меняется, и площадь поверхности $S_\text{г}$ может как увеличиваться, так и уменьшаться. Это приводит соответственно к увеличению или уменьшению секундного расхода, давления и тяги во времени.

При заданной начальной форме заряда закон изменения этих параметров устанавливается обычно конечно-разностным методом. Для его реализации необходимо проследить в первую очередь за изменением площади $S_\text{г}$ при последовательном снятии с горящей поверхности слоев толщиной $u\Delta t$. При сложной форме заряда это делается чаще всего графически, скорость горения u рассматривается при этом как величина переменная, зависящая от давления.

Суть дела, конечно, не в методе расчета. Мы видим, что выбор начальной формы заряда оказывается тем средством, при помощи которого можно в определенных пределах менять закон изменения давления и тяги по времени, что необходимо для оптимизации параметров как двигателя, так и ракеты в целом. Можно, например, постепенным уменьшением давления компенсировать неминуемое снижение прочностных характеристик материала в результате нагрева камеры. Это даст некоторый выигрыш в весе. В некоторых случаях начальным форсированием, а затем постепенным снижением тяги на участке выведения можно получить выигрыш и в конечной скорости баллистической ракеты. Если же на тягу наложены ограничения по перегрузкам, как это имеет место, например, в проектируемом в настоящее время в США космическом транспортном корабле, то и это достигается построением характеристики с тягой, уменьшающейся в соответствии с уменьшением общей массы ракеты. Словом, возможностей здесь много.

Вернемся, однако, к выражению (3.2). Мы видим, что скорость горения зависит не только от давления, но и от температуры. Имеется в виду, конечно, не температура в камере, а температура самого заряда, — та, которую он имеет перед воспламенением и которая остается неизменной и в дальнейшем: пламя прогревает только поверхностный слой, и фронт огня продвигается вглубь заряда гораздо быстрее, чем тепловой поток. Таким образом, в выражении (3.2) отражено влияние температуры в метеодиапазоне (зима — лето). Общепринято считать, что это примерно ± 40 °С. Для некоторых топлив скорость горения в указованном интервале температур может меняться в пределах 30%. Эта специфическая особенность твердых топлив всегда доставляла, да и сейчас еще продолжает доставлять массу забот. Если скорость горения меняется столь заметно, то столь же заметно меняются давление и тяга. Но камера рассчитывается на прочность по наиболее тяжелым условиям. Это означает, что для средних температур и средних давлений рассчитанная на максимальное давление камера оказывается перетяжеленной. Кроме того, в зависимости от времени сгорания топлива меняется и дальность неуправляемой ракеты. Значит, при стрельбе по цели надо вводить поправку на температуру заряда.

Чтобы снизить влияние температуры, в свое время для неуправляемых ракет практиковалось даже применение сменных сопел: летние сопла с большим проходным сечением, зимние — с меньшим. В некоторых случаях для ракет тактического назначения применялось и термостатирование заряда — либо обогрев перед пуском, либо же постоянное хранение в специальном контейнере с регулируемой температурой. Для баллистических ракет также может применяться шахтное термостатирование. Но

конечно, во всех случаях необходимо прежде всего стремиться к выбору такого состава топлива, который обеспечивал бы слабую зависимость скорости горения от температуры, что соответствует большим значениям параметра B.

Механизм влияния начальной температуры заряда на скорость горения достаточно очевиден. Под действием подводимого тепла частицы топлива вблизи поверхности горения сначала газифицируются, а химические реакции протекают в основном уже в газовой фазе. В этом процессе основную роль играют условия передачи тепла от газа к поверхности заряда. При более низкой температуре заряда время газификации несколько затягивается. Отсюда, как следствие, и снижение скорости горения. Кстати, из такого представления становится ясной и роль давления. Чем выше давление, тем большее число молекул горячего газа находится у поверхности заряда и тем интенсивнее идет подвод тепла. В этих рассуждениях можно пойти и дальше. Коль скоро процесс связан с условиями передачи тепла, то скорость горения должна еще зависеть и от скорости смены активных молекул вблизи стенки. Иначе говоря, скорость горения должна возрастать также и со скоростью газового потока, проходящего вдоль поверхности заряда. Так оно и получается. В поток, по мере приближения к соплу, вливаются все новые и новые порции газа, и скорость потока возрастает. Поэтому заряд со стороны сопла горит быстрее, и при проектировании заряда и двигателя в целом это обстоятельство также должно приниматься во внимание.

Топливо и заряд

Итак, если нам известны законы, которым подчиняется скорость горения, то можно расчетным путем установить и тягу, и давление, и расход. Но эти расчеты будут верны лишь в той мере, в какой реально выполняется негласно принятая предпосылка об однородности и сплошности заряда. На самом деле заряд далеко не всегда обладает этими свойствами, и обеспечить его однородность не так-то просто. Если для небольших зарядов это особых затруднений не вызывает, то для больших — превращается в проблему, а для сверхзарядов массой в несколько десятков и сотен тонн решение такой задачи граничит с технологическим подвигом.

Совершенно очевидно, что заряд не должен иметь пустот и трещин, по которым пламя могло бы бесконтрольным и непредписанным путем проникать внутрь горящего массива. И конечно, дело не только в том, как это условие выполняется при изготовлении. Чрезвычайно важно, как оно соблюдается и при достаточно длительном хранении заряда. Структура и физические свойства материала не должны заметно меняться во времени.

Отслоение, образование трещин, наконец, изменение формы во времени, — если они и имеют место, то должны проявляться лишь в самой незначительной мере. Решение подобных вопросов связано с химией, механикой, технологией и организацией производства и условий хранения твердотопливного заряда. Высокая энергетика требует от топлива определенного химического состава. Но при оптимальном соотношении веществ могут оказаться неприемлемыми механические характеристики заряда. Добавки, меняющие консистенцию, могут привести к снижению удельной тяги. Стремление сделать топливо более удобным для формования может сказаться на свойствах ползучести и изменении формы заряда во времени. При анализе подобных вопросов должны учитываться температура и влажность при хранении и, кроме всего прочего, не следует забывать о технологии самой камеры; о том, как размещать в ней заряд и как обеспечить силовую схему заряд-камера.

Эти вопросы невозможно обсудить, не касаясь в общих чертах химического состава и структуры твердого топлива. Поэтому, несколько забегая вперед, мы вынужденно коснемся и того, что, собственно говоря, является темой одной из следующих глав — химического состава топлива.

В настоящее время все применяемые твердые топлива укрупненно можно разделить на два основных класса: *баллиститные* и *смесевые*. Они различаются химическим составом, механическими свойствами, способами производства топлива и технологическими приемами изготовления заряда, из чего вытекают и существенные различия в конструкции самих ракетных двигателей.

Баллиститные топлива ведут свою родословную от бездымных артиллерийских порохов и представляют собой твердый раствор нитроцеллюлозы в нелетучем растворителе, обычно нитроглицерине, с добавлением некоторого количества других веществ, необходимых для улучшения физико-химических и механических свойств. Основная проблема создания зарядов из баллиститных топлив сводится к изготовлению достаточно массивных, толстостенных и однородных по составу топливных шашек. В основном эта задача решается методом прессования. Нитроцеллюлоза с нитроглицерином и необходимыми добавками смешивается в виде взвеси в большом объеме воды (1 : 10). Полученная суспензия пропускается через фильтры и центрифугируется. Полученная масса сушится теплым воздухом до остаточного содержания влаги 10—12%. Затем масса в нагретом виде вальцуется до тех пор, пока влажность не снизится до десятых долей процента. Скатанные из полученных полотен рулоны поступают на прессы, где заряд приобретает необходимую форму. Имеются и другие способы изготовления зарядов. Они основаны,

в частности, на предварительном производстве гранулированного топлива, которое насыщается пластификатором и превращается в однородную массу нагреванием.

Баллиститные топлива обычно называют гомогенными не столько чтобы подчеркнуть их сравнительно высокую однородность, а скорее, в противоположность смесевым топливам.

Смесевые топлива способны обеспечить пустотную удельную тягу порядка 290—300 единиц, в то время как баллиститные пороха не позволяют пока подняться выше 230—240 единиц. Как видим, смесевые топлива по удельной тяге уже способны не только конкурировать с некоторыми приемлемыми жидкими топливами, как, например, кислород — этиловый спирт, но и превосходят их по этому показателю.

Технология литья смесевых топлив позволила преодолеть трудности в изготовлении зарядов больших диаметров, чего на основе баллиститного топлива еще и по сию пору достичь не удается. Скорость горения смесевых топлив по сравнению с баллиститными обладает меньшей чувствительностью к температуре заряда и к давлению в камере. Это находит свое выражение в бóльших значениях коэффициента B и меньших значениях показателя ν в формуле (3.2) для смесевых топлив. В то же время гомогенность структуры баллиститных топлив обеспечивает им сравнительно высокие свойства повторяемости или, как говорят, воспроизводимости, т. е. — относительную неизменность параметров от образца к образцу, от партии к партии. Да и в хранении баллиститные топлива ведут себя более стабильно, нежели гетерогенные.

Твердые топлива не обладают высокой прочностью. Тому, кто привык иметь дело с металлами, предел прочности твердых топлив может показаться до смешного низким. При изменении температуры от —40 °С до +40 °С предел прочности баллиститного топлива для некоторых стандартных условий нагружения меняется от 300 до 25 *кгс/см*^{2}. Что же касается смесевых топлив, то для них предел прочности еще ниже. В том же интервале температур для тех же стандартных условий он меняется примерно от 60 до 10 *кгс/см*^{2}. Удлинение при разрыве для смесевых топлив раза в два выше, чем у баллиститных, а модуль упругости раз в пятнадцать ниже. Твердые топлива, особенно смесевые, по своим механическим свойствам занимают промежуточное положение между твердым телом и весьма вязкой жидкостью. Поэтому приведенные значения для предела прочности являются лишь ориентировочными и, как и все прочие механические характеристики, существеннейшим образом зависят от скорости нагружения при испытаниях.

Заряд и камера

Процесс горения — его начало и последующее развитие — полностью определяется формой твердотопливного заряда, размерами проходных каналов и расположением заряда в камере.

Прессованные топливные шашки (одна или несколько) свободно, но компактно вкладываются в камеру и удерживаются от осевого смещения специально установленной у сопловой части решеткой — диафрагмой (рис. 3.23, *а*). Эта классическая

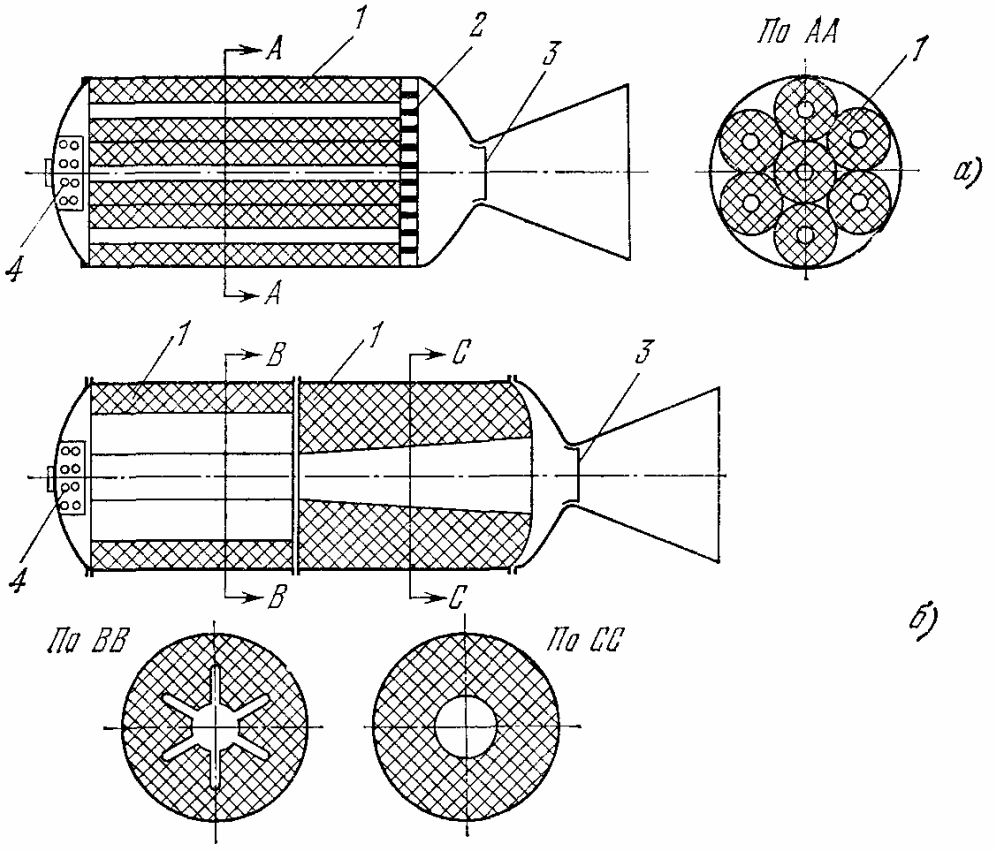


Рис. 3.23. Схема твердотопливного двигателя с вкладным (*а*) зарядом и с скрепленным (*б*) зарядом: *1* — заряд, *2* — диафрагма, *3* — заглушка, *4* — воспламенитель.

схема до появления смесевых топлив фактически была единственной и почти неизменной. Варьировались лишь форма и число шашек.

Изготовление заряда литьем непосредственно в полость камеры явилось новым решением вопроса. При заливке необходимо усилить контакт между зарядом и оболочкой камеры. Это, с одной стороны, обеспечивает фиксированное положение заряда и освобождает от необходимости устанавливать диафрагму, а с другой, — не позволяет пламени проникать в пристеночный зазор. Заряд при этом сам несет теплозащитные функции. Для усиления контакта на внутреннюю стенку камеры перед литьем наносится специальное клееобразное вещество, образую-

щее так называемый промежуточный слой и обеспечивающее надежную связь между зарядом и камерой. Таким образом возникла схема, получившая наименование *скрепленной* (рис. 3.23, *б*), а обычная, классическая схема стала называться *вкладной*.

Понятно, что из баллиститного топлива в принципе также можно изготовить скрепленный заряд, а из смесевого топлива — вкладной. Тем не менее, и практически и терминологически, вкладная схема отождествляется обычно с баллиститным топливом, а скрепленная — со смесевым.

Появление и распространение скрепленной схемы не означает, естественно, отмены вкладной. Просто они имеют различные области применения. Поскольку вкладной баллиститный заряд не может быть выполнен с большим диаметром, а стенка камеры в этом конструктивном варианте интенсивно прогревается с самого начала горения, вкладная схема применяется для относительно небольших двигателей кратковременного действия: для войсковых и тактических ракет и для двигателей вспомогательного назначения. Скрепленные заряды — это баллистические ракеты и многотонные стартовые ступени ракет-носителей.

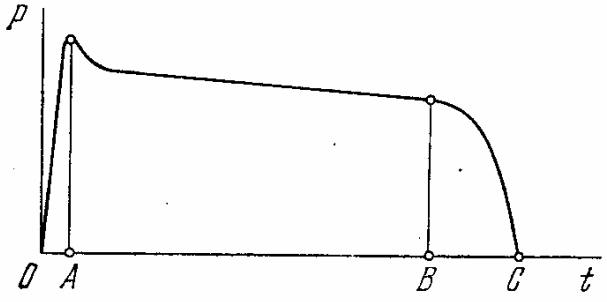


Рис. 3.24. Характерный закон изменения тяги твердотопливного двигателя во времени.

Круглая цилиндрическая шашка вкладного заряда (рис. 3.23, *а*) горит с внешней и внутренней поверхностей. При одинаковой скорости горения изнутри и снаружи поверхность шашки уменьшается только вследствие горения с торцов и соответственного укорочения шашки. Поэтому расход топлива и тяга в приведенной схеме имеет вид медленно снижающейся кривой (рис. 3.24). На этой диаграмме легко отметить три характерных участка. Первый участок — *OA* — воспламенение заряда. Здесь характер кривой и время выхода двигателя на режим определяются в основном воспламенительным зарядом. Воспламенитель — это не только инициатор горения; он должен быть еще и достаточно мощным, чтобы поднять в камере давление до уровня, обеспечивающего устойчивое горение. Этому, кстати, способствует и заглушка, установленная в критическом сечении. Во время хранения она герметизирует внутреннюю полость, не допуская проникновения влаги, а при зажигании вышибается внутренним давлением.

Участок *AB* называют участком стационарного горения. Здесь в полной мере проявляется закон изменения тяги, зада-

ваемый формой заряда. В приводимом примере тяга медленно падает, что связано со слабым изменением поверхности горения трубчатых вкладных шашек. А вот что касается скрепленных зарядов, горящих только изнутри, то здесь поверхность горения имеет очевидную тенденцию роста, причем довольно заметную. Чтобы сгладить диаграмму и придать ей более приемлемую форму, скрепленный заряд выполняют со специально развитой начальной внутренней поверхностью. Обычно это достигается тем, что внутренний канал части заряда имеет звездообразные прорези (рис. 3.23, *б*). Такую форму канала мы уже видели на примере стартовой твердотопливной ступени ракеты «Титан-IIIC» (рис. 2.32).

Характеристика двигателя (рис. 3.24) заканчивается участком *BC*, на котором происходит быстрый спад тяги, связанный с догоранием остатков топлива. Этот участок имеет обычно слабую воспроизводимость.

Обеспечение прочности твердотопливного заряда — одна из важнейших задач, которые решаются на этапе проектирования. Механические характеристики твердого топлива, как мы видели, невысоки. Вкладной заряд испытывает действие высоких напряжений вблизи основания, где он опирается на диафрагму. По мере выгорания заряд становится тоньше и в итоге неминуемо распадается на куски, часть которых выносится из камеры через диафрагму. Происходит частичная потеря импульса, а заключительная фаза тяговой характеристики приобретает очевидную неопределенность. Вкладной заряд в рабочем режиме нагружается внутренним давлением, и возникает опасность образования трещин вблизи газового канала. Для расчета скрепленного заряда важна также оценка усадочных и температурных напряжений в период изготовления, а также деформаций ползучести, проявляющихся при длительном хранении.

Создание многотонных двигателей по скрепленной схеме не только порождает технологические трудности, но и связано в определенной мере с производственным риском. Во время охлаждения залитого в камеру топлива, да и при последующем хранении и транспортировке, в заряде могут возникнуть серьезные дефекты. Это означает, что двигатель, на который затрачен громадный труд, будет полностью забракован. Поэтому в последнее время получили распространение секционные двигатели со скрепленным зарядом. Двигатель изготовляется не целиком, а делится по длине на несколько секций (см. рис. 3.23 и 2.32). Каждая из секций с заданной формой внутреннего канала (звезда, круг) формуется отдельно в своем отсеке камеры, а затем производится их общая стыковка. Это представляет несомненные удобства для производства, поскольку уменьшается объем отдельных многотонных отливок и облегчается их транспорти-

ровка. А кроме того, если обнаружится брак, то производится замена только одной дефектной секции, а не двигателя в целом.

Секционные двигатели, понятно, давая определенные преимущества, порождают и свои собственные проблемы. Необходимо прежде всего решить, как должно (а может быть, и вовсе не должно) протекать горение в полости между стыками секций. Обычно торцы секций бронируются, т. е. покрываются термостойкими полимерными веществами, не допускающими проникновения пламени к поверхности заряда. Сложнее обстоит дело со стыковочными узлами на большом диаметре цилиндрической обечайки. Здесь необходима полная герметизация, прочность и надежная тепловая защита, а механическая обработка стыка требует высокой точности, чего при столь больших диаметрах и малой жесткости оболочки достичь не очень просто. Обычно применяются фланцевые болтовые соединения, обработка которых производится на специальных жестких оправках.

Поскольку мы рассматриваем вопрос взаимоотношений между зарядом и камерой, то нельзя не остановиться на устойчивости горения. Мы уже обмолвились о том, что для устойчивого горения твердого заряда необходимо поддерживать в камере определенный уровень давления. Это совершенно естественно. Для горения необходим стабильный и достаточно интенсивный подвод тепла к горящей поверхности. Для каждого типа топлива в зависимости от объема свободного пространства камеры существует минимальное давление, до которого двигатель вообще не может работать устойчиво. Заряд гаснет, затем происходит местное воспламенение; через сопло выбрасывается клуб непрореагировавшей дымовой смеси, заряд снова гаснет, и после нескольких «чиханий» работа двигателя полностью прекращается. Значение нижнего критического давления меняется в весьма широких пределах. Для устойчивой работы двигателей очень малых тяг давление в камере должно быть не менее 100 *кгс/см*^{2}. Для мощных двигателей критическое давление опускается до 5 и даже до 3 *кгс/см*^{2}. Смесевые топлива горят более стабильно, и порог критического давления для них ниже, чем для баллиститных топлив.

Итак, необходимо, чтобы давление в камере было выше критического. Но этого вовсе не достаточно. Даже при большом давлении твердотопливный двигатель, как и жидкостной, склонен преподносить сюрпризы и автоколебательного характера, причем даже в худших вариантах. Механизм возникновения автоколебаний в жидкостном двигателе более ясен и понятен: камера — система подачи... В твердотопливном двигателе внешней системы подачи нет. Она внутренняя. Пламя само, разогревая поверхность заряда, обеспечивает себе подачу, и возникает замкнутый контур прямого и обратного влияния. Увеличение

газообразования влечет за собой рост давления и расхода через сопло, что в свою очередь влияет на газообразование. Но этот механизм не так-то прост, и общепризнанной теории этого процесса пока не создано. Однако отсутствие теории и расчетных методов не означает еще, что на практике вовсе не выработаны средства для борьбы с автоколебаниями. Сейчас уже известно многое.

Если быть кратким, можно сказать, что в твердотопливных двигателях четко различают два типа автоколебательных процессов: низкочастотные и высокочастотные, или акустические. Первый тип автоколебаний проявляет себя на частотах от одного до нескольких герц. Камера «дышит» синхронно во всем объеме. При более низком давлении эти автоколебания могут перейти в «чихание», и горение прекращается. Высокочастотные колебания возникают на частотах акустического диапазона. Для них характерно периодическое изменение давления в различных точках камеры со сдвигом по фазе. Такой режим автоколебаний родствен высокочастотным колебаниям в жидкостном ракетном двигателе и может сопровождаться разрушением заряда и камеры. Как и в жидкостном двигателе, формы газодинамических колебаний могут быть осевыми и радиальными. Поскольку развитие газодинамических колебаний сильно зависит от формы камеры, а в твердотопливном двигателе эта форма по мере выгорания топлива изменяется, газодинамические колебания, возникнув, могут затем и самопроизвольно исчезнуть.

Склонность к автоколебаниям определяется в значительной мере степенью изменения скорости горения с давлением. Уменьшение показателя степени ν отодвигает опасность возникновения автоколебаний. Поэтому к такого рода болезням более склонны баллиститные топлива. Также очевидно, что границы области неустойчивости смещаются в зависимости от степени заполнения камеры топливом: чем меньше свободный объем, тем большее влияние на давление оказывает количество образующегося газа. Кроме того, из опыта известно, что автоколебательные режимы связаны и с абсолютными размерами двигателя. Наконец, установлено, что наличие металлических добавок в смесевых топливах в значительной мере делает их свободными от проявления автоколебательного своенравия. Все эти и другие им подобные полезные соображения, а также многие опытные данные позволяют более или менее успешно бороться на практике с вибрационными режимами горения в твердотопливных двигателях.

Глава IV

КАМЕРА, СОПЛО И ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

Кто хоть раз побывал на стендовых испытаниях мощного ракетного двигателя, не забудет тех ощущений, которые вызывает шум вырвавшейся на свободу газовой струи. Грозным ревом, подобно сорвавшейся с горных вершин снежной лавине, возвещает она о своем рождении. Отраженная от отбойного лотка струя увлекает за собой массу воздуха и создает ураганный поток, в котором внизу под стендом качаются оголенные стволы деревьев, а дальше, на сотни метров по зеленым вершинам леса, как при грозе, бежит волна уже холодного воздуха. Шум работающего двигателя подавляет своей мощью, пронизывает человеческое естество насквозь, и только толстые железобетонные стены бункера могут защитить испытателей от этой бушующей стихии.

Освобожденная, рвущаяся в открытое пространство энергия не производит на стенде полезной работы. Это — поток мощных сил, выпущенных на волю. Это — та самая кинетическая энергия, которую мы в своих расчетах связываем с такими спокойными кабинетными понятиями, как удельная тяга и секундный расход. Это и есть та самая кинетическая энергия, которую мы стремимся предельно увеличить и на которую возлагаем все надежды, связанные с нашими помыслами о ракетном полете.

Струя ракетного двигателя формируется в канале, границы которому поставлены объемом камеры. И нам необходимо понять, как и в зависимости от чего меняется скорость потока, его температура, давление и что необходимо предпринять, чтобы энергия струи была наиболее полно реализована в той работе, которую нами принято рассматривать как полезную.

1. ТЕЧЕНИЕ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ПО СОПЛУ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Основные упрощающие предположения

Условимся, что в дальнейшем мы будем рассматривать только установившееся или стационарное течение газа. Это означает, что мы принимаем все параметры потока — скорость, давление, плотность, температуру — для каждой точки пространства неизменными во времени. От точки к точке эти параметры, понятно, меняются, но для каждой точки они остаются постоянными. Это — определенная расчетная модель. Она пригодна, конечно, далеко не всегда. В частности, пока двигатель не вышел на рабочий режим, а также во время перехода на режим конечной ступени и последующего выключения двигателя, этой моделью воспользоваться нельзя: пусковой режим и режим вы-

ключения нестационарны. Точно так же нельзя рассматривать как установившееся движение потока в условиях автоколебаний, о возможности возникновения которых мы говорили ранее. От стационарного в какой-то мере отличается и режим работы двигателя с регулируемой тягой. Вместе с тем, если подача топлива, а соответственно тяга и давление, меняются во времени достаточно медленно, мы можем рассматривать этот процесс как квазистационарный, как последовательную совокупность установившихся режимов.

Впрочем, если вникнуть в вопрос глубже, дело не только в этих достаточно очевидных отступлениях от выбранной модели. Есть и другие, более глубокие, даже принципиальные причины, по которым понятие стационарного движения следует рассматривать лишь как некоторую приближенную схему.

Представим себе, что мы наблюдаем за некоторой областью пространства, через которую протекает поток газа. Движение считаем установившимся: сколько газа в этот объем поступает, столько же и вытекает. Как на экране при переходе от общего плана к крупному, будем уменьшать обозреваемую область. По мере того как сужается наше поле зрения и возрастает разрешающая способность наблюдения, мы можем обнаружить многое, что заставит нас усомниться в модели стационарного режима. Мы заметим и обратные токи, и завихрения, и многое другое — все то, что в физике и механике обобщенно связывается с понятием турбулентности. А если пойти дальше и сузить поле зрения до уровня длины свободного пробега молекул, то и вовсе не будет никаких сомнений в том, что любое движение газа нестационарно.

И это действительно так. Точнее — было бы так, если бы мы строили наши суждения на основе чисто формального подхода. Но в том-то и дело, что кроме него есть еще и здравый смысл, который подсказывает нам, что не всегда следует обращать внимание на детали. Коль скоро мы рассматриваем общее течение потока, в который вовлечены большие массы, то необходимо пренебречь всем мелким и суетным, что свойственно всякому турбулентному и молекулярному движению. На этом подходе, можно сказать, держалась и держится вся механика сплошной среды.

Для читателя, уже знакомого с началами сопротивления материалов, сказанное не является новым. Механика твердого деформируемого тела также основана на модели сплошной среды. Мы полностью отвлекаемся не только от молекулярного строения материала, но и от его кристаллической структуры — образно говоря, от той же самой турбулентности. И это совершенно правомерно, пока мы рассматриваем поведение тел, размеры которых существенно превышают размеры кристаллических зерен металла.

Есть, однако, задачи, где модель сплошной среды может быть принята лишь с определенными оговорками, а то и вовсе должна быть отвергнута. То, что в одних случаях считается второстепенным, в других — приобретает самостоятельное значение. Так, например, в вопросах прочности обстоит дело с усталостным разрушением. Развитие микро- и макротрещин связано со структурой поликристаллического вещества, и поэтому расчеты на усталостную прочность, построенные на понятии сплошной среды, требуют введения многих рецептурных поправок. Так обстоит дело и с поведением газа вблизи обтекаемой поверхности, где размеры затормаживаемого слоя газа соизмеримы с геометрическими параметрами, характеризующими турбулентность. По той же причине и изучение условий теплопередачи через стенку нуждается в учете особенностей турбулентного и

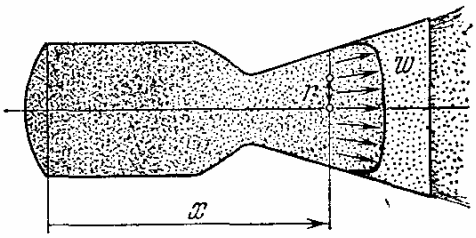


Рис. 4.1. Цилиндрическая система координат.

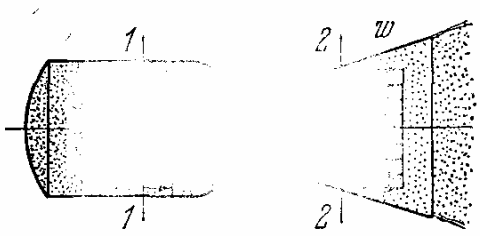


Рис. 4.2. Схема одномерного течения.

молекулярного движения. Или — другой пример. Если предстоит определить силы сопротивления, которые действуют на спутник в верхних разреженных слоях атмосферы, где длина свободного пробега молекул соизмерима с его собственными размерами, то расчетная модель должна существенно отличаться от той, что принимается для плотных слоев атмосферы, где господствует концепция сплошной среды.

Итак, мы рассмотрели основную предпосылку о стационарности течения. Но этого мало. Условимся далее рассматривать исследуемый поток как одномерный. Это довольно важное упрощающее предположение. Параметры потока меняются от точки к точке и поэтому должны рассматриваться в функции координат. Поскольку сопло представляет собой, как правило, тело вращения, естественно было бы ввести цилиндрическую систему координат (рис. 4.1) и считать, что параметры потока зависят от двух координат — от осевой координаты x и текущего радиуса r. Поток, таким образом, двумерен, а суть предлагаемого упрощения сводится к тому, чтобы принять параметры потока не зависящими от радиальной координаты r, т. е. принять схему распределения скоростей, показанную на рис. 4.2. Тем самым мы исключаем зону пограничного торможения потока у стенки и пренебрегаем также радиальной составляющей скорости, значе-

ние которой зависит от конусности сопла. Вследствие сделанного упрощения средняя расчетная скорость получается несколько завышенной по сравнению с истинной. Но погрешность относительно невелика. Так, в частности, если полуугол при вершине конуса составляет 15°, что близко к обычно применяемым соплам, то погрешность в определении скорости лежит в пределах 2%. Тем не менее при уточненных расчетах и это обстоятельство принимается во внимание.

Наконец, самое главное и существенное упрощение, на которое мы вынужденно пойдем в целях простоты и наглядности последующих выводов. Примем, что процесс горения полностью заканчивается в камере сгорания, а последующее расширение продуктов сгорания в сопловой части происходит адиабатически без изменения химического состава газа, теплообмена и трения.

Основная допускаемая при этом погрешность заключается не в том, что течение принято внешне адиабатическим. Количество отводимого через стенку тепла действительно ничтожно мало по сравнению с общим запасом энергии потока. Дело совсем в другом. Процесс горения в камере при высоких температурах сопровождается диссоциацией, т. е. распадом продуктов сгорания на атомы, молекулы и радикалы, на что затрачивается часть тепловой энергии газа. В сопловой части камеры, по мере расширения газов, температура падает и происходят обратные реакции — реакции рекомбинации, а тепловая энергия частично восстанавливается. Значит, в отличие от адиабатического, мы имеем течение с подводом тепла изнутри самого потока. Поток неадиабатичен внутренним образом. Эта внутренняя неадиабатичность может быть в принципе учтена, если мы будем рассматривать поток с учетом изменения химического состава, по-прежнему считая его внешне адиабатическим. О том, как это делается, мы поговорим в следующей главе. Сейчас же заметим, что упрощающее предположение о постоянном химическом составе газовой смеси приводит к довольно ощутимым числовым погрешностям, но качественная картина остается правильной. А это пока для нас главное.

Таким образом, полагаем, что расширение потока может быть описано хорошо известным соотношением адиабатического процесса

$$pV^k = \text{const},$$

где k — показатель адиабаты. Если же вместо удельного объема V ввести массовую плотность $\rho = 1/V$, то можно написать:

$$\frac{p}{\rho^k} = \text{const}. \qquad (4.1)$$

Сразу же заметим, что написанное соотношение не закрывает перед нами возможность ввести дальнейшие существенные уточнения. Коль скоро к потоку подводится тепло, то расширение можно представить как некоторый более общий процесс с показателем процесса n, заменяющим показатель адиабаты k. Но пока будем придерживаться соотношения, написанного в форме (4.1).

Для решения задачи о течении газа по соплу нам необходимо составить по сути только два уравнения, выражающие неизменность суммарной энергии и неизменность массового расхода при переходе от одного сечения сопла к другому. Но сначала остановимся на основных энергетических характеристиках рабочего тела ракетного двигателя.

Внутренняя энергия и энтальпия

Нагретый газ обладает внутренней энергией. Она характеризуется уровнем температуры и может рассматриваться как мера кинетической энергии теплового движения молекул и атомов, что соответствует представлению о теплоте как о форме движения материи.

Итак, внутренняя энергия, накопленная в единице массы газа, есть функция температуры:

$$U = U(T).$$

Частная производная от внутренней энергии по температуре называется теплоемкостью при неизменном объеме:

$$\frac{\partial U}{\partial T} = c_V.$$

Постоянство объема — необходимое условие, которое требуется, чтобы в процессе нагрева газа силы давления не совершали работы и подводимое тепло шло только на изменение внутренней энергии.

Внутренняя энергия — не единственная форма энергии нагретого газа. Если газ при неизменной температуре находится под более высоким давлением, уровень его потенциальной энергии будет, естественно, выше. Сумма внутренней энергии и энергии давления представляет собой меру энергии газа как термодинамической среды и называется *энтальпией*:

$$H = U + pV.$$

Если к рабочему телу подвести некоторое количество тепла ΔQ, то энтальпия соответственно изменится и при условии неизменного давления приращение энтальпии будет

$$\Delta H = \Delta Q = \Delta U + p\Delta V.$$

Воспользуемся далее уравнением состояния идеального газа

$$pV = RT,$$

которое заодно перепишем в форме

$$\frac{p}{\rho} = RT. \tag{4.2}$$

Если давление постоянно, то

$$\Delta V = \frac{R}{p}\Delta T,$$

и тогда

$$\Delta Q = \Delta U + R\,\Delta T.$$

Если же учесть, что $\Delta U = c_V \Delta T$, то тогда получим:

$$\Delta Q = (c_V + R)\,\Delta T.$$

По определению теплоемкость — это то количество тепла, которое необходимо, чтобы нагреть один килограмм массы вещества на один градус. Значит, поскольку давление было нами зафиксировано, величина

$$c_V + R = c_p$$

представляет собой теплоемкость при постоянном давлении. Следовательно,

$$H = \int_0^T c_p\,dT.$$

Отношение теплоемкости при постоянном давлении к теплоемкости при постоянном объеме называется *показателем адиабаты*

$$k = \frac{c_p}{c_V} = 1 + \frac{R}{c_V}.$$

Отсюда

$$c_V = \frac{1}{k-1}R, \quad c_p = \frac{k}{k-1}R.$$

Конечно, и показатель адиабаты, и теплоемкости c_p и c_V, которые для относительно узкого интервала температур считаются постоянными, в условиях протекания внутрикамерных процессов должны рассматриваться как переменные. Они находятся не только в прямой зависимости от температуры но и в косвенной, поскольку с температурой меняется химический состав газа. Однако это обстоятельство мы пока оставим без внимания и

напишем выражение энтальпии в виде

$$H = c_p T = \frac{k}{k-1} RT. \tag{4.3}$$

Теперь обратимся к уравнениям энергии и расхода.

Уравнение энергии и уравнение расхода

При адиабатическом перемещении массы рабочего тела из некоторого произвольного сечения *1—1* к столь же произвольно взятому сечению *2—2* (рис. 4.2) суммарная энергия потока не изменяется. Происходит лишь перераспределение форм энергии. Пока газ неподвижен, его энергетический уровень характеризуется только энтальпией. Если же масса газа M имеет скорость w, то необходимо учесть еще и его кинетическую энергию $Mw^2/2$. Если ее отнести к 1 *кг* газа, то получим $w^2/2$. И теперь мы можем написать условие адиабатического течения в виде

$$H + \frac{w^2}{2} = \text{const}, \tag{4.4}$$

или же, воспользовавшись выражением (4.3),

$$\frac{k}{k-1} RT + \frac{w^2}{2} = \text{const}. \tag{4.5}$$

Это и есть уравнение энергии. Оно показывает, что увеличение скорости потока при адиабатическом течении может быть получено только за счет уменьшения энтальпии.

Столь же просто, как и уравнение энергии, выводится и уравнение расхода. Оно отражает очевидную истину, что через каждое сечение сопла в единицу времени протекает неизменная масса рабочего тела.

Массовый расход через сечение *1—1* (рис. 4.2) за время Δt равен произведению объемного расхода $S_1 w_1 \Delta t$ на плотность ρ_1. И так для всех сечений. Следовательно, в условиях установившегося потока получим

$$\rho w S = \text{const}. \tag{4.6}$$

Это соотношение и называется *уравнением расхода.*

Для несжимаемой жидкости $\rho = \text{const}$, и уравнение расхода принимает вид

$$wS = \text{const}.$$

При малых скоростях поток газа также может рассматриваться как несжимаемый, и из последнего уравнения видно, что его скорость изменяется обратно пропорционально площади проходного сечения S. Для сжимаемого газа вследствие изменения плотности ρ картина изменяется не только количественно,

но и качественно: при сверхзвуковом течении, как мы в дальнейшем увидим, скорость газа в расширяющемся канале не убывает, а возрастает. Но прежде чем говорить о дозвуковом и сверхзвуковом течениях, определим сначала, от каких параметров зависит сама скорость звука.

Скорость звука в газах

Под скоростью звука понимается скорость распространения слабых волн сжатия или разрежения в газах и вообще в любых средах. При этом речь идет не только о волнах, воспринимаемых человеческими органами слуха как звук, но и вообще о любых волнах, независимо от того, лежат они в пределах или за пределами слышимости.

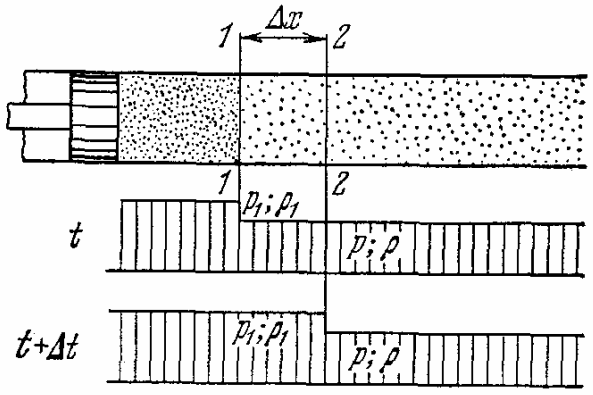


Рис. 4.3. К выводу скорости звука.

Пусть в цилиндрической трубе (рис. 4.3) заключен неподвижный газ с плотностью ρ, давлением p и температурой T. Сообщим среде некоторое возмущение, хотя бы при помощи поршня. У левого конца трубы газ сожмется, а затем, расширяясь, приведет в движение соседние частицы газа. По трубе слева направо побежит волна возмущения, в данном случае — волна сжатия.

В некоторый момент t_1 волна достигнет сечения *1—1*, а через время Δt (в момент t_2) она переместится в сечение *2—2*. За сечением *2—2* начальные значения параметров газа сохраняются неизменными, а левее сечения *2—2* давление и плотность станут p_1 и ρ_1. Их значения определяются степенью заданного возмущения, но, во всяком случае, $p_1 > p$ и $\rho_1 > \rho$.

Скорость распространения волны будет, очевидно, равна

$$a = \frac{\Delta x}{\Delta t},$$

где Δx — расстояние между сечениями *1—1* и *2—2*.

В объем цилиндра длиной Δx слева за время Δt с некоторой неизвестной нам пока скоростью W поступит масса газа

$$\rho_1 S W \Delta t,$$

где S — площадь поперечного сечения трубы.

Масса поступившего газа может быть выражена, с другой стороны, и через изменение плотности в объеме $S\Delta x$:

$$(\rho_1 - \rho) S \Delta x.$$

Приравнивая написанные выражения, найдем

$$W = \frac{\rho_1 - \rho}{\rho_1} a. \tag{4.7}$$

Чтобы исключить неизвестную W, воспользуемся законом изменения количества движения.

Масса газа в объеме $S\Delta x$ до прихода туда волны сжатия была $\rho S\Delta x$. Эта масса за время Δt приходит в движение со скоростью W. Изменение количества движения при этом должно равняться импульсу силы. Поэтому

$$\rho S\,\Delta x\,(W - 0) = (p_1 - p)\,S\,\Delta t.$$

Отсюда

$$p_1 - p = \rho W a.$$

Подставив в полученное выражение W (4.7), получим

$$a = \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho}\,\frac{p_1 - p}{\rho_1 - \rho}}.$$

Или, полагая

$$\rho_1 = \rho + \Delta\rho, \quad p_1 = p + \Delta p,$$

перепишем выражение для скорости волны в виде

$$a = \sqrt{\frac{\rho + \Delta\rho}{\rho}\,\frac{\Delta p}{\Delta\rho}}. \tag{4.8}$$

Для слабых возмущений, каковыми являются звуковые (акустические) волны, ρ_1 не сильно отличается от ρ. Поэтому

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta\rho}}. \tag{4.9}$$

Отношение $\Delta p/\Delta\rho$ зависит от того, по какому закону происходит процесс сжатия газа.

Любопытно, что Ньютон, впервые сделавший попытку определить скорость звука расчетным путем, предполагал, что при сжатии воздуха в момент прохождения через него волны температура остается неизменной. В этом случае

$$p = \rho \cdot \text{const}$$

и тогда

$$\frac{\Delta p}{\Delta\rho} = \frac{p}{\rho}.$$

Проведя необходимые вычисления, Ньютон обнаружил, что полученная им формула дает значения скорости примерно на 20% меньшие, чем те, которые он замерил, наблюдая за скоростью распространения звука орудийного выстрела, а обнаруженное расхождение объяснил присутствием в воздухе взвешенных твердых частиц и паров воды.

Лишь через сто с лишним лет Лаплас указал, что процесс сжатия газа при прохождении волны следует рассматривать не как изотермический, а как близкий к адиабатическому, поскольку при быстром сжатии или расширении теплообмен в газе не успевает произойти *).

Для адиабатического процесса (4.1)

$$p = \rho^k \text{ const}, \quad \Delta p = k\rho^{k-1}\Delta\rho \text{ const}.$$

Отсюда

$$\frac{\Delta p}{\Delta \rho} = k\frac{p}{\rho}$$

и

$$a = \sqrt{k\frac{p}{\rho}},$$

или в соответствии с уравнением состояния (4.2)

$$a = \sqrt{kRT}. \tag{4.10}$$

Таким образом, скорость звука в газе зависит не от абсолютного значения давления или плотности, а от их отношения, т. е. от температуры. Полученное выражение дает для скорости звука более высокое значение, чем ньютоновское, и хорошо согласуется с опытом.

Следует обратить внимание, что в выражении (4.10) газовая постоянная отнесена к единице массы газа и измеряется в *Дж/кг·град*. Поэтому читатель не должен удивляться, если ему встретится для скорости звука выражение, написанное в форме

$$a = \sqrt{kg_0RT}.$$

Ускорение земного тяготения g_0 под знаком радикала означает отнюдь не зависимость скорости звука от поля тяготения, а только то, что в написанном выражении под R понимается газовая постоянная, отнесенная к единице веса и измеряемая в *кгс·м/кгс·град*.

Для воздуха $k = 1{,}4$, $R = 287{,}1$ *Дж/кг·град*, и выражение для скорости звука (4.10) принимает вид

$$a\ (м/сек) = 20{,}1\sqrt{T}.$$

Скорость звука в воздухе при 0 °С равняется 330 *м/сек*. Для продуктов сгорания в камере ракетного двигателя при

*) Во времена Ньютона понятие адиабатического процесса еще не было известно, и, конечно, нет вины Ньютона, что полученная им формула не была точна. Но объяснение, которое дал Ньютон, поучительно в другом плане. Как заметил Т. Карман — крупнейший ученый-механик нашего столетия, «достойно удивления, что даже такой гений может поддаться искушению объяснить существенное расхождение между своей теорией и экспериментом первым подходящим измышлением».

$T = 3000$ К, $k = 1{,}2$ и $R = 325$ *Дж/кг·град* скорость звука $a = 1100$ *м/сек*.

Понятие скорости звука имеет громадное значение в аэродинамике и газодинамике. Обтекание тел газом, истечение газов через сопла и насадки и вообще характер любого вида движения газов находится в самой тесной связи с отношением скорости потока к скорости звука в газе. В зависимости от величины этого отношения принято говорить о дозвуковом и сверхзвуковом режимах течения и скорости полета. Отношение скорости потока к скорости звука принято обозначать буквой M и называть числом Маха

$$\mathrm{M} = \frac{w}{a}.$$

Выражение (4.9) для скорости звука получено из (4.8) в предположении, что $\Delta\rho \ll \rho$. Если же $\Delta\rho$ соизмеримо с ρ, то такую волну в отличие от звуковой называют обычно ударной. Скорость ее распространения, как видно из подкоренного выражения

$$a_{уд} = \sqrt{\frac{\rho + \Delta\rho}{\rho}\frac{\Delta p}{\Delta\rho}},$$

всегда больше скорости звука a (4.9).

При взрыве снаряда, например, образуется мощная ударная волна, для которой $\Delta\rho \gg \rho$. Распространяется она сначала со скоростью, существенно превышающей скорость звука. Однако по мере продвижения волны ее энергия падает, а скорость постепенно уменьшается, пока не сравняется со скоростью обычной акустической волны. Эта особенность распространения ударных волн объясняет многие явления сверхзвуковой аэро- и газодинамики, и к этому вопросу у нас будет возможность вернуться в дальнейшем.

Скорость потока и параметры состояния газа

Представим себе сосуд большого объема, который будем рассматривать как аналог камеры сгорания. В объеме этого сосуда содержится неподвижный газ ($w = 0$) с неизменными параметрами T_0, p_0, ρ_0. Пусть из сосуда происходит истечение, в результате которого параметры состояния газа принимают значения T, p, ρ, а поток приобретает скорость w.

Из уравнения энергии (4.5) следует очевидно, что

$$\frac{k}{k-1}RT_0 + 0 = \frac{k}{k-1}RT + \frac{w^2}{2}, \qquad (4.11)$$

где слева написана сумма энтальпии и кинетической энергии для содержимого сосуда, а справа — та же сумма для некоторого произвольно взятого сечения потока.

Так как все входящие в это равенство слагаемые положительны, то скорость w достигает наибольшего значения при $T = 0$. При этом вся энтальпия содержащегося в сосуде газа полностью переходит в кинетическую энергию струи, а хаотическое тепловое движение молекул можно представить себе преобразованным в направленную скорость потока. Эту скорость называют *максимальной скоростью истечения*

$$w_{\max} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0}\,. \tag{4.12}$$

Скорость, бóльшую этой, мы уже получить не можем. Это — предел того, чем мы располагаем по условию сохранения энергии. Да и приблизиться к этому пределу можно лишь в той мере, в какой позволяют обстоятельства.

По условию адиабатического расширения (4.1) мы имеем

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^k.$$

Если же воспользоваться уравнением состояния (4.2) в форме

$$\frac{p}{\rho} = RT, \quad \frac{p_0}{\rho_0} = RT_0,$$

то легко получить следующие дополнительные соотношения:

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{1}{k-1}}, \quad p = p_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{k}{k-1}}. \tag{4.13}$$

Таким образом, при $T = 0$ и соответственно при скорости потока $w = w_{\max}$ одновременно с температурой в нуль обращаются и давление и плотность. Значит, при скорости $w_{\max}$ газ расширяется в самом потоке до полного вакуума. Но тогда из уравнения расхода (4.6) следует, что такое возможно лишь при $S \to \infty$. Следовательно, в реальных условиях скорость $w_{\max}$ так и остается недостижимой, а при проектировании сопла должна быть найдена какая-то разумная мера между нашим естественным стремлением к увеличению скорости и приемлемыми размерами сопла.

Максимальная скорость истечения $w_{\max}$ (4.12) зависит только от температуры T_0, но не от давления p_0 в камере. На первый взгляд, это вызывает удивление. Казалось бы, повышая давление и соответственно увеличивая «выталкивающую» силу, мы можем получить сколь угодно большую скорость истечения. Однако увеличение давления при неизменной температуре приводит к пропорциональному увеличению плотности, а увеличенная «выталкивающая» сила увеличенной в той же мере массе газа сообщает опять ту же самую скорость. Мерой ее является температура T_0 или, точнее, произведение RT_0. В частности, для

воздуха при комнатной температуре 20 °С максимальная скорость истечения равна примерно 760 *м/сек.*

Теперь вернемся к уравнению энергии (4.11) и перепишем его в виде

$$T = T_0\left(1 - \frac{w^2}{\frac{2k}{k-1}RT_0}\right),$$

или же

$$T = T_0\left(1 - \frac{w^2}{w^2_{\max}}\right). \qquad (4.14)$$

Если же мы обратимся к выражениям (4.13), то в итоге получим зависимость и остальных параметров газа от скорости потока:

$$\rho = \rho_0\left(1 - \frac{w^2}{w^2_{\max}}\right)^{\frac{1}{k-1}}, \quad p = p_0\left(1 - \frac{w^2}{w^2_{\max}}\right)^{\frac{k}{k-1}}. \qquad (4.15)$$

Таким образом, мы видим, что и температура, и плотность, и давление со скоростью потока падают и при $w = w_{\max}$ обращаются в нуль.

Скорость звука в потоке и критическая скорость

Как мы уже знаем, скорость звука в газе определяется только его температурой. Но температура в различных точках потока неодинакова. Следовательно, различной будет и скорость звука. Поэтому для движущегося газа следует говорить не только о местной скорости, температуре, давлении и плотности, но и о местной скорости звука

$$a = \sqrt{kRT}.$$

Соответственно при $T = T_0$

$$a_0 = \sqrt{kRT_0} = \sqrt{\frac{k-1}{2}}\,w_{\max}.$$

Теперь уравнение энергии (4.11) приводится к следующей эллиптической зависимости между местными скоростями звука и самого потока:

$$\frac{w^2}{w^2_{\max}} + \frac{a^2}{a_0^2} = 1.$$

Эта зависимость показана графически на рис. 4.4. При $w = w_{\max}$ скорость звука обращается в нуль, поскольку равна нулю местная температура T.

Как видно из графика, скорость потока может быть больше и меньше скорости звука. Скорость потока, равная местной ско-

рости звука, называется *критической*. Ее можно найти из двух последних выражений, положив $a = w = w_{кр}$:

$$w_{кр} = \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}\, w_{max}. \qquad (4.16)$$

Очевидно, критическая скорость, как и максимальная, зависит только от температуры T_0. Если же мы подставим в выражения (4.14) и (4.15) вместо w критическую скорость $w_{кр}$ из (4.16), то определим местные параметры газа при критической скорости

$$T_{кр} = T_0 \frac{2}{k+1},$$

$$\rho_{кр} = \rho_0 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}, \qquad (4.17)$$

$$p_{кр} = p_0 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

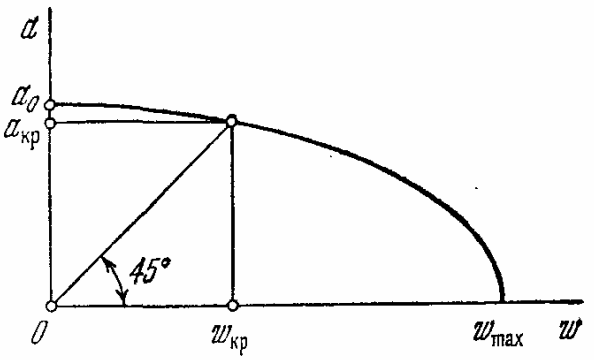


Рис. 4.4. Зависимость скорости звука от скорости потока.

В частности, для воздуха (при $k = 1{,}4$) получим:

$$T_{кр} = 0{,}833T_0, \quad \rho_{кр} = 0{,}634\rho_0, \quad p_{кр} = 0{,}528p_0,$$

а для продуктов сгорания в ракетном двигателе (при $k = 1{,}2$)—

$$T_{кр} = 0{,}909T_0, \quad \rho_{кр} = 0{,}621\rho_0, \quad p_{кр} = 0{,}565p_0.$$

Из написанных соотношений можно сделать один важный вывод. Если истечение происходит в атмосферу, то получить скорость потока, равную скорости звука, можно лишь при условии, что на выходе из сопла или насадка, независимо от его формы, давление $p_{кр}$ в струе превысит давление окружающей атмосферы. Следовательно, давление p_0 в камере должно при этом примерно вдвое превышать атмосферное.

Форма сверхзвукового сопла

До сих пор мы говорили о зависимости параметров потока от скорости, не связывая этот вопрос с формой самого сопла. Между тем закон изменения площади проходного сечения сопла решающим образом влияет на скорость потока.

Всем хорошо известно, что для слабо сжимаемой жидкости увеличение скорости достигается уменьшением проходного сечения. Но опыт показывает, что в сужающемся канале получить скорость выше критической не удается. Тем не менее уже при создании первых паровых турбин было установлено, что рабочий

эффект струи резко повышается, если поступающий на лопатки турбины газ подается не просто через сужающийся канал, а через канал, который только сначала сужается, а затем расширяется. Такой насадок получил название сопла Лаваля (рис. 4.5). Тем самым опытным путем была обнаружена своеобразная закономерность в расширении газового потока. Скорость струи, как выяснилось в дальнейшем, достигнув критического значения, продолжает возрастать уже не в сужающемся, а в расширяющемся канале. И эта особенность поведения сверхзвукового потока легко поддается анализу.

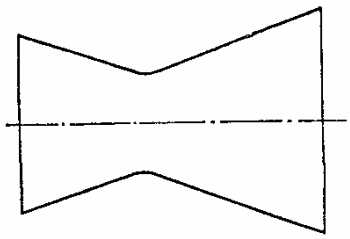


Рис. 4.5. Форма сопла Лаваля.

Перепишем уравнение расхода (4.6) в форме

$$\rho w = \frac{\text{const}}{S} \qquad (4.18)$$

и рассмотрим зависимость ρw от w. Согласно выражению (4.15)

$$\rho w = \rho_0 w \left(1 - \frac{w^2}{w_{max}^2}\right)^{\frac{1}{k-1}}. \qquad (4.19)$$

Величину ρw можно назвать массовым удельным расходом, понимая под этим термином расход массы газа в единицу времени через единицу площади проходного сечения. Если мы проследим, как меняется эта величина в зависимости от скорости, то тем самым установим, как в зависимости от скорости должно меняться проходное сечение S, обратно пропорциональное произведению ρw.

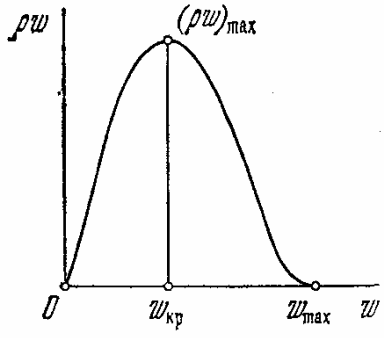


Рис. 4.6. Зависимость удельного массового расхода от скорости потока.

На рис. 4.6 показана зависимость удельного массового расхода от скорости. Величина ρw обращается в нуль при $w = 0$ и при $w = w_{max}$. В промежутке между этими двумя предельными значениями скорости существует, очевидно, максимум функции. Определим соответствующее ему значение w.

Дифференцируя выражение (4.19) по w, получим:

$$\frac{d(\rho w)}{dw} = \rho_0 \left(1 - \frac{w^2}{w_{max}^2}\right)^{\frac{1}{k-1}} - \rho_0 \frac{w^2}{w_{max}^2} \frac{2}{k-1} \left(1 - \frac{w^2}{w_{max}^2}\right)^{\frac{1}{k-1}-1} = 0,$$

откуда

$$\left(1 - \frac{w^2}{w_{max}^2}\right)^{\frac{1}{k-1}-1} \left[1 - \frac{w^2}{w_{max}^2} - \frac{2}{k-1} \frac{w^2}{w_{max}^2}\right] = 0.$$

Следовательно, или $w = w_{max}$, или же выражение, стоящее в квадратных скобках, равно нулю. Первое — соответствует, очевидно, минимуму кривой, показанной на рис. 4.6. Второе — дает искомое значение скорости, при которой достигается максимум функции ρw. Приравнивая нулю содержимое квадратных скобок, получим

$$w = \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}\, w_{max} = w_{кр},$$

что совпадает с уже знакомым нам выражением (4.16) для критической скорости. Значит, точка максимума на кривой ρw отделяет дозвуковой режим течения от сверхзвукового.

Теперь, рассматривая кривую ρw, нетрудно установить, как должно меняться поперечное сечение сопла. Площадь сечения S согласно выражению (4.18) должна сначала уменьшаться, а затем возрастать. Там, где величина ρw имеет максимальное значение, площадь S должна быть минимальной. Здесь скорость потока достигает местной скорости звука, т. е. своего критического значения. Поэтому наименьшее сечение сопла и называется критическим.

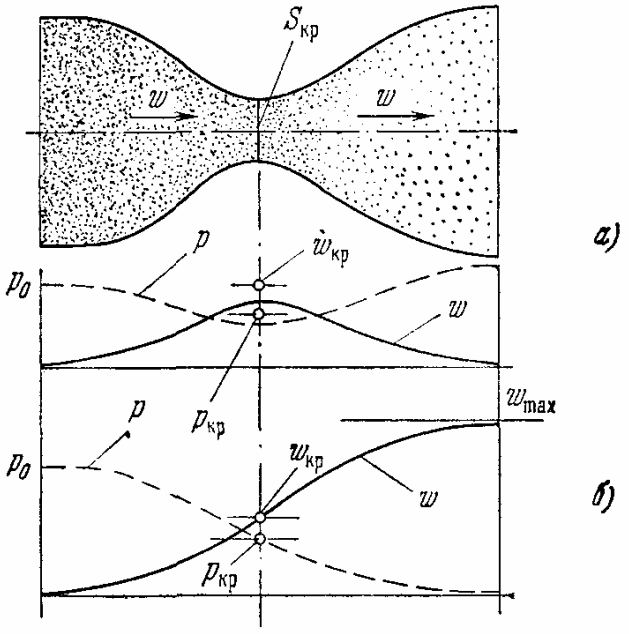


Рис. 4.7. Изменение давления и скорости по длине сопла: *а*) в режиме запирания, *б*) в нормальном режиме.

Таким образом, установлен общий характер изменения S в зависимости от скорости потока. Однако мы ничего еще не можем сказать о профиле сопла, т. е. о форме его образующей. Это вопрос особый. В рамках принятого допущения об одномерном характере течения на него и нельзя дать ответа. Пока мы просто будем предполагать, что поток, обладая свойством расширения, успевает приспособиться к закону изменения S, а некоторые соображения по этому поводу будут высказаны несколько позже.

Итак, сопло Лаваля дает возможность получить сверхзвуковую скорость истечения. Но эта возможность реализуется не всегда. Если скорость потока при подходе к критическому сечению не достигает своего критического значения, то поток и в расширяющейся части сопла останется дозвуковым, а скорость его в дальнейшем будет не возрастать, а падать (рис. 4.7, *а*).

Такой режим иногда называют запиранием сопла. Он возникает в условиях большого противодавления окружающей среды или, что одно и то же, при малом давлении p_0 в камере, когда критическое давление $p_{кр}$ оказывается меньше внешнего атмосферного давления. При нормальном же режиме сверхзвукового истечения скорость в расширяющейся части сопла продолжает возрастать, а давление неизменно падает (рис. 4.7, *б*).

В связи с изложенным возникает попутный вопрос. Нельзя ли все-таки получить сверхзвуковой поток в цилиндрическом канале, при постоянном S? Оказывается, можно. Но для этого надо отступить от основы предыдущих рассуждений и принять,

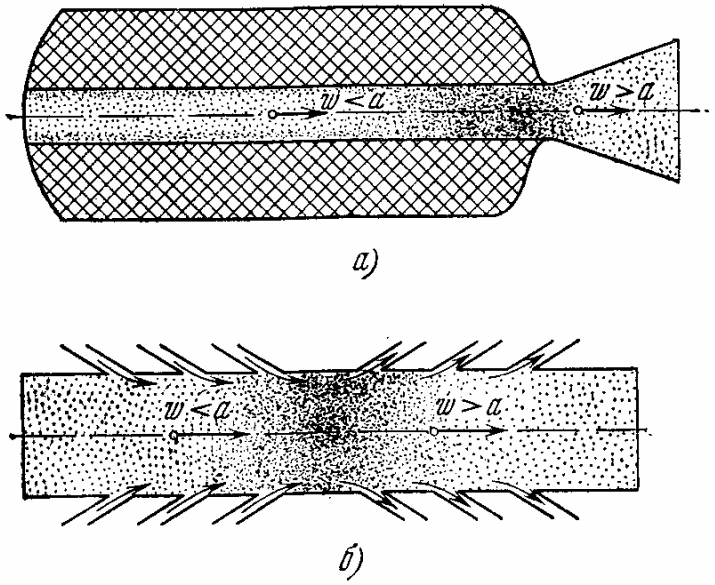


Рис. 4.8. Примеры *а*) полумассового и *б*) массового сопел.

что в цилиндрической трубе к потоку по определенному закону либо подводится, либо же отводится масса или энергия.

Представим себе, например, течение газа по внутреннему каналу твердотопливного заряда (рис. 4.8, *а*). Проходное сечение канала будем считать постоянным, но секундный расход массы возрастающим по мере того, как в поток вливаются все новые и новые порции газа. Значит, в выражении (4.18) S есть величина постоянная. Что же касается секундного массового расхода, обозначенного буквенным идентификатором const, то его в данном случае следует рассматривать уже как переменную величину, пропорционально которой изменяется функция ρw, стоящая в левой части уравнения (4.18). График же последней изображен на рис. 4.6. Значит, для того чтобы достичь сверхзвуковой скорости, надо массовый расход сначала увеличивать, а затем уменьшать. Первая часть этого условия, т. е. увеличение расхода, как раз и выполняется в канале пороховой шашки, а

скорость потока растет. Но для того чтобы перешагнуть через звуковой рубеж, в дальнейшем массу от потока надо было бы отводить. В твердотопливном двигателе такого отвода нет, и дальнейшее расширение потока происходит, как обычно, в коническом насадке (рис. 4.8, *а*). Это — пример «полумассового» сопла. Но полностью массовые сопла можно встретить в некоторых аэродинамических трубах, где производится и подвод и отвод массы по схеме, показанной на рис. 4.8, *б*.

Приведенный пример с твердотопливным зарядом характерен не только подводом массы, но и попутным подводом энергии. В цилиндрическом канале можно и при постоянном расходе получить сверхзвуковую скорость, сначала подводя энергию к газу, а затем отводя ее. Такие сопла называются тепловыми.

2. РАБОТА СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Площадь критического сечения

Основными характерными геометрическими параметрами сопла являются площадь критического и площадь выходного сечений.

Размеры критического сечения выбираются в зависимости от необходимого секундного расхода топлива и от давления в камере.

Выразим весовой секундный расход $G_{сек}$ через параметры газа в критическом сечении. Согласно выражению (4.6)

$$G_{сек} = g_0 \rho_{кр} w_{кр} S_{кр}.$$

Исключая отсюда $\rho_{кр}$ (4.17) и $w_{кр}$ (4.16), согласно выражению (4.12) получим

$$G_{сек} = g_0 \rho_0 S_{кр} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_0}. \qquad (4.20)$$

Так как

$$\rho_0 = \frac{p_0}{RT_0},$$

то

$$G_{сек} = g_0 \frac{p_0 S_{кр}}{\sqrt{RT_0}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}}.$$

Полученное выражение связывает секундный расход с площадью критического сечения и с параметрами газа в камере сгорания. При проектировании двигателя секундный расход определяется по величине необходимой тяги, давлением p_0 в камере обычно задаются, температура T_0 определяется характеристиками топлива, а размеры критического сечения $S_{кр}$ выбираются так, чтобы удовлетворялось написанное выражение.

Его можно переписать в несколько измененной форме:

$$\beta = \frac{p_0 S_{кр}}{G_{сек}} = \frac{1}{g_0}\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k+1}{2k} RT_0}\,. \qquad (4.21)$$

Величина β имеет размерность удельной тяги и называется обычно *расходным комплексом*. Величина β широко используется как при выборе параметров двигателя на этапе проектирования, так и при анализе его эффективности. Основная особенность комплекса β заключается в том, что он практически полностью определяется характеристиками топлива. Действительно, в правой части выражения (4.21) мы видим только три величины T_0, R и k, которые характеризуют выделяемую при горении энергию и свойства продуктов сгорания. Обычно значение β для всех существующих и вообще разрабатываемых топлив лежит в пределах 150—250 *сек*.

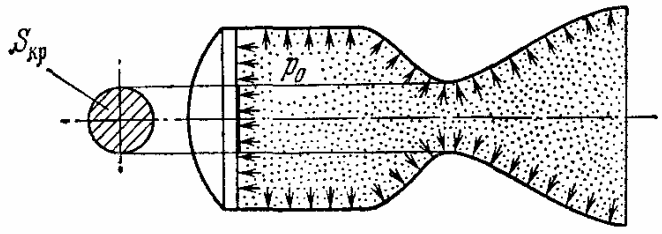


Рис. 4.9. К определению «нескомпенсированной» силы.

Таким образом, если удельная тяга характеризуется, как мы знаем, свойствами топлива и параметрами двигателя, то расходный комплекс в отличие от $P_у$ зависит только (или почти только) от свойств топлива. И здесь вполне уместно остановиться на довольно курьезном, но поучительном ходе рассуждений.

Представим себе наивную попытку определить тягу ракетного двигателя (рис. 4.9) как силу, приходящуюся на нескомпенсированную площадь $S_{кр}$, т. е.

$$P = p_0 S_{кр}.$$

Такой способ определения тяги «очевиден». Еще бы. Будь сосуд замкнут — тяги не было бы. Если же сосуд с одной стороны открыть, образуется нескомпенсированная сила, которая и представляет собой искомую «тягу». Но раз найдена «тяга», ничего не стоит определить и «удельную тягу»:

$$\frac{p_0 S_{кр}}{G_{сек}} = \beta.$$

Мы приходим таким образом к забавному выводу. Найденная заведомо неправильным способом удельная тяга как раз и представляет собой расходный комплекс β. Действительная пустотная удельная тяга больше, чем β. Это различие обусловлено формой сопла — его сужающейся и расширяющейся частью. И если ввести поправочный коэффициент k_P, который назы-

вается коэффициентом пустотной удельной тяги, то можно записать:

$$P_{у.\,п} = \beta k_P. \qquad (4.22)$$

В итоге удельная пустотная тяга представлена в виде двух сомножителей: расходного комплекса β, зависящего только от свойств топлива, и коэффициента k_P, который характеризуется размерами и формой расширяющегося сопла. Коэффициент пустотной удельной тяги — величина безразмерная и для существующих двигателей меняется в пределах от 1,6 до 2,1 в зависимости от параметров сопла и свойств рабочего тела — от показателя адиабаты k

Расходный комплекс β несколько изменяется в зависимости от давления в камере. Это изменение, однако, лежит в пределах 1—2% и связано с ролью диссоциации продуктов сгорания. Точное значение комплекса может быть определено по результатам теплового расчета двигателя, о чем будет рассказано в дальнейшем. Пока важно только отметить, что тепловой расчет предусматривает определение комплекса β в условиях идеального смесеобразования и полного протекания предусмотренных химических реакций в камере. С другой стороны, действительное значение расходного комплекса может быть определено при стендовых испытаниях работающего двигателя. Для этого надо замерить давление в камере p_0 и расход топлива $G_{сек}$. Если обнаружится, что замеренное значение β существенно ниже расчетного, то это является очевидным свидетельством плохого смесеобразования в камере и неполноты сгорания топлива. Таким образом, воспользовавшись параметром β, можно контролировать качество смесеобразования и процесса горения в камере.

Числовое значение β, найденное расчетным путем для различных топлив, является удобной мерой при определении основных проектных параметров двигателя. Свойства топлива учитываются значением β. Поэтому при выбранном топливе параметр β считается заданным, и мы можем воспользоваться простым соотношением

$$\beta G_{сек} = p_0 S_{кр},$$

из которого видно, что расход и давление при неизменном $S_{кр}$ однозначно между собою связаны. Увеличить расход можно только, увеличив давление подачи. Это делается, в частности, при регулировании тяги. Из написанного выражения вытекает также, что выбор площади критического сечения зависит от p_0. При повышенном давлении p_0 заданный расход может быть обеспечен при меньшей площади $S_{кр}$, что приводит к уменьшению и всех прочих размеров камеры. Отсюда становится ясной та общая тенденция к повышению давления в камере, которая основной нитью проходит через всю историю развития ракетных

двигателей. Однако не следует думать, что уменьшение размеров камеры — единственная причина, по которой целесообразно повышать давление. Есть и другие, суть которых будет ясна из дальнейшего.

Расширение газа в сопловой части

Прежде чем говорить о выходном сечении сопла, рассмотрим некоторое произвольно взятое его сечение с площадью S.

Из уравнения энергии (4.11) определим местную скорость потока в произвольном сечении

$$w = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0 \left(1 - \frac{T}{T_0}\right)}.$$

Но согласно выражению (4.13)

$$\frac{T}{T_0} = \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}},$$

и поэтому

$$w = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}. \qquad (4.23)$$

Секундный весовой расход через произвольно взятое сечение будет

$$G_{\text{сек}} = g_0 \rho w S,$$

а так как

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{k}},$$

то воспользовавшись выражением (4.23), получим:

$$G_{\text{сек}} = g_0 \rho_0 S \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}.$$

Этот расход един для всех сечений сопла, в частности, он равен и расходу через критическое сечение. Поэтому, приравнивая правые части последнего выражения и выражения (4.20), приходим к выводу, что

$$\frac{S}{S_{\text{кр}}} = \frac{\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}}{\sqrt{\left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{k+1}{k}}}}. \qquad (4.24)$$

Теперь представим себе, что подача топлива в камеру изменилась. Изменится соответственно и давление p_0. При этом левая часть последнего выражения не меняется. Значит, не меняется и правая. Но это возможно только в том случае, если

пропорционально давлению p_0 изменится и давление p. Отсюда следует очевидный и вместе с тем очень важный вывод. С изменением давления в камере в той же пропорции меняется давление и *во всех* сечениях сопла.

Выражение (4.24) годится как для дозвуковой, так и сверхзвуковой части сопла. Таким образом мы получаем возможность установить закон изменения давления по всей длине сопла, если

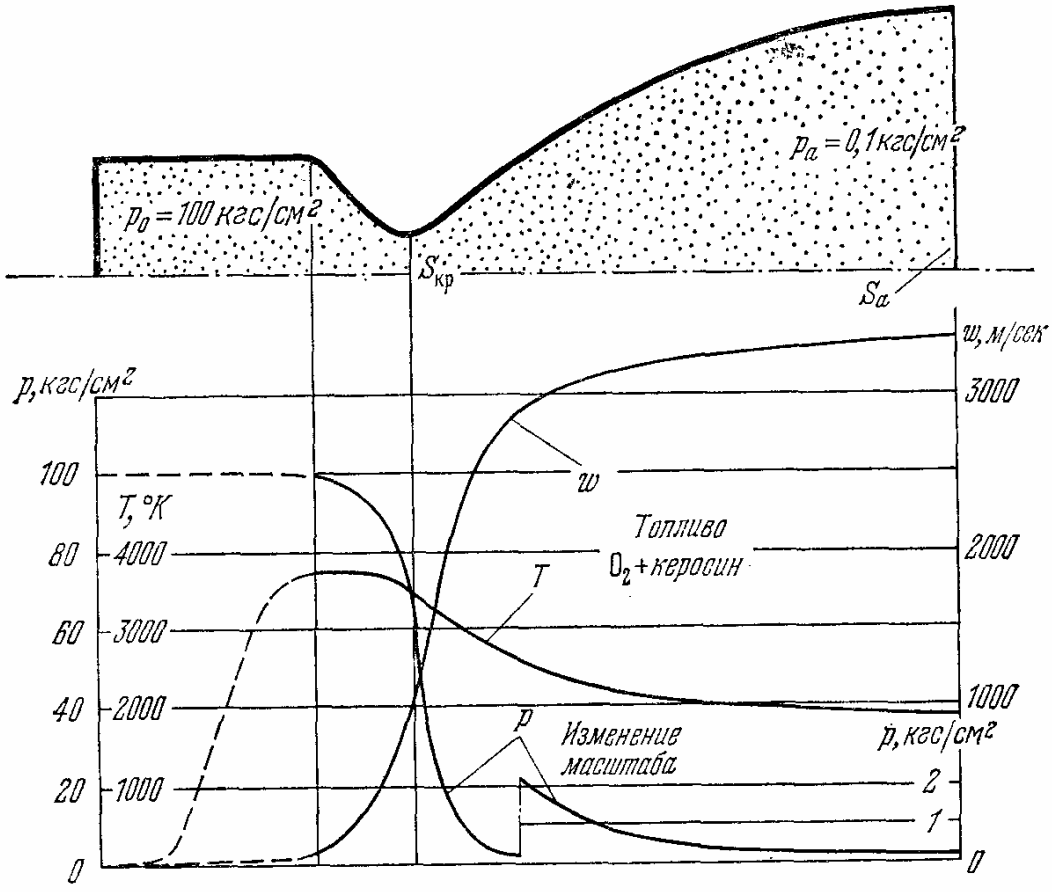


Рис. 4.10. Изменение параметров газового потока по длине камеры кислородно-керосинового двигателя.

только его профиль задан. Но если определено давление, то из выражения (4.23) определяется и скорость, а согласно выражениям (4.14) и (4.15) без труда определяются законы изменения температуры и плотность газа вдоль сопла.

Типичный график изменения параметров потока вдоль оси сопла представлен на рис. 4.10. Изменение параметров по длине камеры сгорания показано пунктиром, поскольку здесь эти зависимости недостаточно ясны и определяются местной полнотой сгорания.

Из приведенных кривых видно, что наиболее быстрое изменение параметров происходит в области критического сечения. В расширяющейся части сопла изменение параметров протекает все более и более медленно. В частности, и скорость w_a с даль-

нейшим увеличением площади выходного сечения сопла S_a также возрастает все в меньшей степени, как это обычно и положено функции, приближающейся к своему предельному значению w_{max}.

Если вернуться к выражению (4.23), заменив в нем давление p давлением на выходе p_a,

$$w_a = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}, \qquad (4.25)$$

то становится очевидным, что скорость истечения w_a, а следовательно и пустотная удельная тяга, зависит от степени расширения газа в сопле $p_0 : p_a$. Поэтому, когда называется числовое значение пустотной удельной гяги, то это делается обычно с указанием степени расширения, и обозначение $P_{у.п}$ снабжается индексом $p_0 : p_a$. Например,

$$P_{у.\,п\,[100:0{,}1]} = 370 \text{ сек}.$$

Это означает, что удельная тяга получена (очевидно, расчетом) при давлении 100 *кгс/см*^{2} в камере и 0,1 *кгс/см*^{2} на срезе сопла.

Заметим попутно, что такая конкретизация выходного давления представляет собой следствие только конструктивных параметров сопла Значит, если обратиться к выражению (4.22), то выходное давлеiие p_a сказывается лишь на коэффициенте пустотной удельной тяги k_P, который как раз и отражает роль сопловой части. Что же касается расходного комплекса β, то для него указывать давление на выходе из сопла не имеет смысла. Можно лишь указать давление в камере, например, β_{100}. Да и то такое указание не всегда обязательно, поскольку, как мы уже знаем, β в зависимости от давления p_0 меняется в очень малой степени.

Выражение (4.25) для w_a дает в наглядной форме также и представление о мере использования начальной энтальпии рабочего тела. При $p_a = 0$ скорость w_a принимает значение w_{max}. Это означает, что при $p_a = 0$ энтальпия полностью преобразуется в кинетическую энергию потока, а при $p_a \neq 0$ — только некоторая ее часть.

Степень использования выделяющейся в камере сгорания энергии может быть охарактеризована так называемым термическим коэффициентом полезного действия, который представляет собой отношение полученной на выходе кинетической энергии газа к максимально возможной или отношение квадратов скоростей:

$$\eta_t = \frac{w_a^2}{w_{max}^2} = 1 - \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}.$$

Это выражение можно переписать и в виде

$$\eta_t = 1 - \frac{T_a}{T_0}.$$

Коэффициент полезного действия всегда привлекает инженера своей числовой наглядностью, и, конечно, хочется узнать, что же дает сопло ракетного двигателя по сравнению с другими преобразователями энергии. Однако с огорчением можно заметить, что написанное выражение для термического к. п. д. следует рассматривать скорее как качественную, а не количественную характеристику. В основе всех до сих пор проведенных выкладок лежало предположение об адиабатическом течении газа постоянного состава, откуда и появился неизменно сопровождавший нас до сих пор показатель адиабаты k. Принятое упрощение не вносило сколь-либо существенных искажений в качественную картину течения газа по соплу. Но вот числовое значение термического к. п. д. довольно существенным образом зависит от показателя адиабаты. Если принять, скажем, как для воздуха, $k = 1{,}4$, то при $p_a/p_0 = 0{,}001$ термический к. п. д. равен 0,78. При $k = 1{,}2$ получаем $\eta_t = 0{,}68$.

Число 1,2 представляет собой некоторое ориентировочное и осредненное значение так называемого показателя процесса. Заменяя этим числом показатель адиабаты k, можно в основном учесть подвод тепла, выделяющегося в потоке в результате рекомбинации продуктов сгорания и догорания топлива. Таким образом, порядковая оценка термического к. п. д. становится достаточно ясной. Но дело вовсе не в числах. Важна качественная сторона. Термический к. п. д. возрастает с увеличением степени расширения потока p_0/p_a. Поэтому ясно, что при проектировании сопла следует стремиться к увеличению степени расширения в той мере, в какой это позволяют обстоятельства. Однако этот вопрос не такой простой, как кажется на первый взгляд, и на этом необходимо остановиться подробнее.

Особенности сверхзвукового сопла и режимы его работы

Нетрудно заметить, что во всех предыдущих, довольно простых рассуждениях о течении газа по соплу мы оперировали не с самим давлением p в потоке и не с давлением p_a на выходе, а с безразмерной степенью расширения газа в сопле p_0/p_a или с обратной ей величиной p_a/p_0. Это отношение без труда определяется из выражения (4.24), в котором следует произвести замену p на p_a, а S соответственно на S_a.

Отношение $S_a/S_{кр}$ представляет собой основную геометрическую характеристику сверхзвукового сопла и называется

степенью расширения сопла. Изменяя степень расширения сопла, мы изменяем и отношение давлений p_a/p_0. Коль скоро мы хотим получить возможно бóльшую скорость истечения, нам необходимо уменьшать отношение p_a/p_0 и, как это следует из выражения (4.24), предельно увеличивать степень расширения сопла. Но это прямым образом связано с увеличением площади выходного сечения, если угодно, то и до бесконечности. Естественно, мы вынуждены свои устремления ограничить какими-то разумными пределами.

Понятно, что степень расширения сопла лимитируется весовыми характеристиками. Увеличение размеров сопла приводит к увеличению веса, а если выигрыш в удельной тяге не перекрывает весовых потерь, то незачем сопло дальше и увеличивать. В какой-то мере на выборе размеров сопла может сказаться и увеличение поверхности его охлаждения, хотя вблизи выходного сечения от проточного охлаждения можно бывает и вовсе отказаться. Но главное не в этом. До сих пор мы не обращали особого внимания на то, что ракетный двигатель (в данном случае речь идет о двигателе стартовой ступени ракеты-носителя) работает в условиях внешнего атмосферного давления, кстати, переменного по траектории.

Сверхзвуковое сопло обладает счастливой особенностью. Параметры газа в камере сгорания и в сопловой части не зависят от внешних атмосферных условий. Атмосферные возмущения не могут проникнуть внутрь камеры навстречу потоку, текущему со скоростью большей скорости звука. Но всему бывает предел. В частности, есть предел и этому благополучию.

Когда сверхзвуковой поток истекающих газов врывается в окружающую атмосферу и затормаживается в ней, возникают ударные волны. Мы знаем, что скорость распространения ударной волны больше скорости звука, и тем больше, чем выше перепад плотности на границе волны. Значит, ударная волна может продвигаться и навстречу сверхзвуковому потоку, был бы для этого достаточен перепад давления и плотности. А такой перепад может образоваться при высоком давлении окружающей среды и относительно низком давлении p_a. Ударная волна для сопел большого расширения располагается в более угрожающей близости от выходного сечения, чем для сопел малого расширения, и входит в сопло, если мы неосмотрительно выберем степень расширения сопла сверх определенной меры. Поток при этом будет затормаживаться уже внутри сопла, и все наши усилия, направленные на возможно полное преобразование энтальпии в кинетическую энергию, не будут оправданы.

Конечно, описанный процесс представлен нарочито упрощенно. Образуется в действительности не одна прямая волна, а несколько косых, которые проникают в сопло не прямо, в лоб,

а исподволь, сбоку. Но суть остается той же, и на рис. 4.11 показана эволюция, которую претерпевает закон изменения давления в сопловой части по мере роста внешнего давления. Кривая AB соответствует нормальной работе сопла, а последовательность кривых $1, 2, 3, \ldots$ дает изменение давления в потоке при возрастании внешнего давления p_1, p_2, ... При достаточно высоком внешнем давлении сопло запирается. Этот термин нам уже знаком. Сопло начинает работать как дозвуковой насадок.

Опыт показывает, что при давлении p_a, составляющем примерно 0,4 от внешнего, коническое сопло работает еще нормально, и ударные волны располагаются вне активной зоны потока. Значит, для стартовых ступеней ракет степень расширения сопла должна выбираться с учетом указанной меры. Из сказанного вытекает чрезвычайно важный вывод. Внешнее давление ограничивает не степень расширения потока, а только выходное давление p_a, и у нас есть возможность поднять степень расширения и получить высокую скорость истечения, сохраняя величину давления p_a, но повышая давление в камере p_0. Вот та главная причина, по которой так важно для первой ступени ракеты-носителя проектировать двигатель с возможно бóльшим давлением в камере!

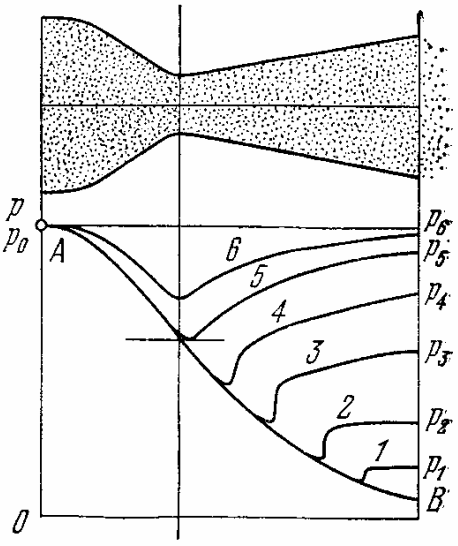


Рис. 4.11. Закон изменения давления в камере при входе ударной волны в сопло.

Именно переход на высокие давления в камере позволил за последние два десятилетия существенно поднять удельную тягу двигателей за счет увеличения коэффициента k_P (4.22), не говоря уж о переходе на более высококачественные топлива (расходный комплекс β). Но здесь все-таки уместно подчеркнуть и различие между двигателями стартовых ступеней и двигателями последующих ступеней носителя, работающими в верхних слоях атмосферы или вообще за ее пределами. Ясно, что для последних выдерживать достаточно высокое давление на выходе из сопла нет необходимости. В условиях окружающего вакуума поток может беспрепятственно расширяться, и никакого скачка в сопло извне не проникнет. А поскольку давление на выходе p_a можно допустить очень низким, то высокая степень расширения потока p_0/p_a достигается при относительно невысоком давлении в камере p_0. Это важное обстоятельство как раз и позволяет для космических ступеней применять вытеснительную подачу, конечно, если это целесообразно по ряду соображений, связанных с многократностью запуска и соображениями надежности.

Давление в камере p_0 и степень расширения сопла $S_a/S_{кр}$ входят в число проектно-конструктивных параметров, оптимизируемых при проектировании ракеты. С повышением давления p_0 уменьшаются габаритные размеры камеры, снижается (как мы увидим в дальнейшем) степень диссоциации и соответственно несколько повышается удельная тяга, но вместе с тем повышение давления утяжеляет систему подачи, и ухудшаются весовые характеристики двигательной установки. Увеличение степени расширения сопла также влечет за собой увеличение веса двигательной установки, но при этом увеличивается скорость истечения и соответственно возрастает пустотная удельная тяга. Если же двигатель работает в условиях внешнего атмосферного давления, то, увеличивая степень расширения сопла, можно получить не увеличение, а снижение удельной тяги.

Посмотрим, от чего это зависит. Вернемся к уже знакомому нам выражению тяги (1.5)

$$P = m w_a + S_a (p_a - p_h).$$

С увеличением площади выходного сечения сопла S_a скорость истечения w_a возрастает, но одновременно уменьшается давление p_a, а вместе с тем растет отрицательная составляющая барометрического давления $S_a p_h$. Количественную меру между приобретенным и потерянным при изменении S_a легко установить, если вспомнить, что тяга представляет собой результирующую сил давления, распределенных по внутренней и внешней поверхностям камеры. Рассмотрим сопло, работающее в режиме *перерасширения*. Суть такого наименования определяется тем, что истекающий в атмосферу поток расширился настолько, что давление на выходе p_a стало ниже атмосферного p_h (рис. 4.12). Сумма проекций сил давления, распределенных по внутренней поверхности, на ось камеры дает пустотную тягу $m w_a + S_a p_a$. Сумма проекций сил атмосферного давления дает обратную статическую составляющую $-S_a p_h$.

Положим далее, что не меняя режима работы двигателя, мы поперечной плоскостью отсечем небольшую часть сопла у самого выходного сечения. В законах распределения давлений при такой операции ровным счетом ничего не изменится. Внешнее давление остается, конечно, прежним. Не изменится и внутреннее давление: никаких сведений о том, что сопло укоротилось или удлинилось, внутрь камеры поступить не может (поток сверхзвуковой). Изменится только сама тяга, и совершенно очевидно, в какую сторону. Поскольку внутреннее давление у соплового среза меньше внешнего атмосферного, потеря в положительной составляющей тяги оказывается меньше отброшенной отрицательной составляющей и тяга возрастает. И так будет продолжаться до тех пор, пока, укорачивая по малым кускам

сопло, мы не доберемся до того сечения, в котором внутреннее давление равно атмосферному. Это сечение на рис. 4.12 показано пунктиром. Дальнейшее укорочение сопла приведет уже не к увеличению, а уменьшению тяги.

Режим, при котором выполняется равенство $p_a = p_h$, называется *расчетным* режимом сопла, чему и соответствует максимум удельной тяги при наличии внешнего атмосферного давления. Если же $p_a > p_h$, то такой режим работы сопла называется режимом *недорасширения.*

Теперь мы можем кратко подвести и некоторые практические итоги всему сказанному о свойствах сопла.

Увеличение степени расширения сопла во всех случаях приводит к увеличению скорости истечения и к увеличению пустотной удельной тяги. Однако при работе в условиях атмосферы лимитируется давление p_a, которое должно быть не меньше того значения, при котором поток мог бы быть заторможен внешним давлением в пределах самого сопла. И наконец, максимум удельной тяги двигателя достигается в условиях расчетного режима при $p_a = p_h$.

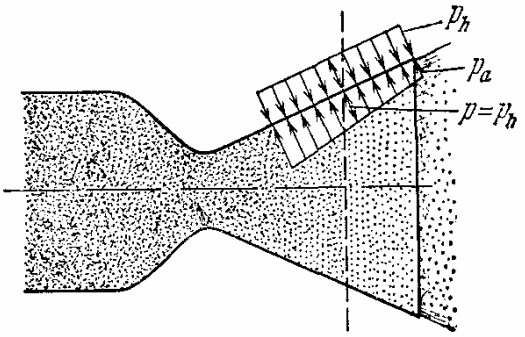


Рис. 4.12. К определению расчетного режима работы сопла.

И еще несколько слов о профиле самого сопла. О том, давно интригующем вопросе, как же построить образующую дозвуковой и сверхзвуковой части сопла при заданных $S_{кр}$ и S_a.

Формы сопла в интервале $S_{кр}$ и S_a могут быть различными (рис. 4.13), и здесь можно высказать некоторые рекомендации,

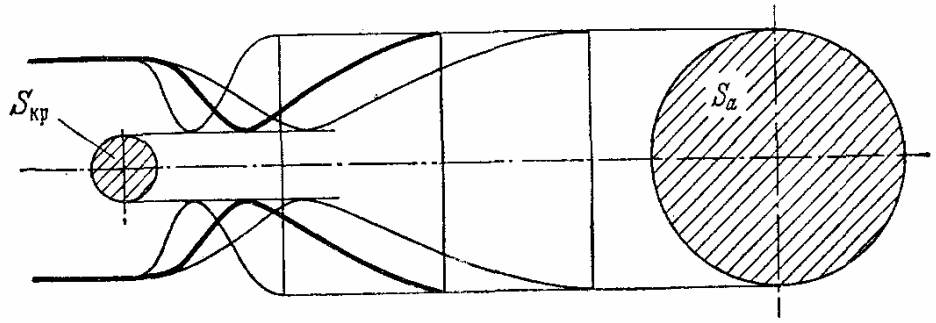


Рис. 4.13. Сравнение сопел равной степени расширения, но различной длины.

выработанные практикой. Чрезмерно длинное сопло не приносит пользы. С длиной увеличивается вес и излишне развивается поверхность необходимого теплосъема. Короткие и тем более утрированно короткие сопла таят в себе опасность отрыва

потока от стенки сопла при расширении; растет также и радиальная составляющая скорости, не приводящая к образованию тяги. Поэтому руководствуются обычно довольно простыми соображениями. Входная часть сопла вплоть до критического сечения выполняется возможно короткой, но с плавными обводами во избежание завихрений. Полуугол конуса расширения непосредственно за критическим сечением может быть взят довольно большим: до 40°. На этом участке еще интенсивно протекают реакции догорания и рекомбинации с выделением тепла, вследствие чего расширение потока облегчается и отрыва при больших углах расширения не происходит. Поближе к выходу угол расширения должен быть уменьшен, и радиальная составляющая скорости тем самым сведена к минимуму (рис. 4.13).

Выравнивание потока, т. е. сведение к нулю радиальной составляющей скорости на выходе из сопла, связано, конечно, с потерями на трение, которые желательно по возможности уменьшить. Поэтому описанным качественным подходом к выбору профиля сопла удовлетвориться нельзя, и в настоящее время разработаны методы газодинамического профилирования, в основе которых лежит поиск оптимального профиля. Задача заключается в том, чтобы ценою оставленной небольшой радиальной составляющей скорости на выходе достичь заметного снижения потерь на трение.

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Высотная характеристика

Под высотной характеристикой понимается зависимость тяги двигателя от высоты.

При неизменном расходе и заданной степени расширения сопла тяга зависит исключительно от внешнего атмосферного давления, которое с высотой падает:

$$P = m w_a + S_a (p_a - p_h).$$

Значит, в этом выражении в качестве единственной переменной при построении высотной характеристики следует рассматривать высоту h, в зависимости от которой известным образом меняется и давление p_h.

При старте с Земли тяга в таких случаях имеет наименьшее значение, а затем возрастает, становясь в пределе равной пустотной тяге (рис. 4.14); за пределами атмосферы тяга остается постоянной, и высотная характеристика уже теряет смысл.

При проектировании двигателя целесообразно выбирать сопло с таким расчетом, чтобы на старте оно работало в режиме перерасширения. Затем, на некоторой высоте, давление p_h вы-

равняется с давлением p_a, а оставшийся участок полета пройдет в режиме недорасширения.

Вместе с тем степень расширения сопла не может быть выбрана на основе анализа одной только высотной характеристики. Выбор этого параметра ведется на равных с остальными проектно-конструктивными, да и проектно-баллистическими параметрами, и в оценке целесообразной степени расширения сопла далеко не последнюю роль играют весовые характеристики двигателя.

Так или иначе, но условия внешнего атмосферного давления накладывают определенные ограничения на степень расширения сопла. Поэтому в двигателях первых ступеней баллистических ракет и ракет-носителей степень расширения сопла относительно невелика. Так, в частности, сопло двигателя F1 первой ступени ракеты «Сатурн-V» имеет отношение $S_a/S_{кр} = 16$, в то время как для двигателей J2 второй ступени $S_a/S_{кр} = 27{,}5$, а для лунных взлетной и посадочной ступеней —47,5. Для кислородно-водородного двигателя второй ступени проектируемого в США космического транспортного корабля вследствие высокого давления в камере степень расширения сопла удалось поднять до 77,5. И это, конечно, не предел.

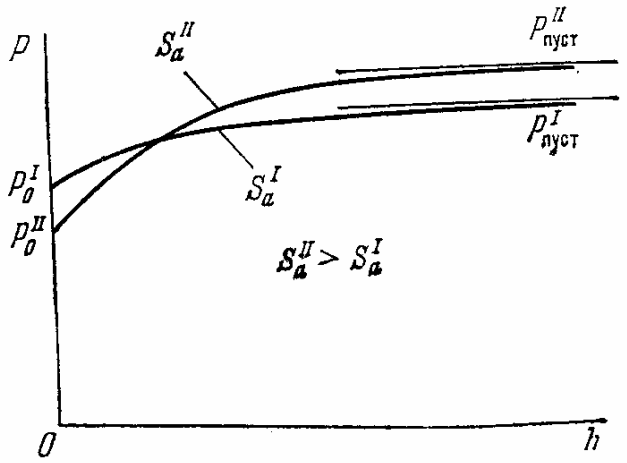


Рис. 4.14. Высотные характеристики ракетного двигателя

Мечта изобретателя — это создание механизированного сопла, такого, чтобы на атмосферном участке полета можно было менять выходное сечение в близком соответствии с расчетным режимом по высоте. Однако не толкая читателя на путь изобретательства, а скорее предостерегая его, скажем только, что попытки создать такое сопло неоднократно предпринимались, но к успеху пока не привели. Задача эта трудная и даже вряд ли разрешимая. Положительный эффект такого сопла должен находиться в соответствии с весовыми характеристиками и во всяком случае не противоречить требованиям надежности.

Дроссельная характеристика

Термин «дроссельная характеристика» пришел в ракетную технику, конечно, от земного двигателестроения и означает зависимость тяги двигателя от расхода топлива при всех прочих неизменных параметрах.

Выражение для дроссельной характеристики легко получить из того же самого выражения тяги

$$P = \frac{G_{\text{сек}}}{g_0} w_a + S_a (p_a - p_h),$$

которым мы только что пользовались. Надо только зафиксировать p_h и S_a и учесть, что давление p_a меняется пропорционально расходу $G_{\text{сек}}$. Тогда, воспользовавшись выражением (1.9), получим

$$P = G_{\text{сек}} \frac{w_e}{g_0} - S_a p_h, \tag{4.26}$$

где w_e — эффективная скорость истечения, которая от расхода не зависит.

Полученное выражение для дроссельной характеристики представляет собой уравнение прямой, отсекающей на оси ординат отрезок $-S_a p_h$ (рис. 4.15). Наклон прямой определяется эффективной скоростью истечения или значением пустотной удельной тяги w_e/g_0.

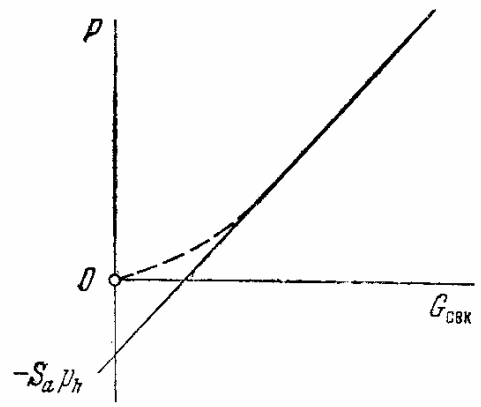


Рис. 4.15. Дроссельная характеристика ракетного двигателя.

В некоторых случаях при построении дроссельной характеристики за независимое переменное принимается не расход, а пропорциональное ему давление в камере. Это особенно удобно при обработке стендовых испытаний двигателя, поскольку давление в камере замерить значительно проще, чем расход.

Линейность дроссельной характеристики вблизи номинального расхода хорошо подтверждается экспериментами. Однако при глубоком дросселировании, т. е. при расходах, существенно меньших номинала, полученное соотношение становится неверным, и действительная дроссельная характеристика имеет вид кривой, показанной на рис. 4.15 пунктиром. Связано это, понятно, с тем, что при малых давлениях в камере начинает сказываться заметное увеличение степени диссоциации продуктов сгорания и соответственно снижение температуры. При глубоком дросселировании в сопле могут образоваться ударные волны, а также возможен срыв в автоколебательный режим. Поэтому для каждого двигателя существует свой порог как дросселирования, так и форсирования, а диапазон допустимого изменения давления в камере определяется в основном по результатам стендовых испытаний.

Зависимость (4.26) является только базовой дроссельной характеристикой, но для расчетов системы регулирования ее недостаточно. Она должна быть дополнена зависимостями расхода от характерных параметров системы регулирования. Например, зависимостью расхода от угла поворота валика, приводящего в движение дроссель. Именно такая совокупность основного уравнения (4.26) и дополнительных уравнений на практике и трактуется как дроссельная характеристика двигателя.

4. ОХЛАЖДЕНИЕ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Теплообмен в камере

Тепловая защита элементов конструкции относится к числу основных проблем ракетной техники. В наиболее серьезной и бескомпромиссной форме вопросы тепловой защиты предстали перед создателями уже самых первых жидкостных ракетных двигателей. Затем стала необходимой тепловая защита отделяющихся головных частей и спускаемых аппаратов. Пришлось решать эту задачу и при создании первых баллистических ракет на твердом топливе. Но на том дело не кончилось. Теперь и в жидкостных ракетных двигателях уже невозможно ограничиться тепловой защитой только камеры. Необходимо думать и об охлаждении газогенераторов и о тепловом режиме лопаток турбины.

Проблема тепловой защиты охватывает собой не только комплекс продуманных конструктивных мер, направленных на снижение температуры элементов двигателя, но и точный расчет, который преследует определение как степени необходимой защиты, так и ее экономичность. На всех этих вопросах остановиться в деталях очень трудно. Это — предмет специальных наук о теплопередаче и тепловом состоянии. Поэтому мы ограничимся наиболее простыми и наглядными задачами, изложив их лишь в самых общих чертах.

Тепловые режимы, как и формы механического движения, принято разделять на стационарные и нестационарные. Как и для текущего по соплу потока, в стационарных тепловых режимах температура тела от точки к точке, вообще говоря, меняется, но во времени остается постоянной. Так, в частности, обстоит дело с тепловым состоянием камеры жидкостного ракетного двигателя. Камера достаточно тонкостенна, и мы можем считать, что ее тепловое состояние становится стационарным вслед за стационарностью газового потока и потока жидкости, снимающей тепло с внешней стороны охлаждаемой стенки. Конечно, тепловой режим камеры двигателя в своем становлении

отстает от режима течения газового потока, и тем не менее, время, по истечении которого тепловое состояние камеры можно рассматривать как установившееся, остается существенно меньше общего времени работы двигателя.

В твердотопливных двигателях проточное охлаждение отсутствует. Наиболее теплонапряженные узлы, в частности в сопловой части, выполняются массивными, а тепловая защита основана на ином принципе. Необходимо, чтобы за довольно длительное время работы двигателя температура наиболее уязвимых узлов конструкции не поднялась выше определенного уровня. В этом случае тепловое состояние явно нестационарно, хотя поток рабочего тела и стационарен. На том же принципе основана тепловая защита и головных частей баллистических ракет и защита спускаемых космических объектов. В процессе торможения нестационарен не только тепловой режим конструкции, но сам внешний аэродинамический поток, генерирующий тепло.

Итак, остановимся на наиболее простом установившемся тепловом режиме, свойственном камере жидкостного ракетного двигателя. Количество тепла, отводимого через стенку камеры, как мы знаем, ничтожно мало по сравнению с общей энергией потока газов. Но то, что пренебрежимо в одних случаях, в других может иметь решающее значение. Так обстоит дело и здесь. Сколь бы ни было «малым» количество отводимого от газа тепла, оно оказывается очень и очень большим для такого конструктивного элемента, как стенка камеры.

За меру теплового обмена при решении подобных задач принимается плотность теплового потока q — количество тепла, проходящего в единицу времени через единицу поверхности.

Тепло от газа передается стенке двумя путями: конвекцией и лучеиспусканием.

В ракетном двигателе основную роль играет конвективный теплообмен. Частицы газа в своем движении вдоль стенки передают ей часть имеющейся у них энергии. Но в конвективном обмене участвует, понятно, не весь объем газа, а только слой, расположенный непосредственно у стенки. Его называют пограничным слоем (рис. 4.16). Характер изменения температуры в пограничном слое, его структура и толщина зависят от вязкости потока и скорости его течения — вообще, от меры турбулентности. Но не углубляясь в этот весьма специальный вопрос, будем рассматривать пограничный слой лишь как некоторую передаточную ступень, как некоторый фильтр для теплового потока, поступающего от газа к стенке.

Наиболее просто принять, что удельный поток тепла, проходящий через пограничный слой, пропорционален разности энер-

гий на его границах, т. е. пропорционален величине

$$c_p (T_г - T_{г.ст}),$$

где $T_г$ — температура газа с внешней стороны пограничного слоя, а $T_{г.ст}$ — температура у поверхности стенки, соприкасающейся с газом. И тогда можно написать:

$$q_к = \alpha_г (T_г - T_{г.ст}), \qquad (4.27)$$

где $q_к$ — удельный конвективный поток, а $\alpha_г$ — некоторый коэффициент, называемый *коэффициентом теплоотдачи.*

На основе довольно простых соображений можно установить, от каких параметров, кроме теплоемкости c_p, зависит величина $\alpha_г$.

Прежде всего она возрастает с увеличением числа активных частиц газа, находящихся в пограничном слое, т. е. с плотностью ρ, а также и со степенью сменяемости отдавших энергию частиц новыми, еще не успевшими этого сделать, т. е. увеличивается со скоростью протекающего потока газа w. Получается, что коэффициент теплоотдачи возрастает вместе с уже знакомым нам удельным секундным расходом ρw (4.19). Но эта величина имеет максимум в критическом сечении сопла. Следовательно, критическому сечению должен соответствовать и максимум коэффициента теплоотдачи.

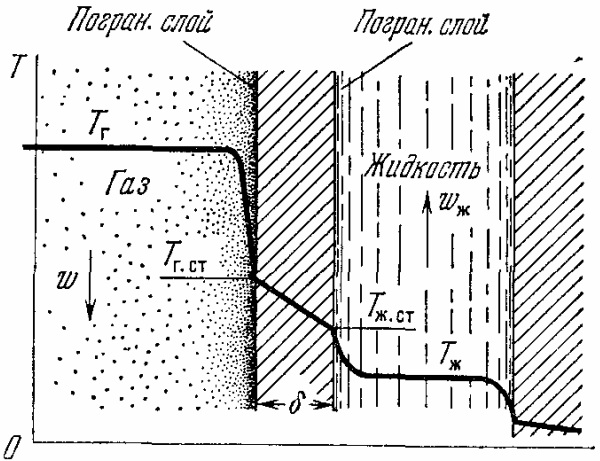


Рис. 4.16. Распределение температуры по нормали к поверхности охлаждаемой стенки.

При расчетах в дополнение к конвективному необходимо рассматривать и радиационный тепловой поток. Он пропорционален четвертой степени температуры, и наибольшего значения достигает в камере сгорания. Этот тепловой поток представляет собой уже не местную характеристику пограничного слоя, а интегральным образом зависит от теплового состояния газов в камере и сопловой части. Чтобы правильно оценить величину радиационного потока, необходимо учитывать не только температуру газа в различных частях камеры, но и отражательную способность стенок, и решение задачи представляет заметные трудности. Но поскольку радиационный поток много меньше конвективного, то и требования к точности его определения могут быть несколько снижены.

Так или иначе, но суммарный тепловой поток, подводимый к стенке жидкостного ракетного двигателя, очень высок. Он

неизмеримо выше, чем у любого другого теплового двигателя. Конвективный тепловой поток вблизи критического сечения может достигать 5—6 $кВт/см^2$. Это очень много. Для наглядности можно указать, что бытовая электрическая плитка дает тепловой поток, примерно в тысячу раз меньший. Что же касается радиационного потока в двигателе, то его наибольшее значение раз в 10—15 меньше, чем конвективного.

Суммарный удельный тепловой поток, поступивший от горячих газов, должен по возможности беспрепятственно пройти через охлаждаемую стенку. При этом

$$q = \frac{\lambda}{\delta}(T_{г.\,ст} - T_{ж.\,ст}), \tag{4.28}$$

где $T_{ж.\,ст}$ — температура поверхности, омываемой охлаждающей жидкостью, δ — толщина стенки, а λ — коэффициент теплопроводности материала. Величина δ/λ по смыслу представляет собой тепловое сопротивление стенки.

С внешней стороны внутренняя стенка камеры омывается протекающей жидкостью, где, как и в газе, образуется свой пограничный слой (рис. 4.16). И по аналогии с выражением (4.27) мы можем написать:

$$q = \alpha_{ж}(T_{ж.\,ст} - T_{ж}). \tag{4.29}$$

Здесь $\alpha_{ж}$ — коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости, а $T_{ж}$ — температура охлаждающей жидкости.

Общая картина распределения температур по нормали к охлаждаемой стенке показана на рис. 4.16. Тепловой режим внешней стенки, понятно, уже не рассматривается.

Задача охлаждения заключается в том, чтобы ограничить температуру $T_{г.\,ст}$ и не позволить ей подняться не только до точки плавления, но и до того уровня, при котором материал практически теряет конструкционные свойства.

Посмотрим, с помощью каких средств этого можно достичь.

Организация охлаждения двигателя

Непривычное сочетание слов «организация охлаждения» поначалу несколько режет слух, но в кругах специалистов оно общепринято, и к нему следует относиться как к определенному техническому термину.

Под организацией охлаждения двигателя понимается совокупность мер тепловой защиты камеры. Этих мер много, но в их основе лежит, конечно, проточное охлаждение.

Для большей простоты последующих рассуждений не будем учитывать радиационный тепловой поток и приравняем конвективный поток $q_к$ (4.27) полному тепловому потоку q. Это позволит нам получить в основном правильную качественную кар-

тину, которая даст возможность оценить степень влияния основных параметров процесса теплопередачи на температуру $T_{г.\,ст}$ охлаждаемой стенки. Для этого из выражений (4.27)—(4.29) исключим q и $T_{ж.\,ст}$. Тогда получим:

$$T_{г.\,ст} = T_{ж} \frac{1 + \frac{T_г}{T_ж} \alpha_г \left(\frac{1}{\alpha_ж} + \frac{\delta}{\lambda} \right)}{1 + \alpha_г \left(\frac{1}{\alpha_ж} + \frac{\delta}{\lambda} \right)}. \qquad (4.30)$$

Рассмотрим это выражение. Поскольку отношение $T_г/T_ж$ много больше единицы, числитель убывает вместе с убыванием произведения

$$\alpha_г \left(\frac{1}{\alpha_ж} + \frac{\delta}{\lambda} \right)$$

быстрее, чем знаменатель. Значит, уменьшая это произведение, можно снизить температуру $T_{г.\,ст}$. Коэффициент $\alpha_г$ мы практически изменить не можем. Остаются два слагаемых: $1/\alpha_ж$ и δ/λ, уменьшением каждого из которых можно понизить и температуру $T_{г.\,ст}$.

Первое из них уменьшается увеличением коэффициента теплоотдачи от стенки в жидкость. Коэффициент $\alpha_ж$, как и $\alpha_г$, возрастает с увеличением скорости омывающего потока $w_ж$. Поэтому для эффективного охлаждения камеры жидкость должна подаваться с достаточно большой скоростью. Но скорость протекающей по каналам жидкости обратно пропорциональна площади проходных сечений, размеры которых должны выдерживаться в пределах довольно узких допусков. Особенно остро проявляется это требование для относительно небольших двигателей, где расчетный зазор между стенками камеры может составлять десятые доли миллиметра. Увеличить же проходные сечения, сохранив высокую скорость потока, означает увеличить расход охлаждающего компонента и не только возложить дополнительные тяготы на систему подачи, но, быть может, даже превысить запланированную подачу компонента в камеру.

Коэффициент теплоотдачи в жидкость $\alpha_ж$ возрастает также и с повышением теплоемкости и теплопроводности охладителя, и это играет далеко не последнюю роль в выборе охлаждающего агента. В этом смысле уникальными свойствами обладает жидкий водород. Поэтому он и используется как охладитель в современных кислородно-водородных двигателях.

Тепловое сопротивление стенки δ/λ можно уменьшить, уменьшая до предела прочностных и технологических требований толщину стенки δ. В настоящее время в некоторых камерах толщина δ уже доведена до 0,6 *мм*.

Что же касается коэффициента теплопроводности λ, то от него также зависит многое. Коэффициент теплопроводности

определяется выбором материала. В связи с этим традиционным термостойким нержавеющим сталям в последние десятилетия пришли на смену обычная медь и медные сплавы, которые как раз термостойкостью и не отличаются. Скорее даже напротив — они отличаются легкоплавкостью. Температура плавления меди всего 1080 °С, и во многих технологических операциях медь используется как припой. Но коэффициент теплопроводности медных сплавов существенно выше, чем у нержавеющей стали. Это настолько снижает тепловое сопротивление, что низкая термостойкость меди полностью перекрывается достигаемым снижением температуры $T_{г.\,ст}$. Мало того, в некоторых случаях, особенно при высоких внутрикамерных давлениях, отвести тепловой поток через стальную стенку вообще становится невозможным. Только медные сплавы спасают положение.

Говоря о теплоотдаче через стенку, нельзя не отметить и особенностей реальной конструкции, которые не учтены в рассматриваемой одномерной схеме теплообмена. Если вернуться к описанным ранее конструктивным вариантам создания охлаждающих трактов (рис. 3.12), то можно заметить, что отвод тепла от нагретой стенки в жидкость происходит и через соединительные ребра, которые, следовательно, играют роль не только силовых связей между внутренней и внешней стенками, но являются также теплопередающими элементами с развитой поверхностью. Это улучшает передачу тепла в охлаждающую жидкость, но вместе с тем приводит к некоторому местному тепловому сопротивлению и соответственно к небольшому местному увеличению температуры $T_{г.\,ст}$.

Итак, роль основных параметров, входящих в выражение (4.30), мы рассмотрели. Остаются еще два: температура жидкости $T_{ж}$ и температура газа $T_{г}$. Они также заслуживают внимания.

При снижении температуры жидкости $T_{ж}$ температура $T_{г.\,ст}$, понятно, снижается. Но это — не средство тепловой защиты. Скорее, сама охлаждающая жидкость нуждается в защите.

По мере протекания вдоль охлаждаемой камеры жидкость нагревается. Но ее температура не должна быть выше некоторой предельной. В одних случаях она ограничивается точкой кипения, в других — температурой разложения или условиями возникновения нежелательных химических реакций, следом за которыми резко снижается коэффициент теплоотдачи $\alpha_{ж}$. Поэтому при расчете проточного охлаждения особое внимание уделяется не только температуре $T_{г.\,ст}$, но и температуре охлаждающей жидкости $T_{ж}$.

В тех случаях, когда температуру $T_{ж}$ удержать на заданном уровне не удается, прибегают к упомянутому ранее зональному или секционному охлаждению. Поток жидкости, уже снявшей

тепло с поверхности расширяющейся части сопла, отводится к головке двигателя или к газогенератору, а к зоне критического сечения подводится новый поток еще не нагретого компонента, которым и охлаждается наиболее теплонапряженная часть камеры.

Схема такого секционного охлаждения была показана ранее на рис. 3.10. Это — схема кислородно-водородного двигателя, и здесь уместно сказать заодно и о специфике охлаждения камеры водородом.

На первый взгляд проблема охлаждения двигателя низкокипящим компонентом, тем более жидким водородом, представляется совершенно неразрешимой. Действительно, жидкость в охлаждающем тракте, как только что было сказано, не должна закипать. Водород же кипит при температуре 20 К. Спрашивается, насколько же должен быть переохлажден по сравнению с этой температурой водород и какое количество тепла при этом он может принять от охлаждаемой стенки, не переходя в газообразное состояние?

Сомнения, однако, легко рассеиваются, если вспомнить знакомые нам из курса физики условия перехода из жидкого состояния в газообразное и обратно. Эти условия описываются семейством кривых Ван-дер-Ваальса. Путем повышения давления газ может быть превращен в жидкость при температуре не выше некоторой критической, свойственной данному газу. Для водорода, в частности, эта температура равна 33 К. Этой температуре соответствует критическое давление, при котором смесь газа и жидкости находится в равновесии. Критическое давление задается ординатой точки перегиба на кривой Ван-дер-Ваальса, построенной для критической температуры. Для водорода критическое давление ниже, чем у других газов (за исключением гелия), и равно 12,8 *кгс/см*^{2}. Поэтому водород в охлаждающих трактах всегда находится в закритическом состоянии. Но при сверхкритических давлениях не существует раздела между жидкой и газообразной фазами, в результате чего пристеночного закипания вообще не возникает, и тем самым снимается опасность образования паровой пленки, столь пагубно влияющей на теплоотвод в других случаях. Остается только следить, чтобы охлаждающая водородная субстанция не перегрелась сверх той меры, при которой чрезмерно поднимается температура $T_{г.\,ст}$.

У нас в выражении (4.30) осталась еще не рассмотренной роль температуры $T_г$. Над этим параметром, казалось бы, мы и вовсе не властны. Температура газа определяется условиями горения и составом топлива. Но дело в том, что под $T_г$ следует понимать не среднюю температуру во всем сечении потока, а температуру в периферийной области, примыкающей к пограничному слою. А ее-то как раз и можно снизить, искусственно

создавая вблизи стенки избыток одного из компонентов — так называемый пристеночный слой.

Достигается это довольно простым способом. Во внутренней оболочке камеры предусматривается узкая кольцевая щель, через которую часть компонента, текущего в межрубашечном пространстве, проникает во внутренний объем камеры (рис. 4.17). Непосредственно за щелью образуется паровая завеса, из которой по ходу потока формируется пристеночный слой с пониженной температурой. Постепенно он размывается, поступивший через щель компонент перемешивается с основным потоком, вступает в реакцию горения, и на некотором расстоянии от

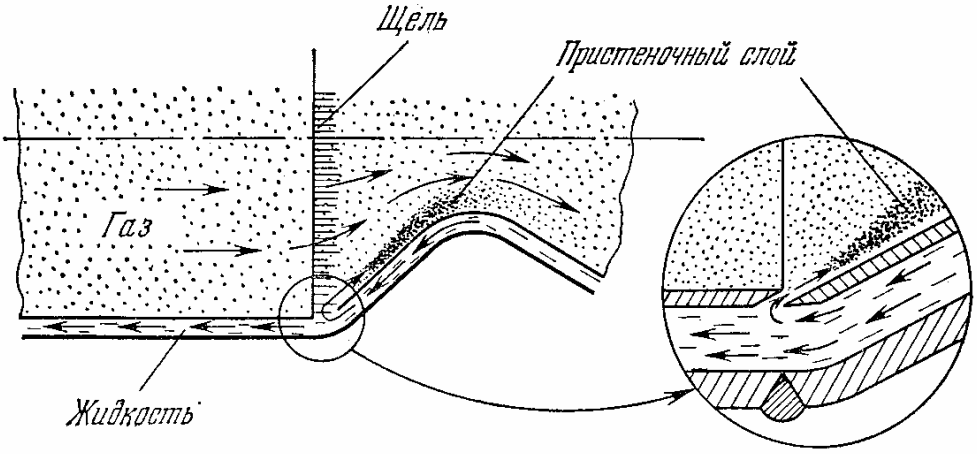


Рис. 4.17. Схема внутреннего щелевого охлаждения.

щели защитное действие пристеночного слоя фактически прекращается. Поэтому для эффективности подобной тепловой защиты необходимо предусматривать не один, а несколько поясов последовательно действующих охлаждающих завес, в частности обязательно перед критическим сечением.

Такое охлаждение, в отличие от внешнего, проточного, называется внутренним.

Целям внутреннего охлаждения может служить также и специальное размещение на плоской головке топливных форсунок, создающих периферийную избыточность одного из компонентов.

Неравномерность распределения топливных компонентов внутри камеры, свойственная внутреннему охлаждению, не может не привести к ухудшению смесеобразования и неполноте сгорания. Удельная тяга при этом, конечно, снижается. Поэтому внутреннее охлаждение следует рассматривать лишь как вспомогательное и даже вынужденное средство тепловой защиты в тех случаях, когда внешним охлаждением тепловой поток отвести не удается.

Внутреннее охлаждение с пониженным расходом охладителя можно реализовать и при помощи потеющих стенок. Этот довольно своеобразный прием сводится к тому, что внутренняя

стенка выполняется с искусственно создаваемыми мелкими лабиринтными порами. Она спекается под давлением из крошечных медных или латунных гранул диаметром в два-три десятых миллиметра. Через такую стенку жидкость к обогреваемой поверхности поступает, медленно просачиваясь сквозь поры, и тепловая завеса приобретает высокую степень равномерности по всей потеющей поверхности. Тепловой поток прогревает только поверхностные слои, так как его проникновению вглубь стенки препятствует медленно продвигающаяся ему навстречу жидкость.

Такая система охлаждения, имеющая несомненную аналогию с тепловой защитой теплокровных живых организмов, в жидкостных ракетных двигателях, однако, распространения не получила. Пористые камеры сложны в изготовлении, имеют большой вес и низкую прочность. О такой тепловой защите можно еще говорить как о предположительно перспективной для спускаемых с орбиты космических аппаратов, и то при условии реального весового выигрыша. Но тепловая защита спускаемых аппаратов реализуется в настоящее время другим вполне надежным способом, с помощью термостойких покрытий, что в принципе роднит ее с тепловой защитой сопел твердотопливных двигателей.

Для микродвигателей систем ориентации и вспомогательных двигателей космических аппаратов и кораблей применяется емкостное охлаждение. Сопло с массивными стенками изготовляется из медного сплава, обладающего высокой теплопроводностью и достаточно высокой теплоемкостью. При периодическом включении двигателя масса сопла поглощает поступающее тепло, а затем по окончании серии включений это тепло радиацией постепенно отводится в окружающее пространство.

Глава V

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЭНЕРГИИ И РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

Испокон веков у человека было развито суеверное уважение к таинствам рецептур. Лекарство от дурного глаза, травяные снадобья, приворотные зелья — они своей таинственностью всегда волновали воображение наших далеких предков, и что-то, по-видимому, осталось от этого и у потомков. Не случайно же тот, кто не знаком с ракетной техникой, склонен все ее успехи, или почти все, приписывать таинственной силе совсем недавно открытых сверхмощных и сверхсекретных топлив.

Но в действительности здесь-то, в топливах, как раз всего меньше таинственного и не так-то уже много и секретов. С тех пор как Менделеевым была создана таблица химических элементов, а Циолковский предложил воспользоваться для космического полета жидким кислородом и углеводородами, стал ясен объем поиска, а после создания методов термодинамического расчета исследование ракетных топлив приобрело научную основу и вполне постижимую ясность.

Элементы таблицы Менделеева подобны игральным картам, которые сданы нам на руки природой. Среди них есть козырные — кислород, водород, фтор... Есть игровые комбинации с некоторыми металлами. Но много, очень много, шестерок и семерок. Из этих карт надо построить хорошую игру, и выбор оказался не столь уж и большим.

И не только потому, что выбор топлива — не игра в карты. Топливо должно быть для всех приемлемым: для химиков и технологов, для конструкторов и энергетиков. Оно не должно наносить ущерба тем, кто с ним работает, тем, кто вокруг нас живет, кого мы любим и чьим здоровьем так дорожим. Где-то в чем-то приходится поступиться, но надо сохранить главное. Поэтому выбор топлива — не только поиск максимума числовой меры, но и не выражаемый числом компромисс и технические уступки. И об этом следует поговорить подробно и обстоятельно.

1. ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЭНЕРГИИ В РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Источники энергии

Ракетный двигатель, как и всякая производящая работу машина, нуждается в источнике энергии. Таким источником является топливо.

Энергия топлива может выделяться как в результате химических, так и ядерных реакций. Соответственно этому установилось и название двигателей. Рассмотренные в предыдущих главах жидкостные и твердотопливные двигатели относятся к классу химических двигателей или двигателей на химическом топливе. Если же речь идет о двигателе, который получает энергию в результате ядерных реакций, то его соответственно называют ядерным.

Все известные химические двигатели относятся одновременно и к классу термических. Это означает, что энергия топлива преобразуется сначала в тепловую энергию и только потом она переходит в кинетическую энергию отбрасываемого рабочего тела, роль которого в химическом двигателе берут на себя продукты сгорания, а точнее — масса вещества, полученного в результате реакции. Весь процесс преобразования энергии компактным образом реализуется в камере двигателя.

Естественно, что кинетическая энергия истекающих газов не может быть больше той, что запасена в топливе, а энергетические возможности любого топлива ограничены. Современная ракетная техника уже подошла к такому уровню развития, когда дальнейшее совершенствование двигателей начинает лимитироваться энергией, получаемой при химических реакциях. Все мыслимые химические реакции, сопровождающиеся заметным выделением энергии, сейчас известны, а число их ограничено. Поэтому отчетливо просматривается и предельное значение удельной тяги, которая в принципе может быть получена в результате реакции горения. Теоретически это примерно 550 единиц.

Горение — не единственная химическая реакция, на которую можно возлагать надежды. Например, переход атомарного водорода в молекулярный (реакция рекомбинации) сопровождается выделением на порядок большей энергии, чем в любых известных реакциях горения. Пока, однако, нет способов длительного хранения водорода в атомарном состоянии. Энергия может быть выделена и с помощью реакций разложения, например, перекиси водорода. Однако такого рода реакции не дают достаточного энергетического эффекта, который позволил бы им конкурировать с горением.

По мере того как с совершенствованием ракетных двигателей постепенно исчерпывались энергетические возможности химических топлив, все большее внимание привлекало и продолжает привлекать ядерное топливо. Но скажем сразу, если химический двигатель — это двигатель как прошлого, так и настоящего и, видимо, длительного будущего, то ядерный двигатель — это двигатель только будущего. И не надо быть проницательным футурологом, чтобы добавить, что это будущее не так уж и близко. Ядерная энергетика сама по себе и моложе и сложнее химической, а ее применение связано если не с опасными, то уж, во всяком случае, тревожными последствиями радиоактивности, а на эти вопросы на современном этапе цивилизации человечество обращает (и справедливо) самое серьезное внимание. Сейчас по этой причине уже нельзя проявлять равнодушия даже и к выбору химических топлив. Но дело, конечно, не только в том, что ядерная энергетика обладает

такой дурной славой. Необычайная сложность самой задачи позволяет утверждать, что ее решение выходит далеко за рамки обычных проектно-конструкторских разработок и требует должного уровня развития промышленных, технических и научных средств, способных обеспечить рождение и полнокровную жизнь этой совсем новой отрасли ракетного двигателестроения.

Ядерный двигатель, работающий на термическом принципе, пока можно представить себе лишь как некоторую предположительную схему двигателя с отделенным от источника энергии запасом рабочего тела. Ядерное топливо — носитель высококонцентрированной энергии. На борту ракеты должен быть предусмотрен еще и специальный запас массы рабочего тела. Свойства его очевидны. Оно должно обладать способностью поглотить максимум энергии при ограниченной температуре, т. е. иметь высокую теплоемкость.

Теплоемкость газа на единицу массы тем выше, чем меньше молекулярный вес. Следовательно, наиболее подходящим рабочим телом является водород. Его теплоемкость в девять раз выше, чем теплоемкость паров воды, образующихся при горении наиболее эффективного в настоящее время топлива кислород — водород. Если в камере ядерного двигателя поддерживать температуру рабочего тела — водорода — на том же уровне, что и в химическом двигателе, можно надеяться получить удельную тягу около 900 единиц.

Вопрос, однако, заключается в том, как нагреть рабочее тело и как преобразовать ядерную энергию в энтальпию рабочего тела, чтобы в дальнейшем нагретый газ, истекая через сопло, приобрел достаточную скорость и обеспечил бы высокую удельную тягу.

Применение для этой цели контактного теплообменника представляется малореальным. Температура стенок такого теплообменника должна быть настолько высокой, что ни один из известных конструкционных материалов не смог бы ее выдержать, а снижение температуры автоматически ведет к снижению энтальпии рабочего тела и низводит удельную тягу до уровня, который и так обеспечивается химическими топливами. Если же ядерную реакцию проводить непосредственно в самом нагреваемом газе, возникает проблема последующей сепарации — отделения выбрасываемого рабочего тела от носителя ядерной энергии.

Все это представляется в настоящее время достаточно сложным, и вполне естественна мысль вообще отказаться от термического принципа, т. е. не связывать надежд с высокой энтальпией рабочего тела, а сообщить отбрасываемой массе высокую скорость с помощью электромагнитного или электростатического

поля. Такое решение меняет схему ракетного двигателя по существу, а также меняет и подход к выбору рабочего тела. Теперь от него требуется не максимальная теплоемкость, а наибольшая склонность к ионизации, и выбор следует остановить на одном из щелочных металлов. Это, — например, цезий, литий или рубидий. У них низкая температура плавления, их можно хранить на борту в жидком виде, а при температуре порядка 1500 °С они, находясь уже в газообразном состоянии, полностью ионизируются. Температура рабочего тела, таким образом, существенно снижается. Нагрев связывается не с требованиями высокой энтальпии, а необходим лишь для придания рабочему телу требуемых свойств взаимодействия с электростатическим и электромагнитным полями.

Для ускорения заряженных частиц нужна достаточно мощная бортовая электростанция. Поэтому двигатели такого типа называются обычно электрическими ракетными двигателями, хотя для их работы все равно требуется источник ядерной энергии, прямым путем преобразующейся в электрическую. Такая схема использования ядерной энергии сейчас рассматривается как наиболее реальная. В этом направлении ведутся большие исследования и разработки, и вполне уместно сказать несколько слов о полученных результатах.

В настоящее время разрабатывается два типа электрических ракетных двигателей — плазменный и ионный. В плазменном двигателе разогретое до полной ионизации рабочее тело поступает из плазмогенератора в разгонную камеру, где создано два поля — электростатическое и электромагнитное. Векторы напряженности этих полей и продольная ось камеры взаимно перпендикулярны. Под действием электростатического поля заряженные частицы получают перемещение в поперечном направлении и при этом пересекают магнитные силовые линии. В результате возникает сила Лоренца, приводящая к ускорению частиц вдоль камеры. Таким образом создается направленный осевой поток, приводящий к возникновению тяги. Однако преднамеренно упрощенная нами схема ускорения частиц не наилучшая. В настоящее время основные надежды при разработке плазменного двигателя возлагаются на радиальное электростатическое поле, создаваемое коаксиальными электродами. Это позволяет освободиться от специально устанавливаемых тяжелых электромагнитов. Но не в этом суть дела. Плазменный двигатель позволяет получить удельную тягу, значение которой приближается к десяти тысячам единиц, что на порядок выше, чем в химических двигателях. Понятно, однако, что плазменный двигатель может работать в условиях только достаточно глубокого вакуума и основная его особенность — малая тяга, существенно меньшая веса двигателя и энергетической установки, вместе взятых,

Мощность бортовой энергетической установки должна естественно превышать мощность N создаваемого потока

$$N = \frac{mw_e^2}{2} = \frac{1}{2} Pw_e.$$

Значит, если при эффективной скорости истечения $w_e =$ $= 100\,000$ *м/сек* мы хотим получить тягу всего в одну тонну, то мощность установки должна превышать $5 \cdot 10^7$ *кгс·м/сек* или примерно полмиллиона киловатт! Трудно даже сказать, сколько при современном состоянии техники может весить такая электростанция. Ясно только, что ее вес надежно удержит летательный аппарат у земной поверхности. С другой стороны во всех пока созданных лабораторных установках тяга плазменного двигателя не превышает в лучшем случае одного килограмма.

Несмотря на эту кажущуюся на первый взгляд несоразмерность, двигатель с малой тягой имеет свои перспективы. Его можно использовать за пределами атмосферы в космическом пространстве как разгонное устройство длительного действия. С его помощью можно поднять орбиту или вообще вывести корабль по расходящейся спирали за пределы земного тяготения. Правда, такие проекты пока не реализованы. Но плазменный двигатель без ядерной электростанции уже испытывался в Космосе, и в дальнейшем он, конечно, может сыграть свою роль в освоении околосолнечного пространства. Но сначала необходимо преодолеть трудности, связанные с созданием долговременно и надежно работающей бортовой ядерной энергоустановки и камеры для ускорения рабочего тела.

Примерно такие же возможности, как и плазменный, представляет и ионный или, как его называют, электростатический двигатель. Принцип ускорения частиц у него иной. Жидкий цезий газифицируется и ионизируется. Проходя через пористую вольфрамовую стенку, ионизированный газ теряет свободные электроны, а положительно заряженные ионы попадают в разгонную камеру. Здесь при помощи специальным образом расположенных групп электродов, сеток, создано профилированное электростатическое поле. В начале камеры поток ионов сжимается в направленный пучок, а затем силой электростатического притяжения ускоряется. Создается тяга. Но поток ускоренных частиц уносит с собой положительный заряд, а электроны остаются на вольфрамовой стенке. С этим мириться нельзя. Накопление отрицательного потенциала на входе в ускоритель создает электростатическое поле обратного знака, и ускоритель перестает работать. Поэтому на выходе из разгонной камеры устанавливается дополнительная сетка, на которую от вольфрамовой перегородки поступают отобранные ранее электроны. С сетки они стекают в поток отходящих частиц рабочего тела

и таким образом возвращаются законному владельцу — атомам цезия.

Ионный и плазменный двигатели являются двигателями малой тяги и имеют специфическую область применения. Оценка их практической значимости — дело будущего. А пока, чтобы вывести на орбиту корабль или автоматическую станцию, надо целиком полагаться на химические ракетные двигатели большой тяги.

Химическая энергия и полная энтальпия

В предыдущей главе мы подробно рассмотрели процесс преобразования энтальпии рабочего тела в кинетическую энергию газового потока. Однако принятая расчетная схема специально была упрощена предположением о неизменном составе текущего газа. Газ воспринимался нами как некая субстанция, характеризуемая параметрами состояния и наделенная способностью самопроизвольно расширяться, безотносительно к тому, из каких веществ она состоит.

В механике сплошной среды такой подход обобщенно именуется феноменологическим. За этим, быть может, несколько тяжеловесным термином скрыт вполне определенный смысл. При феноменологическом подходе мы не вникаем во внутренние причины, по которым сплошная среда ведет себя так, а не иначе. Нам достаточно знать, что она ведет себя именно *так*, хотя мы и знаем, что в других условиях (известно, каких) она будет вести себя по-иному. Из курса сопротивления материалов известно, что металлы следуют закону Гука, но мы отвлекаемся от причин, по которым модуль упругости у одних металлов больше, а у других — меньше. Если задан модуль упругости, то для решения определенного класса задач этого нам достаточно. Мы знаем, например, также, что при напряжениях, бóльших предела текучести, диаграмма растяжения может иметь самую различную форму в зависимости от структуры материала. Но в теории пластичности совершенно излишни сведения об этой структуре. Достаточно задать диаграмму, а затем можно путем более или менее сложных операций определить, как будет вести себя реальная конструкция, изготовленная из этого материала.

Точно так же текущее по соплу газообразное рабочее тело мы рассматривали до сих пор именно феноменологически. И теперь в связи с предстоящим разбором применяемых топлив нам придется, не отступая от занятых позиций, вникнуть в процессы расширения газа и преобразования энергии несколько глубже, а для решения основных задач привлечь средства и методы физической химии. Но выявляется, что некоторые основные понятия физической химии и теории расчета двигателей

допускают различное толкование. Так бывает в родственных славянских языках, когда различие в понимании одинаково звучащих слов может приводить к забавным недоразумениям. Поэтому нам придется остановиться на некоторых основных понятиях, для формулировки и определения которых в других обстоятельствах достаточно было бы отослать читателя к учебнику химии.

Сначала вернемся к уже знакомому нам понятию внутренней энергии. Внутренняя энергия понимается нами как функция температуры

$$U = \int_0^T c_V \, dT,$$

а особенности химического состава были и остаются скрытыми в величине и законе изменения теплоемкости c_V.

Внутренняя энергия включает в себя кинетическую энергию теплового молекулярного движения по всем степеням свободы, свойственным молекулам газовой смеси, и энергию возбуждения атомов или групп атомов внутри молекул, но не включает в себя энергию самих химических связей.

В газе постоянного химического состава, что бы мы с этим газом ни делали, — сжимали, расширяли, нагревали, — химическая энергия остается неизменной. Химическая энергия меняется только при образовании новых или разрыве старых связей, т. е. при изменении химического состава.

Если нагревать, например, в постоянном объеме пары воды, то подводимое тепло до определенного уровня температуры переходит только во внутреннюю энергию газа, поскольку состав его практически не меняется. Затем, начиная с некоторого уровня температур, начинает развиваться диссоциация. Например, две молекулы воды могут распадаться так, что образуются две молекулы водорода и молекула кислорода

$$2H_2O \rightarrow O_2 + 2H_2.$$

Эта реакция сопровождается поглощением энергии. Значит, химические связи в O_2 и H_2 обладают более высоким энергетическим уровнем, чем в H_2O. Когда развивается процесс диссоциации, подводимое тепло уже идет как на увеличение внутренней энергии, так и химической. Если же тепло не подводится, то смесь газов сохраняет неизменной сумму этих двух видов энергии, и увеличение химической энергии можно получить только за счет уменьшения внутренней.

Химическая энергия определяется с точностью до постоянной, т. е. ее величина зависит от начала отсчета. Как и для груза, поднятого с одного уровня на другой, мы можем найти

только изменение потенциальной энергии, точно так же и для каждой химической реакции определяется не сама химическая энергия, а разность химических энергий полученных веществ и исходных.

Топливо имеет химическую энергию, бóльшую, чем продукты реакций в камере сгорания, и пока скорость потока w ничтожно мала, мы можем считать, что изменение химической энергии переходит в энтальпию продуктов сгорания и равно ей.

Вообще же, если для газов постоянного химического состава в условиях адиабатического течения уравнение энергии (4.4) имело вид

$$H + \frac{w^2}{2} = \text{const},$$

то теперь для течения газов переменного состава мы должны написать:

$$U_x + H + \frac{w^2}{2} = \text{const}, \tag{5.1}$$

где U_x — химическая энергия, отсчитываемая от некоторого условно взятого уровня.

Теперь в уравнении энергии у нас добавилось еще одно переменное слагаемое U_x. По мере продвижения потока по соплу в газах протекают химические реакции догорания и рекомбинации. При этом выделяется тепло, и химическая энергия U_x падает, как и энтальпия H.

Мы видим, таким образом, что увеличение скорости потока w может быть достигнуто только за счет уменьшения суммы $U_x + H$, которая называется *полной энтальпией* и обозначается буквой J:

$$J = U_x + H,$$

а уравнение энергии запишется следующим образом:

$$J + \frac{w^2}{2} = \text{const}. \tag{5.2}$$

Полученное уравнение энергии является более общим, чем ранее выведенное (4.4), не только потому, что в нем учтено изменение еще одной важной формы энергии, но также и потому, что расширилась область его применения. Теперь мы можем в принципе проследить за преобразованием энергии рабочего тела, которое идет по пути от топливных баков до выходного сечения сопла.

Но все это — пока только в принципе. Мы еще ничего не сказали о том, как же определяется сама химическая энергия.

Теплотворность и теплота образования

Числовая оценка энергии, выделяющейся при реакции горения, определяется в теплотехнике вполне очевидной мерой теплотворности. Хорошо известно, что, сжигая килограмм керосина, мы получаем примерно 10 000 *ккал*, сжигая килограмм угля, получаем около 7000 *ккал*. Но в такой оценке не учитывается вес окислителя — дарового кислорода, и это — еще не теплотворность топлива. В ракетной технике под топливом понимается не только то, что горит, а все вместе — вся совокупность веществ, которые участвуют или только присутствуют при реакции горения, и не обязательно — горения, а вообще реакции выделения энергии.

Керосин в ракетной терминологии это — не топливо. Это — горючее. И вообще, горючим называется топливный компонент, в составе которого находятся в основном горючие химические элементы. В этиловом спирте C_2H_5OH содержится в основном углерод и водород, и, несмотря на то, что имеется и некоторое количество кислорода, мы все равно называем этот топливный компонент горючим. Такое же отношение выработалось и к окислительным компонентам. Жидкий кислород — окислитель, азотная кислота — окислитель, хотя в ее составе и содержится водород, который сам по себе может рассматриваться как горючее.

Таким образом, выделяющееся при реакции тепло следует относить не к весу или массе горючего, а к весу или массе топлива. Так и принято в ракетной технике. Впредь под теплотворностью будем понимать отношение выделяющегося тепла к массе всех веществ, которые при этом были израсходованы. Поэтому отныне нельзя будет говорить о теплотворности, например, одного керосина. Надо обязательно указывать, в сочетании с каким окислителем. Если — с жидким кислородом, то теплотворность топлива на единицу массы будет $K_G = 2200$ *ккал/кг*, а для топлива азотная кислота — керосин получим $K_G = 1460$ *ккал/кг*.

Для определения теплотворности следует воспользоваться, очевидно, хорошо известным методом калориметрирования. Топливо помещается в замкнутый сосуд, проводится реакция, а выделившееся тепло отводится до тех пор, пока температура продуктов не станет равной исходной температуре смеси. Замеренное количество тепла делится затем на вес или массу находящегося в калориметре вещества, и таким образом определяется теплотворность.

На первый взгляд кажется, что теплотворность дает разность химических энергий топлива и продуктов сгорания в чистом виде. И это, действительно, близко к истине, но не совсем так.

Топливо, помещаемое в калориметр, имеет запас энергии на один килограмм

$$U_{\text{х. топ}} + \int_0^T c_{\text{топ}}\, dT,$$

где $U_{\text{х. топ}}$ — химическая энергия топлива, $c_{\text{топ}}$ — теплоемкость топлива, а T — температура, при которой начинается и заканчивается калориметрирование. При сжигании отводится и замеряется на каждый килограмм количество тепла K_G. В продуктах же реакции сохраняется еще некоторое количество химической энергии $U_{\text{х. пр}}$, отсчитываемой от прежнего уровня, а также тепло, количество которого зависит от теплоемкости продуктов сгорания $c_{\text{пр}}$. Таким образом,

$$U_{\text{х. топ}} + \int_0^T c_{\text{топ}} dT = U_{\text{х. пр}} + \int_0^T c_{\text{пр}}\, dT + K_G.$$

Отсюда

$$K_G = \Delta U_{\text{х}} + \int_0^T (c_{\text{топ}} - c_{\text{пр}})\, dT. \qquad (5.3)$$

Следовательно, теплотворность топлива отличается от изменения химической энергии $\Delta U_{\text{х}}$ в той мере, в какой различны теплоемкости исходных и полученных веществ. Эти теплоемкости не одинаковы и зависят, кроме всего прочего, и от того, при постоянном объеме или давлении произведено калориметрирование.

Это, однако, не мешает рассматривать теплотворность как вполне объективную характеристику топлива, отвечающую на вопрос о том, какую энергию можно получить в принципе на килограмм рабочего тела. Но теплотворность топлива — характеристика интегральная. Для ведения же расчетов истечения необходим дифференцированный подход к оценке многообразных химических реакций, протекающих в камере двигателя. Это видно хотя бы из уравнения энергии (5.2). Для определения местной скорости потока w надо знать местное значение химической энергии, а следовательно, и местный состав газовой смеси.

Каждому химическому соединению соответствует свой уровень химической энергии, который характеризуется, как известно из курса химии, *теплотой образования.*

Теплота образования — это та энергия, которая должна быть затрачена на создание какого-то химического соединения из простых веществ, находящихся в стандартном состоянии.

Стандартное состояние — понятие условное. Оно характеризует начало отсчета энергии. Для таких простых веществ, как водород, кислород, азот, за начало отсчета принимается энергия газообразного молекулярного состояния. Это означает, что H_2, O_2, N_2 имеют теплоту образования, равную нулю. Для углерода принимается аллотропическая форма β-графита, для металлов — определенные кристаллические формы, и вообще, все те состояния, которые при стандартной температуре и стандартном давлении имеют наиболее низкий энергетический уровень.

В тех случаях, когда вещество образуется в результате горения простых веществ, находящихся в стандартном состоянии, теплота образования продукта сгорания равна по абсолютной величине и противоположна по знаку теплотворности исходных веществ.

Например, в реакции

$$O_2 + 2H_2 \rightarrow 2H_2O + Q$$

тепло выделяется. При температуре, принятой за стандартную, теплота образования простых веществ, находящихся в левой части написанной реакции, равна нулю. Выделившееся тепло мы считаем положительным. Следовательно, теплота образования H_2O будет отрицательной, в то время как теплотворность топлива $2H_2 + O_2$ — положительна. Поэтому

$$\Delta H_T^0 = -K_G,$$

где под сложным комплексом символов ΔH_T^0 понимается теплота образования вещества, в данном случае — воды, из веществ, взятых в стандартном состоянии, а под K_G — теплотворность топлива.

Значок Δ в обозначении теплоты образования указывает на то, что речь идет об изменении энергетического уровня по отношению к стандартному состоянию. Индекс «нуль» вверху предназначен для напоминания о стандартности, а индекс T внизу, выраженный числом, дает абсолютную температуру исходных продуктов в стандартном состоянии.

Теплота образования формально (с учетом знака) может рассматриваться как обобщенная теплотворность исходных простых веществ, образующих рассматриваемое соединение. Например, несмотря на то, что реакция образования метана

$$C + 2H_2 \rightarrow CH_4$$

прямым путем неосуществима, «теплотворность» воображаемой реакции равна взятой с обратным знаком теплоте образования метана. Возможность такого обобщенного подхода основана на законе Гесса, по которому энергетический уровень химических

связей не зависит от пути их образования. Говоря языком механики, — система консервативна.

Теплота образования, как и теплотворность, являясь мерой химической энергии, дает ее не в чистом виде, а с «примесью» внутренней энергии, определяемой, как это видно из выражения (5.3), разностью теплоемкостей исходных простых веществ и полученного соединения.

Сказанное дает повод не только для любопытных, но и поучительных наблюдений. Развитие химической термодинамики конца прошлого и начала нынешнего века не требовало того четкого разграничения внутренней и химической энергий, которое мы проводим сейчас. В терминах физической химии внутренняя энергия включает в себя и химическую энергию, а энтальпия отождествляется с полной энтальпией. При решении задач о преобразовании энергии в замкнутом объеме, когда кинетическая энергия потока равна нулю, основная цель расчета заключается в том, чтобы определить, какое количество тепла может быть получено в результате протекающих реакций. Теплота образования в этих условиях как раз и дает меру того тепла, которое может быть отведено от газовой смеси и использовано на технические нужды. Это отведенное тепло равно изменению полной энтальпии. Отсюда, кстати, ясен и рецидив обозначений: энтальпия — H, а теплота образования — ΔH. Все это сложилось исторически.

За многие десятилетия накопился громадный объем данных по теплотам образования веществ, число которых сейчас измеряется тысячами. Не воспользоваться этим было бы неразумно. Поэтому для расчета процессов, протекающих в камере двигателя, где преобразование энергии носит более сложный характер, необходимо сохранить преемственность и проявить бережное отношение к уже накопленному опыту; надо как бы построить свое новое здание, не нанося ущерба созданному ранее архитектурному ансамблю.

Если формально за стандартную принять температуру не 298 К, как это наиболее часто делается, а принять ноль по шкале Кельвина, то теплота образования ΔH^0_{298} превращается в чистую меру химической энергии ΔH^0_0. И тогда уравнение энергии (5.1) для потока можно написать в виде

$$\Delta H^0_0 + H + \frac{w^2}{2} = \text{const}.$$

Существуют приемы пересчета табличных теплот образования ΔH^0_{298} в ΔH^0_0. Но во многих современных справочниках, во избежание подобных пересчетов, приводятся и данные ΔH^0_0. Все зависит от метода определения теплот образования. В тех

случаях, когда теплоты образования определяются калориметрированием, естественно делать это при стандартной температуре 298 К или другой, ей близкой, например, при 293 К. В настоящее время для многих веществ применяется более точный и простой спектральный метод определения теплот образования. Теплота образования может трактоваться как энергия, которая необходима, чтобы отвести части диссоциирующей молекулы на бесконечное расстояние друг от друга, что и реализуется при высоких температурах. Поскольку при таком разделении атомов энергия квантуется, то изменению расстояния между ядрами при высокой температуре и переходу энергии с одного уровня на другой соответствует своя линия в спектре излучения. Полосы по мере увеличения расстояния между атомами сгущаются и сбегаются к определенному пределу. Положение точки сбегания полос дает энергетическую характеристику диссоциирующего вещества, т. е. позволяет определить непосредственно величину ΔH_0^0.

Итак, мы ознакомились с мерой химической энергии. Теперь необходимо подойти к вопросу определения химического состава продуктов в камере двигателя. Без этого нельзя найти полную местную энтальпию J рабочей смеси.

Термическая диссоциация и константы равновесия

Для определения полной энтальпии газовой смеси надо знать ее состав. Конечно, химические элементы, составляющие топливо, никуда не исчезают; они остаются теми же. Но какие вещества они образуют в камере, можно перечислить только предположительно. Для количественной же оценки необходим специальный расчет.

Мы уже знаем, что при высокой температуре образование продуктов сгорания сопровождается обратной реакцией — диссоциацией, в результате которой происходит распад образовавшихся молекул на более простые, а также — на радикалы и атомы. Теплóты образования продуктов диссоциации выше, чем продуктов сгорания, поэтому диссоциация сопровождается поглощением энергии, а общее тепловыделение снижается. Достаточно очевидно, что с повышением температуры степень диссоциации возрастает. Это вполне соответствует нашим представлениям о молекулярно-кинетических свойствах нагретого газа. Но увеличение степени диссоциации приводит к снижению температуры, и это в свою очередь влечет снижение степени диссоциации.

По мере увеличения скорости потока w полная энтальпия падает, соответственно снижается и температура. Значит, в ускоряющемся потоке увеличивается доля продуктов сгорания. Рас-

павшиеся при диссоциации молекулы вновь объединяются, и потерянная ранее на диссоциацию энергия восстанавливается в той мере, в какой уменьшается доля продуктов диссоциации. Было бы очень хорошо, если бы в той же мере увеличилась и кинетическая энергия истекающей струи. Но этого, увы, не происходит. Потерянное при диссоциации тепло возвращается слишком поздно, когда поток уже вошел в расширяющуюся часть сопла, и реализовать восстановленную долю энтальпии удается только частично.

Для наиболее простого по химическому составу топлива кислород — водород в результате горения образуются пары воды. Если бы температура газов была ниже 2000 °С, можно было бы считать, что диссоциация паров воды практически не проявляется. Но в камере сгорания температура существенно выше. Если повышать температуру, в перегретом паре H_2O сначала появляются молекулярные кислород O_2 и водород H_2, гидроксильная группа OH, затем — атомарные кислород O и водород H, а при очень высокой температуре начинается их ионизация, O^+, H^+, e^-. Возрастание доли одних веществ связано, естественно, с уменьшением доли других.

О ходе изменения состава смеси с температурой можно получить представление из кривых, показанных на рис. 5.1, *а* для давления 100 *кгс/см²* и на рис. 5.1, *б* для давления 1 *кгс/см²*. По оси абсцисс отложена температура, до которой нагрета смесь, а по оси ординат — объемная доля паров воды и продуктов диссоциации.

Как видим, при неизменной температуре диссоциация проявляет себя более резко при пониженном давлении. Если, например, при температуре 4000 К и давлении 100 *кгс/см²* пары воды диссоциируют только на 50%, то при давлении 1 *кгс/см²* и той же температуре происходит практически полная их диссоциация. При пониженном давлении раньше проявляет себя и процесс ионизации.

В отличие от приведенного примера температура в камере двигателя не может рассматриваться как независимая переменная. Она сама определяется степенью диссоциации, а также скоростью потока. Расчетным путем можно установить, в частности, что при подаче в камеру сгорания жидкого кислорода и водорода в весовой пропорции 8 : 1, обеспечивающей теоретическую полноту сгорания, в камере при давлении 100 *кгс/см²* установится температура $T_0 = 3800$ К. Из рис. 5.1, *а* видно, что диссоциация паров воды при этом составляет примерно 30%. Если же на выходе из сопла устанавливается давление 1 *кгс/см²*, то опять же путем расчетов можно определить и температуру смеси. Это примерно 2300 К. Из рис. 5.1, *б* замечаем, что диссоциация составляет всего 5%. Полученное различие в составах

смеси в камере и на выходе из сопла характеризует меру процесса рекомбинации при расширении потока.

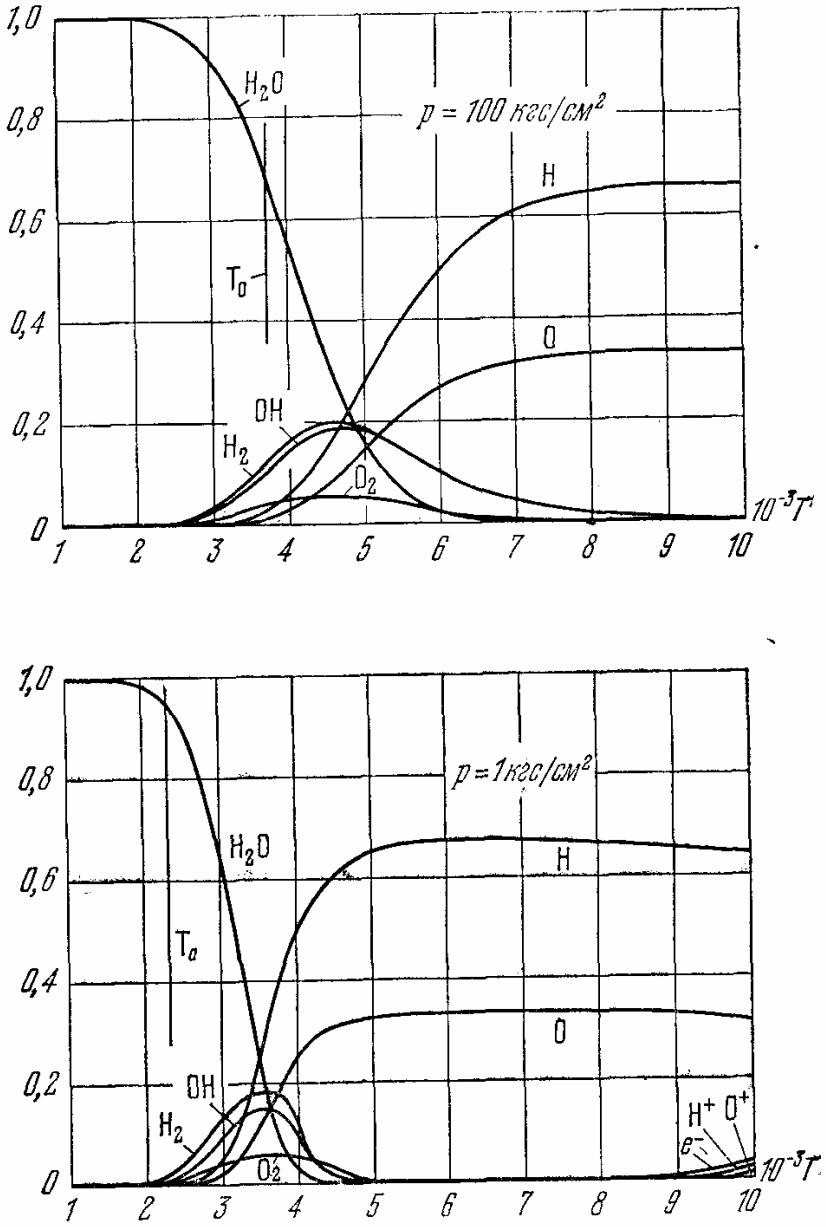


Рис. 5.1. Доля продуктов диссоциации паров воды в зависимости от температуры и давления.

Теперь рассмотрим одну из многих протекающих в камере реакций, например:

$$H_2O \rightleftarrows H_2 + \frac{1}{2} O_2. \qquad (5.4)$$

Она может идти как в прямом, так и в обратном направлениях. В первом случае это — реакция диссоциации, во втором — рекомбинации.

Доля каждого вещества, участвующего в этом обратимо протекающем процессе, определяется концентрацией C, измеряе-

мой в *молях* на $м^3$. Производная от концентрации по времени называется скоростью реакции.

Если скорость диссоциации выше скорости рекомбинации, то в смеси возрастает концентрация H_2 и O_2 и падает концентрация H_2O. При равенстве скоростей прямой и обратной реакций концентрация веществ во времени не меняется. Такое состояние называется равновесным.

Скорость любой реакции определяется законом действующих масс, который в этом и в других ему подобных случаях достаточно очевиден. Число распавшихся в единицу времени молекул пропорционально их общему числу в смеси, т. е. пропорционально концентрации C_{H_2O}. Таким образом, скорость диссоциации $u_{дис}$ равна

$$u_{дис} = K_1 C_{H_2O},$$

где коэффициент пропорциональности K_1 представляет собой константу скорости разложения и зависит от уровня возбуждения молекул H_2O, или, попросту говоря, — от температуры.

С другой стороны, рекомбинация, будучи таким же среднестатистическим процессом, как и диссоциация, требует необходимого взаимодействия способных к объединению атомов или радикалов, скажем, A и B. Вероятность встречи одной конкретно взятой частицы A с любой частицей класса B пропорциональна концентрации C_B. Если же нас интересует не конкретно взятая частица A, то вероятность контакта *любой* частицы A с *любой* частицей B пропорциональна произведению концентраций C_A и C_B. Значит, и скорость реакции пропорциональна тому же произведению. Обобщая сказанное, легко прийти к заключению, что в случае объединения трех частиц в единое целое скорость рекомбинации будет пропорциональна произведению трех концентраций. Не следует только думать, что соединение трех частиц требует их одновременного столкновения. Процесс может носить характер и последовательного соединения.

Но среди объединяющихся две из трех частиц могут быть одинаковыми. Скажем, может происходить объединение в одну молекулу атома A с двумя радикалами B, т. е. $A + 2B$. Тогда скорость такой реакции будет пропорциональна произведению $C_A C_B C_B$ или же $C_A C_B^2$.

Словом, в общем случае при определении скорости реакции концентрацию следует возводить в степень коэффициента при соответствующем слагаемом в формуле химической реакции. Поэтому, в частности, для реакции рекомбинации (5.4) можно написать:

$$u_{рек} = K_2 C_{H_2} C_{O_2}^{1/2},$$

где K_2 — константа скорости рекомбинации, которая, как и K_1, зависит от температуры.

Из равенства скоростей реакций диссоциаций и рекомбинаций для выражения (5.4) в состоянии равновесия получаем:

$$K_C = \frac{C_{H_2} C_{O_2}^{1/2}}{C_{H_2O}}, \tag{5.5}$$

где K_C — величина, называемая *константой равновесия.* Она существенным образом зависит от температуры и определяет соотношение концентраций веществ, участвующих в рассматриваемой обратимой реакции.

Для газовых смесей вместо молярных концентраций обычно пользуются парциальными давлениями p_i. Под этим термином понимается давление i-го газа, которое он имел бы, занимая весь объем смеси V. Общее давление смеси p_Σ равняется сумме парциальных давлений газов, составляющих смесь:

$$p_\Sigma = \Sigma p_i.$$

Объемная доля газообразного вещества в смеси

$$r_i = \frac{p_i}{p_\Sigma}.$$

Чтобы выразить молярную концентрацию C_i через парциальное давление p_i, надо обратиться к уравнению состояния идеального газа

$$p_i V = n_i R_0 T,$$

где n_i — число молей газа, а R_0 — универсальная газовая постоянная.

Так как молярная концентрация $C_i = n_i/V$, то

$$C_i = p_i/R_0 T,$$

и тогда для рассматриваемой частной реакции (5.4) взамен выражения (5.5) получим

$$K_C = \frac{p_{H_2} p_{O_2}^{1/2}}{p_{H_2O}} (R_0 T)^{-1/2},$$

откуда

$$K_C = K_p (R_0 T)^{-1/2},$$

где K_p — константа равновесия, выраженная через парциальные давления

$$K_p = \frac{p_{H_2} p_{O_2}^{1/2}}{p_{H_2O}}. \tag{5.6}$$

В общем случае степень, в которую возводится произведение $R_0 T$, будет, конечно, не —1/2, а другое число, равное раз-

ности молей исходных веществ и продуктов диссоциации. Диссоциация, как правило, сопровождается увеличением числа молей, и при постоянном давлении объем газовой смеси увеличивается. Отсюда согласно принципу Ле Шателье следует, что увеличение давления несколько подавляет диссоциацию. Это хорошо видно из сопоставления кривых, показанных на рис. 5.1. Таким образом, мы получаем еще один довод, кроме уже известных, в пользу увеличения давления в камере двигателя.

Зависимость констант равновесия от температуры определяется методами статистической термодинамики и задается в табличной форме. Но константы равновесия определяются, как мы видим, с точностью до произвольного показателя степени. Обе части выражения (5.4), например, можно было бы удвоить и избавиться тем самым от дробного коэффициента, а это привело бы к тому, что константа равновесия (5.6) оказалась бы возведенной во вторую степень. Переставив правую часть выражения (5.4) на место левой, а левую — на место правой, мы опять же получили бы новую константу равновесия, на этот раз обратную прежней. Поэтому, когда приводятся числовые значения констант равновесия, таблицы снабжаются формульными пояснениями констант в виде дроби типа (5.6).

Теперь, имея понятие о константах равновесия, можно представить себе в общих чертах и постановку задачи по определению температуры и состава газовой смеси в камере двигателя.

Задачи и методы термодинамического расчета

Преобразование химической энергии в тепловую, а затем в кинетическую представляет собой довольно сложный процесс. Он нуждается в оптимизации и в достоверных числовых оценках, что и составляет предмет того поиска, который обобщенно именуется термодинамическим расчетом двигателя.

Создание достаточно точных методов термодинамического расчета относится к большим достижениям ракетной техники. Суть расчета не только в том, чтобы получить исчерпывающие рабочие характеристики проектируемого ракетного двигателя. Задачи его значительно шире.

С первых шагов создания ракетных двигателей постоянно и неизменно возникал вопрос о выборе достаточно эффективных топлив. Во времена Циолковского и вплоть до сороковых годов основной характеристикой топлива считалась его теплотворность, хотя и тогда уже было ясно, что процесс диссоциации может существенно сместить представления о том, что хорошо и что плохо. Поэтому решающее слово при оценке топлива принадлежало стендовым испытаниям модельных двигателей. Но это — очень непростое дело. Если предполагается проверить

эффективность некоторого нового, пока не применяющегося топливного компонента, свойства которого до сих пор изучались химиками всего-навсего в объеме пробирки, то необходимо прежде всего организовать синтез этого вещества в количестве, достаточном для работы стендового двигателя. Да и сам стендовый двигатель необходимо не только спроектировать, но изготовить и отладить. Затем нужно проводить испытания — сотни испытаний, изменяя соотношение компонентов, и постепенно, быть может, меняя рецептуру. Процесс этот длительный, весьма мучительный, а кроме того, не всегда обладающий достоверностью выводов. Модельный двигатель и натура — не одно и то же. С размерами двигателя меняются условия подачи, условия охлаждения и полнота сгорания топлива.

Освоение методов термодинамического расчета поставило на научную основу задачу выбора топлива и в определенной мере освободило ракетную технику от обременительных модельных испытаний. Появилась возможность расчетным путем определить удельную тягу, не заботясь, в частности, о том, созданы, или нет предпосылки для промышленного производства исследуемого топлива. Такое расчетное предвидение имеет громадное значение для стратегии технического развития. Мы уже говорили, что создание новых мощных ракет-носителей приводит в движение многие отрасли промышленности, в том числе и химическую, и затрагивает экономику в общегосударственном масштабе. Если топливо оказывается перспективным и его применение сулит решение новых, доселе не решавшихся задач, тогда естественно возникает вопрос, в каком количестве следует производить это топливо, каковы необходимые мощности, капитальные затраты и, наконец, — где еще, кроме ракетной техники, могут оказаться потребляемыми новые производимые в промышленном масштабе вещества. Это — уже не только техника и экономика, но и политика, во всяком случае, — техническая. Но так или иначе, решению подобных глобальных задач предшествует всесторонняя инженерная оценка достигаемого эффекта, и здесь нельзя недооценивать возможностей и роли оперативного расчетного определения свойств и характеристик перспективных топлив.

При термодинамическом расчете двигателя химический состав и тепло́ты образования топливных компонентов и продуктов предполагаются заданными. Заданным считается и давление в камере. Необходимо определить количество выделившегося при горении тепла, а оно связано с составом образующихся газов. Следовательно, первым этапом термодинамического расчета является определение условий равновесного состояния в камере сгорания, для чего необходимо прежде всего представить качественную картину возникающих реакций.

Например, для применяемых в различных пропорциях и с различными присадками таких топлив, как азотная кислота-керосин, или других им подобных, характерна основная роль четырех химических элементов: кислород, водород, углерод и азот. Нетрудно представить себе, какие основные химические соединения и какие вещества при этом находятся в камере. Это будут:

$$CO_2,\ H_2O,\ CO,\ NO,\ OH,\ N_2,\ H_2,\ O_2,\ N,\ H,\ O,$$

а неизвестными являются температура в камере и 11 парциальных давлений p_{CO_2}, p_{H_2O}, ... по числу рассматриваемых соединений *).

Поскольку эти 11 соединений образованы всего из четырех простых веществ, можно написать 7 независимых реакций диссоциации и рекомбинации в форме семи констант равновесия, например, в следующем виде:

$$K_1 = \frac{p_{CO}p_{O_2}^{1/2}}{p_{CO_2}},\quad K_2 = \frac{p_{H_2}p_{O_2}^{1/2}}{p_{H_2O}},\quad K_3 = \frac{p_{OH}p_{H_2}^{1/2}}{p_{H_2O}},$$

$$K_4 = \frac{p_{NO}^2}{p_{N_2}p_{O_2}},\quad K_5 = \frac{p_H^2}{p_{H_2}},\quad K_6 = \frac{p_O^2}{p_{O_2}},\quad K_7 = \frac{p_N^2}{p_{N_2}}.$$

Каждая из констант сложным образом зависит от искомой температуры. К этим семи уравнениям добавляется еще три уравнения соотношения масс элементов. Они отражают неизменность пропорции между массами кислорода, водорода, углерода и азота при переходе от топлива к газовой смеси.

Таким образом, для определения 12 неизвестных мы получаем 10 уравнений. Необходимо составить еще два. Первое из них выражает равенство полных энтальпий топлива и газовой смеси, а второе выражает равенство суммы парциальных давлений заданному давлению в камере p_Σ.

Полученная замкнутая система уравнений решается методом последовательных приближений. Сначала целесообразно задаться предполагаемой температурой. Ее числовая оценка обычно известна. По температуре определяются все константы равновесия, и система уравнений приобретает явную форму относительно парциальных давлений. Это — уже степенная система уравнений, которая решается подбором или каким-либо другим выработанным для подобных систем методом. Коль скоро мы температурой задались, одно из уравнений остается контрольным. После ряда операций выясняется, что при принятой температуре удовлетворить всем уравнениям невозможно. Алгоритм строится так, чтобы полученная невязка

*) Роль других возможных соединений, как, например, NH, несущественна, и их парциальные давления считаются пренебрежимо малыми.

ориентировочно подсказывала бы величину и знак изменения принятой ранее температуры. Процедура продолжается до тех пор, пока все уравнения не будут удовлетворены с заданной степенью точности.

В настоящее время не только выработаны экономные методы решения подобных уравнений, но имеется множество универсальных программ для решения этих задач в самом общем виде. Более того, сейчас, по-видимому, вполне можно было бы даже организовать соревнование программ для теплового расчета топливных смесей, подобно тому, как это уже не раз делалось для играющих в шахматы программ. Пусть не обижаются любители этой игры, справедливо считающие свою задачу куда более сложной. Сходство есть, и вполне определенное. С увеличением числа химических элементов, находящихся в топливе, резко усложняется комбинаторика образующихся и диссоциирующих веществ. Как и в шахматах бессмысленно, или во всяком случае — нерационально, перебирать все формально возможные ходы, так и в термодинамическом расчете было бы бессодержательным вычислять парциальное давление каждого, скажем, из двухсот веществ, приходящихся на десять исходных химических элементов. Машина, а точнее — программа, должна заранее суметь выбросить из рассмотрения такие вещества, парциальное давление которых измеряется ничтожно малыми величинами, лежащими за пределами точности расчета.

Описанный путь определения состава газовой смеси в камере сгорания через константы равновесия вовсе не единственный. В термодинамике, как и в механике, получил распространение вариационный подход, связанный с минимизацией или максимизацией некоторых функционалов. Универсальность такого подхода известна давно. Еще два с половиной века назад великим Эйлером по этому поводу были сказаны слова, настолько любопытные и многозначительные, что их нельзя не привести здесь полностью:

«Так как здание всего мира совершенно и возведено премудрым Творцом, то в мире не происходит ничего, в чем не был бы виден смысл какого-нибудь максимума или минимума; поэтому нет никакого сомнения, что все явления мира с таким же успехом можно определить из причин конечных при помощи метода максимумов и минимумов, как и из самих причин производящих».

В задачах термодинамического равновесия максимизируемой функцией является энтропия, уровень которой характеризует степень ценности, полезности или работоспособности той тепловой энергии, которой располагает нагретое тело. Задача при таком энтропийном подходе заключается в том, чтобы подобрать парциальные давления образующихся веществ и об-

щую температуру смеси в камере таким образом, чтобы при условии ряда наложенных ограничений энтропия достигала бы наибольшего значения. Для такого решения константы равновесия не требуются; нужны только теплóты образования и теплоемкости всех веществ.

Но каким бы путем ни определялся химический состав газовой смеси, полученные для камеры сгорания параметры необходимо пересчитать затем на критическое и выходное сечения сопла по условию неизменной энтропии в предположении адиабатического процесса. По найденной скорости истечения определяется затем и удельная тяга.

Таким образом, термодинамический или тепловой расчет двигателя рассматривает по существу квазистатическую задачу. Анализируется совокупная последовательность равновесных состояний, хотя по существу, конечно, все то, что происходит в камере, — единый процесс, протекающий во времени, — процесс, для которого характерно изменение скорости потока и запаздывание химических реакций (пусть, незначительное, — но запаздывание) по отношению к изменяющимся параметрам газовой смеси. Но для того, чтобы решать такие задачи в полной динамической постановке, потребовалось бы, конечно, поднять теорию и технику термодинамического расчета на более высокий уровень. Таким образом, все сказанное о важности теплового расчета, оставаясь бесспорно верным, все же сохраняет в себе признаки очевидного отставания от желаемого совершенства.

2. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К РАКЕТНОМУ ТОПЛИВУ

Топливо и рабочее тело

Мы уже довольно много говорили о горении и о свойствах продуктов сгорания. Теперь посмотрим, что же требуется от топлива, чтобы его можно было считать если не самым хорошим, то по крайней мере удовлетворяющим своему назначению или вполне подходящим для того или иного класса ракет.

Представим себе, что все свойства и характеристики топлива пока зафиксированы, кроме одной — теплотворности. Каждому ясно, что от увеличения этого параметра никакой беды не будет. Лишняя энергия никогда не повредит. Сумеем ли мы ею воспользоваться, нет ли, — это уже другой вопрос. Значит, высокий энергетический потенциал — это хорошо, и к этому следует стремиться. Однако повышение теплотворности всегда связано с изменением других свойств, и может получиться (и на самом деле так оно и бывает), что топливо с более высокой

теплотворностью оказывается сплошь и рядом не только худшим, но порой и вовсе непригодным.

Итак, при проектировании ракеты надо обращаться к топливам, имеющим высокую теплотворность, сохраняя при этом некоторую надежду, что энергетические возможности топлива еще, быть может, удастся несколько поднять рецептурными средствами, вводя определенные добавки веществ.

Мы уже знаем, что на пути преобразования химической энергии в тепловую лежит серьезное препятствие — диссоциация продуктов сгорания. Это — потеря энтальпии рабочего тела. Конечно, не безвозвратная (кое-что все же восстанавливается), но потеря эта более чем чувствительная, и предпочтение следует отдавать, очевидно, тем топливам, продукты сгорания которых проявляют меньшую склонность к диссоциации.

Диссоциация резко возрастает с температурой, а температура горения различных топлив различна. Она определяется в основном двумя факторами. С одной стороны, — количеством выделяющегося тепла (нам хотелось бы его побольше), а с другой стороны, — теплоемкостью продуктов сгорания. Чем выше теплоемкость, тем ниже температура.

Теплоемкость газа зависит, в первую очередь, от числа степеней свободы молекулы, т. е. от числа атомов в молекуле, и будучи выраженной в килокалориях или джоулях на моль и на градус, c_{pm} меняется в сравнительно узких пределах. Поэтому весовая теплоемкость c_p определяется в основном молекулярным весом μ:

$$c_p = c_{pm}\frac{1000}{\mu}.$$

Следовательно, чем меньше молекулярный вес μ продукта сгорания, тем выше его теплоемкость, ниже температура и соответственно меньше потери на диссоциацию.

Сказанному можно дать и иную интерпретацию. Газовая постоянная R, как и теплоемкость, находится в обратной зависимости от молекулярного веса $R = R_0/\mu$, где R_0 — универсальная газовая постоянная. Поэтому, если мы обратимся к уравнению состояния

$$pV = RT,$$

то заметим, что уменьшение молекулярного веса продуктов сгорания при той же температуре эквивалентно увеличению объема газа. В подобных случаях говорят, что топливо дает высокое газообразование.

Можно рассуждать и иначе. Нам нужен максимум работы на 1 *кг*, т. е. — максимум RT. Но эта величина должна увеличиваться не столько за счет увеличения T, сколько за счет возрастания R.

Все сказанное можно проиллюстрировать на примере двух топлив: кислород — углерод и кислород — водород. Первое из них имеет теплотворность всего $K_G = 2140$ *ккал/кг*, но вследствие того, что молекулярный вес CO_2 достаточно велик и равен 44 единицам, температура горения при давлении 100 *кгс/см*^{2} поднимается до 4000 К, а потери энергии на диссоциацию достигают 45%. Второе топливо имеет более высокую теплотворность: $K_G = 3210$ *ккал/кг*, но молекулярный вес H_2O равен 18. Поэтому температура горения водорода при том же давлении равна примерно 3800 К, а потери на диссоциацию составляют всего 30%.

Жаль, конечно, что продуктов сгорания с низким молекулярным весом так мало; они наперечет. Мы имеем всего два рациональных окислителя. Это — кислород и фтор, и соответственно имеется два соединения с низким молекулярным весом: H_2O (18) и HF (20). Правда, не столь уж велик молекулярный вес и у таких соединений, как Li_2O (30), BeO (25), LiF (26). И коль скоро мы заговорили о металлах, то остановимся на них подробнее.

Еще на заре развития ракетной техники было известно, что многие металлы, вступая в реакцию горения с основными классическими окислителями — кислородом и фтором, способны выделять весьма большое количество энергии, заметно большее, чем углерод и водород. Действительно, значения теплотворности некоторых металлов, приведенные в табл. 5.1, выглядят впечатляюще. Это дало толчок не только к углубленному изучению горения металлов, но даже к созданию технических проектов по использованию и сжиганию в ракетных двигателях будущего металлических конструкций отработавших ступеней.

Таблица 5.1

Значения теплотворности для некоторых горючих и окислительных элементов (*ккал/кг*)

Горючее / Окислитель	C	H_2	Li	Be	B	Mg	Al	Si
Кислород	2140	3210	4760	5830	4350	3530	3900	3350
Фтор	1850	3210	5650	4830	3910	4210	3710	3470

Прошли годы и оптимистические прогнозы уступили место прозаической реальности. Выяснилось, что на первом этапе изучения металлов недостаточное внимание было уделено одному незаметному и скромному с виду обстоятельству. Почти для всех металлов продукты окисления имеют температуру кипения порядка полутора-двух тысяч градусов. Это означает, что

продукты сгорания в камере сначала будут действительно находиться в газообразном состоянии, но в дальнейшем, по мере продвижения вдоль сопла их температура падает, происходит конденсация окислов, а затем они «замерзают» (исключение составляют BF_3 и SiF_4) и полностью теряют то свойство газов, которое мы обычно называем способностью к расширению.

Таким образом, получается, что металлы как горючие элементы, являясь носителем химической энергии, а затем и тепловой, не позволяют эффективно провести заключительное и необходимое ее преобразование в кинетическую энергию отбрасываемого рабочего тела.

И все же, несмотря на это обескураживающее обстоятельство, положительные свойства металлов нельзя сбрасывать со счетов. Не рассчитывая на слишком многое, металлами можно воспользоваться хотя бы как средством повышения теплотворности, и именно в этом качестве они уже нашли свое применение в твердых топливах. Добавка в смесевое топливо металлических порошков (алюминия, магния) повышает теплотворность топлива. Но доза должна быть строгой. Металла, конечно, следует добавить столько, чтобы стала ощутимой дополнительная энергия. Но в то же время его не должно быть и в избытке. Иначе рабочее тело будет перегружено конденсированным веществом, что уже не пойдет на пользу свободному расширению газов в сопловой части камеры.

Сейчас можно услышать предложения о присадке металлических порошков и к жидким топливам. Но это — уже особый разговор.

Как видим, процесс перехода одного вида энергии в другие, а также и процесс превращения топлива в безжалостно выбрасываемое рабочее тело, связаны с достаточно очевидными и не столь уж и тонкими особенностями химического состава компонентов: с молекулярным весом продуктов сгорания, числом атомов в молекуле и с общей склонностью веществ к диссоциации. Но это еще далеко не все. Состав топлива существенно влияет на конструктивные параметры и двигателя и ракеты, а это, в свою очередь, предъявляет к составу топлива новые специфические требования.

Топливо и конструкция

Пожалуй, следует начать с вопроса о том, сколько на борту ракеты должно быть горючего, а сколько окислителя. Какова пропорция этих двух топливных компонентов? Казалось бы, вопрос не должен вызывать никаких сомнений. Каждый, уже освоивший начала химии, скажет, что полнота протекания лю-

бой реакции требует так называемого стехиометрического соотношения компонентов. Оно без труда подсчитывается по известным молекулярным и атомным весам участвующих в реакции веществ. Однако не все так просто. Полнота реакции горения для двигателя не главное. Нам необходимо получить не полноту сгорания, а возможно бо́льшую удельную тягу и даже не только ее. Необходимо, чтобы двигатель наиболее полно удовлетворял тем общим требованиям, которые предъявляются к проектируемой ракете. А разным целям соответствуют и разные подходы.

В ракетной технике пропорцию топливных компонентов принято характеризовать отношением секундного расхода окислителя к секундному расходу горючего — величиной k_m. Если это отношение соответствует стехиометрическому, то в обозначение вводится индекс «ноль». Так, в частности, для топлива кислород-водород $k_{m0} = 8$. Отступление от стехиометрического соотношения характеризуется еще одним коэффициентом:

$$\alpha = \frac{k_m}{k_{m0}}.$$

Он называется *коэффициентом избытка окислителя* — название, пришедшее в ракетную технику от обычного земного двигателестроения, где окислитель действительно бывает в избытке. Для ракетных же двигателей, как правило, $\alpha < 1$, что соответствует недостатку окислителя и избытку горючего. И этому можно дать простое объяснение.

Посмотрим сначала, как меняется количество выделившейся в камере тепловой энергии в зависимости от малого изменения пропорции между компонентами вблизи стехиометрического соотношения. Очевидно, при отсутствии диссоциации больше всего энергии на единицу массы топлива выделяется именно при по́лном сгорании, т. е. при $\alpha = 1$. Изменение α на $\pm\Delta\alpha$, независимо от знака, приводит к снижению теплотворности. При малом отклонении α от единицы потеря в теплотворности будет пропорциональна квадрату (или четной степени) величины $\Delta\alpha$, как это и положено изменению любой функции вблизи точки экстремума.

Так выглядит картина в идеальных условиях — без диссоциации. Посмотрим, что же изменится, если мы учтем диссоциацию продуктов сгорания.

Молекулярный вес применяемых горючих элементов, как правило, ниже молекулярного веса окислителя (сравните водород или углерод с кислородом). Значит, при положительном $\Delta\alpha$ молекулярный вес смеси газов увеличится, а при отрицательном — уменьшится, и соответственно уменьшатся температура и потери на диссоциацию. А изменения этих неэкстремальных

величин при малом $\Delta\alpha$ можно рассматривать вблизи точки $\alpha = 1$ уже как линейные.

Следовательно, с уменьшением α мы теряем в теплотворности величину, пропорциональную квадрату $\Delta\alpha$, а приобретаем за счет уменьшения диссоциации нечто, пропорциональное первой степени абсолютного значения $\Delta\alpha$. Таким образом, значение α, соответствующее максимуму полученной энтальпии, смещается от единицы в сторону меньших значений, т. е. в область избытка горючего.

Если, например, подсчитать соотношение полноты сгорания для топлива кислород — керосин, то для типового сорта керосина получим: $k_{m0} = 3{,}41$. Если же учесть диссоциацию, то максимум удельной тяги при степени расширения потока 100 : 0,1 приходится на соотношение расхода компонентов $k_m = 3{,}07$, что соответствует $\alpha = 0{,}9$. Для топлива кислород + водород вместо, казалось бы, очевидного $k_{m0} = 8$, получаем $k_m = 5{,}5$ и $\alpha = 0{,}70$. Величина наиболее выигрышного по удельной тяге коэффициента α зависит, конечно, от степени расширения сопла. Для двигателей, работающих на больших высотах и имеющих сильно расширенные сопла, оптимальное значение коэффициента избытка окислителя α возрастает, приближаясь к единице.

Но теперь, после всего сказанного, возникают новые сомнения. *Так ли уже все определяется величиной удельной тяги?* Конечно, удельная тяга — это основная характеристика двигателя, показатель его качества. Если угодно, — это престижная характеристика двигателя. Каждая дополнительно приобретенная единица удельной тяги — предмет гордости фирмы. И тем не менее, можно ли в выборе коэффициента α ориентироваться только на максимум удельной тяги?

Рассмотрим для наглядности топливо кислород — водород. Плотность жидкого кислорода 1,14 *кг/л*, а жидкого водорода 0,071 *кг/л*. Различие весьма существенное. Но дело не только в различных плотностях, а также и в том, что плотность водорода уж очень мала. Чтобы разместить на борту тонну водорода, ей надо подготовить баковый объем примерно 14 $м^3$. Каков же по весу в таком случае будет бак горючего у большой ракеты-носителя?

Не столько ответ, сколько сама риторическая постановка этого вопроса еще лет 20 назад была одним из аргументов, говоривших о бесперспективности применения водорода как горючего. Между тем время шло, и техника смогла найти способы создания надежно теплоизолированных, прочных и легких баков для водорода. Решены и другие, казалось бы, неразрешимые проблемы с охлаждением двигателя, производством и хранением водорода. Жидкий водород как горючее стал реальностью. Но не об этом пока речь.

Если менять соотношение между кислородом и водородом, преследуя цель не максимальной удельной тяги, а рассматривая это соотношение как оптимизируемый проектный параметр ракеты в целом, не целесообразно ли поступиться удельной тягой, уменьшив запас водорода и соответственно снизив вес бака горючего? И действительно, при выборе проектных характеристик ракеты соотношение запаса топливных компонентов приобретает роль оптимизируемого параметра, но лишь при большом различии удельных весов топливных компонентов, таких как кислород и водород. Но итоговое изменение избытка окислителя происходит теперь уже в обратную сторону — в сторону уменьшения горючего или в сторону возрастания α. Для проектируемого американского носителя многократного использования, например, по имеющимся данным коэффициент α после учета весовых характеристик топливного отсека смещается от 0,69 к 0,75.

Вообще говоря, низкий удельный вес жидкого водорода как топливного компонента для ракет-носителей относится к числу его основных недостатков. В какой-то мере, конечно, он компенсируется вполне приемлемым удельным весом жидкого кислорода, а при оценке весовых характеристик топлива в целом во внимание принимается осредненный удельный вес топлива

$$\gamma_т = \frac{G_г + G_{ок}}{V_г + V_{ок}}.$$

Так как вес окислителя $G_{ок}$ и вес горючего $G_г$ связаны соотношением $G_{ок} = k_m G_г$, то

$$\gamma_т = \frac{1 + k_m}{\frac{1}{\gamma_г} + \frac{k_m}{\gamma_{ок}}},$$

где $\gamma_г$ и $\gamma_{ок}$ — соответственно удельные веса горючего и окислителя. Если взять $\alpha = 0{,}75$ и $k_m = 6$, то для удельного веса кислородно-водородного топлива мы получаем $\gamma_т = 0{,}36$ *кгс/л*, в то время как, например, топливо кислород + керосин дает $\gamma_т \approx \approx 1$ *кгс/л*.

На конструктивные параметры двигателя и ракеты оказывает влияние не только удельный вес топливных компонентов. Проблема надежно работающего двигателя требует безотказной работы системы охлаждения. О том, какие конструктивные меры принимаются для создания проточного охлаждения, мы уже говорили. Но дело не только в самой конструкции. Важно, чтобы топливо обладало необходимой тепловосприимчивостью. А это означает следующее.

Протекающий в охлаждающих трактах топливный компонент может на единицу массы принять не любое, а вполне

определенное количество тепла Q, равное

$$Q = c\,(T_к - T_0),$$

где T_0 — начальная температура компонента, c — его теплоемкость, а $T_к$ — температура кипения в межрубашечном пространстве. Мы уже знаем, что до точки кипения охлаждающий компонент нагреваться не должен.

Если умножить удельную тепловосприимчивость Q на массу общего запаса компонента, то найденное таким образом количество тепла должно быть больше того, которое необходимо снять с охлаждаемой поверхности камеры за все время работы двигателя. И вот это-то условие как раз выполняется с недостаточной очевидностью.

В прошлом эта проблема, как аварийная, уже возникала перед конструкторами двигателя ракеты «Фау-2». На техническом уровне сороковых годов в условиях военной спешки этот вопрос был решен, как мы знаем, тем, что использовался этиловый спирт пониженной концентрации. Это снизило температуру в камере, а, главное, увеличило запас охлаждающего компонента, т. е. его суммарную тепловосприимчивость.

По мере роста культуры двигателестроения от этой меры довольно скоро удалось освободиться. Уже в ракетах В2А и В5А, о которых говорилось в гл. II, концентрация этилового спирта была поднята до 92%. Дальнейшее повышение концентрации сдерживалось усложнением технологии промышленного производства спирта, и на это не было смысла идти, тем более, что на очереди стояло топливо кислород — керосин.

Здесь потребовалось преодолеть более заметные трудности. Во-первых, это топливо обладает существенно большей теплотворностью, и температура в камере повышается, а во-вторых, охлаждающего агента, керосина, здесь совсем немного, и при высокой температуре он склонен к коксованию. Но и эта задача в итоге была решена, и мы знаем, что двигатели РД-107 и РД-108 ракеты СК охлаждаются керосином. Охлаждение жидким кислородом представляло бы собой еще более сложную проблему.

Что же касается использования в современных двигателях жидкого водорода как охладителя, то об этом мы уже говорили ранее.

Топливо и люди

Наше отношение к топливу — это, конечно, не просто симпатии или антипатии, а нечто более серьезное и основательно мотивированное: цели и способы их достижения, производство и экономика, капитальные затраты и народнохозяйственный эф-

фект. Проблема топлива, несомненно, имеет нечто, выходящее за рамки прагматических оценок и затрагивающее сферу человеческих отношений и общественно-экологических проблем.

К моменту своего зарождения ракетная техника уже имела в запасе некоторые типы топлив. Иначе она не могла бы и возникнуть. Были в то время производимые в достаточном количестве соединения, относительно дешевые, частично безвредные, а порой и очень вредные, но с уже выработанными средствами техники безопасности.

Полет первых тяжелых ракет дал толчок систематическому изучению возможных топлив. Разноголосый хор предложений, среди которых можно было услышать и весьма заманчивые, поначалу обещал очень многое. И интересно, что лет двадцать назад перечислить все топлива было труднее: их было больше, чем сейчас. К настоящему времени область обзора существенно сузилась, и если не касаться деталей, то говорить о топливах сейчас уже можно в довольно узком классе типовых компонентных пар.

Пожалуй, основным, даже глобальным вопросом на определенном этапе развития топлив оказался выбор перспективного окислителя. Кислород или азотная кислота? А может быть, даже фтор? Многие исследования (лабораторные и расчетные) показывают, что фтор как окислитель позволяет в общем получить топлива с более высокими энергетическими показателями. В частности, пара фтор — водород по сравнению с кислородно-водородным топливом дает прирост порядка 20—30 единиц удельной тяги и несколько больший удельный вес топлива. Некоторые металлы, окисляемые фтором, также дают определенно более высокие энергетические показатели, чем кислородные соединения. Но для освоения фтора необходимо преодолеть серьезные трудности: найти целесообразную технологию, произвести капитальные затраты, наладить промышленное производство, освоить технику безопасности, словом — создать фторовую промышленность.

Топлива на основе фтора не только токсичны сами по себе; токсичны и их продукты сгорания. Этим, однако, не все еще определяется. Не только фтор, многие вещества токсичны, но справиться с этим так или иначе можно. Была бы высокая цель. И возможно, если бы фтористые соединения давали что-то существенно большее, чем 20—30 единиц удельной тяги, современная ракетная техника и химическая топливная технология могли повернуться в сторону их развития. Ведь сколь ни страшны последствия радиоактивности, современная цивилизация от ядерной энергии отказаться не может. Необходима просто соответствующая культура обращения с такого рода веществами. Что же касается фтора как окислителя, то от него

в настоящее время ракетная техника если не отказалась полностью, то уж во всяком случае, с разумной осторожностью отложила в сторону. Поэтому в настоящее время во всех топливах роль основного окислительного элемента неизменно играет привычный и приемлемый для всех кислород.

Применяемые жидкие топлива можно укрупненно разделить на две основных категории: высоко- и низкокипящие, или криогенные. К категории криогенных относятся также и все топлива, в которых только один из компонентов представляет собой сжиженный газ.

Высококипящие топлива дают, как правило, удельную тягу, меньшую, чем криогенные. Но вследствие более высокой температуры кипения они обладают большей стабильностью при нормальной температуре и бесспорными удобствами не только в хранении, но и в условиях длительной готовности к пуску. Кроме того, на базе высококипящих компонентов создаются самовоспламеняющиеся топлива, а их применение упрощает запуск, особенно многократный. Поэтому на высококипящих топливах работают как основные двигательные установки космических кораблей, так и вспомогательные двигатели, двигатели системы управления и пр.

Криогенные топлива неизменно в своей основе имеют стопроцентный окислитель — жидкий кислород. Уже одно это повышает их энергетический потенциал. Если же в качестве горючего используется, скажем, керосин или любое нетоксичное вещество, сразу же отпадают многие меры техники безопасности, свойственные, как правило, всем высококипящим топливам. Криогенные топлива используются в основном в тяжелых ракетах-носителях, где дополнительные предстартовые хлопоты, связанные с криогенной техникой, полностью окупаются приобретением дополнительных единиц удельной тяги.

Развитие криогенных топлив привело к главному достижению последних десятилетий в этой области — к освоению самого высокоэнергетического из когда-либо применявшихся топлив — кислородно-водородному. Освоение жидкого водорода как топливного компонента подняло жидкостные ракетные двигатели на качественно новую ступень. Здесь дело не только в более высокой химической энергии и не только в тех новых конструктивных решениях, которые свойственны современным двигателям этого типа. Здесь проявляется общая культура, степень технического развития и эстетика инженерного подхода, словом, примерно все то, что отличает, например, электрическую лампу от керосиновой. Кислородно-водородное топливо не имеет себе равных среди существующих. Конечно, ему свойственны все недостатки, присущие криогенным топливам, а обращение с ним требует соблюдения мер предосторожности, связанных с взры-

воопасностью образующейся при испарении газовой смеси. Но продукты сгорания нетоксичны и самым естественным и экологически приемлемым образом вписываются в природный кругооборот воды в земной атмосфере. Что же касается производства жидкого водорода в больших объемах, то оно оказалось весьма кстати для многих отраслей современного народного хозяйства. Это — идеальное горючее для тепловых станций, самолетных двигателей и многих тепловых установок. Сжигание для технических целей водорода в будущем можно представить себе как одну из форм потребления ядерной энергии, затраченной до того на разложение воды.

И, наконец, хочется отметить еще одно немаловажное, но далеко не для всех заметное обстоятельство, связанное с внедрением кислородно-водородного топлива. Став реальностью и войдя в ракетную технику, оно отодвинуло на задний план и сделало вовсе не столь уж заманчивым применение некоторых токсичных веществ, таких как фтор, в частности.

3. ПРИМЕНЯЕМЫЕ ЖИДКИЕ И ТВЕРДЫЕ ТОПЛИВА

Высококипящие топлива

Обсуждение этого вопроса мы начнем с АТ — НДМГ. Прочитав такой набор букв, можно подумать, что это новое открытие типа ДНК или РНК в генетике. Вовсе нет. Посвященный знает, что речь идет об одной из наиболее широко распространенных в настоящее время модификаций ракетных топлив на высококипящих компонентах. Окислитель АТ — это азотный тетраоксид N_2O_4, а горючее НДМГ — несимметричный диметилгидразин $N_2H_2(CH_3)_2$. Более благозвучного, простого и распространенного названия это топливо пока не имеет. Топливо — самовоспламеняющееся и широко используется в первую очередь для боевых жидкостных баллистических ракет, стоящих на длительном дежурстве. Кроме того, понятно, такого же рода топливо применяется и на космических кораблях для тормозных и разгонных двигательных установок и для двигателей многократного запуска. Близкое по типу топливо применено, например, на основном корабле и на посадочной и взлетной ступенях лунного корабля системы «Аполлон».

Топливо на азотном тетраоксиде и диметилгидразине сформировалось в результате довольно длительной эволюции как одного, так и другого компонента, использовавшихся еще на первых жидкостных двигателях. Азотный тетраоксид N_2O_4 не является открытием последних лет. Этот активный окислитель применялся на первых отечественных опытных двигателях самого начала тридцатых годов. По ходу дела, однако, он быстро

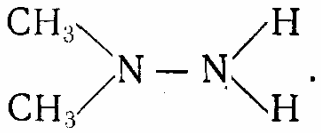
был вытеснен азотной кислотой HNO_3, которая по тому времени обладала несомненными преимуществами, а ее производство лучше было обеспечено промышленностью. Азотная кислота представляет собой более стойкое соединение, позволяющее использовать ее как охладитель. Кроме того, по требованиям тех лет азотная кислота укладывается в температурный интервал метеодиапазона, допускающий ее использование как в зимних, так и летних условиях. Температура замерзания азотной кислоты —41 °С, а кипения +86 °С. Азотный тетраоксид требуемым условиям температурного диапазона не удовлетворяет. При обычном атмосферном давлении он замерзает при —11 °С, а закипает уже при +21 °С.

Азотная кислота, однако, имеет свои существенные недостатки. Прежде всего, у нее довольно большая отрицательная теплота образования: —660 *ккал/кг*. Это означает, что ее образование из простых веществ, находящихся в стандартном состоянии, происходит с заметным выделением и потерей энергии, которая для эффективной работы двигателя была бы весьма полезной, будь она потенциально сохранена в химических связях топливного компонента. Азотный тетраоксид, заметим, обладает в этом смысле определенным преимуществом. Его теплота образования также отрицательна, но составляет всего —72 *ккал/кг*. Кроме того, азотная кислота проявляет высокую химическую активность по отношению к конструкционным материалам, что вызывает затруднения при длительном хранении заправленной ракеты. Поэтому азотная кислота как топливный компонент на многие годы стала объектом длительных и непрерывных экспериментов и исследований, направленных на улучшение ее свойств. В азотную кислоту начали добавлять различные вещества, среди которых в основном оказался тот же самый азотный тетраоксид. Эти меры были направлены на то, чтобы облегчить самовоспламенение топлива, повысить теплоту образования компонента, снизить коррозионное воздействие, увеличить удельный вес окислителя и пр.

Многие годы в ракетной технике велась упорная борьба за повышение стойкости материалов, контактирующих с кислотой: создавались специальные защитные покрытия, применялись кислотостойкие металлы и материалы типа фторопластов и многое другое. Но вот что интересно. Вместе с облагораживанием и улучшением материалов менялся и состав окислителя: увеличивалась доля добавок (опять же — тетраоксида), и это постепенно привело к тому, что от самой азотной кислоты в окислительной смеси оказалось возможным отказаться, а ракетная техника в итоге благополучно вернулась к чистому тетраоксиду. И это в общем понятно. Наступили другие времена. Промышленность стала производить этот окислитель в достаточном ко-

личестве. Регулирование температуры в шахтных стартовых установках сняло старые требования на температурный диапазон между замерзанием и кипением компонентов, а накопленный опыт борьбы с коррозионным воздействием кислоты также не оказался бесполезным. Азотный тетраоксид, конечно, не столь агрессивен в отношении к конструкционным материалам, как азотная кислота, но технические примеси воды и образующаяся затем в смеси азотная кислота все равно заставляют уделять этому вопросу должное внимание.

Перейдем ко второму топливному компоненту — НДМГ — несимметричному диметилгидразину. Это — углеводородное горючее, молекула которого имеет в виде связки два атома азота. Один из них связан с двумя группами CH_3, а второй — с двумя атомами водорода:



Эта несимметрия молекулы НДМГ и лежит в основе названия горючего.

НДМГ как горючий компонент обладает определенными достоинствами. Это — достаточно стойкое соединение, позволяющее использовать его как охладитель. Кроме того, НДМГ, обладая положительной теплотой образования (+187 *ккал/кг*), сообщает топливу высокие энергетические показатели, а при контакте с N_2O_4 надежное самовоспламенение. Основная беда этого горючего — его чрезвычайно высокая токсичность. Обращение с ним требует не только применения защитных костюмов, но и автономного снабжения воздухом для дыхания; обычный противогаз здесь достаточной безопасности не обеспечивает.

НДМГ, как и азотный тетраоксид, утвердился в ракетной технике не сразу. Его применению предшествовали долгие поиски наиболее подходящих углеводородов. Сейчас трудно было бы перечислить не только предлагавшиеся, но и применявшиеся рецептуры. Единственно необходимо только вспомнить о керосине. Это наиболее простое горючее, долгое время применявшееся в сочетании с азотной кислотой.

Топливо азотная кислота — керосин не относится к числу самовоспламеняющихся. Для зажигания требуется либо вспомогательное горючее, либо же пиротехнический воспламенитель. Керосин, конечно, очень удобен своей нетоксичностью и повсеместным распространением. Он нашел широкое применение и в современной авиационной реактивной технике. Плохо, что у него сравнительно низкая теплота образования (—440 *ккал/кг*). И поэтому топливо азотная кислота — керосин по своим энергетическим показателям в боевых баллистических ракетах не

удержалось, а до двигательных установок космических кораблей не дотянулось. После того как на смену кислоте пришел азотный тетраоксид, то и на смену керосину явился НДМГ. Теперь уже на очереди стоит вопрос и о замене НДМГ гидразином N_2H_4, обладающим еще более высокой теплотой образования. В американской практике, в частности, гидразин применяется с НДМГ в 50%-ной смеси, которая называется аэрозином.

О том, как влияет теплота образования высококипящих топливных компонентов на удельную тягу и на расходный комплекс двигателя β, можно составить себе представление по данным табл. 5.2. В последнем столбце таблицы приведены значения удельной тяги, которую дает двигатель при давлении в камере 100 *кгс/см*^{2} и давлении на срезе сопла 0,1 *кгс/см*^{2}.

Таблица 5.2

Влияние теплоты образования компонентов на эффективность высококипящих ракетных топлив

Топливо	Теплота образования, *ккал/кг*		β_{100}, *сек*	$P_{у.п\ 100:0,1}$, *сек*
	Окислитель	Горючее		
Азотная кислота — керосин	—658	—468	159	323
73% азотной кислоты и 27% АТ — керосин	—568	—468	169	344
АТ — НДМГ	—51	+198	172	350
АТ — гидразин	—51	+372	180	351

Итак, мы рассмотрели не одно топливо, а можно сказать, целый каскад топлив на высококипящих компонентах. Естественно, что замена НДМГ гидразином тоже не является конечным пунктом в этом процессе совершенствования высококипящих топлив. С одной стороны, быть может, удастся повысить химическую энергию топлива применением металлических присадок. С другой, — вполне уместно было бы на основе, например, высококонцентрированной перекиси водорода как окислителя создать топлива с достаточно высокими энергетическими показателями, дающие нетоксичные продукты сгорания.

Топлива на основе низкокипящих компонентов

Когда речь идет о низкокипящих компонентах, само собой разумеется, что окислителем является жидкий кислород. Действительно, если уж применять сжиженный газ, то было бы

странно не воспользоваться совершенно очевидным, лежащим на поверхности решением — взять чистый окислитель прямо из окружающей атмосферы.

Кислород — благородная, с привлекательным голубовато-синим цветом жидкость. Недаром в нашем представлении упоминание кислорода всегда связано с жизнью. Общение с жидким кислородом не вызывает серьезных затруднений, а его утечка испарением из баков никого обычно не беспокоит и компенсируется на старте подпиткой.

Жидкий кислород кипит при —183 °С и имеет удельный вес 1,14 *кгс/л*. По отношению к конструкционным материалам он не агрессивен и для него требуется только относительная чистота внутренней поверхности баков, трубопроводов и клапанов.

На первом этапе развития баллистических ракет топливным партнером жидкого кислорода, как мы знаем, был сначала 75-, а затем и 92-процентный этиловый спирт. Сейчас такое топливо представляется слишком малоэффективным, чтобы о нем стоило говорить. На уровень современных требований вышло топливо кислород — керосин. Его параметры даны в таблице 5.3. В сопоставлении с АТ — НДМГ это топливо выглядит вполне современным, хотя оно и относится к числу давно освоенных. Оно, как мы знаем, и до сих пор с успехом используется в ракетах-носителях.

В паре с жидким кислородом может применяться и НДМГ, но такое сочетание, дающее в общем достаточно высокие показатели, объединяет в себе недостатки, свойственные низкокипящим компонентам, и токсичность, присущую высококипящим топливам. Поэтому, не касаясь этого «мезальянса», перейдем к наиболее современному кислородно-водородному топливу.

Газообразный водород сейчас получается в основном не электролитическим разложением воды (на это требуются слишком большие энергетические затраты), а путем обработки газообразных углеводородов, например метана CH_4, водяным паром при температуре порядка 750—800 °С в присутствии катализаторов. В результате этого процесса образуется смесь молекулярного водорода и двуокиси углерода. Последняя абсорбируется специальными растворами, но водород сохраняет значительную долю примесей.

Чтобы перевести водород в жидкое состояние, его надо охладить до —253 °С. Это может быть сделано только в достаточно совершенных современных холодильных установках. Примеси по мере охлаждения постепенно выпадают в виде конденсата, и водород полностью очищается.

Молекулярный водород имеет две структурные модификации, различающиеся взаимным расположением ядерных спинов: ортоводород и параводород. В молекуле ортоводорода спины

параллельны, в параводороде — антипараллельны. Ортоводород имеет более высокий энергетический уровень, и переход ортоводорода в параводород сопровождается выделением некоторого количества энергии (~ 150 *ккал/кг*).

В условиях термодинамического равновесия при обычной комнатной температуре в газообразном водороде содержится примерно 75% ортоводорода, который по мере охлаждения переходит постепенно в параводород. Процесс перехода из одного состояния в другое протекает с заметным запаздыванием, и поэтому охлаждение и сжижение водорода должно производиться постепенно. В жидком состоянии ортоводорода вообще не должно оставаться, иначе в дальнейшем это может явиться причиной тепловыделения и усиленного испарения.

Газообразные водород и кислород при стандартных условиях имеют теплоту образования, равную нулю. Для газов, находящихся в сжиженном состоянии, теплота образования, естественно, будет отрицательной, причем для водорода она принимает довольно большое значение: —935 *ккал/кг*. У кислорода — меньше: — 98 *ккал/кг*. Несмотря, однако, на столь низкую теплоту образования горючего, топливо кислород — водород обладает весьма высокими характеристиками по параметру β и по удельной тяге. Эти данные приведены в табл. 5.3.

Таблица 5.3

Некоторые параметры основных современных жидких топлив

Тип топлива	Уд вес. *кгс/л*		k_{m0}	k_m	$\gamma_т$ *кгс/л*	β_{100}, *сек*	$P_{у.\ п\ 100:0,1}$, *сек*
	$\gamma_{ок}$	$\gamma_г$					
АТ — НДМГ	1,44	0,79	3,07	3,07	1,20	172	350
Кислород — керосин	1,13	0,83	3,41	3,07	1,04	179	373
Кислород — водород	1,13	0,071	7,94	5,56	0,34	239	463

Одной из основных проблем применения жидкого водорода в настоящее время является уменьшение потерь при длительном хранении, при транспортировке и при заправке ракеты на старте. Здесь, кроме естественного создания более совершенных средств тепловой изоляции, просматривается еще и применение переохлажденного водорода. Но это переохлаждение имеет относительно узкие пределы осуществимости. Если при 20 К водород сжижается, то при 16 К он уже затвердевает. Поэтому в настоящее время усиленно разрабатываются методы хранения и подачи в камеру так называемого шугообразного водорода,

состоящего из жидкого водорода, заполненного на 30—40% мелкими плавающими частицами водородного льда.

Применение жидкого водорода в ракетной технике влечет за собой и некоторые дополнительные, хотя и не слишком обременительные заботы. Они связаны, во-первых, с опасностью образования в служебных помещениях взрывоопасной гремучей смеси вследствие возможной неконтролируемой утечки водорода, а, во-вторых, — с возможным проникновением в водородную емкость атмосферного воздуха и последующей его конденсацией. Меры, которые необходимо предпринять во избежание подобных неприятностей, достаточно очевидны: контролируемый дренаж, герметизация соединительных узлов (где возможно, с применением сварки и пайки), надежная вентиляция и общие организационные меры безопасности.

Твердые ракетные топлива

Мы уже знаем, что твердые топлива делятся на два существенно различных класса: гомогенные и гетерогенные (смесевые).

Основой гомогенных топлив является нитроклетчатка, которая получается в результате обработки клетчатки (целлюлозы) $C_6H_7O_2(OH)_3$ азотной кислотой. В зависимости от степени нитрации одна или несколько гидроксильных групп в молекуле клетчатки заменяется нитрогруппой ONO_2, в результате чего образуются соединения вида:

$$C_6H_7O_2(OH)_{3-x}(ONO_2)_x,$$

где величина x характеризует степень нитрации и принимает целочисленные значения от нуля до трех. В массе нитрированной клетчатки находятся и вовсе не нитрированные молекулы ($x = 0$), и полностью нитрированные ($x = 3$).

Нитроклетчатка способна гореть в собственном кислороде, которого, однако, даже при высшей степени нитрации для полного сгорания недостаточно. По теплоте образования нитроцеллюлоза среди топливных компонентов (если не считать жидкого водорода) стоит на последнем месте: $\Delta H^0_{298} = -586$ *ккал/кг*.

Мы уже знаем, что технология изготовления твердотопливных зарядов предусматривает растворение нитроклетчатки в нитроглицерине — нелетучем растворителе $C_3H_5(ONO_2)_3$, который обладает небольшим избытком кислорода и имеет сравнительно небольшую отрицательную теплоту образования $\Delta H^0_{298} = -88$ *ккал/кг*. Обычно нитроклетчатка в составе твердого топлива рассматривается как горючее, а нитроглицерин — как окислитель. Такое деление, конечно, достаточно условно.

Соотношение между нитроглицерином и нитроклетчаткой в стехиометрической пропорции составляет $k_{m0} = 8{,}6$. Легко понять, что при таком весовом соотношении никакого твердого топлива не получится. Это будет та же самая жидкость — нитроглицерин, а достаточно твердый и прочный заряд получается при соотношении $k_m = 0{,}85$. В топливе, таким образом, сохраняется большой недостаток окислителя, что и предопределяет относительно низкие энергетические характеристики топлива.

Свойством растворять нитроклетчатку обладает не только нитроглицерин, но и некоторые другие, менее дефицитные вещества: динитрогликоль, динитротолуол и пр. В некоторых марках гомогенных твердых топлив они частично или полностью заменили нитроглицерин, нисколько не изменив свойств самого топлива. Кроме основных составляющих, в гомогенное топливо в небольших количествах входят и другие вещества в зависимости от количества которых несколько меняется скорость горения. Есть вещества, которые повышают химическую и структурную стойкость топлива, что позволяет хранить его в течение нескольких лет. Затем есть добавки типа вазелина и сажи, повышающие пластичность топлива, необходимую при формовании заряда.

Гомогенные топлива дают сравнительно низкие удельные тяги (см. табл. 5.4). Однако горят эти топлива достаточно стабильно, и это позволяет использовать их там, где вопрос весовой отдачи стоит не слишком остро — в основном, для двигателей вспомогательного назначения и для боевых ракет небольшой дальности.

Таблица 5.4

Параметры некоторых твердых ракетных топлив

Тип топлива	Весовой состав, %		$\gamma_т$, *кгс/л*	β_{40}, *сек*	$P_{у.\ п\ 40:0,1}$, *сек*
Нитроглицериновый порох (гомогенное топливо)	Нитроглицерин Нитроклетчатка Добавки	43 53 4	1,65	142	258
Смесевое типичное топливо	Перхлорат аммония Каучук Алюминий Добавки	69 15,3 15 0,7	1,70	161	314
Смесевое топливо с бериллием	Перхлорат аммония Каучук Бериллий	71 14 15	1,50	165	341

Обратимся теперь к смесевым топливам. В принципе мы с этим вопросом уже познакомились. Остается остановиться только на химическом составе топлив.

В смесевых топливах в качестве окислителей используются обычно неорганические богатые кислородом вещества. В основном это соли хлорной кислоты $HClO_4$ (перхлораты) или соли азотной кислоты (селитры). В современных смесевых топливах наиболее распространено применение перхлората аммония NH_4ClO_4. Теплота образования этой соли $\Delta H^{\circ}_{298} = -508$ *ккал/кг*. При формовании заряда, как уже говорилось, в топливо добавляются металлические порошки Al, Mg, Be или твердые высокоэнергетические горючие LiH, $(BeH_2)_x$, $(AlH_3)_x$, но наиболее часто применяется металлический алюминий.

Здесь, как и в гомогенных твердых топливах, опять же обнаруживается противоречие между теми требованиями, которые предъявляются к соотношению горючих и окислительных элементов по условию прочности и по условию полноты сгорания.

Необходимая прочность заставляет завышать долю горючего, связки, — обычно каучука. С другой стороны, полнота сгорания требует уменьшить долю связующего. Именно этим противоречием и попыткой найти из него выход и определяется большое число существующих топливных рецептур.

Скорость горения смесевого топлива регулируется не только химическим составом топлива, но и степенью дисперсности окислителя, т. е. — средней величиной зерен. Это любопытное обстоятельство показывает, что скорость горения связана не только с химическим составом топлива, но и с физической картиной процесса. Нечто похожее мы имеем и в показателях прочности, которые также зависят не только от состава материала, но и от его структуры, полученной в результате предварительной обработки.

Характерные параметры некоторых типовых топлив приведены в табл. 5.4. Если их сравнить с теми значениями, которые приводились ранее в табл. 5.3 для жидких топлив, то можно заметить, что твердые топлива по своим главным показателям заметно уступают жидким. При этом особо следует подчеркнуть, что во всех таблицах приведены лишь расчетные теоретические данные удельных тяг, полученные с помощью тех же методов теплового расчета, о котором шла речь ранее. Действительные удельные тяги будут несколько меньше вследствие фактической неполноты сгорания, что зависит от формы камеры. Камеры жидкостных двигателей в этом смысле стоят выше твердотопливных. И если для жидкостных двигателей действительные удельные тяги оказываются ниже расчетных всего на один-два процента, то для твердотопливных двигателей это несоответст-

вие достигает шести процентов. Таким образом, сравнение и вовсе не в пользу твердых топлив.

Если говорить о перспективах дальнейшего повышения энергетических показателей твердых топлив, то здесь можно выразить надежду на подбор некоторых улучшенных связок с уменьшенным содержанием углерода. Можно также надеяться, что удастся подобрать и более качественные окислители. Обращают, например, на себя внимание перхлорат нитронила (нитрония) NO_2ClO_4, перхлорат нитрозила $NOClO_4$ и перхлорат лития $LiClO_4$. Можно надеяться также и на замену алюминия более эффективными металлическими горючими.

В качестве примера в табл. 5.4 приведены данные для одного из таких предполагаемых возможных топлив на основе бериллия.

Глава VI

СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА РАКЕТУ В ПОЛЕТЕ

Окружающая действительность с неизменным постоянством убеждает нас, что несущественное в одних обстоятельствах становится решающим, в других и то, что на первых порах кажется главным и единственно важным, может отойти на второй план, как только изменится круг наших интересов. Свойственная человеку приверженность объяснять все формы механического движения действующими силами привела нас к такому важному понятию, как тяга двигателя, а стремление получить максимальную тягу экономными средствами заставило искать более совершенные конструктивные схемы двигателей, вникнуть в процесс расширения газов и задуматься над выбором наиболее эффективных топлив. Но тяга — это только одна из многих сил, действующих на ракету. Пусть все остальные меньше ее, пусть даже порой пренебрежимо малы. Но круг задач, которые решаются при создании ракеты, весьма широк. Есть задачи баллистические, задачи расчета на прочность, задачи управления, стабилизации и наведения, и все они в той или иной мере включают в себя анализ сил, проявляющих себя в пространстве и времени в разных условиях по-разному. И относимся мы к ним также по-разному в зависимости от того, что представляется нам главным и решающим, а что мелким и второстепенным.

1. СИСТЕМА ОСНОВНЫХ СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Координаты, определяющие положение ракеты в пространстве

При решении различных задач, связанных с расчетом траектории ракеты, с устойчивостью движения, с тепловыми и прочностными расчетами, возникает необходимость вводить системы отсчета времени и положения ракеты в пространстве.

Отсчет времени, принятый в ракетной технике, является единым и независимо от рассматриваемых задач ведется от момента старта ракеты. Поэтому, если в описании каких-то операций, производимых в связи с подготовкой к старту, или же при указании определенного события мы встречаем выражения типа: «Зажигание производится в момент T — — 00 : 00 : 06,4 *сек*» или «Команда на повторный запуск прошла в T + 02 : 44 : 18,0 *сек*», то это означает, что первая операция производится за 6,4 *сек* до, а вторая — через 2 часа 44 *мин* 18 *сек* после старта. Под T понимается обычно астрономическое время. Момент отрыва ракеты фиксируется срабатыванием

контакта подъема, в результате чего поступает сигнал для службы единого времени всех наземных средств и бортовых систем.

Положение ракеты как материальной точки в пространстве определяется прежде всего тремя координатами x, y, z в так называемой баллистической (стартовой) системе координат, связанной с Землей. За начало этой системы берут точку старта ракеты. Для баллистических ракет за ось x принимают прямую, перпендикулярную к радиусу вектору из центра Земли и направленную по линии прицеливания в сторону цели (рис. 6.1). Ось y направляют по радиусу вектору вверх, а z — перпендикулярно двум первым осям так, чтобы система координат была правой.

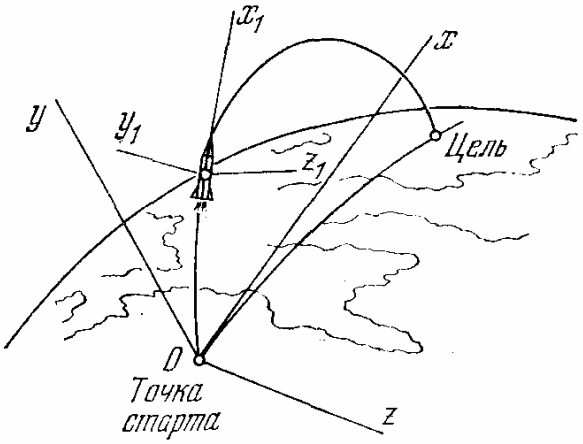


Рис 6.1. Стартовая и связанная системы координат.

Система x, y, z не является инерциальной, поскольку связана с Землей, совершающей суточное вращение. Это означает, что при определении траектории в этой системе необходимо в общем случае учитывать кориолисово и переносное ускорения. Впрочем, для удобств оценки влияния вращения Земли можно ввести и другую систему x_0, y_0, z_0, полностью совпадающую с системой x, y, z, но остающуюся неподвижной с момента старта ракеты. Этой системой мы воспользуемся позже, а пока вращение Земли учитывать не будем.

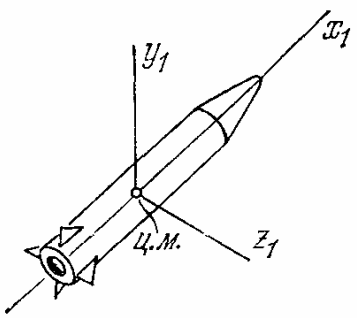


Рис. 6.2. Связанная система координат.

Введем еще так называемую связанную или подвижную систему осей. Начало ее поместим в центре масс ракеты, а оси x_1, y_1 и z_1 свяжем с характерными геометрическими элементами ракеты. Ось x_1 направим по оси ракеты и будем называть ее продольной осью. Оси y_1 и z_1 расположим в плоскости, перпендикулярной оси ракеты, так, чтобы на старте плоскость x_1y_1 совпадала с плоскостью xy земной системы координат, а ось z_1 имела то же направление, что и ось z. Ось y_1 называют поперечной, а z_1 — боковой осью (рис. 6.1 и 6.2).

Для полного определения положения ракеты в пространстве как жесткого тела в дополнение к координатам x, y, z введем еще три угла, определяющие взаимную ориентацию осей связанной и стартовой систем координат.

Угол между осью ракеты x_1 и плоскостью xz, т. е. угол наклона оси ракеты по отношению к стартовому горизонту, обозначим через φ. Этот угол называют *углом тангажа* (рис. 6.3).

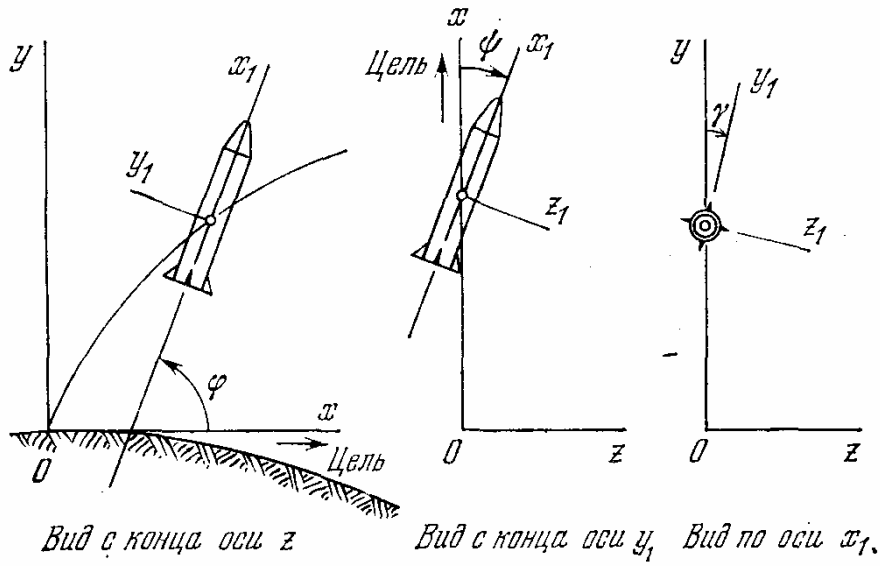


Рис. 6.3. Углы тангажа φ, рыскания ψ и крена γ.

Угол, который составляет ось ракеты с плоскостью xy, обозначим через ψ. Его называют *углом рыскания*. Он характеризует отклонение оси ракеты от плоскости x, y.

Введем, наконец, еще один угол, определяющий поворот корпуса ракеты относительно ее продольной оси — *угол крена* γ между осью y_1 и плоскостью xy.

Таким образом, три координаты xyz и три угла φ, ψ и γ (см. рис. 6.3) полностью определяют положение ракеты в пространстве.

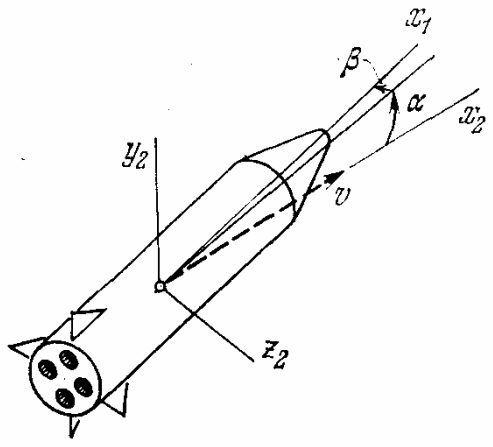


Рис. 6.4. Поточная система координат.

Наряду с рассмотренными системами координат для удобства ведения аэродинамических расчетов на атмосферных участках полета вводится еще так называемая *поточная* (скоростная) система x_2, y_2, z_2. Ось x_2 направлена по вектору скорости полета v, т. е. по касательной к траектории; ось y_2 — по главной нормали к траектории, а ось z_2 — перпендикулярно двум первым (рис. 6.4).

Связанная и поточная системы осей, вообще говоря, не совпадают. В вертикальной плоскости ось ракеты x_1 образует с вектором скорости v угол α, который, как мы уже знаем, называется углом атаки, а с плоскостью x_2y_2 — угол β, который

называется углом скольжения (рис. 6.4). На атмосферном участке полета баллистических ракет эти углы весьма малы. Мы уже говорили, что угол атаки на атмосферном участке не превышает 1—2°. Что же касается угла скольжения, то его номинальное значение и вовсе считается равным нулю. Важен не сам угол, а его *отклонения от номинала* $\pm\Delta\beta$, учитывать которые необходимо при анализе устойчивости движения.

И наконец, для последующего, более экономного вывода уравнений движения введем еще полярную систему координат r, χ (рис. 6.5) с полюсом в центре Земли, форму которой принимаем сферической. Кроме полярного угла χ и радиуса r, здесь через θ обозначен угол между касательной к траектории и стартовой осью x, а через ϑ — угол между той же касательной и линией местного горизонта; $r - R = h$ — высота полета, R — радиус Земли. Величина $l = R\chi$ называется ортодромной *) дальностью.

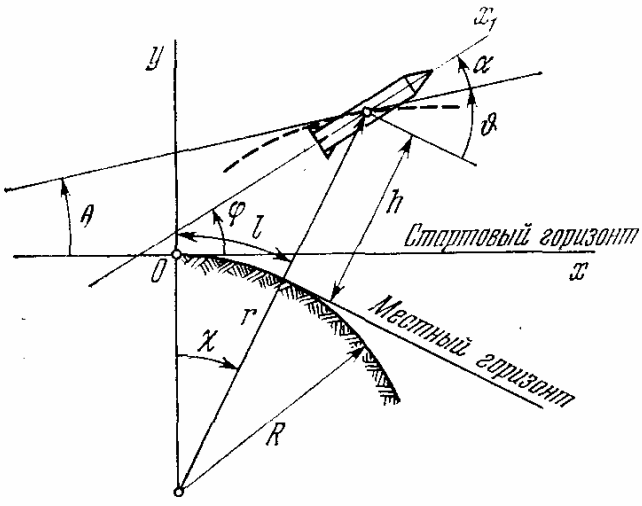


Рис. 6.5. Углы, характеризующие движение ракеты.

Силы, действующие на ракету

Рассмотрим систему основных сил, действующих на ракету в полете.

Основными силами, определяющими движение центра масс ракеты, являются: сила тяги, собственный вес ракеты, аэродинамические силы и силы на управляющих органах.

Как и всякое тело, движущееся в воздухе, газе или жидкости, ракета испытывает со стороны среды действие сил трения и давления на поверхности. Значения этих сил и законы их распределения зависят от многих факторов и в первую очередь от скорости полета. Статическая составляющая сил атмосферного давления уже была нами учтена при выводе выражения тяги (1.5). Поэтому при определении аэродинамических сил необходимо рассматривать лишь увеличение давления по сравнению со статическим у головной части и его понижение у донного среза. Это избыточное (положительное или отрицательное) давление вместе с силами аэродинамического трения дает равнодействующую, которая называется полной аэродинамической силой.

*) Ортодрома — линия дуги большого круга на поверхности сферы.

При анализе законов движения ракеты и вообще летательного аппарата полную аэродинамическую силу раскладывают обычно по поточным осям x_2, y_2 и z_2 на составляющие X, Y, Z.

Составляющая X полной аэродинамической силы по касательной к траектории (или ее проекция на направление вектора скорости) называется *лобовым сопротивлением*. Эта сила всегда направлена в сторону, противоположную вектору скорости полета.

Составляющая Y полной аэродинамической силы по поточной оси y_2 называется *подъемной силой*, а составляющая Z — *боковой силой*.

На рис. 6.6 показаны сила тяги P, направленная по оси ракеты, сила веса $G = Mg$ по местной вертикали, а также составляющие аэродинамической силы X и Y.

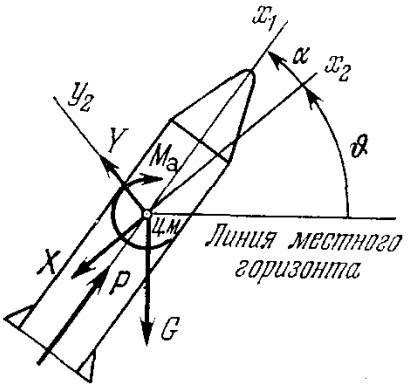


Рис. 6.6. Силы и момент, приведенные к центру масс.

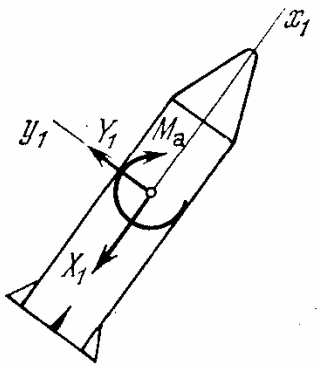


Рис. 6.7. Аэродинамические силы в связанной системе координат.

Прежде чем замкнуть полученную систему сил усилиями от управляющих органов, заметим, что полная аэродинамическая сила может быть разложена также не по поточным, а по связанным осям x_1, y_1, z_1. Такое разложение представляет определенные удобства не только при баллистических расчетах, но и при определении нагрузок, действующих на элементы конструкции.

Составляющие полной аэродинамической силы соответственно осям x_1, y_1, z_1 обозначаются X_1, Y_1, Z_1 и называются осевой или продольной, нормальной и поперечной аэродинамическими силами. На рис. 6.7 показаны осевая X_1 и нормальная Y_1 силы. Из сопоставления сил и углов (рис. 6.6 и 6.7) легко установить, что при отсутствии скольжения (при $\beta = 0$)

$$X_1 = X\cos\alpha - Y\sin\alpha, \quad Y_1 = Y\cos\alpha + X\sin\alpha,$$

или в обратной форме

$$X = X_1\cos\alpha + Y_1\sin\alpha, \quad Y = Y_1\cos\alpha - X_1\sin\alpha. \qquad (6.1)$$

Система распределенных по поверхности ракеты аэродинамических сил согласно законам механики приводится не только к полной аэродинамической силе, но и к моменту, величина которого зависит от точки приведения сил. Приводя силы к центру масс, мы, кроме упомянутых составляющих X, Y, Z, получаем аэродинамический результирующий момент, который аналогично вектору полной аэродинамической силы может быть разложен по осям x_1, y_1, z_1 или x_2, y_2, z_2. На рис. 6.6 и 6.7 показана составляющая этого момента в плоскости x_1y_1 связанной системы координат. Более подробно об этих моментах мы поговорим позже. Итак, нам осталось к силам, показанным на рис. 6.6, добавить систему сил от органов управления. Эти силы удобно приводить к осям, относительно которых осуществляется поворот управляющего органа.

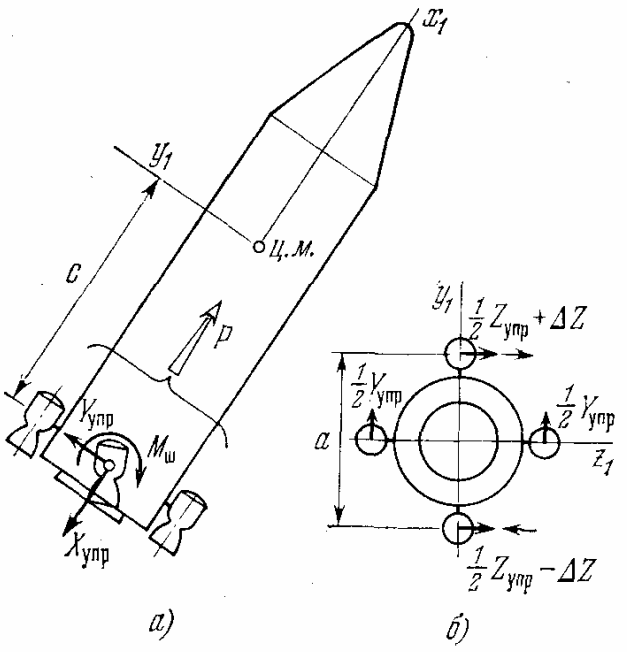


Рис. 6.8. Силы от управляющих органов.

В результате в связанной системе координат получаем суммарные составляющие $X_{упр}$ и $Y_{упр}$ (рис. 6.8, $а$). Первая из этих сил $X_{упр}$ не является управляющей и называется потерей тяги на органах управления. Вторая сила $Y_{упр}$ представляет собой управляющую силу; она создает момент относительно центральной поперечной оси z_1. Плечо этого момента равно расстоянию c (рис. 6.8, $а$) от шарнира до центра масс ракеты.

В том случае, когда ракета управляется газоструйными рулями, силу $X_{упр}$ по аналогии с аэродинамическими силами называют сопротивлением рулей, а силу $Y_{упр}$ — подъемной силой рулей. Если же управляющими органами являются поворотные камеры, то их суммарная тяга включается в общую тягу двигательной установки, а под $X_{упр}$ опять же понимается потеря, связанная с тем, что при повороте камеры ее тяга направлена не по оси ракеты.

Приводя силы к оси поворота управляющего органа, мы получаем, естественно, и момент, который воспринимается рулевой машиной и называется шарнирным моментом $M_ш$ (рис. 6.8, $а$).

Совершенно очевидно, что аналогичное управляющее усилие $Z_{упр}$ создается и в плоскости x_1z_1. Эта сила $Z_{упр}$ дает момент относительно оси y_1 (рис. 6.8, $б$).

Наконец, для того чтобы создать управляющий момент относительно продольной оси x_1, необходимо для одной пары рулей или управляющих камер предусмотреть поворот в противофазе. В результате возникает необходимый управляющий момент ΔZa (рис. 6.8, *б*).

Расположение осей поворота рулей или камер, показанных на рис. 6.8, *б*, не является обязательным. Возможны и другие схемы поворота камер. Важно лишь, чтобы органы управления обеспечивали создание моментов относительно всех трех осей x_1, y_1, z_1.

Теперь мы имеем систему основных сил и можем обратиться к составлению уравнений движения ракеты.

Дифференциальные уравнения движения баллистической ракеты

Рассмотрим движение ракеты в одной плоскости. Для участка выведения баллистической ракеты такой упрощенный подход не ведет к сколь-либо заметным погрешностям.

На рис. 6.9 показана система сил, действующих на ракету при плоском движении. При этом плоскости x_1y_1 и x_2y_2 предполагаются совпадающими с вертикальной плоскостью xy.

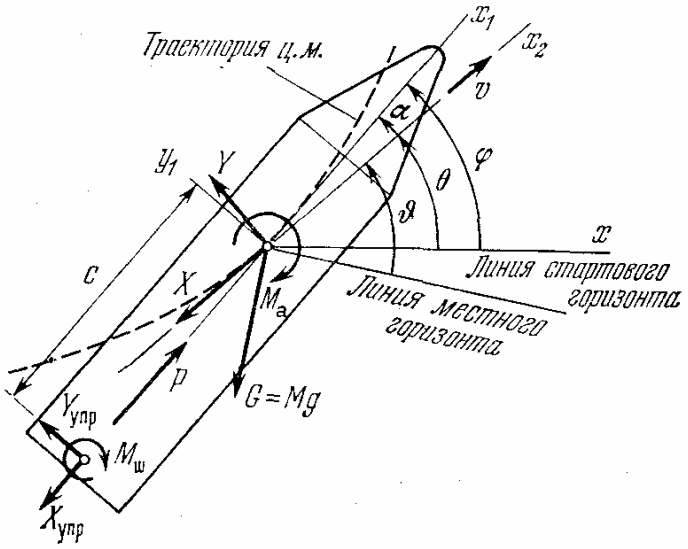


Рис 6.9. К выводу уравнений движения.

Согласно закону Ньютона произведение массы ракеты M на тангенциальное ускорение $dv/dt = \dot{v}$ равно сумме проекции сил на касательную к траектории. В итоге получаем:

$$M\dot{v} = (P - X_{упр})\cos\alpha - X - Mg\sin\vartheta - Y_{упр}\sin\alpha. \qquad (6.2)$$

Специфические особенности движения ракеты как тела переменной массы здесь уже учтены в выражении тяги P.

Нормальное ускорение, обусловленное искривлением траектории, равно, как известно, $v^2/\rho_т$, где $\rho_т$ — радиус кривизны траектории. (На рис. 6.9 траектория показана с положительной кривизной; в действительности ее кривизна отрицательна.)

Выражение кривизны может быть написано в виде

$$\frac{1}{\rho_т} = \frac{d\theta}{ds} = \frac{d\theta}{dt}\cdot\frac{dt}{ds} = \frac{1}{v}\dot{\theta},$$

где θ — угол наклона касательной к траектории, отсчитываемый от неподвижного стартового горизонта (рис. 6.9), а ds — элемент дуги траектории.

Таким образом, нормальное ускорение, направленное к центру кривизны, оказывается равным $v\dot{\theta}$.

Спроектировав все силы на нормаль к траектории полета, получим:

$$Mv\dot{\theta} = (P - X_{\text{упр}}) \sin \alpha + Y - Mg \cos \theta + Y_{\text{упр}} \cos \alpha. \quad (6.3)$$

Остается составить еще одно уравнение, связанное с вращением ракеты как жесткого целого в плоскости тангажа.

Угловое ускорение ракеты определяется второй производной от угла φ по времени. Если бы масса ракеты оставалась неизменной, то искомое уравнение мы получили бы, приравняв произведение $I\ddot{\varphi}$ сумме моментов, показанных на рис. 6.9. Но дело в том, что I — момент инерции ракеты относительно поперечной оси зависит от времени. Поэтому, для того чтобы составить уравнение вращательного движения в этом простейшем случае, необходимо предварительно проделать операции, подобные тем, которые производились нами ранее при выводе уравнения поступательного движения тела переменной массы.

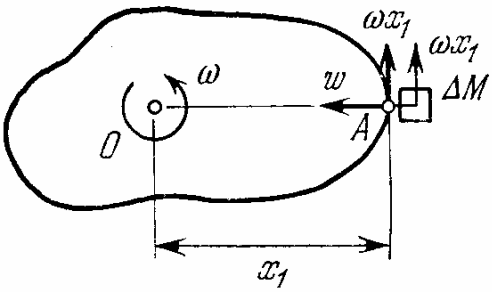


Рис. 6.10. К определению влияния изменения массы на вращательное движение.

Представим себе некоторое тело (рис. 6.10), которое вращается относительно оси O с угловой скоростью ω. Пусть за время Δt к этому телу в радиальном направлении в точке A на расстоянии x_1 от оси с нулевой относительной круговой скоростью присоединяется масса ΔM. Момент количества движения тела после присоединения массы ΔM мы формально записываем в виде:

$$(I + \Delta I)(\omega + \Delta\omega).$$

Приравняв изменение момента количества движения импульсу моментов M_i внешних сил, получим:

$$(I + \Delta I)(\omega + \Delta\omega) - \Delta M \omega x_1^2 - I\omega = \Delta t \sum M_i,$$

где ωx_1 — поперечная составляющая скорости присоединяемой массы, а $\Delta M \omega x_1^2$ — ее момент количества движения до присоединения.

Затем перейдем к пределу. Тогда

$$I\dot{\omega} + \dot{I}\omega + m\omega x_1^2 = \sum M_i,$$

где $m = -dM/dt$ — радиальный секундный массовый расход.

В нашем случае $\omega = \dot{\varphi}$. Поэтому

$$I\ddot{\varphi} = \sum M_i - (mx_1^2 + \dot{I})\dot{\varphi}.$$

Слагаемое $(mx_1^2 + \dot{I})\dot{\varphi}$, имеющее размерность момента, как раз и отражает специфику переменной массы в условиях вращательного движения. Эту величину можно одновременно трактовать и как некоторый демпфирующий момент кориолисовых сил, возникающих в результате поворота потока частиц, движущихся в баках, трубопроводах и камере двигателя. Подробнее мы поговорим об этом при рассмотрении демпфирующих моментов, действующих на ракету (стр. 279).

Теперь можно написать уравнение вращательного движения в плоскости полета в следующем виде:

$$I\ddot{\varphi} = -M_{кор} - M_a - Y_{упр}c - M_ш, \tag{6.4}$$

где момент кориолисовых сил

$$M_{кор} = (mx_1^2 + \dot{I})\dot{\varphi}. \tag{6.5}$$

Система дифференциальных уравнений (6.2)—(6.4) еще не является полной, и не только потому, что описывает движение ракеты в одной плоскости. Как раз для целей баллистических расчетов модель плоской траектории позволяет в достаточной мере точно определить все интересующие нас траекторные параметры. Дело совсем в другом.

Уравнения следует дополнить условием и даже условиями выведения ракеты на активном участке траектории. А это, как мы уже знаем из гл. I, обеспечивается прежде всего программой изменения угла тангажа.

Таким образом, на три полученных уравнения накладывается условие:

$$\varphi_{пр} = \varphi_{пр}(t). \tag{6.6}$$

Но коль скоро угол φ заранее известным образом зависит от времени, уравнение (6.4) теряет свою дифференциальную форму и превращается в некоторую функциональную зависимость входящих в него величин. Так бы оно и было, если бы ракета в своем движении точно следовала нашим предписаниям. Но фактический угол тангажа φ в уравнении (6.4) и номинальный программный угол $\varphi_{пр}$ в выражении (6.6) — не одно и то же. В реальных условиях полета ракета совершает некоторые угловые колебания относительно поперечных и продольной осей. Частота и амплитуда этих колебаний зависят, конечно, от моментов инерции ракеты, но главное, — от изменения управляющих усилий во времени, в данном случае — от $Y_{упр}$. А управляющие усилия, в свою очередь, зависят от принципиальной

схемы и параметров настройки автомата стабилизации. Значит, система уравнений (6.2)—(6.4) должна быть дополнена еще уравнениями управления, которые указывают нам, каким образом $Y_{упр}$ зависит от фактического угла тангажа φ. Но об этом речь еще впереди.

Сейчас же следует отметить, что уравнения движения (6.2)—(6.4) могут быть положены в основу решения двоякого рода задач: с одной стороны, — баллистических, а с другой, — задач устойчивости, управления и стабилизации. Баллистика как раздел механики дает нам закон движения центра масс: координаты, скорость, ускорение номинального движения в зависимости от времени. Теория устойчивости движения, со своей стороны, отвечает на вопрос о том, в какой мере в реальных условиях выдерживается угловая ориентация ракеты на траектории. Первый класс задач для участка выведения баллистических ракет, как мы уже сказали, в проектной постановке относительно безболезненно вписывается в схему плоского движения. Для полного решения задач второго типа необходимо рассматривать угловые перемещения по всем трем осям.

Возвращаясь к структуре уравнений (6.2)—(6.4), мы видим, что входящие в них величины остаются пока нераскрытыми. Чтобы произвести интегрирование, необходимо знать, *что* от *чего* и *как* зависит.

Совершенно ясно, что аэродинамические силы зависят от скорости, высоты полета и угловой ориентации ракеты относительно потока. Сила тяги не остается постоянной; она меняется хотя бы уже потому, что с высотой меняется атмосферное давление, а кроме того, может меняться и расход компонентов. Масса ракеты во времени уменьшается в соответствии с расходом топлива. Наконец, даже ускорение силы тяжести g, если речь идет о больших высотах, должно рассматриваться как величина переменная.

Все эти вопросы мы сейчас и рассмотрим. Начнем со свойств атмосферы и аэродинамических сил.

2. СТРОЕНИЕ АТМОСФЕРЫ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

Земная атмосфера

От свойств атмосферы зависят аэродинамические силы и моменты, возникающие как на начальном участке траектории выведения, так и на заключительном участке входа в атмосферу головных частей, спускаемых аппаратов и спасаемых блоков ракеты-носителя.

Основным параметром, влияющим на аэродинамические силы, является плотность воздуха ρ. Определенное влияние ока-

зывает и температура T, поскольку с изменением температуры изменяется, как мы знаем, скорость звука

$$a = \sqrt{kRT},$$

а в зависимости от отношения скорости полета к скорости звука изменяется характер обтекания. Газовая постоянная R и показатель адиабаты k зависят от химического состава атмосферы и до высоты 90 *км* практически остаются неизменными.

Состояние атмосферы, особенно в нижних, а также в значительной мере и в верхних слоях, подвержены изменениям в зависимости от времени суток, времен года, от широты местности и, наконец, от метеорологической обстановки. Однако давление, плотность и температура колеблются около некоторых средних значений, которые можно рассматривать как изменяющиеся с высотой параметры модельной стационарной атмосферы. Ее состояние определяется гравитационными силами и осредненным по земной сфере солнечным излучением.

Совершенно естественной является попытка расчетным путем установить изменение параметров состояния модельной атмосферы с высотой.

Из условия равновесия элементарного столба воздуха (рис. 6.11) с площадью основания dS и высотой dh следует, что

$$dp\,dS + g\rho\,dh\,dS = 0,$$

откуда

$$\frac{dp}{dh} = -g\rho. \qquad (6.7)$$

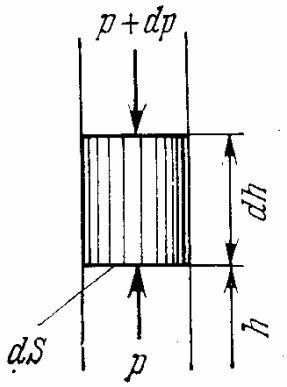


Рис. 6.11. К выводу зависимости давления воздуха от высоты.

Производная dp/dh имеет знак минус, что соответствует уменьшению давления с высотой.

Нетрудно показать, что с высотой падает и температура.

При перемещении какой-либо массы воздуха вверх происходит расширение и соответствующее понижение температуры газа. Воздух, перемещающийся вниз, напротив, сжимается и его температура повышается. Таким образом, в атмосфере устанавливается температурное равновесие, при котором нижележащие слои должны иметь более высокую температуру, чем вышележащие. К тому же выводу можно прийти и на основе молекулярно-кинетических представлений. Молекула в своем хаотическом тепловом движении, поднимаясь вверх, частично теряет свою скорость, и температура газа с высотой уменьшается. Конечно, это утверждение верно лишь в той мере, в какой отсутствует подвод энергии к газу извне.

Изменение температуры с высотой можно интерпретировать как следствие того термодинамического процесса, которому соответствует расширение и сжатие газа при медленном вертикальном перемешивании с сохранением равновесного состояния. Допустим, что это расширение и сжатие происходит с показателем n, не зависящим от высоты:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^n, \tag{6.8}$$

где p_0 и ρ_0 — давление и плотность воздуха у поверхности Земли.

Приняв этот закон, исключим из выражений (6.7) и (6.8) плотность ρ. Тогда получим

$$\frac{dp}{dh} = -g\rho_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{n}}.$$

Разделим переменные

$$p^{-\frac{1}{n}}\, dp = -g\rho_0 p_0^{-\frac{1}{n}}\, dh,$$

полагая $g = g_0 = \text{const}$, после интегрирования найдем

$$\frac{n}{n-1} p^{\frac{n-1}{n}} = -g\rho_0 p_0^{-\frac{1}{n}} h + C.$$

Постоянная C определяется из условия: $p = p_0$ при $h = 0$. Следовательно,

$$C = \frac{n}{n-1} p_0^{\frac{n-1}{n}}$$

и тогда

$$p = p_0 \left(1 - g_0 \frac{\rho_0}{p_0} \frac{n-1}{n} h\right)^{\frac{n}{n-1}}.$$

Так как

$$\frac{p_0}{\rho_0} = RT_0,$$

то окончательно зависимость давления от высоты получим в виде

$$p = p_0 \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g_0 h}{RT_0}\right)^{\frac{n}{n-1}}. \tag{6.9}$$

Плотность будет связана с высотой соотношением

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g_0 h}{RT_0}\right)^{\frac{1}{n-1}}. \tag{6.10}$$

Согласно принятому политропическому процессу

$$T = T_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{n-1}{n}},$$

и с учетом выражения (6.9) можно получить:

$$T = T_0 - \frac{n-1}{n} \frac{g_0 h}{R}. \tag{6.11}$$

Таким образом, температура с высотой падает по линейному закону. Градиент падения температуры равен

$$\frac{n-1}{n} \frac{g_0}{R}.$$

Если принять для воздуха $n = k = 1{,}4$ т. е. предположить, что в состоянии температурного равновесия расширение и сжатие воздуха при вертикальном перемещении происходит по адиабате, то при $R/g_0 = 29{,}27$ *кгс·м/кгс·град* получим

$$\frac{n-1}{n} \frac{g_0}{R} = 0{,}0098 \text{ } \textit{град/м}.$$

Значит, падение температуры воздуха на 1° приходится на каждые 100 *м* высоты. На самом деле температура в нижних слоях атмосферы падает на 0,65° на 100 *м*, что соответствует $n = 1{,}23$.

Величина n, однако, не остается постоянной и сама зависит от высоты. Поэтому полученные зависимости (6.9)—(6.11) следует рассматривать лишь как приближенные.

Исследования атмосферы показывают, что до высоты $h = 11$—12 *км* выведенные законы изменения параметров воздуха по высоте (если принять $n = 1{,}23$) достаточно хорошо согласуются с наблюдаемым. При бóльших высотах имеют место резкие отклонения от выведенных закономерностей, а построить единую расчетную модель атмосферы пока не удается. Поэтому в настоящее время законы изменения параметров атмосферы с высотой устанавливаются по результатам наблюдений, полученных при помощи шаров-зондов, геофизических ракет и орбитальных аппаратов.

В настоящее время можно составить ориентировочно следующую картину среднего состояния атмосферы.

Атмосфера простирается примерно до высот порядка 2000 и даже 3000 *км*, где она постепенно переходит в межпланетный газ. Самые нижние слои атмосферы, до 11 *км*, где справедливы выведенные выше уравнения, принято называть тропосферой. Слои, расположенные выше 11 *км*, называют стратосферой. Область атмосферы, начиная с 90 *км*, называют ионосферой, а самые верхние слои (свыше 1000 *км*) — экзосферой.

Химический состав атмосферы до высоты 90 *км* остается практически неизменным. На больших высотах газ становится

сильно ионизированным, и начинается заметная диссоциация молекулярного кислорода на атомы, а с высот 220 *км* на атомы начинает распадаться и молекулярный азот. Одновременно в составе атмосферы появляется окись азота NO. Все эти газы в значительной мере ионизированы. Кроме ионизированных атомов и молекул, в верхних слоях атмосферы может содержаться и заметное количество свободных электронов. Все это приводит к тому, что молекулярный вес воздуха 28,97, сохраняющийся неизменным до высоты 95 *км*, затем несколько уменьшается и на высоте 160 *км* имеет значение 27,9.

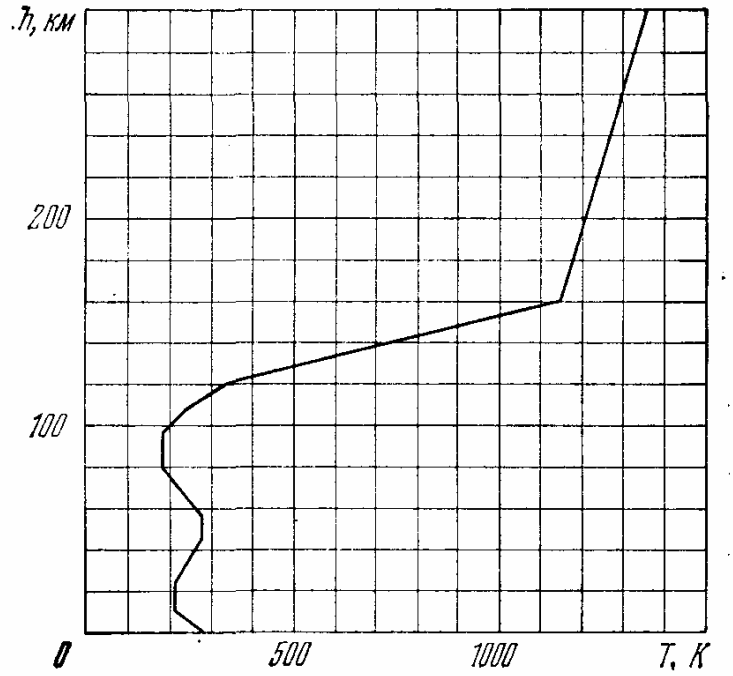


Рис. 6.12. Изменение температуры воздуха с высотой.

Химический состав атмосферы и наличие в ней некоторых незначительных примесей и заряженных частиц, наряду с другими причинами, сильно влияет на температурный режим атмосферы.

Начиная с высоты 11 *км*, температура воздуха остается почти неизменной и равной в среднем — 56 °С. Затем с высоты 30 *км* наблюдается повышение температуры до максимума, расположенного на высоте 50 *км*. Далее начинается новое понижение температуры, и на высоте 80—100 *км* она снова достигает минимума. Дальше идет неизменное возрастание температуры. В результате получается замысловатая кривая, которая на рис. 6.12 аппроксимирована отрезками прямых.

Первое повышение температуры в слое 30—50 *км* объясняется тем, что на этих высотах в составе атмосферы содержится большее, чем в других слоях, количество озона, который интенсивно поглощает ультрафиолетовое излучение. Дальнейшее

понижение температуры можно объяснить теми же естественными причинами, что и в нижних слоях атмосферы. Наконец, последнее повышение температуры, начинающееся с высот 80—100 *км*, связано с бомбардировкой самых верхних слоев атмосферы космическими частицами и естественно — с прямой солнечной радиацией. Поэтому здесь температура сильно колеблется в течение суток. Сейчас уже твердо установлено, что на высотах порядка 250—300 *км* температура, а точнее температурный молекулярно-кинетический эквивалент, составляет величину 1000—2000 К.

Не следует, однако, полагать, что столь высокая температура может хоть в какой-то мере потребовать создания специальной теплозащиты для летательных аппаратов или спутников, длительно пребывающих на этой высоте. Вследствие необычайной разреженности среды передача энергии от газа любому телу оказывается совершенно ничтожной, и баланс между тепловой энергией, полученной от газа и потерянной телом через радиацию, устанавливается при низкой температуре. В этом смысле несравненно большее значение приобретает подвод тепла солнечной радиацией и от работающих бортовых электроприборов, и именно эти два источника и берутся в расчет при анализе температурного режима космических аппаратов.

Необходимые для аэродинамических и баллистических расчетов параметры атмосферы задаются таблицей стандартной атмосферы. В этой таблице содержатся значения плотности, давления, температуры, коэффициента вязкости и некоторых других параметров с интервалом 20 *м* у Земли и с увеличенными интервалами на бóльших высотах. Таблицы стандартной атмосферы время от времени пересматриваются, и в них (главным образом, в области больших высот) вводятся частичные изменения по мере того, как углубляются наши знания о свойствах атмосферы. При расчете активного участка наибольший интерес, понятно, представляют параметры атмосферы до 60—80 *км*. При решении же задач, связанных с возвращением космического корабля на Землю, и особенно при расчетах времени существования спутников на низких орбитах чрезвычайно важны уточненные данные о параметрах атмосферы до 300 *км*.

Параметры стандартной атмосферы в сокращенном виде приведены в табл. 6.1.

На уровне моря по международному стандарту принято:

Давление	$p_0 = 760$ *мм рт. ст.*
Плотность	$\rho = 1{,}225$ *кг/м*^{3}
Температура	$T_0 = 288{,}16$ К
Показатель адиабаты	$k = 1{,}4$
Газовая постоянная	$R = 287{,}1$ *Дж/кг · град.*

Таблица 6.1

Стандартная атмосфера (сокращенная)

h, м	p/p_0	ρ/ρ_0	T, К	h, м	p/p_0	ρ/ρ_0	T, К
—400	1,048	1,039	290,8	9 400	0,286	0,363	227,0
—200	1,024	1,019	289,5	9 600	0,278	0,355	225,7
0	1,000	1,000	288,2	9 800	0,270	0,346	224,4
200	0,976	0,981	286,9	10 000	0,261	0,338	223,1
400	0,954	0,962	285,6	10 200	0,254	0,329	221,8
600	0,931	0,944	284,2	10 400	0,246	0,321	220,6
800	0,909	0,925	282,9	10 600	0,238	0,313	219,2
1 000	0,887	0,908	281,6	10 800	0,231	0,306	218,0
1 200	0,866	0,890	280,3	11 000	0,224	0,298	216,7
1 400	0,845	0,872	279,0	11 200	0,217	0,289	216,7
1 600	0,824	0,855	277,7	11 400	0,210	0,280	216,7
1 800	0,804	0,838	276,4	11 600	0,204	0,271	216,7
2 000	0,784	0,822	275,1	11 800	0,197	0,263	216,7
2 200	0,765	0,805	273,8	12 000	0,191	0,255	216,7
2 400	0,746	0,789	272,5	12 200	0,185	0,247	216,7
2 600	0,728	0,773	271,2	12 400	0,180	0,239	216,7
2 800	0,710	0,758	269,9	12 600	0,174	0,232	216,7
3 000	0,692	0,742	268,6	12 800	0,169	0,224	216,7
3 200	0,675	0,727	267,3	13 000	0,164	0,218	216,7
3 400	0,658	0,712	266,0	13 200	0,159	0,211	216,7
3 600	0,641	0,698	264,7	13 400	0,154	0,204	216,7
3 800	0,624	0,683	263,4	13 600	$1{,}488 \cdot 10^{-1}$	0,198	216,7
4 000	0,609	0,669	262,1	13 800	1,442	0,192	216,7
4 200	0,593	0,655	260,8	14 000	1,398	0,186	216,7
4 400	0,577	0,641	259,5	14 200	1,355	0,180	216,7
4 600	0,562	0,628	258,2	14 400	1,313	0,175	216,7
4 800	0,548	0,614	256,9	14 600	1,272	0,169	216,7
5 000	0,533	0,601	255,6	14 800	1,233	0,164	216,7
5 200	0,519	0,588	254,3	15 000	1,195	0,159	216,7
5 400	0,505	0,576	253,0	15 200	1,158	0,154	216,7
5 600	0,492	0,563	251,7	15 400	1,122	$1{,}492 \cdot 10^{-1}$	216,7
5 800	0,479	0,551	250,4	15 600	1,087	1,446	216,7
6 000	0,466	0,539	249,1	15 800	1,054	1,401	216,7
6 200	0,453	0,527	247,8	16 000	1,021	1,358	216,7
6 400	0,441	0,515	246,5	16 200	0,990	1,316	216,7
6 600	0,429	0,504	245,2	16 400	0,959	1,276	216,7
6 800	0,417	0,493	243,9	16 600	0,930	1,236	216,7
7 000	0,406	0,482	242,6	16 800	0,901	1,198	216,7
7 200	0,394	0,471	241,3	17 000	0,873	1,161	216,7
7 400	0,383	0,460	240,0	17 200	0,846	1,125	216,7
7 600	0,373	0,450	238,7	17 400	0,820	1,091	216,7
7 800	0,362	0,439	237,4	17 600	0,795	1,057	216,7
8 000	0,352	0,429	236,1	17 800	0,770	1,024	216,7
8 200	0,342	0,419	234,8	18 000	0,746	0,993	216,7
8 400	0,332	0,410	233,5	19 000	0,638	0,849	216,7
8 600	0,322	0,400	232,2	20 000	0,545	0,725	216,7
8 800	0,313	0,391	230,9	21 000	0,466	0,620	216,7
9 000	0,304	0,381	229,6	22 000	0,399	0,530	216,7
9 200	0,295	0,372	228,3	23 000	0,341	0,453	216,7

Продолжение

h, м	p/p_0	ρ/ρ_0	T, К	h, м	p/p_0	ρ/ρ_0	T, К
24 000	0,292	0,388	216,7	65 000	$1{,}201\cdot10^{-4}$	$1{,}464\cdot10^{-4}$	236,2
25 000	0,249	0,332	216,7	70 000	0,576	0,757	219,1
26 000	0,213	0,280	219,4	75 000	0,260	0,371	202,1
27 000	0,183	0,237	222,1	80 000	$1{,}099\cdot10^{-5}$	$1{,}713\cdot10^{-5}$	185,0
28 000	$1{,}574\cdot10^{-2}$	0,202	224,9	85 000	0,447	0,696	185,0
29 000	1,355	0,171	227,6	90 000	$1{,}820\cdot10^{-6}$	0,284	185,0
30 000	1,168	$1{,}461\cdot10^{-2}$	230,4	95 000	0,742	$1{,}157\cdot10^{-6}$	185,0
31 000	1,010	1,248	233,1	100 000	0,320	0,441	209,2
32 000	0,874	1,068	235,8	110 000	$0{,}772\cdot10^{-7}$	$0{,}864\cdot10^{-7}$	257,4
33 000	0,758	0,915	238,5	120 000	0,252	0,217	332,2
34 000	0,658	0,786	241,3	130 000	$1{,}191\cdot10^{-8}$	$0{,}613\cdot10^{-8}$	552,0
35 000	0,573	0,676	244,0	140 000	0,729	0,267	768,0
36 000	0,499	0,583	246,7	150 000	0,506	$1{,}443\cdot10^{-9}$	980,0
37 000	0,435	0,503	249,5	160 000	0,376	0,905	1155,0
38 000	0,380	0,435	252,2	170 000	0,288	0,676	1175,0
39 000	0,333	0,377	254,9	180 000	0,222	0,509	1193,0
40 000	0,292	0,327	257,7	190 000	0,172	0,386	1211,0
41 000	0,256	0,284	260,4	200 000	$1{,}345\cdot10^{-9}$	0,295	1227,0
42 000	0,225	0,247	263,1	210 000	1,058	0,226	1245,0
43 000	0,198	0,215	265,8	220 000	0,837	0,175	1262,0
44 000	0,175	0,188	268,6	230 000	0,666	$1{,}360\cdot10^{-10}$	1277,0
45 000	$1{,}544\cdot10^{-3}$	0,164	271,3	240 000	0,533	1,064	1291
46 000	1,364	$1{,}435\cdot10^{-3}$	274,0	250 000	0,429	0,838	1303
47 000	1,207	1,269	274,0	260 000	0,347	0,662	1316
48 000	1,067	1,122	274,0	270 000	0,283	0,526	1329
49 000	0,944	0,993	274,0	280 000	0,231	0,421	1340
50 000	0,835	0,878	274,0	290 000	0,190	0,338	1350
55 000	0,452	0,481	270,6	300 000	0,157	0,274	1358
60 000	0,238	0,271	253,4				

Для тропосферы законы изменения давления, плотности и температуры по высоте согласно выражениям (6.9)—(6.11) имеют вид:

$$p = p_0\left(1 - \frac{h}{44\,300}\right)^{5{,}256},$$

$$\rho = \rho_0\left(1 - \frac{h}{44\,300}\right)^{4{,}256},$$

$$T = T_0 - 0{,}0065h,$$

где высота выражается в метрах.

Кстати, аналогичные выражения используются не только для тропосферы, но также и в пределах характерных слоев атмосферы с соответствующим изменением числовых коэффициентов и начальных значений p_0, ρ_0 и T_0. Именно этим и объясняется кусочно-линейное распределение температур по высоте, показанное на рис. 6.12.

Таблицы стандартной атмосферы дают необходимые исходные данные для расчетного определения аэродинамических сил на траектории. Но в то же время стандартная атмосфера, как статическая модель, не способна ответить на все возникающие при расчетах вопросы. Реальная атмосфера турбулентна, в ней происходит постоянное перемещение масс воздуха, и ракета, пересекающая с большой скоростью слои атмосферы, движущиеся в различных направлениях, испытывает воздействие кратковременных поперечных нагрузок. Эти нагрузки, с одной стороны, могут представлять угрозу для прочности корпуса, а с другой, дают угловые возмущения, которые должен парировать автомат стабилизации. Таким образом, речь идет о влиянии и роли ветра в оценке динамики ракеты.

Скорость ветра важна также для условий старта. При проектировании стартового устройства обязательно производится расчет на ветровые нагрузки и устанавливается предельно допустимая скорость ветра, при которой возможен старт. В случае необходимости предусматривается специальное штормовое крепление ракеты.

Расчетные скорости ветра у земной поверхности определяются на основе статистической обработки результатов метеорологических наблюдений в районе пуска ракет за более или менее длительный промежуток времени.

Расчет динамических возмущений в полете ведется уже не по скорости ветра, а по скорости ее изменения с высотой, т. е. по градиенту скоростей, предельным значением которого задаются заранее. Это — также статистическая характеристика, которая, однако, в верхних слоях атмосферы приобретает некоторую определенность. Здесь ветры отличаются сравнительным постоянством и обладают большими скоростями. Основными возбуждающими факторами в образовании стабильных ветров в стратосфере являются полусуточные приливно-отливные движения воздуха под действием Солнца и Луны, а также нагрев атмосферы за день с последующим охлаждением ночью.

Коэффициенты аэродинамических сил

Исторически первой и наиболее естественной является попытка определить лобовое сопротивление, выразив его через скоростной напор.

Если рассмотреть обращенное движение и считать воздух в первом приближении несжимаемым, то для простейшего тела, имеющего форму пластинки (рис. 6.13), величину лобового сопротивления X можно, казалось бы, определить следующим образом.

Обозначим через v скорость невозмущенного воздушного потока и напишем уравнение энергии, считая температуру и соответственно внутреннюю энергию несжимаемого газа постоянной. На единицу массы сумма кинетической энергии и энергии давления газа для сечения *1—1* (рис. 6.13) будет такой же, что и для сечения *2—2*

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho_1} = \frac{v_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho_2}.$$

Так как плотность считается неизменной, то $\rho_1 = \rho_2 = \rho$. Скорость потока $v_1 = v$, а v_2 полагаем равным нулю. Поэтому

$$p_2 - p_1 = \frac{\rho v^2}{2}.$$

Если принять, что сзади пластинки давление равно давлению окружающей среды, т. е. p_1, то лобовое сопротивление получим, умножая разность $p_2 - p_1$ на площадь пластинки S:

$$X = \frac{\rho v^2}{2} S. \qquad (6.12)$$

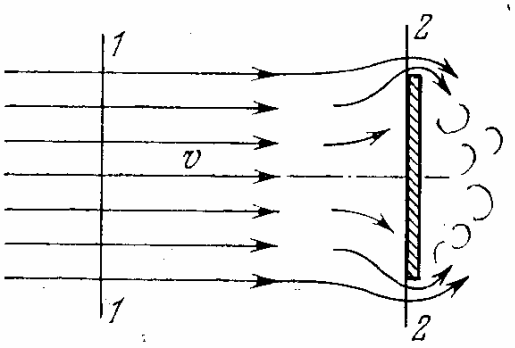


Рис. 6.13. Поперечное обтекание пластинки.

Опыт, однако, показывает, что полученное соотношение не является точным. Оно и понятно. В выводе принято упрощающее предположение, что $v_2 = 0$. Это верно только для одной центральной точки, в то время как растекающийся в стороны воздух имеет скорость, отличную от нуля, а закон распределения скоростей по передней поверхности зависит и от формы пластины. Затем предполагалось, что непосредственно за пластинкой давление равно давлению окружающей среды. Это тоже неправильно. Давление здесь будет несколько ниже.

Истинное значение лобового сопротивления для круглой пластинки при относительно небольших скоростях оказывается примерно на 11% выше того, что дает формула (6.12). Погрешность не столь уж и велика, а главное обнадеживающим является то, что в области умеренных скоростей она остается неизменной и не зависит от абсолютных размеров тела. Это означает, что при сделанном приближенном выводе схвачено главное.

Если ввести поправочный коэффициент 1,11, то для круглой пластинки получим:

$$X = 1{,}11 \frac{\rho v^2}{2} S.$$

В общем случае, вводя поправочный коэффициент c_x, называемый коэффициентом лобового сопротивления, можем написать

$$X = c_x \frac{\rho v^2}{2} S, \tag{6.13}$$

где c_x при небольших скоростях зависит от формы пластинки и ее ориентации относительно потока.

По формуле (6.13) определяют лобовое сопротивление любого тела. За площадь S для осесимметричного тела принимается обычно площадь проекции тела на плоскость, перпендикулярную оси симметрии (миделево сечение), но вообще, может быть принята и любая другая характерная площадь.

Произвол в выборе площади S сказывается на величине c_x. Поэтому, когда задается численное значение c_x, в случае возможных сомнений необходимо оговаривать, какая площадь принята за характерную.

Аналогично выражению (6.13) конструируется формула как для подъемной силы, так и для боковой силы:

$$Y = c_y \frac{\rho v^2}{2} S, \quad Z = c_z \frac{\rho v^2}{2} S, \tag{6.14}$$

где c_y и c_z — коэффициенты подъемной и боковой сил; S — та же характерная площадь, что и в выражении (6.13).

Точно такую же форму имеют выражения аэродинамических сил и в связанной системе координат:

$$X_1 = c_{x_1} \frac{\rho v^2}{2} S, \quad Y_1 = c_{y_1} \frac{\rho v^2}{2} S, \quad Z_1 = c_{z_1} \frac{\rho v^2}{2} S.$$

Поскольку во всех формулах величина $\frac{\rho v^2}{2} S$ является общей, между коэффициентами аэродинамических сил существуют те же соотношения, что и между самими силами, и выражения (6.1), написанные для плоского движения, при малых углах атаки принимают вид:

$$c_x = c_{x_1} + c_{y_1}\alpha, \quad c_y = c_{y_1} - c_{x_1}\alpha.$$

Теперь посмотрим, в какой мере аэродинамические коэффициенты сохраняют свою неизменность при увеличении скорости, и действительно ли они определяются только формой тела.

В прошедшие времена, когда авиация делала свои первые шаги, а аэродинамика находилась в самом начале своего развития, наибольший интерес, естественно, представляло определение аэродинамических сил в диапазоне относительно небольших скоростей, соответствующих тем, которые в то время осваивались авиацией. О полете со скоростями, близкими к скорости звука, а тем более со сверхзвуковыми скоростями, можно было только мечтать. Поэтому все опыты, проводившиеся с моделями

самолетов в первых аэродинамических трубах, с достаточной определенностью указывали на независимость аэродинамических коэффициентов от скорости. Они существенным образом менялись только в зависимости от формы крыла, фюзеляжа и вообще от формы обдуваемого тела, и их с полным основанием тогда можно было (да и было принято) называть коэффициентами формы.

В дальнейшем, однако, выяснилось, что эта независимость аэродинамических коэффициентов от скорости полета относительна и сохраняется лишь в пределах, пока скорость не превышает 0,5—0,6 от скорости звука ($M < 0{,}5—0{,}6$). По мере дальнейшего повышения скорости аэродинамические коэффициенты начинают резко возрастать. Закон их возрастания и последующего изменения для различных форм различен. В частности, для тел, имеющих заостренную форму, аэродинамические коэффициенты, достигая максимума при числе Маха, близком к единице, затем асимптотически убывают. Конечно, их убывание не означает, что с ними убывают и сами аэродинамические силы. Выражения (6.13) и (6.14) для сил содержат еще множитель $\rho v^2/2$ — скоростной напор. Поэтому в зазвуковой области аэродинамические силы со скоростью неизменно возрастают, но в различной степени, определяемой формой тела.

Характер изменения c_x и c_y в зависимости от числа M и угла атаки α для баллистической ракеты со стабилизаторами показан на рис. 6.14 и 6.15. Подобного рода кривые типичны для многих типов ракет.

Так или иначе, но в ракетной технике, где приходится иметь дело с полным диапазоном изменения скоростей от малых до больших сверхзвуковых, аэродинамические коэффициенты рассматриваются как величины переменные, зависящие от скорости v или от числа M.

Аэродинамические силы зависят от угла атаки α. Эта зависимость заключена опять же в коэффициентах c_x и c_y при неизменной характерной площади S. Для осесимметричного тела, каковым является ракета, зависимость c_x от угла атаки является, очевидно, четной, а для c_y — нечетной:

$$c_x(+\alpha) = c_x(-\alpha), \quad c_y(+\alpha) = -c_y(-\alpha).$$

Типовой график этих зависимостей показан на рис. 6.16.

Существенно отметить, что при малых углах атаки коэффициент подъемной силы следует рассматривать как величину, пропорциональную углу атаки, а коэффициент лобового сопротивления можно считать неизменным. Впрочем, эта неизменность относительна. Для ракет большого удлинения параболический характер возрастания c_x с углом атаки выражается более резко.

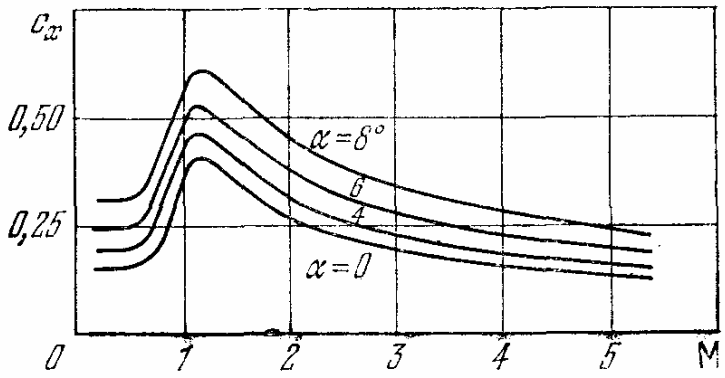


Рис. 6 14. Изменение коэффициента c_x в зависимости от числа **M.**

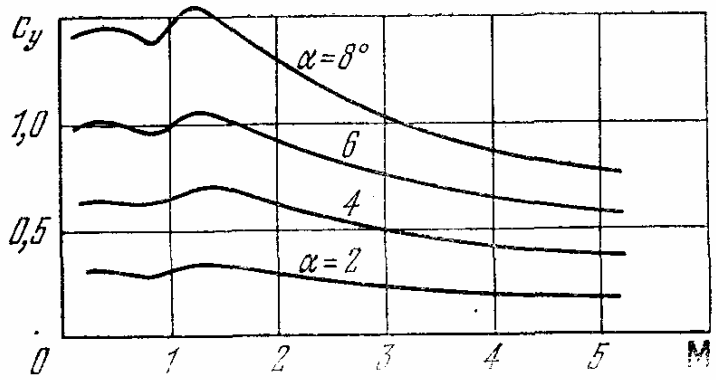


Рис. 6.15. Зависимость коэффициента c_y от числа M.

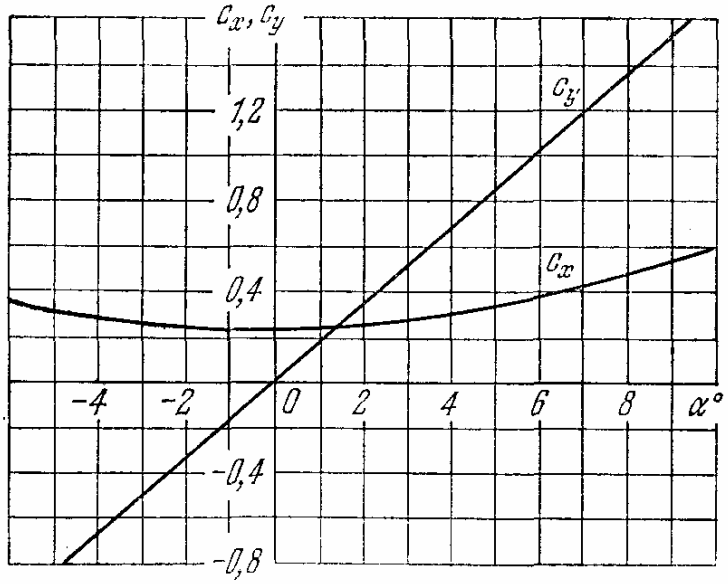


Рис. 6.16 Зависимость c_x и c_y от угла атаки при неизменной скорости.

Основные слагаемые аэродинамических сил и дозвуковое обтекание

Характер обтекания и связанные с ним аэродинамические силы различны в зависимости от того, является ли скорость полета дозвуковой или сверхзвуковой. Однако как в том, так и в другом случае лобовое сопротивление можно разделить на два основных слагаемых: силу трения и силу давления

$$X = X_{тр} + X_{д}.$$

Под силой $X_{тр}$ понимается результирующая сил сопротивления $p_{тр}$, касательных к поверхности тела, а под силой $X_{д}$ — результирующая сил $p_{д}$, нормальных к поверхности. Принцип такого разделения силы X на две составляющие ясен из рис. 6.17. Очевидно,

$$X_{тр} = \int_S p_{тр} \sin \chi \, dS,$$

$$X_{д} = \int_S p_{д} \cos \chi \, dS,$$

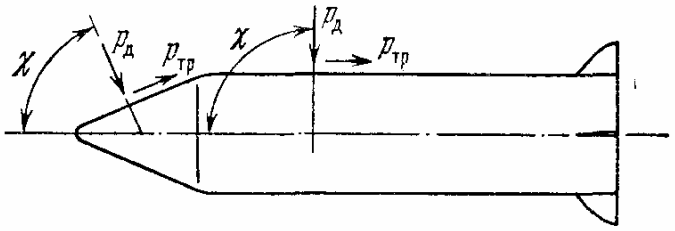


Рис. 6.17. Нормальные и касательные местные аэродинамические силы.

где dS — элемент поверхности ракеты, χ — местный угол нормали. Силы $p_{тр}$ и $p_{д}$ отнесены здесь к единице площади поверхности.

Можно написать далее, что

$$X_{тр} = c_{xтр} \frac{\rho v^2}{2} S, \quad X_{д} = c_{xд} \frac{\rho v^2}{2} S,$$

и получить отсюда выражение для общего коэффициента лобового сопротивления в виде двух слагаемых

$$c_x = c_{xтр} + c_{xд}.$$

Коэффициент сопротивления трения $c_{x\,тр}$ определяется, естественно, вязкостью воздуха. В простейших случаях, например, для продольного обтекания пластинки, цилиндра или конуса, можно подсчитать величину $c_{x\,тр}$ при различных скоростях потока. Существуют приближенные полуэмпирические формулы, которые дают возможность оценивать величину коэффициента $c_{x\,тр}$ по величине «смоченной» поверхности.

Свойство вязкости, однако, проявляется не только в возникновении касательных сил $p_{тр}$. Вязкость существенно влияет и на закон распределения нормального избыточного давления.

Весьма поучительным в этом смысле выглядит известный парадокс Эйлера — Даламбера. Для решения задачи обтекания

можно, казалось бы, в первом приближении рассматривать среду как идеальную, лишенную вязкости жидкость, и для тел простейшей формы расчетным путем определить распределение давления по поверхности, а затем после интегрирования получить и лобовое сопротивление X. Однако этот естественный путь решения приводит к неожиданному на первый взгляд результату. В частности, выясняется, что избыточное давление $p_д$ на поверхности цилиндра (рис. 6.18) при поперечном обтекании

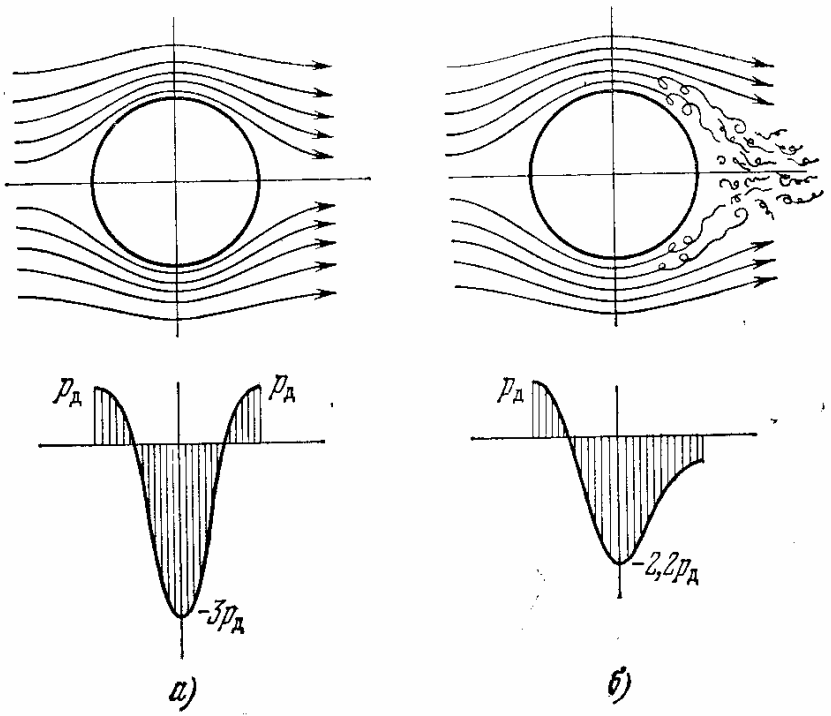


Рис. 6.18. Возникновение сопротивления давления при дозвуковом поперечном обтекании цилиндра: *а*) идеальное безотрывное обтекание, *б*) реальное обтекание со срывом потока.

оказывается одинаковым слева и справа от поперечной плоскости, а результирующая сил давления равна нулю; силы уравновешиваются (рис. 6.18, *а*).

Наличие вязкости приводит не только к возникновению касательных сил $p_{тр}$, но, что еще более важно, к изменению самого характера обтекания. В некоторой точке поверхности происходит отрыв потока и начинается интенсивное вихреобразование, а давление за цилиндром становится меньше давления окружающей среды (рис. 6.18, *б*). Силы давления теперь распределяются несимметрично и дают равнодействующую, направленную по потоку. Возникает лобовое сопротивление.

Различие между двумя рассмотренными случаями легко объясняется и с энергетической точки зрения. При движении цилиндра в идеальной жидкости струйки потока, размыкаясь перед цилиндром, сходятся за ним и остаются неподвижными. Следовательно, энергетическое состояние жидкости не меняется, и при

равномерном движении тела работа не производится. Иначе обстоит дело во втором случае. Здесь за цилиндром образуется вихревой след, обладающий кинетической энергией. Эта энергия может быть получена только за счет работы той силы, которая обеспечивает движение тела в вязкой жидкости.

Кстати, картину, близкую к рассмотренной, можно часто наблюдать на быстром течении реки: за выступающим из воды камнем возникают завихрения и противотоки.

Механизм срыва, конечно, тесно связан с характером пограничного слоя, где градиент скоростей особенно велик. При обтекании криволинейной поверхности (рис. 6.19) линии тока вначале сжимаются, и течение убыстряется. Затем, в соответствии с формой поверхности, поток снова должен был бы повернуться

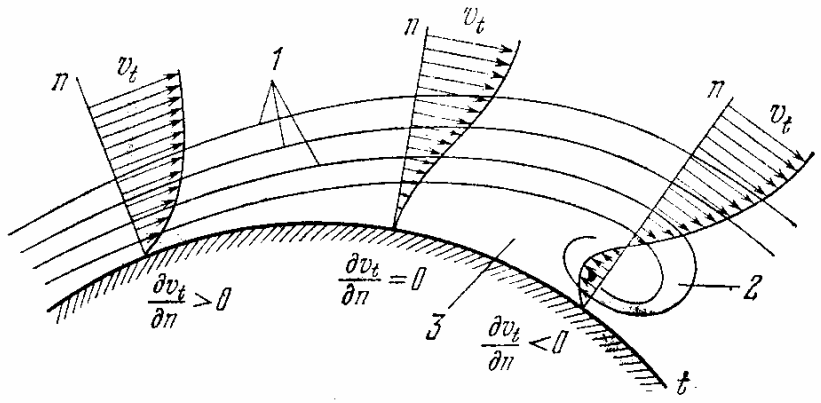


Рис. 6.19. К объяснению явления срыва: *1*—линии прямого потока, *2*—линии обратного потока, *3*—зона отрыва.

вслед за обводами тела, но наличие сил вязкости делает этот процесс запаздывающим. В подслое возникает разрежение, и туда в обратном направлении устремляется жидкость. Возникает противоток.

Из всего сказанного следует, что отрыв пограничного слоя и последующее вихреобразование увеличивают лобовое сопротивление. Для уменьшения сопротивления в дозвуковом потоке

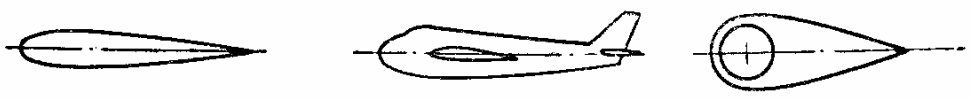


Рис. 6.20. Примеры тел, имеющих удобообтекаемую форму.

необходимо придать телу плавные очертания, способствующие обтеканию без срыва, т. е. сделать, как говорят, форму тела удобообтекаемой. На рис. 6.20 показаны такие удобообтекаемые формы: профиль крыла самолета, предназначенного для полета при дозвуковых скоростях, фюзеляж самолета и цилиндр, закрытый обтекателем.

Существенно отметить, что все удобообтекаемые тела имеют плавные обводы в задней части, затягивающие срыв потока, и округлые очертания в передней части. Остроносые формы в дозвуковом потоке не столь выгодны. Острая кромка турбулизирует поток и увеличивает вероятность срыва.

На дозвуковых скоростях сопротивление трения для удобообтекаемых тел составляет основную часть общего сопротивления, а сопротивление давления играет второстепенную роль. Для тел плохообтекаемых, как например шар или цилиндр, сопротивление давления существенно больше сопротивления трения. Подобная оценка роли слагаемых лобового сопротивления справедлива и для ракет большого и малого удлинения. При неизменном миделе удлинение ракеты приводит к увеличению роли сопротивления трения.

Разделение аэродинамических сил и в первую очередь лобового сопротивления на слагаемые можно продолжить.

Контур внешних обводов баллистической ракеты допускает достаточно очевидную геометрическую схематизацию. Даже для сложной, пакетной схемы поверхность каждого блока может рассматриваться состоящей из цилиндрических и конических участков (рис. 6.21)..На цилиндрических поверхностях при нулевых углах атаки господствует составляющая сил трения. Что же касается конических участков, то для них определение сил

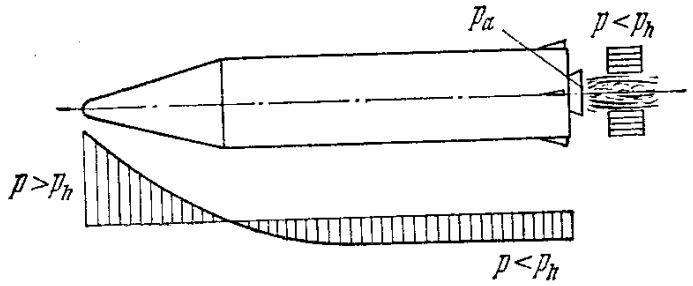


Рис. 6.21. Распределение аэродинамического давления по корпусу ракеты.

давления относится к категории задач, подвластных аналитическому решению. Лобовое сопротивление, полученное для этих участков, в основном для головной части, называется головным сопротивлением.

Немаловажное значение при такой геометрической дифференциации приобретает поверхность донного среза. Часть донного среза занимают сопла работающих двигателей. Давление на срезе сопла было включено ранее в выражение тяги двигателя. На оставшейся части донного среза устанавливается давление, меньшее давления окружающей среды, что приводит к возникновению дополнительного слагаемого в общем лобовом

сопротивлении. Это слагаемое называется донным сопротивлением.

Если головное сопротивление возрастает со скоростью полета неограниченно, то донное не может быть больше той силы, которая соответствует полному донному вакууму. Донное сопротивление зависит к тому же от размещения сопел и от режима их работы. Его в отличие от прочих аэродинамических сил трудно связать со скоростным напором, и для донного сопротивления вводить безразмерный коэффициент «c_x-донное» было бы нелогично. Поэтому при баллистических расчетах донное сопротивление предпочитают переводить из класса аэродинамических сил в категорию тяговых характеристик двигательной установки на атмосферном участке полета.

Описанное деление сил сопротивления на отдельные слагаемые справедливо как для дозвукового, так и сверхзвукового обтекания. Однако при переходе за скорость звука появляется дополнительное слагаемое сопротивления сил давления, резко меняется сам характер обтекания и соответственно этому изменяется и подход к выбору рациональных аэродинамических форм.

Особенности сверхзвукового обтекания

Вернемся к преобразованиям, которые были проведены в гл. IV (4.8) для определения скорости звука.

Для скорости распространения волны сжатия было получено выражение

$$a_{уд} = \sqrt{\frac{\rho + \Delta\rho}{\rho}\frac{\Delta p}{\Delta\rho}}.$$

При слабых звуковых возмущениях, когда $\rho + \Delta\rho \approx \rho$, это выражение переходит в формулу для скорости звука

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta\rho}},$$

откуда в предположении, что процесс расширения и сжатия при звуковых возмущениях следует закону адиабаты, было получено

$$a = \sqrt{kRT}.$$

Из сопоставления выражений для скорости $a_{уд}$ распространения ударной волны и скорости звука следует, что сильные возмущения всегда распространяются быстрее скорости звука.

Теперь предположим, что в неподвижной газовой среде имеется точечный источник слабых возмущений. Представим себе, что в некоторый момент этот источник создал местное

уплотнение газа. Вследствие этого возникает звуковая сферическая волна, которая начнет распространяться со скоростью звука a. Через время t фронт волны отойдет от источника возмущений на расстояние at. Если источник будет посылать сигналы периодически, мы получим семейство расширяющихся

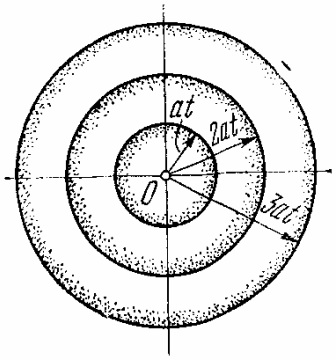


Рис. 6.22. Распространение слабых волн в неподвижной среде.

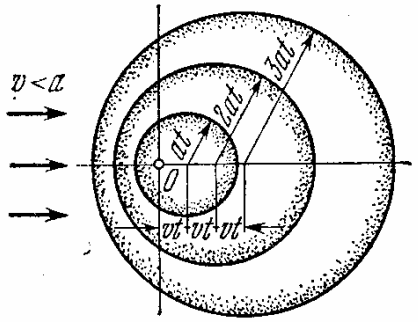


Рис. 6.23. Распространение слабых волн в дозвуковом потоке.

концентрических сферических поверхностей с центром в источнике возмущений (рис. 6.22).

Представим теперь, что источник возмущений неподвижен, а среда движется относительно него со скоростью v, причем $v < a$. За время t между двумя сигналами первая волна будет снесена по потоку, и центры сферических волн окажутся смещенными друг относительно друга на величину vt. Вместе с тем, поскольку $v < a$, волны между собой пересекаться не будут (рис. 6.23).

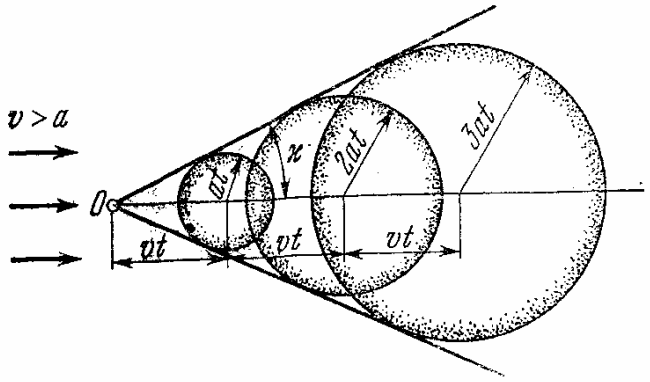


Рис. 6.24. Распространение слабых волн в сверхзвуковом потоке.

Иначе обстоит дело при $v > a$, т. е. в случае сверхзвукового потока. Здесь семейство сферических волн приобретает огибающую в виде конуса (рис. 6.24).

Таким образом, пока скорость потока была меньше скорости звука, возмущения распространялись во все стороны, пусть неравномерно, но как по потоку, так и против него. Когда же скорость потока стала больше скорости звука, возмущения стали распространяться только в одну сторону — по потоку. Огибающая коническая поверхность (так называемый конус Маха) ограничивает область слабых возмущений. Эту поверхность называют также граничной волной слабых возмущений.

Угол при вершине конуса слабых возмущений (угол Маха) зависит от отношения скорости потока к скорости звука. Из рис. 6.24 видно, что

$$\sin \varkappa = \frac{a}{v} = \frac{1}{M}.$$

При уменьшении скорости потока угол $\varkappa$ увеличивается и при $M = 1$ становится равным 90°. Это означает, что конус возмущений превращается в плоскость, а сигналы, посланные источником возмущений, достигают любой точки, расположенной сзади источника.

Предположим теперь, что источник посылает не слабые акустические, а сильные ударные волны, и посмотрим, как они будут распространяться в сверхзвуковом потоке.

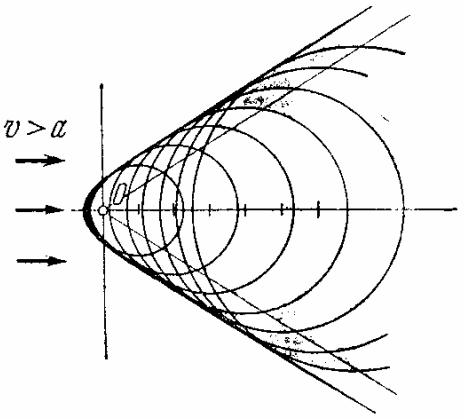


Рис. 6.25. Огибающая семейства ударных волн в сверхзвуковом потоке.

Ударная волна распространяется со скоростью $a_{уд}$, большей скорости звука. Поэтому в первый момент волна, отходящая от источника возмущений, будет распространяться и против потока. Но по мере расширения эта волна будет ослабевать, а скорость ее уменьшаться, приближаясь в пределе к скорости звука. В этих условиях огибающая семейства сферических волн уже не будет представлять собой простую коническую поверхность. Это будет поверхность, напоминающая в своей головной части гиперболоид и переходящая затем в конус слабых возмущений. На рис. 6.25 показана эта поверхность. Там, где сила ударной волны больше (непосредственно впереди источника), огибающая вычерчена более толстой линией.

Возникновение граничных волн, т. е. концентрация возмущений в некоторой области пространства, является отличительной особенностью сверхзвукового потока. Обобщая, можно сказать, что слабым источником возмущений является каждая точка обтекаемого тела. Коль скоро этих точек неограниченное множество, возмущения в пределах ограниченной области интегрально порождают ударную волну. Она определенным образом располагается по отношению к телу и сопровождает его движение, как тень, пока скорость остается больше скорости звука.

Рассмотрим движение тупоносого тела со сверхзвуковой скоростью (рис. 6.26). Перед головной частью газ сжимается, и образуется зона повышенной плотности. В результате возникает ударная волна, обладающая свойством распространяться со

скоростью, большей скорости звука. Однако скорость волны будет не больше и не меньше скорости движущегося тела. Волна не может удалиться от тела и убежать вперед. Если расстояние между фронтом волны и передней кромкой тела увеличится, начнется более интенсивное вытекание газа из зоны повышенного давления в стороны, как это показано стрелками на рис. 6.26. При этом сила ударной волны, т. е. перепад давления, упадет, скорость волны уменьшится, и расстояние между волной и обтекаемым телом восстановится. Таким образом, в условиях установившегося движения со сверхзвуковой скоростью впереди тела постоянно будет находиться ударная волна, движущаяся с той же скоростью, что и тело. Расстояние между волной и передней кромкой зависит от скорости полета и от формы головной части.

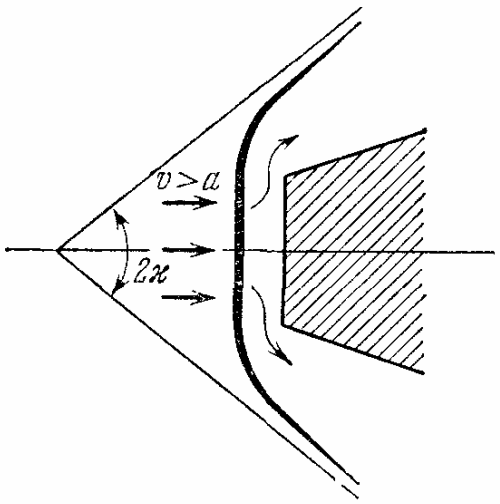


Рис. 6.26. Ударная волна перед плоским препятствием.

За пределами головной части фронт ударной волны наклоняется, интенсивность волны уменьшается, а в пределе угол наклона ударной волны к вектору скорости становится равным углу Маха. Сама же ударная волна вырождается в обычную акустическую.

Когда мы слышим звук приближающегося самолета, это значит, что его скорость меньше скорости звука. Если же самолет летит со сверхзвуковой скоростью, мы не получаем от него никаких звуковых сигналов, пока мимо нас не пройдет ударная волна, которая воспринимается слуховыми органами, как прозвучавший в высоте выстрел.

Газовый поток при переходе через фронт ударной волны резко изменяет свои параметры: падает скорость потока, увеличивается давление и плотность, возрастает температура. Эти изменения происходят столь резко, что их допустимо рассматривать как скачкообразные. Именно поэтому в аэродинамике ударные волны называют также скачками уплотнения.

Возникновение скачков при сверхзвуковом обтекании связывается обычно с дополнительным сопротивлением, получившим название волнового сопротивления. Действительно, сила, движущая тело со сверхзвуковой скоростью, должна дополнительно совершать работу на поддержание ударных волн, где возникают необратимые потери энергии при переходе в тепло. Вместе с тем волновое сопротивление может трактоваться как следствие дополнительного давления, возникающего за скачком уплотнения.

Для снижения волнового сопротивления обтекаемому телу целесообразно придавать заостренную форму, чтобы скачки, уж раз они неизбежны, шли не прямо против потока (прямые скачки), а наискось — так называемые косые скачки (рис. 6.27). Ясно, что удобообтекаемые формы, дающие наименьшее сопротивление в дозвуковом потоке, в сверхзвуковом становятся плохообтекаемыми. На рис. 6.28 показана картина обтекания дозвукового профиля сверхзвуковым потоком. Перед профилем устанавливается криволинейный скачок, близкий в передней части к прямому, в результате чего волновое сопротивление существенно возрастает.

Из всего сказанного не следует, однако, делать поспешных выводов о целесообразных формах головной части ракеты. В таких вопросах соображениями чистой аэродинамики обойтись

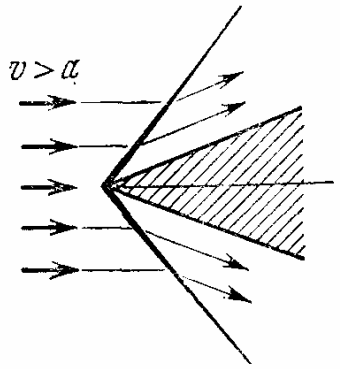


Рис. 6.27. Косой скачок при обтекании конуса.

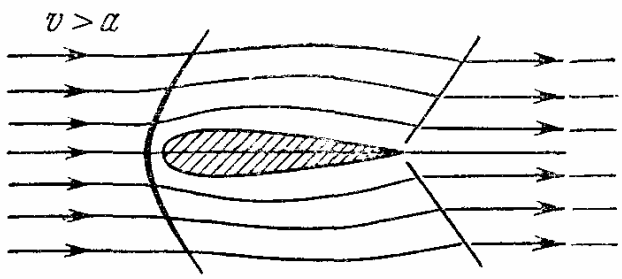


Рис. 6.28. Обтекание дозвукового профиля сверхзвуковым потоком.

нельзя, и надо принимать во внимание многие обстоятельства. Если баллистическая ракета имеет боевое назначение, форма головной части выбирается в соответствии с условиями входа в атмосферу на заключительном участке траектории. При скоростях порядка $M = 5$ и выше уже важны не только аэродинамические силы, но и тепловое состояние головной части. Форма обводов выбирается так, чтобы сохранить температуру ответственных конструктивных узлов на допустимом уровне. В итоге выясняется, что наиболее выгодна притупленная форма; терпимые потери скорости головной части при подходе к цели окупаются снижением веса тепловой защиты. Если же речь идет об аппарате, спускаемом с орбиты, то отношение к лобовому сопротивлению и вовсе меняется. Оно становится регулируемым средством торможения. Форма обводов согласуется как с температурными требованиями, так и с величиной возникающих перегрузок. И наконец, что касается самой ракеты-носителя, то ее скорость на траектории выведения меняется в широком диапазоне, включающем дозвуковой и сверхзвуковой режимы полета. Понятно, что суммарную потерю скорости на аэродинамическое

сопротивление желательно свести к минимуму, а кроме того, необходимо оградить от нежелательного нагрева некоторые ответственные элементы конструкции. Поэтому во многих случаях на ракетах-носителях устанавливается сбрасываемый головной обтекатель, положительный аэродинамический эффект которого соразмеряется при проектировании с неизбежным снижением весовых характеристик ракеты.

Определение аэродинамических коэффициентов

На начальной стадии аэродинамического расчета ракеты определению аэродинамических коэффициентов обычно предшествует описанное ранее разбиение обводов корпуса на простейшие элементы: головную часть, цилиндрический отсек, стабилизаторы, донный срез... Для каждого из них аэродинамические коэффициенты, как правило, известны или могут быть приближенно оценены на основе накопленного опыта. Коэффициенты для ракеты в целом определяются суммированием составляющих. При таком суммировании, конечно, приходится вводить и поправки. Сложение коэффициентов не всегда подчиняется принципу суперпозиции. Для пакетной схемы, в частности, должно учитываться взаимное влияние условий обтекания центрального и боковых блоков.

Полученные таким образом аэродинамические коэффициенты нуждаются в уточнениях и проверке, подтверждающей их достоверность. Основным средством для этого служат продувки геометрически подобных моделей в аэродинамических трубах.

Аэродинамическая труба представляет собой канал, в котором искусственно создается поток с необходимыми характеристиками. Основная проблема при проектировании труб сводится к выбору тех энергетических средств, которые позволили бы создать поток высокой скорости. Все в основном лимитируется мощностью потока, которая может быть представлена как произведение скоростного напора, площади рабочего сечения $S_{раб}$, где устанавливается испытуемая модель, и скорости потока:

$$N = \frac{\rho v^2}{2} \cdot S_{раб} \cdot v.$$

Мощность потока, как видим, пропорциональна кубу скорости. При относительно малых дозвуковых скоростях необходимая мощность может быть обеспечена нагнетателем, работающим от электросети. Если к тому же проявить некоторую рачительность, то мощность нагнетателя можно снизить, выполняя трубу по замкнутой схеме (рис. 6.29).

Но это возможно только, пока скорость v невелика. С увеличением скорости мощность потока, а соответственно и нагне-

тателя, резко возрастает, и снизить ее можно только, до предела уменьшая площадь рабочего сечения трубы и переходя на испытания модели при низкой плотности потока ρ. Создание же труб с еще бóльшими скоростями, в несколько раз превышающими скорость звука, превращается в серьезную техническую проблему.

Одной из наиболее распространенных является баллонная схема сверхзвуковой аэродинамической трубы. Работающий в течение нескольких часов нагнетатель создает в батарее емкостей давление порядка 200 *кгс/см*^{2}, а затем сжатый воздух стравливается за несколько секунд через рабочий канал. Здесь

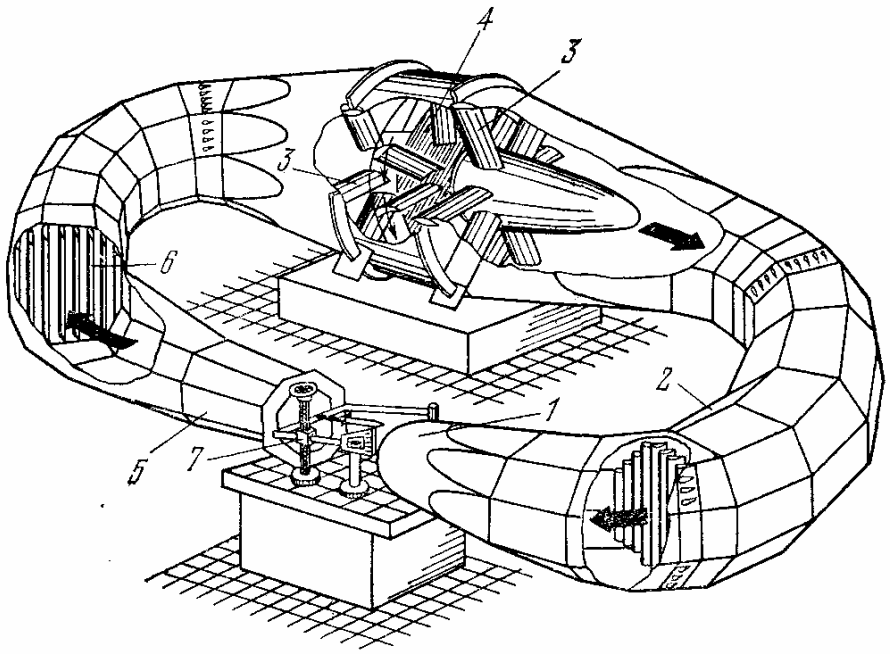


Рис. 6.29. Схема замкнутой дозвуковой аэродинамической трубы с открытой рабочей частью: *1* — сопло, *2* — обратный канал, *3* — направляющий аппарат, *4* — компрессор, *5* — диффузор, *6* — направляющие лопатки, *7* — механизм углов атаки с моделью ракеты.

мощность нагнетателя может быть сравнительно небольшой, однако весь комплекс сооружений получается весьма громоздким. Это — большая открытая площадка с несколькими десятками и даже сотнями баллонов высокого давления и отдельный корпус с залами испытаний, регистрирующей аппаратурой и различного рода службами.

Для достижения возможно бóльших скоростей потока необходима высокая степень расширения. Поэтому во многих сверхзвуковых трубах струя заранее подогретого газа направляется не в атмосферу, а в вакуумную камеру, и испытание производится в закрытой полости при низкой плотности потока.

Современные сверхзвуковые аэродинамические трубы — это трубы с относительно небольшой длительностью испытаний, оснащенные развитой регистрирующей аппаратурой, способной

за несколько секунд и даже долей секунд произвести необходимые замеры.

При переходе от натуры к модели и обратно необходимо соблюдать условия аэродинамического подобия. Они включают в себя геометрическое подобие натуры и модели и должны отразить такие основные свойства среды, как ее сжимаемость и вязкость.

Свойствами сжимаемости определяется скорость звука в газе. Поэтому естественным условием при проведении испытаний является соблюдение равенства числа M для натуры и модели.

Однако этого недостаточно. Силы трения и явление отрыва потока зависят от вязкости, а вязкость, как легко догадаться, обладает различной степенью влияния на натуру и уменьшенную модель; толщина пограничного слоя не станет сама собой меняться пропорционально абсолютным размерам тела. Нужен еще какой-то критерий подобия, отражающий соотношение между инерционными силами масс воздуха и силами вязкости. Это должна быть некоторая безразмерная величина, которая зависит от скорости v, плотности ρ, характерного размера l и коэффициента вязкости μ.

Величина μ представляет собой коэффициент пропорциональности между касательной силой, отнесенной к единице поверхности, и градиентом скорости. В нашем случае

$$p_{тр} = \mu \frac{dv}{dn},$$

где n — расстояние по нормали к обтекаемой поверхности.

Величина μ задается таблицами стандартной атмосферы. На уровне океана $\mu = 1{,}825$ *кгс·сек/м²* и медленно уменьшается с высотой.

Сконструируем критерий подобия в виде произведения четырех перечисленных величин, но с разными показателями степени a, b, c и d:

$$v^a \rho^b l^c \mu^d.$$

Выразим далее показатели b, c и d через a с таким расчетом, чтобы написанное произведение было бы безразмерным.

Напишем

$$\left(\frac{м}{сек}\right)^a \cdot \left(\frac{кгс \cdot сек^2}{м^4}\right)^b \cdot м^c \cdot \left(\frac{кгс \cdot сек}{м^2}\right)^d,$$

а далее остается чистая техника. Надо приравнять нулю показатели степеней при *м*, *кгс* и *сек*:

$$a - 4b + c - 2d = 0, \quad b + d = 0, \quad -a + 2b + d = 0.$$

Отсюда $b = c = a$, $d = -a$ и тогда

$$v^a \rho^b l^c \mu^d = \left(\frac{\rho v l}{\mu}\right)^a.$$

Безразмерная величина, заключенная в скобки, называется числом Рейнольдса

$$\mathrm{Re} = \frac{\rho v l}{\mu}.$$

Это и есть искомый критерий подобия.

Следовательно, переходя от натуры к модели, необходимо сохранить неизменным не только число M, но и Re. Практически, однако, последнее условие невыполнимо. Если характерный размер l уменьшен, скажем, в 100 раз, то соответственно в 100 раз должна быть увеличена плотность или скорость, или же соответственно надо уменьшить коэффициент вязкости μ, варьировать которым мы вообще не имеем возможности.

Опыт, да и некоторые расчетные соображения, показывают, что несоблюдение подобия по Re (в определенных пределах его изменения) не сказывается заметным образом на интегральных значениях аэродинамических показателей. Иначе, если речь идет об определении с помощью модели коэффициентов c_x, c_y или моментных коэффициентов, о которых речь впереди, то они в ряде случаев определяются с достаточной точностью и без учета Re. Вообще же оценка влияния Re при моделировании представляет собой предмет специальных исследований.

В аэродинамических трубах производятся замеры составляющих сил и моментов, действующих на модель в потоке. Для этой цели используются специальные аэродинамические весы, на которых крепится испытуемая модель.

Аэродинамические весы имеют самую разнообразную конструкцию и могут фиксировать то или иное число составляющих полной аэродинамической силы и момента. В зависимости от этого они называются одно-, двух-, трехкомпонентными (до шести). Для осесимметричной модели ракеты обычно нет необходимости замерять все компоненты, поскольку изменение угла атаки и угла скольжения приводят к идентичным результатам. Поэтому для осесимметричных тел используются большей частью трехкомпонентные весы. Принципиальная схема таких весов показана на рис. 6.30.

В торцевой задней части модели высверливается отверстие, и во внутренней полости размещается система упругих элементов, деформация которых фиксируется наклеенными тензодатчиками сопротивления. Упругие элементы и датчики расположены так, чтобы независимо замерить осевую и нормальную силы, а также и аэродинамический момент. Замер этих величин производится,

естественно, не в поточной, а в связанной системе координат, поскольку упругие элементы жестко соединены с корпусом модели.

Упругая балочка *4* под действием осевой силы изгибается так, что ее упругая линия в точке *A* имеет перегиб. Сопротивление датчиков *15* и *16* увеличивается одинаковым образом

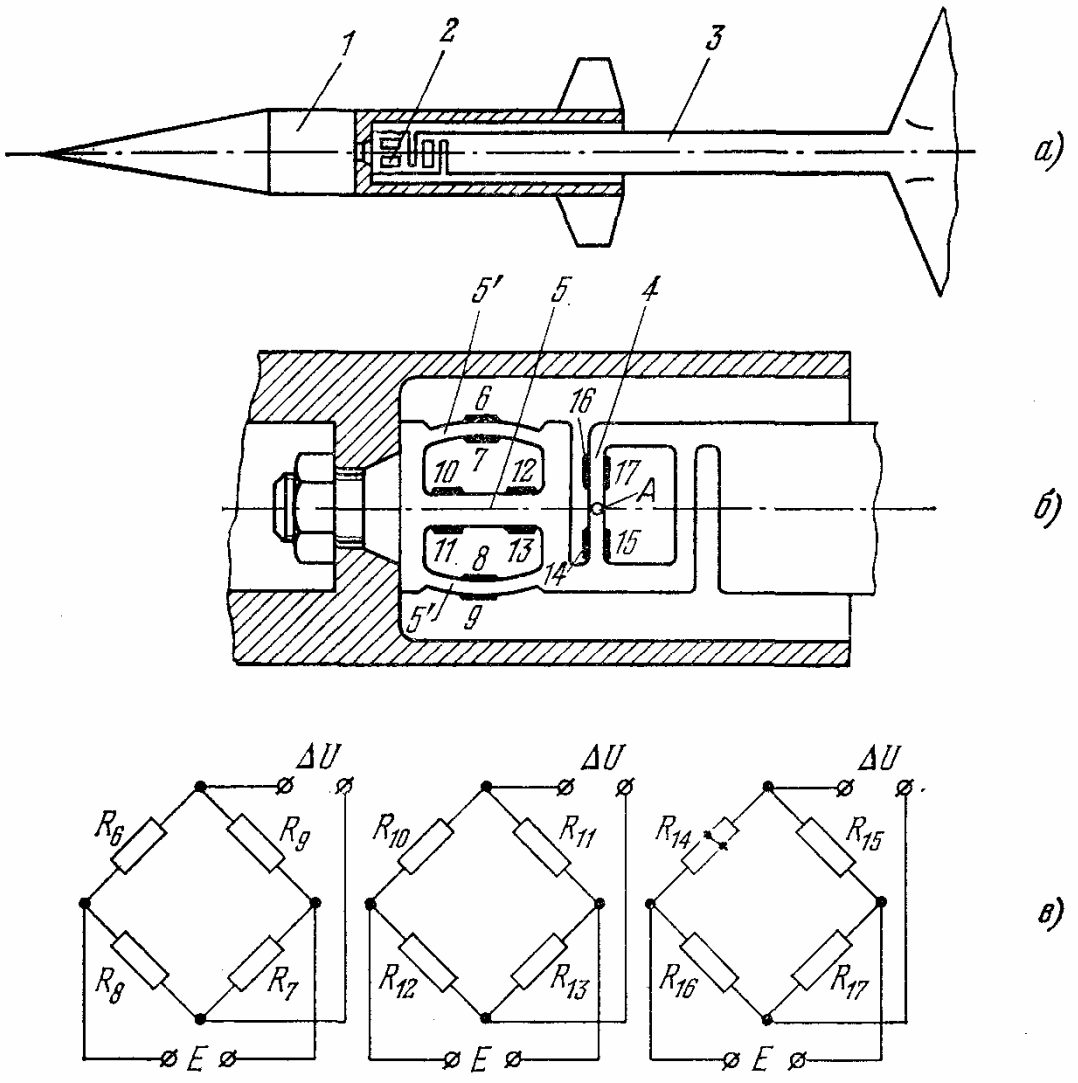


Рис. 6.30. Трехкомпонентные аэродинамические весы.
а) схема установки модели на весах: *1*—модель, *2*—упругая подвеска, *3*—державка, *б*) упругая подвеска, *4*—упругий элемент для измерения осевой силы, *5*—нормальной силы, *5′*—момента, *6—17*—тензодатчики, *в*) порядок соединения тензодатчиков в мостовой схеме.

соответственно возникающему удлинению, а сопротивление датчиков *14* и *17* на такую же величину уменьшается.

Датчики включены в мостовую схему. Поэтому напряжение на выходе пропорционально величине

$$R_{14}R_{17} - R_{15}R_{16}.$$

Но так как $R_{15} = R_{16} = R + \Delta R$, а $R_{14} = R_{17} = R - \Delta R$, где R — номинальное сопротивление датчика, то на выходе, как

легко установить, получаем изменение напряжения, пропорциональное величине ΔR, которая, в свою очередь, пропорциональна местной деформации и соответственно осевой силе. Соотношение между изменением напряжения на выходе и осевой силой устанавливается предварительной тарировкой прибора.

Аналогичным образом под действием поперечной силы деформируется и упругая балочка *5*, на которой наклеены датчики *10—13*.

И наконец, под действием аэродинамического момента боковые стержни *5′* испытывают: один — сжатие, а другой растяжение. Соответственно этому датчики включены в мостовую схему в том порядке, как это показано на рис. 6.30, *в*, т. е. дают изменение сопротивления, пропорциональное величине

$$R_6R_7 - R_8R_9.$$

Одновременно с измерением сил при испытании модели производится и замер параметров потока, после чего без труда определяются аэродинамические коэффициенты модели.

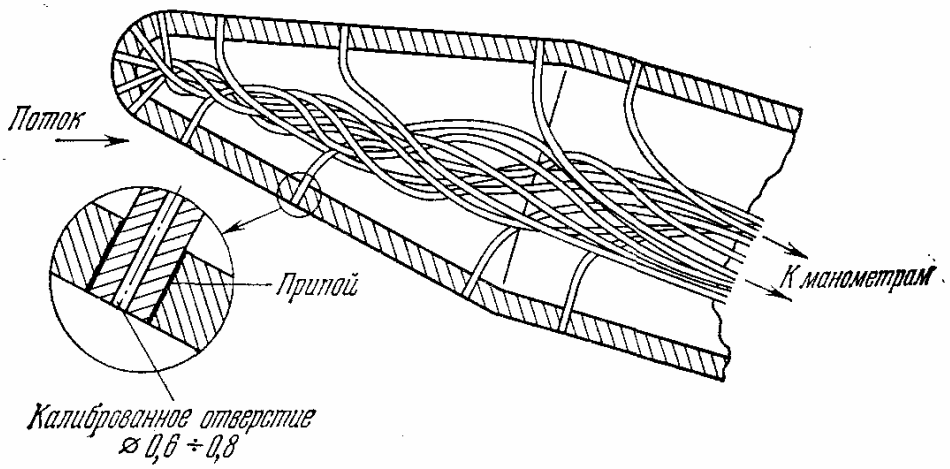


Рис. 6.31. Дренированная модель головной части.

В тех случаях, когда надо определить не сами аэродинамические силы, а закон распределения давления по поверхности, что необходимо для последующих расчетов на прочность, производится продувка дренированных моделей (рис. 6.31). Модель засверливается в ряде точек, и местное давление при помощи тонких медных трубок подводится к манометрам. В результате продувки выявляется общая картина распределения сил по поверхности.

Испытания в аэродинамических трубах, несмотря на их большое значение, все-таки не всегда дают исчерпывающие сведения об аэродинамических силах. Изучение и измерение аэродинамических сил может быть продолжено и на стадии летных испытаний ракеты. Для этого на борту могут устанавливаться

датчики давления, показания которых передаются на Землю средствами телеметрии. Полученная информация позволяет установить более точно законы изменения аэродинамических сил в полете и выявить некоторые темные места в аэродинамической биографии ракеты. А такие действительно имеются, и это относится, в частности, к донному сопротивлению.

При работающем двигателе структура аэродинамического потока за донным срезом может в сильной мере отличаться от того, что мы получаем при испытании модели. Это особенно заметно для многокамерных двигательных установок. Представим

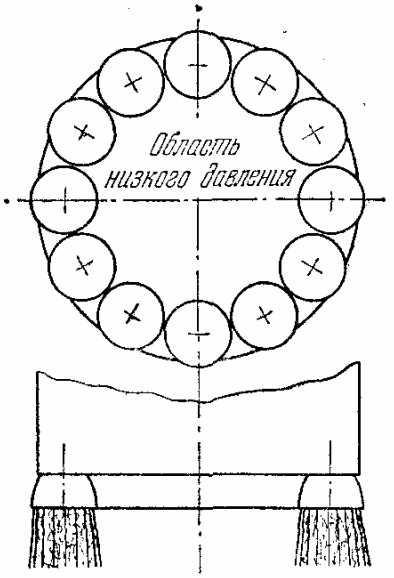


Рис. 6.32. Кольцевое расположение камер.

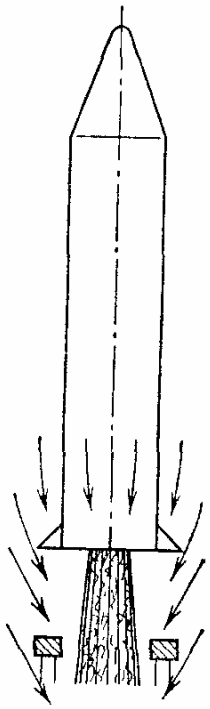


Рис. 6.33. Увлечение окружающей среды струей двигателя.

себе, например, такой крайний случай: камеры по некоторым соображениям установлены по периферийному кругу (рис. 6.32). Тогда кольцевой поток истекающих газов практически отрезает центральную часть донного среза от окружающей среды, и донное сопротивление вследствие этого ощутимо возрастает. Это явление имеет место и при ином расположении камер, но выражается не столь резко.

Коль скоро мы заговорили о влиянии струи двигателя на аэродинамические силы, то следует отметить, что на старте эжектируемый струей поток (рис. 6.33) взаимодействует не только с донным срезом, но и с хвостовой частью ракеты. Конечно, возникающая дополнительная сила трения совершенно ничтожна, и при расчетах ею с полным основанием пренебрегают. Более ощутимую величину эжектированный поток дает в оценке стартового аэродинамического момента.

И наконец, вспомним, что с работой двигателя связано возникновение дополнительного внутреннего момента кориолисовых сил, который, конечно, не является аэродинамическим, но роль его в движении ракеты та же. К этим вопросам мы сейчас и перейдем.

3. СТАТИЧЕСКИЙ И ДЕМПФИРУЮЩИЙ МОМЕНТЫ

Статический аэродинамический момент

Выше было уже сказано, что система распределенных по поверхности аэродинамических сил может быть по правилам механики приведена к любой точке ракеты в виде главного вектора с составляющими X и Y и момента M_a, величина которого зависит от точки приведения.

Мы уже знаем, что для симметричных обводов ракеты лобовое сопротивление X зависит от угла атаки четным образом, а подъемная сила Y — нечетным. Что же касается аэродинамического момента M_a, можно, казалось бы, с достаточной очевидностью утверждать, что он, подобно подъемной силе, меняет знак вместе со сменой знака угла атаки и обращается в нуль при угле атаки, равном нулю. Однако нетрудно понять, что аэродинамический момент зависит не только от самого угла атаки, но и от скорости его изменения, т. е. от того, с какой угловой скоростью вращается ракета относительно поперечной оси. Если даже в какой-то момент угол атаки равен нулю, возникает сопротивление потока повороту ракеты. Поэтому аэродинамический момент M_a разбивается на два слагаемых. Первое слагаемое — статический или позиционный момент $M_{ст}$. Он определяется как функция угла атаки при нулевой скорости вращения и зависит от ориентации ракеты по отношению к потоку; от позиции, которую она занимает в потоке. Второе слагаемое $M_д$ — демпфирующий момент, зависящий от угловой скорости вращения ракеты в потоке $\dot{\alpha}$. Таким образом.

$$M_a = M_{ст} + M_д.$$

Если статический момент направлен в сторону уменьшения угла атаки, он называется восстанавливающим или стабилизирующим моментом (рис. 6.34). При обратном направлении его называют опрокидывающим или дестабилизирующим.

При продувке в трубе модели, закрепленной неподвижно на аэродинамических весах, как раз и определяется статический аэродинамический момент $M_{ст}$, а не полный момент M_a.

Выражение для статического момента строится по тому же принципу, что и выражения для лобового сопротивления и

подъемной силы:

$$M_{ст} = c_m \frac{\rho v^2}{2} Sl, \tag{6.15}$$

где c_m — безразмерный коэффициент статического момента. Подобно коэффициентам c_x и c_y он при малых скоростях сохраняет относительное постоянство, а при переходе через скорость звука резко возрастает, а затем медленно уменьшается. В написанное выражение, кроме площади миделя, из соображений размерности вводится еще характерная длина l. Для ракеты за l принимается ее длина.

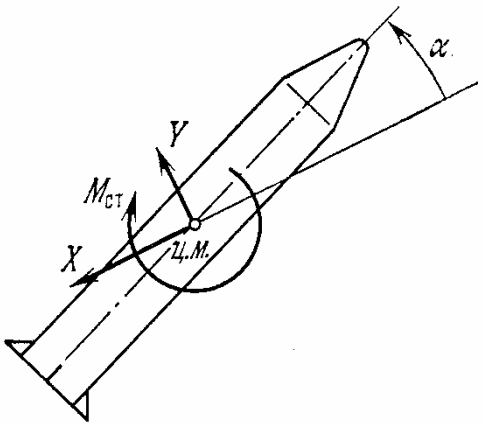


Рис. 6.34. Приведение аэродинамических сил к центру масс ракеты.

Коэффициент c_m в первом приближении, при малых α, пропорционален углу атаки:

$$c_m = c_m^{\alpha} \alpha, \tag{6.16}$$

где c_m^{α} представляет собой производную от коэффициента c_m по α. Аналогичное выражение, кстати, используется и для описания зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

$$c_y = c_y^{\alpha} \alpha. \tag{6.17}$$

Коэффициенты c_m^{α} и c_y^{α} считаются не зависящими от α и являются функциями только числа M.

Аэродинамические силы приводятся к центру масс ракеты. Но по мере расходования топлива центр масс меняет свое расположение на продольной оси. В связи с этим в качестве мерила статического момента удобно иногда бывает вместо c_m пользоваться другой моментной характеристикой.

На оси ракеты существует такая точка, приводя к которой аэродинамические силы, мы получаем статический момент, равный нулю. Эта точка называется центром давления, и ее положение определяется только обводами корпуса и характеристиками потока.

Центр давления может рассматриваться как точка пересечения равнодействующей аэродинамических сил с осью ракеты. Приводя полную аэродинамическую силу к центру давления и раскладывая ее по осям, связанным с корпусом ракеты, на X_1 и Y_1 (рис. 6.35), мы в соответствии с условиями равновесия получим:

$$Y_1 (x_д - x_м) = M_{ст}.$$

Значит, если путем продувок модели установлены величины Y_1 и $M_{ст}$, легко найти и положение центра давления — координату $x_д$.

Взаимное расположение центра давления и центра масс определяет аэродинамическую стабилизацию ракеты. Если центр давления расположен сзади центра масс, то, как видно из рис. 6.35, при отклонении оси ракеты от вектора скорости аэродинамические силы создают момент, уменьшающий угол атаки и восстанавливающий ориентацию по потоку. Если же центр давления расположен впереди центра масс, то подъемная сила увеличивает угол атаки; статический момент становится дестабилизирующим. В этом случае говорят, что ракета статически неустойчива. Если ракету снабдить хвостовым оперением, то центр давления смещается назад, и ракета приобретает свойства аэродинамической устойчивости. Бесстабилизаторные ракеты большей частью статически неустойчивы. Поэтому неуправляемые ракеты обязательно снабжаются стабилизаторами. Исключение составляют турбореактивные неуправляемые снаряды, стабилизация которых достигается гироскопическим эффектом, связанным с быстрым вращением снаряда относительно продольной оси.

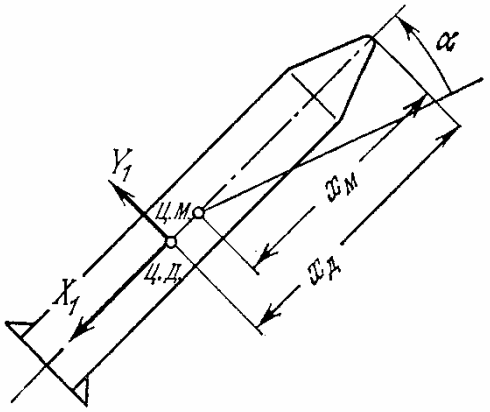


Рис. 6.35. Приведение аэродинамических сил к центру давления.

Степень аэродинамической устойчивости определяется отношением расстояния между центром масс и центром давления к длине ракеты $(x_д - x_м)/l$. Это отношение называется запасом статической устойчивости и для оперенных ракет меняется в пределах 5—15%.

Как центр масс, так и центр давления баллистической ракеты на атмосферном участке полета меняют свое положение, сдвигаясь вдоль оси на более или менее значительное расстояние.

На рис. 6.36 показан закон этого смещения во времени. Центр масс смещается в зависимости от количества израсходованного топлива, а центр давления зависит от числа M. Закон смещения центра давления обнаруживает некоторую немонотонность, связанную со сменой характера обтекания при переходе через скорость звука. На рис. 6.36 пунктиром показан также примерный закон смещения центра давления для неоперенной ракеты. Здесь, как видим, на участке выведения возможна смена устойчивого состояния на неустойчивое. Для управляемой ракеты, каковой является всякая баллистическая ракета, это не влечет за собой пагубных последствий. Устойчивость обеспечивается работой автомата стабилизации. Но вместе с тем не следует думать, что это происходит само собой. Структура

автомата стабилизации, подбор его параметров и параметров силового привода управляющих органов будут различными в зависимости от степени устойчивости или неустойчивости ракеты. Реакция автомата стабилизации на угловые возмущения должна в этих случаях быть различной.

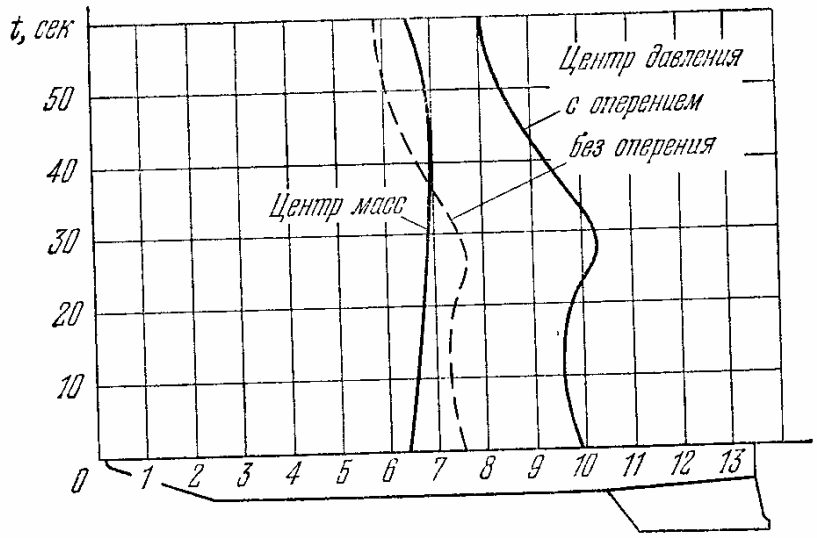


Рис. 6.36. Зависимость положения центра масс и центра давления от времени.

Это легко понять на следующей простой аналогии. Представим себе, что мы держим в руках линейку (рис. 6.37) и хотим (хотя бы для забавы) обеспечить ее вертикальное положение в двух состояниях: первое — когда она подвешена на нитке, и второе — когда она установлена на ладони. Первое состояние равновесия устойчиво, второе — неустойчиво. Наша нервная система в данном случае может рассматриваться как автомат стабилизации. Датчиками служит визуальное восприятие и мышечные ощущения. Исполнительным органом является рука. Если линейку отклонить от вертикали, т. е. сообщить некоторое возмущение, то наша реакция на это отклонение будет в указанных двух случаях различной, наша нервная система способна быстро перестроиться. Что же касается ракеты, то здесь подобная приспособляемость к смене условий должна быть предусмотрена еще на стадии проектирования системы управления, и если автомат должен перестраивать свое поведение непосредственно на траектории, то это может вызвать определенные трудности. Кстати, подобные же трудности могли бы возникнуть

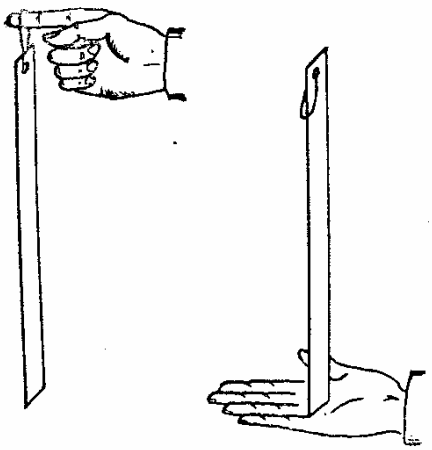


Рис. 6.37. Статически устойчивое и неустойчивое положения равновесия.

и в нашем примере, если бы у нас в руках была бы не линейка, а более сложный механизм с переменными параметрами статической устойчивости, переходящей в неустойчивость.

Демпфирующие моменты

Значение демпфирующих моментов, как уже говорилось, зависит от угловой скорости вращения ракеты относительно любой оси. Можно говорить о демпфирующих моментах относительно двух поперечных и относительно продольной оси. Последнее наиболее существенно для оперенных ракет и пакетных схем составных ракет. Демпфирующие моменты всегда направлены в сторону, противоположную вращению, и в первом приближении пропорциональны угловой скорости.

Возникновение демпфирующих моментов и их величина зависят от условий обтекания и от течения масс жидкости и газа во внутренних полостях ракеты. В соответствии с этим различают внешние аэродинамические и внутренние демпфирующие моменты. И те и другие могут рассматриваться как следствие возникновения кориолисовых сил.

Выражение для внешнего демпфирующего момента, как и для всех до сих пор рассмотренных аэродинамических сил и моментов, строится с точностью до безразмерного множителя, называемого в данном случае коэффициентом демпфирующего момента.

Если ракета поворачивается с угловой скоростью ω в потоке, движущемся со скоростью v, то поток, следя за внешними обводами ракеты, получает кориолисово ускорение. С точностью до постоянного множителя напишем $v\omega$. Для нас сейчас даже не имеет значения коэффициент 2 в выражении кориолисова ускорения. Важна только структура взаимосвязи размерных параметров.

Чтобы получить кориолисову силу, ускорение надо помножить на характерную массу ρSl, где S и l — характерная площадь и характерная длина. Чтобы найти момент, силу надо умножить еще и на характерное плечо — в данном случае на длину l. Таким образом, внешний демпфирующий момент с точностью до безразмерного множителя определяется произведением

$$v\omega \cdot \rho Sl \cdot l.$$

Приведем это выражение к привычной общепринятой форме, вводя скоростной напор и безразмерный коэффициент. В итоге:

$$M_д = c_д \frac{\rho v^2}{2} \frac{\omega}{v} Sl^2, \qquad (6.18)$$

где $c_д$ — безразмерный коэффициент демпфирующего момента. Скорость v введена дополнительно в числитель и знаменатель

с тем, чтобы в выражение момента в явном виде вошел скоростной напор. Под величиной ω можно понимать, в частности, скорость изменения угла тангажа $\dot{\varphi}$.

Выражение для аэродинамического демпфирующего момента может быть получено и из других соображений без привлечения кориолисовых сил.

В каждой точке поверхности при повороте ракеты с угловой скоростью ω возникает местный угол атаки $\Delta\alpha_м$ (рис. 6.38)

$$\Delta\alpha_м = \frac{\omega}{v} x',$$

где x' — расстояние от оси вращения.

С точностью до некоторого безразмерного множителя углы атаки для всех точек поверхности могут быть охарактеризованы величиной $\omega l/v$. Если вернуться теперь к выражению стабилизирующего момента (6.15), а кроме того, учесть еще и выражение (6.16), легко сообразить, что формула для $M_д$ получается из (6.15) простой заменой c_m на $c_д \omega l/v$, и мы снова приходим к знакомому выражению (6.18).

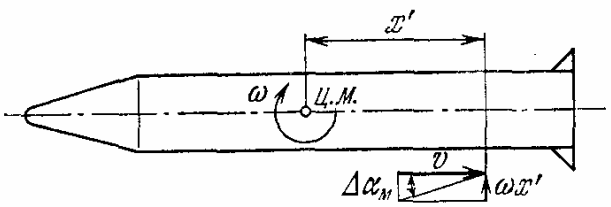


Рис. 6.38. Возникновение местного угла атаки при повороте ракеты.

Безразмерный коэффициент демпфирующего момента $c_д$, как и все до сих пор встречавшиеся нам аэродинамические коэффициенты, при малых скоростях полета остается неизменным. При больших же скоростях эта величина должна рассматриваться как функция числа M. На рис. 6.39 показан в качестве примера график изменения коэффициента $c_д$ от числа M для оперенной ракеты при ее повороте относительно поперечной оси. Для неоперенной ракеты величина $c_д$, очевидно, будет заметно меньшей.

Перейдем теперь к внутреннему демпфирующему моменту. О нем кое-что уже было сказано ранее, когда мы составляли уравнения движения [см. формулу (6.5)]:

$$M_{кор} = (mx_1^2 + I)\dot{\varphi}.$$

Этот момент мы назвали моментом кориолисовых сил. Здесь под $\dot{\varphi}$ следует понимать скорость изменения угла тангажа, а под x_1 — расстояние от центра тяжести до среза сопла. На рис. 6.40 оно обозначено через x'_a. Момент инерции ракеты относительно поперечной оси уменьшается за время Δt только вследствие того, что в соответствии с расходом понижается уровень жидкости в переднем 1 и заднем 2 баках. Масса содержимого баков уменьшится на $m_1\Delta t$ и $m_2\Delta t$ соответственно. Таким

образом,

$$\Delta I = -m_1 x_1'^2 \Delta t - m_2 x_2'^2 \Delta t.$$

Следовательно,

$$\dot{I} = -m_1 x_1'^2 - m_2 x_2'^2,$$

где m_1 и m_2 — секундный расход массы первого и второго компонентов.

Так как $m_1 + m_2 = m$, то получим:

$$M_{кор} = [m_1 (x_a'^2 - x_1'^2) + m_2 (x_a'^2 - x_2'^2)]\,\dot{\varphi}. \qquad (6.19)$$

При помощи простых выкладок легко убедиться в том, что к тому же самому выражению нас приводит и суммирование моментов кориолисовых сил.

Элементарный момент кориолисовой силы для массы потока $\rho S dx'$ (рис. 6.40) будет

$$2w\dot{\varphi} \cdot \rho S\, dx' \cdot x'.$$

Это выражение должно быть проинтегрировано по x'. Но величина $\rho S w$ представляет собой постоянный для всех сечений секундный расход m. Поэтому она выходит за знак интеграла

$$2\dot{\varphi} m \int x'\, dx'.$$

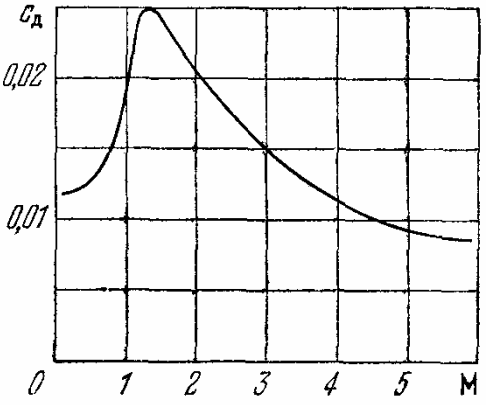


Рис. 6.39. Зависимость коэффициента $c_д$ от числа M (ракета «Фау-2»).

Остается проставить пределы интегрирования.

Общий расход m остается неизменным на участке длины от x_2' до x_a', а расход m_1 — на участке от x_1' до x_2', независимо от того, в жидкой или газообразной фазе находится подвижная масса. Поэтому

$$M_{кор} = 2\dot{\varphi}\left[m \int_{x_2'}^{x_a'} x'\, dx' + m_1 \int_{x_1'}^{x_2'} x'\, dx'\right].$$

После интегрирования и замены m на $m_1 + m_2$ снова приходим к выражению (6.19).

Сравнительная числовая оценка абсолютных значений статического и демпфирующих моментов затрудняется тем, что один определяется углом атаки, а другой — угловой скоростью поворота ракеты. Для оперенных ракет, например, при колебательном движении, возникающем в процессе стабилизации в плотных слоях атмосферы, максимальное значение демпфирующего момента (при $\alpha = 0$) составляет примерно 10% от наибольшего

значения статического момента, возникающего при наибольшем угле атаки. При этом в числе этих 10% бо́льшая часть приходится на демпфирующий момент от внешних аэродинамических сил и только остаток — на внутренний момент кориолисовых сил, определяемый выражением (6.19). Для неоперенной ракеты статический момент вообще является дестабилизирующим, а сравнительная числовая оценка абсолютных значений моментов может быть совершенно иной.

Внутренний момент кориолисовых сил в уравнениях движения ракеты обычно не учитывается; его влияние на законы движения ничтожно мало. Но он должен рассматриваться как самостоятельное слагаемое в оценке тех моментов, преодоление которых возлагается на рулевые органы.

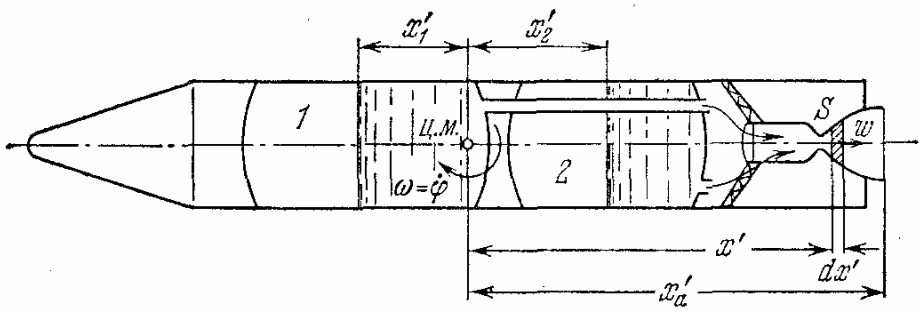


Рис. 6.40. К определению момента кориолисовых сил.

Итак, мы довольно много внимания уделили аэродинамическим силам. Возникает вопрос, а стоило ли делать это? Из гл. I нам известно, что потери скорости баллистической ракеты на аэродинамическое сопротивление, особенно для ракет-носителей, не столь уж и велики. Они значительно уступают потерям на земное тяготение. Отсюда напрашивается прямой вывод, что вообще в ракетном деле аэродинамика сама по себе, как раздел механики, занимает подчиненное положение. Это — не авиация. Для ракеты главное — сила тяги, удельная тяга и общий вес.

Однако это далеко не так. Верно, конечно, что суммарный отрицательный импульс лобового сопротивления заметно меньше того, что дает земное тяготение. Но аэродинамика служит не только целям баллистического расчета. Аэродинамические силы необходимо знать и для расчетов корпуса ракеты на прочность.

Скорость ракеты определяется в каждой точке траектории импульсом действия сил за время, прошедшее со старта, а прочность зависит от значения сил и моментов в данный момент времени. В этом главное. Лобовое сопротивление дает потерю скорости существенно меньшую той, которую мы приобретаем за счет тяги, но максимальное значение лобового сопротивления вполне соизмеримо с тягой. Конечно, оно меньше ее, но дело до-

ходит до того, что для многих ракет с невысокой тяговооруженностью на высотах порядка 10—15 *км* при максимальном лобовом сопротивлении ускорение ракеты может даже падать, хотя, казалось бы, очевидно, что вследствие уменьшающейся массы ракеты и постоянного увеличения тяги с высотой оно должно было бы неизменно возрастать. И лобовое сопротивление обязательно принимается во внимание при расчете несущих баков баллистической ракеты на осевое сжатие.

Подъемная аэродинамическая сила при малых углах атаки и вовсе мала по сравнению с прочими. Но именно эти относительно малые поперечные аэродинамические силы создают на большой длине ракеты те изгибающие моменты, на которые ведется расчет несущих элементов конструкции. И как раз из этих расчетов вытекают ограничения на угол атаки, а отсюда следуют и определенные требования к выбору программы угла тангажа.

Аэродинамические моменты — статический и демпфирующий — тоже, казалось бы, малы. Но от них как раз и зависит решение вопроса о том, каким быть органам управления, какую тягу должны давать рулевые камеры, на какой угол им поворачиваться и какими параметрами в конечном итоге должны обладать рулевые органы.

Конечно, можно было бы напомнить еще и об аэродинамике головной части или спускаемого аппарата при входе в атмосферу, об их аэродинамической стабилизации, об их управлении аэродинамическими силами, о высоких температурах и о многом другом. Но сказанного вполне достаточно, чтобы понять многоплановость и необычайную широту задач, которые решаются методами аэродинамики в ракетной технике.

4. СИЛА ТЯГИ, СИЛА ЗЕМНОГО ТЯГОТЕНИЯ И УПРАВЛЯЮЩИЕ УСИЛИЯ

Изменение тяги на траектории

Несмотря на то, что определению тяги двигателя мы уже уделили достаточное внимание, нам необходимо еще раз вернуться к этому вопросу, но уже в связи с теми изменениями, которые претерпевает тяга на траектории.

Первая, очевидная и постоянно действующая причина изменения тяги — это падение барометрического давления с высотой. Учесть роль барометрического давления в принципе не составляет труда. Уравнения движения (6.2)—(6.4) дополняются кинематическими дифференциальными соотношениями для координат на траектории полета. Поэтому при численном интегрировании системы уравнений положение ракеты в пространстве

в каждый момент времени известно. Известна и высота. По высоте из таблиц стандартной атмосферы определяется барометрическое давление и по шагам вносятся изменения в мгновенное значение тяги. Кстати, точно так же оцениваются и аэродинамические силы. Они определяются по плотности атмосферы на полученной высоте и по величине мгновенной скорости. Но об этом мы поговорим позже.

Более подробного обсуждения требует вопрос изменения тяги в связи с изменением секундного расхода. Секундный расход меняется при старте ракеты и в конце активного участка. Меняется он и на траектории по причинам, которые постоянно должны находиться в поле нашего зрения. И наконец, он может изменяться и преднамеренно по определенной программе.

Будем различать двигатели с регулируемой и нерегулируемой тягой. Нерегулируемую в полете тягу имеют твердотопливные ракетные двигатели и некоторые типы жидкостных двигателей сравнительно малых тяг. Регулирование тяги на траектории применяется только в жидкостных двигателях.

В нерегулируемых двигателях закон изменения тяги следует предписанной номинальной характеристике. Она известна заранее. Для твердотопливных двигателей, как мы знаем, закон изменения тяги относится к числу проектных характеристик заряда и камеры. Он выбирается заранее, а номинальные, уточненные значения тяги окончательно определяются по результатам стендовых испытаний. Когда ведутся баллистические расчеты, то в уравнения движения тяга P входит как известная функция времени, прошедшего с момента воспламенения, плюс приращение тяги по высотной характеристике.

В жидкостных двигателях, не снабженных системой регулирования, на траектории сохраняется неизменной мощность турбины, а расход может несколько изменяться в связи с изменением давления топливных компонентов на входе в насосы. Это — довольно сложная функция нескольких взаимообусловленных параметров. Вслед за изменением ускорения ракеты меняется кажущийся удельный вес топливных компонентов. По мере расхода топлива меняется высота столба жидкости. И наконец, в зависимости от принятой системы наддува меняется давление над зеркалом жидкости в баках. Таким образом, давление на входе в насосы не остается постоянным. В результате незначительно меняется как суммарный расход, так и соотношение компонентов. Меняется и тяга, но не сильно. Относительное изменение секундного расхода на участке выведения составляет у нерегулируемых ЖРД не более 1—2%. Эти отклонения могут быть предсказаны и относятся к категории номинальных, хотя и не всегда учитываемых изменений тяги. При ориентировочных проектно-баллистических расчетах ими можно прене-

бречь, но при уточненных расчетах они могут приниматься во внимание.

Начальный и конечный отрезки времени работы двигателя протекают в неустановившемся режиме, и хотя протяженность этих режимов во времени невелика, их влияние на параметры траектории вполне ощутимы.

Запуск жидкостного двигателя производится при неполной подаче компонентов, при небольшом расходе. Необходимо время, чтобы в объеме камеры была достигнута относительная однородность параметров состояния продуктов сгорания. Для многокамерных, а точнее для многодвигательных и многоблочных систем, во избежание заметных угловых возмущений при старте

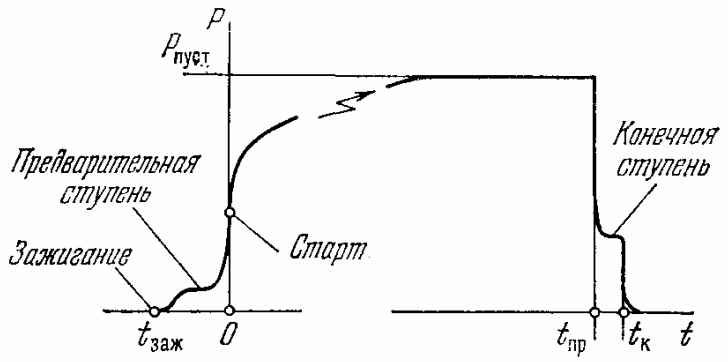


Рис. 6.41. Изменение тяги по времени.

необходимо еще и предварительное выравнивание тяг у противостоящих двигателей. Кроме того, уже после подачи команды на полный расход турбина набирает номинальные обороты не сразу. В итоге выведение всех двигателей на режим полной тяги требует не только времени, но и расхода топлива.

Предстартовый расход топлива, конечно, невелик, но он должен особо учитываться при определении заправочных запасов топлива. Отрыв ракеты от стартового устройства происходит в момент $t = 0$, когда нарастающая тяга сравняется со стартовым весом (рис. 6.41). В дальнейшем масса ракеты меняется в полете в соответствии с очевидной зависимостью:

$$M = M_0 - \int_0^t m\,dt,$$

где M_0 — масса в момент $t = 0$,

$$M_0 = M_{запр} - \int_{t_{заж}}^{0} m\,dt.$$

Здесь $M_{запр}$ — масса заправленной ракеты, а $t_{заж} < 0$ — время подачи команды на зажигание.

В конце участка выведения, когда подается команда на полное выключение двигателя (главная команда), остатки догорающего в камере топлива, как мы знаем, сообщают ракете некоторый неконтролируемый импульс последействия. С тем чтобы уменьшить влияние его разброса и тем самым уменьшить разброс по скорости, двигатель за 2—5 *сек* до полного выключения переводится по так называемой предварительной команде на режим конечной ступени, а недостающая до расчетной скорость набирается на пониженной тяге. Затем по главной команде в момент $t_к$ (рис. 6.41) производится полное выключение двигателя.

Переходные режимы двигателя и вытекающее из них быстрое изменение тяги учитываются в баллистических расчетах обычно тем, что начальный и конечный участки изменения тяги (рис. 6.41) аппроксимируется функциями, имеющими вид экспоненты.

Желаемое изменение тяги ЖРД достигается, как мы знаем, регулированием секундного расхода топлива. Установка регулятора секундного расхода на современных жидкостных ракетных двигателях преследует в основном две цели: во-первых, уменьшить в реальных условиях полета отклонения параметров движения от номинальных и, во-вторых, выдержать определенный номинальный закон изменения тяги. Эти цели нерасторжимы, даже если в частном случае регулируется постоянство секундного расхода. Регулятор секундного расхода следит за выполнением условий программы выведения по так называемой кажущейся скорости. О том, почему она «кажущаяся», мы поговорим позже. Но смысл регулирования в целом сводится к тому, чтобы не допускать заметных отклонений тяги от номинала. Регулятор обязан позаботиться о том, чтобы на участке выведения фактическая тяга была близка к номинальной, т. е. была такой, какой положено, и соответствовала заранее предусмотренному закону изменения.

Для первых ступеней ракет-носителей регулятор обеспечивает обычно постоянное значение секундного расхода. Для второй и третьей ступеней ракет-носителей функции регулятора могут быть расширены введением программного изменения тяги. Ракета-носитель на последующих ступенях выводится по относительно пологой траектории, и потери скорости на земное тяготение не столь ощутимы, как на первой ступени. Поэтому имеется возможность несколько снизить тяговооруженность и ввести режим постепенно уменьшающейся во времени тяги. Если принять линейный закон уменьшения тяги, то в дополнение к параметрам программы угла тангажа появляется еще один — скорость уменьшения расхода. Он относится также к числу оптимизируемых параметров программы выведения

и определяется, как и прочие, из условий решения краевой баллистической задачи. Программное изменение расхода дает нам закон изменения тяги во времени, и полученная для тяги функция вводится в интегрируемые уравнения движения. В полете регулятор, естественно, опять же следит за тем, чтобы фактическая тяга соответствовала номинальной.

Сила тяжести

Сила земного тяготения Mg, которая действует на ракету в полете, уменьшается по мере уменьшения массы:

$$M = M_0 - \int_0^t m\,dt.$$

О том, как изменяется на участке выведения ракеты секундный расход m, входящий под знак интеграла, сказано уже достаточно. Нам остается только поговорить о законе изменения ускорения земного тяготения g.

Казалось бы, и здесь все ясно. Сила тяготения, а следовательно и величина g, убывает обратно пропорционально квадрату расстояния до центра Земли. И это верно. Но верно только до тех пор, пока мы можем рассматривать Землю как шар со сферической симметрией распределения масс.

Хорошо известный нам еще из школьного курса физики закон всемирного тяготения, сформулированный Ньютоном, утверждает, что все тела притягиваются друг к другу с силой, пропорциональной произведению их масс и обратно пропорциональной квадрату расстояния между ними. О форме этих тел, о мере сопоставимости их размеров с расстоянием, на котором они взаимодействуют, в формулировке закона нет ни слова. И это понятно. Пока речь идет о притяжении между Солнцем и планетами Солнечной системы, в таких оговорках нет надобности. Расстояния между небесными телами столь велики, что массы этих тел могут рассматриваться как сосредоточенные.

Иначе обстоит дело, когда рассматривается движение искусственного спутника вблизи Земли или полет ракеты на участке выведения. Размеры орбиты спутника вполне соизмеримы с радиусом Земли, и поэтому возникает правомерный вопрос, можно ли рассматривать всю массу Земли сосредоточенной в ее центре и безоговорочно пользоваться школьной формулировкой закона тяготения. Иначе говоря, массу Земли можно рассматривать состоящей из множества составляющих ее масс, но вместе с тем нет никакой уверенности, что векторная сумма действия этих масс равна действию их суммы, сосредоточенной в центре масс.

Возникающее сомнение в принципе легко разрешается. Надо воспользоваться законом тяготения для точечных масс, а затем интегрированием по объему земного сфероида определить равнодействующую элементарных сил как суммарную силу притяжения Земли. Сложными или простыми будут такие вычисления, вопрос другой. Но принцип ясен, и обнаруживается, что для тела сферической формы, при условии сферической симметрии распределения масс по объему, действительно, сила притяжения обратно пропорциональна квадрату расстояния до центра. Но таким счастливым свойством обладает только сфероид. Если же тело имеет иную форму, то вблизи такого тела гравитационное поле, вообще говоря, не будет центральным, т. е. сила притяжения не следит за какой-то определенной точкой, и только на достаточном удалении от тела закон изменения равнодействующей силы притяжения приобретает свойства обратной квадратичной зависимости от расстояния.

Из сказанного следует простой вывод. Поскольку форма Земли несколько отличается от сферической, то и силы притяжения вблизи Земли не совсем точно подчиняются условиям центрального поля тяготения. Это определенным образом сказывается, в частности, на эволюции орбит искусственных спутников Земли, и к этому вопросу мы еще вернемся. А пока примем следующую простую и вместе с тем достаточно точную модель.

Земля есть шар, равновеликий геоиду и имеющий радиус $R = 6371{,}1$ *км*. Масса Земли $5{,}9763 \cdot 10^{24}$ *кг*. Ускорение земного тяготения у поверхности $g_0 = 9{,}8204$ *м/сек*^{2}. Это — чисто гравитационная постоянная, отличающаяся от привычного значения 9,81 *м/сек*^{2} тем, что в нее не включена составляющая центростремительного ускорения, возникающего вследствие суточного вращения Земли.

При принятой модели земного шара сила тяжести, действующая на ракету, постоянно направлена к центру Земли, а ускорение свободного падения g на расстоянии r от центра (при $r > R$), как это следует из закона тяготения, равно

$$g = \frac{fM_\oplus}{r^2} = \frac{K_\oplus}{r^2}, \tag{6.20}$$

где f — гравитационная постоянная, $M_\oplus$ — масса Земли, а $K_\oplus$ — константа гравитационного поля Земли, равная $3{,}9862 \times \times 10^{14}$ *м*^{3}*/сек*^{2}.

Управляющие усилия

Сейчас вряд ли можно найти где-либо такое конструкторское бюро, где проектировались бы новые носители с газоструйными рулями. Уж слишком велики на них потери. Достаточно сказать,

что двигатель ракеты «Фау-2», которая управлялась газоструйными рулями, из 25 *тс* тяги терял на рулях около 600 *кгс*. По современным понятиям это очень много. Поэтому газоструйные рули могут еще сохранить в какой-то мере свое значение для боевых баллистических ракет тактического назначения, что же касается тяжелых баллистических ракет, то здесь газоструйные рули, по-видимому, отошли в прошлое. И тем не менее мы скажем о них несколько слов, хотя бы в меру необходимого уважения к их исторической роли.

Газодинамические силы на газоструйном руле (рис. 6.42) совершенно аналогичны по физической сути аэродинамическим силам, действующим на ракету, и вычисляются они по тем же самым формулам аэродинамических сил и моментов, со своими, понятно, коэффициентами в соответствии со скоростным напором истекающей струи.

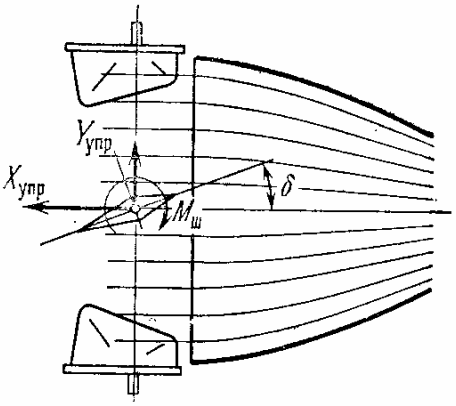


Рис. 6.42. Газоструйные рули в потоке.

Аналогом угла атаки α является угол поворота рулей δ. Этот угол, однако, нельзя считать малым. Обычно газоструйный руль имеет возможность поворачиваться на $\pm 25°$, а рабочий диапазон изменения этого угла лежит в пределах $\pm 15°$. Газоструйный руль обдувается сверхзвуковым потоком с неизменными во времени параметрами, но форма самого руля за время его работы несколько изменяется вследствие частичного его обгорания у передней кромки.

Логика выбора размеров газоструйных рулей, точно так же как и тяги управляющих двигателей, достаточно проста. Рабочий угол поворота δ может рассматриваться как сумма двух слагаемых. Первое — обусловлено необходимостью выполнить программный разворот ракеты по номинальной траектории. Эта величина легко определяется простым расчетом. Второе слагаемое — это дополнительный угол поворота, который следует рассматривать как реакцию, как ответ автомата стабилизации на возможные случайные возмущения.

При медленном программном развороте угловая скорость $\dot{\varphi}$ и угловое ускорение $\ddot{\varphi}$ малы. Тогда уравнение движения (6.4) превращается в уравнение равновесия. Левая часть уравнения обращается в нуль, шарнирным моментом в балансе сил, действующих на ракету, можно пренебречь, а аэродинамический момент сохраняет только статическую составляющую. Поэтому

$$M_{ст} + Y_{упр} c = 0,$$

а так как при малых углах атаки (см. рис. 6.35) $M_{ст} = Y_1(x_д - x_м)$, то

$$Y_{упр} = -Y_1\frac{x_д - x_м}{c}.$$

Следовательно, управляющее усилие на рулях должно быть во столько раз меньше подъемной силы, во сколько расстояние между центром масс и центром давления меньше расстояния от руля до центра масс ракеты.

По найденному управляющему усилию $Y_{упр}$ и по известному скоростному напору можно для характерной площади газоструйного руля $S_р$ указать значение угла поворота δ, при котором обеспечивается необходимое управляющее усилие $Y_{упр}$. При этом, понятно, должен быть обеспечен запас управляющей силы для незапрограммированных внешних воздействий.

Размеры руля, конечно, желательно выбрать возможно меньшими, чтобы снизить потерю тяги $X_{упр}$. Но при уменьшении $S_р$ надо увеличивать угол δ, что опять же нехорошо, поскольку при больших углах атаки быстро нарастает c_x рулей и снова увеличивается потеря тяги.

Из возникшего затруднения, однако, есть хороший выход. Поскольку основной разворот ракеты на участке выведения осуществляется в плотных слоях атмосферы, для выполнения маневра можно использовать уже достаточно большой скоростной напор внешнего потока и бóльшую часть нагрузки возложить на воздушные рули. Поэтому для управления по тангажу в дополнение к газоструйным устанавливаются и воздушные рули, располагаемые на стабилизаторах или пилонах. Они работают параллельно с соответствующей парой газоструйных рулей от тех же рулевых машин и создают дополнительную управляющую силу. При выходе из плотных слоев атмосферы воздушные рули, конечно, полностью теряют свою эффективность, но основное дело они уже сделали, а с остальными задачами газоструйные рули справятся сами.

При таком решении газоструйные рули можно уменьшить и получить заметное снижение потерь тяги.

Заканчивая разговор о газоструйных рулях, вернемся к отброшенному слагаемому уравнения (6.4) $M_ш$ — к шарнирному моменту. Это — момент, который передается от руля на рулевую машину, а следовательно, и на корпус ракеты. С другой стороны, он же приложен со стороны рулевой машины к рулю. В уравнении движения массивной ракеты шарнирный момент не играет никакой роли; он слишком мал для этого. Но для самой рулевой машины он является единственным внешним силовым фактором, характеризующим ее работу.

Для быстрого и своевременного исполнения своих функций рулевая машина должна преодолеть инерционность руля, которая определяется угловым ускорением, преодолеть демпфирующий момент, пропорциональный угловой скорости, и наконец, статический газодинамический момент, который определяется углом атаки руля. Таким образом,

$$M_{ш} = a_0\delta + a_1\dot{\delta} + a_2\ddot{\delta}, \qquad (6.21)$$

где a_0, a_1, a_2 — коэффициенты пропорциональности. Коэффициенты a_0 и a_1 — чисто аэродинамические. Первый из них, a_0, — это производная статического момента руля по его углу атаки, а a_1 — производная демпфирующего момента руля по его угловой скорости. Что же касается коэффициента a_2, то это не что иное, как массовый момент инерции руля относительно оси поворота.

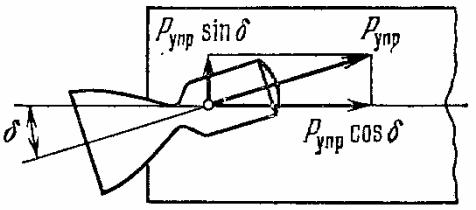


Рис. 6.43. Разложение тяги поворотной камеры на составляющие.

После того, что сказано о газоструйных рулях, остается мало что добавить по поводу поворотных камер (рис. 6.43).

Управляющая сила $Y_{упр}$, создаваемая поворотом камеры, равна, очевидно,

$$Y_{упр} = P_{упр}\sin\delta, \qquad (6.22)$$

а потеря тяги на органах управления

$$X_{упр} = P_{упр}(1 - \cos\delta) = 2P_{упр}\sin^2\frac{\delta}{2},$$

где $P_{упр}$ — тяга поворотной камеры.

Диапазон изменения угла δ определяется силой $P_{упр}$. Если управление осуществляется поворотом основного двигателя, угол мал. Так, в частности, для всех ступеней «Сатурн-V» предельным является отклонение двигателя на $\pm 7°$. Рабочий диапазон, конечно, меньше этого значения. Если управление осуществляется специальными поворотными камерами, как у ракеты СК, то угол δ может достигать значений $\pm 45°$.

Сразу же возникает очевидный вопрос, а что выгоднее? Большой угол и малая тяга поворотной камеры или малый угол и большая тяга?

Исходя из минимума потерь тяги на управление, ответ в самом первом приближении можно получить, не выходя за рамки школьной тригонометрии. При равенстве управляющих сил

$$P_{1упр}\sin\delta_1 = P_{2упр}\sin\delta_2$$

потери $X_{1упр}$ и $X_{2упр}$ относятся как $\operatorname{tg}\frac{\delta_1}{2}$ и $\operatorname{tg}\frac{\delta_2}{2}$. Значит, наименьшие потери возникают при наименьших углах δ и

наибольших тягах поворотных камер. Предельный случай очевиден: поворачивать надо весь двигатель целиком. Но этот вывод основан только на геометрических соображениях. В реальных условиях надо считать все: вес рулевых машин, вес узлов крепления, компоновку и опять же связанный с ней вес, многое другое и, наконец, то, о чем мы уже говорили ранее. Надо учитывать надежность, которая вытекает из уже накопленного опыта и конкретных условий производства и освоения конструкции в целом.

В отличие от газоструйных рулей, шарнирный момент для поворотной камеры не имеет слагаемого, пропорционального углу поворота δ; камера не дает позиционного момента, и коэффициент a_0 в выражении (6.21) обращается в нуль:

$$M_{ш} = a_1\dot{\delta} + a_2\ddot{\delta}.$$

Коэффициент a_2 здесь, как и для газоструйного руля, представляет собой момент инерции поворачивающейся массы, а величина $a_1\dot{\delta}$ есть демпфирующий внутренний момент кориолисовых сил, величина которого определяется так же, как это делалось для ракеты в целом.

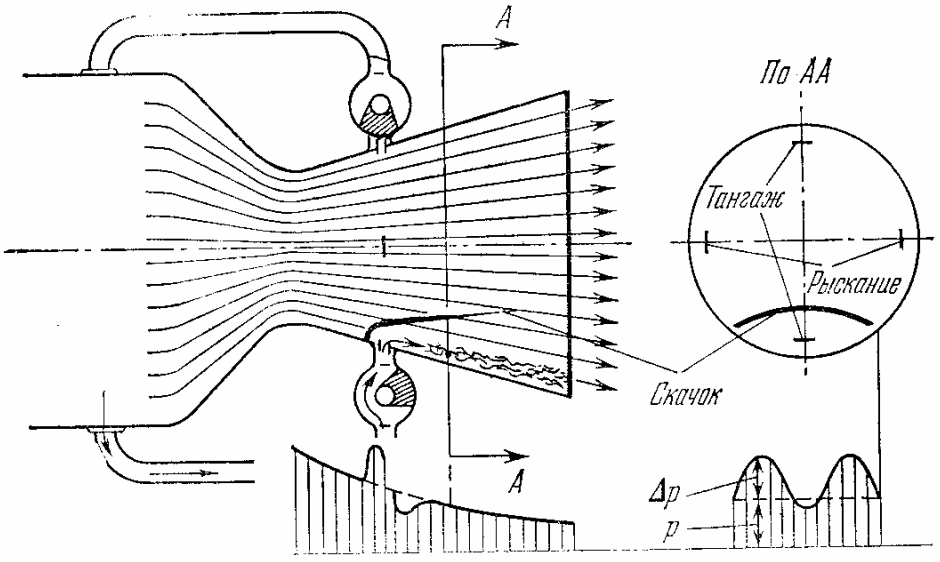


Рис. 6.44. Схема управления вектором тяги путем вдува газа в сопловую часть камеры.

Остановимся, наконец, на управляющих силах, создаваемых вдувом газа или впрыском жидкости в закритическую область камеры.

На рис. 6.44 показана наиболее изящная схема управления вдувом, основанная на перепуске продуктов сгорания из камеры в сопловую часть.

Вдув производится через две пары диаметрально расположенных щелей. Одна пара служит для управления по тангажу, другая — по рысканию. Для управления по крену необходимы дополнительные сопла. Величина расхода $m_{упр}$ на создание

управляющего усилия составляет примерно 1—2% от общего расхода m и регулируется управляющими клапанами.

В зоне вдува перед щелью и за ней образуется пространственный скачок уплотнения, за которым возникает зона повышенного давления. Это давление Δp по боковой поверхности сопла распределено в осевом и поперечном направлениях неравномерно: примерно так, как это показано на рис. 6.44. Но в целом, интегральным образом, давление Δp дает управляющую боковую силу, направленную в ту сторону, откуда производится вдув (на рис. 6.44 — вниз). Возникновение управляющей силы можно трактовать и как следствие изменения вектора скорости потока в выходном сечении сопла.

Управление вдувом применяется только в твердотопливных двигателях. Для жидкостных ракетных двигателей бóльшие удобства представляют поворотные камеры.

Основным показателем эффективности системы вдува является коэффициент эффективности, который представляет собой отношение удельного импульса управления к удельному импульсу тяги

$$\beta_{\text{упр}} = \frac{Y_{\text{упр}}}{m_{\text{упр}}} : \frac{P}{m}.$$

Эта величина зависит в первую очередь от конструктивных особенностей системы (от расположения точки вдува и степени расширения сопла) и меняется обычно в пределах 1,5—2,0. Тот же интервал изменения $\beta_{\text{упр}}$ сохраняется и в случае, если в качестве рабочего тела для вдува используются не продукты сгорания, а горячий газ, поступающий из специального газогенератора. Таким образом, по эффективности эти способы равноценны, хотя и имеют как достоинства, так и свои недостатки. Подача газа из специального газогенератора увеличивает вес конструкции, но упрощает клапанную систему управления вдувом. Продукты сгорания твердого топлива содержат в своем составе твердые частицы, вызывающие эрозию, в то время как продукты специальной газогенерации таких частиц не содержат, да и температура этого газа ниже, чем поступающего из камеры двигателя.

Если в сопловую часть впрыскивать жидкость, то вследствие затрат на теплоту парообразования коэффициент $\beta_{\text{упр}}$ снижается до 0,5—1,0. Правда, здесь появляется возможность несколько повысить эффективность системы применением химически активных веществ, в частности, четырехокиси азота или перекиси водорода. Эти окислители частично компенсируют отрицательный кислородный баланс твердых топлив, что дает ощутимые результаты при увеличенном времени пребывания впрыскиваемого компонента в удлиненных соплах.

Поскольку коэффициент $\beta_{упр}$ в первом приближении может рассматриваться как величина постоянная, управляющая сила, очевидно, пропорциональна расходу $m_{упр}$:

$$Y_{упр} = g_0 \beta_{упр} P_у m_{упр}.$$

Составлять дифференциальные зависимости для шарнирного момента в рассматриваемой системе не имеет смысла. Момент сервопривода должен преодолеть только трение в распределительном устройстве.

Потеря тяги при управлении вдувом определяется потерей удельного импульса. Так как расход $m_{упр}$ направлен перпендикулярно потоку, то тяга уменьшается в отношении $m - m_{упр}$ к m, и потеря тяги на органах управления в данном случае будет

$$X_{упр} = P \frac{m_{упр}}{m} = \frac{1}{\beta_{упр}} Y_{упр}.$$

Таким образом, потеря тяги пропорциональна не только расходу, но и управляющему усилию.

Любопытно в связи с этим провести сопоставление трех рассмотренных систем управления вектором тяги.

Газоструйные рули дают почти постоянную потерю тяги на протяжении всего активного участка, к тому же несколько увеличивающуюся с увеличением управляющего усилия. Это весьма дорого. В системе вдува расплачиваться за управляющее усилие надо только тогда, когда оно потребуется. Причем плата справедливая — больше взяли, соответственно дороже заплатили. А вот что касается управления поворотом камеры двигателя, то здесь и вовсе условия льготные. При малых углах δ

$$Y_{упр} = P_{упр} \sin \delta \approx P_{упр} \delta, \quad X_{упр} = P_{упр} (1 - \cos \delta) \approx \frac{1}{2} P_{упр} \delta^2,$$

и следовательно,

$$X_{упр} = \frac{1}{2P_{упр}} Y_{упр}^2.$$

Таким образом, здесь не линейная, а квадратичная шкала стоимости. Если требуется относительно малая управляющая сила, то потеря тяги имеет еще более высокую степень малости.

Глава VII

ТРАЕКТОРИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Медленно, как бы нехотя, начинает свой разбег баллистическая ракета, отрываясь от стартового устройства. Тяжело нагруженная топливом, опирается она на столб пламени и, на мгновение задумавшись, решительно направляется вверх. Томительные секунды нетерпеливого предстартового ожидания сменяются обостренной тревогой за каждый миг, за каждый шаг, за все то, что происходит в это время на борту ракеты.

Мы уже не видим ее, но силой разума следим за ходом полета. Нам известна гармония продуманной последовательности операций. Каждая из них многократно проверена, взвешена, смоделирована, и тем не менее таит в себе коварство непредвиденного: того, что мы должны были предусмотреть, но по загадочному несовершенству человеческой логики можем упустить из вида.

Скупая информация, поступающая из центра управления пуском, по частям отсекает тяготеющее чувство тревоги: — Прошло отделение блоков... Отброшен головной обтекатель... Перегрузки в норме... За каждым сообщением — этап полета. Подробности — после. Они еще будут извлечены из потока записанной телеметрической информации и спокойно проверены и осмыслены. Но мы уже знаем, что пока — все в порядке.

Траектория полета — это не только начерченная нами в пространстве линия. Это — привязанная к шкале времени биография ракеты, жизнь ее, судьба каждой детали, продуманная и предвычисленная. В законах движения — все: требования к системе управления, к работе двигателя, к тепловым и прочностным режимам. И все это надо предусмотреть и предвидеть, выпуская ракету, как свое детище, в далекий самостоятельный полет.

1. УЧАСТОК ВЫВЕДЕНИЯ

Номинальные параметры и возмущенное движение

Мы рассмотрели законы изменения сил и моментов, входящих в уравнения движения, и можем продолжить рассказ о том, как следует понимать написанные ранее в общем виде уравнения, что с ними надлежит делать в дальнейшем и на что мы можем рассчитывать, получив их решение.

Уже несколько раз в явной и неявной форме мы делали намеки на то, что между расчетными режимами полета и фактически реализуемыми есть определенные различия. Но все это говорилось так, между прочим. Теперь же займемся этим вопросом специально.

Начнем с того, что еще раз выпишем три уравнения движения (6.2)—(6.4), отбросив в последнем из них шарнирный момент $M_ш$ как величину малую, а аэродинамический момент

заменим суммой статического и демпфирующего:

$$M\dot{v} = (P - X_{\text{упр}})\cos\alpha - (X + Y_{\text{упр}}\sin\alpha) - Mg\sin\vartheta, \quad (7.1)$$

$$Mv\dot{\theta} = (P - X_{\text{упр}})\sin\alpha + Y + Y_{\text{упр}}\cos\alpha - Mg\cos\vartheta, \quad (7.2)$$

$$I\ddot{\varphi} = -M_{\text{кор}} - M_{\text{ст}} - M_{\text{д}} - Y_{\text{упр}}c, \quad (7.3)$$

и добавим сюда недостающие геометрические соотношения, характеризующие траекторию полета.

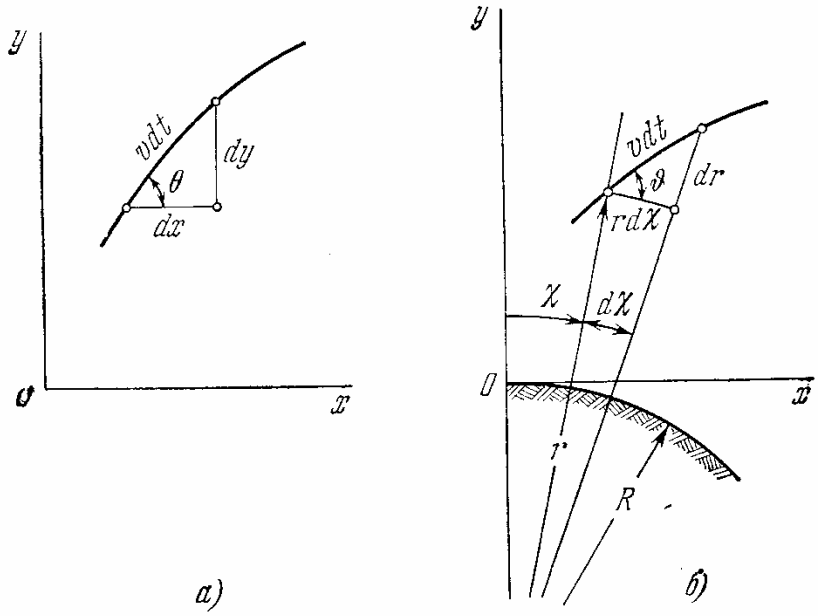


Рис. 7.1. К расчету траектории ракеты.

Из рис. 7.1, *а* следуют кинематические соотношения:

$$\dot{x} = v\cos\theta, \quad \dot{y} = v\sin\theta. \quad (7.4)$$

Аналогично в полярной системе координат (рис. 7.1, *б*):

$$\dot{\chi} = \frac{v}{r}\cos\vartheta, \quad \dot{r} = v\sin\vartheta. \quad (7.5)$$

Из последних двух выражений после интегрирования определяется ортодромная дальность $l = R\chi$ и местная высота $h = r - R$, где R — радиус Земли.

Наконец, для углов, φ, θ, ϑ, α и χ могут быть написаны (см. рис. 6.5) следующие очевидные соотношения:

$$\varphi = \theta + \alpha, \quad \vartheta = \theta + \chi. \quad (7.6)$$

Рассмотрим некоторый отрезок времени, в течение которого происходит программный разворот ракеты. Для примера обратимся к зависимостям $\varphi(t)$ и $\delta(t)$. Естественно, при развороте угол тангажа φ плавно уменьшается, а угол отклонения рулей δ растет (рис. 7.2, *а*). Такие хорошие, плавные кривые, однако,

получаются, образно говоря, только на бумаге. В действительности же в своем движении ракета испытывает постоянные возмущения, а фактические кривые, записанные средствами телеметрии, оказываются примерно такими, как это показано на рис. 7.2, *б*. В среднем, законы уменьшения φ и возрастания δ сохраняются, но на эти, предположительно гладкие зависимости накладываются непредусмотренные отклонения с переменной амплитудой. Если эти отклонения подвергнуть анализу, разложив на гармоники, то можно прежде всего обнаружить некоторые характерные явно выраженные частоты, основные из которых, самые низкие, поддаются, как правило, логическому толкованию, а в ряде случаев можно найти и причины, приведшие

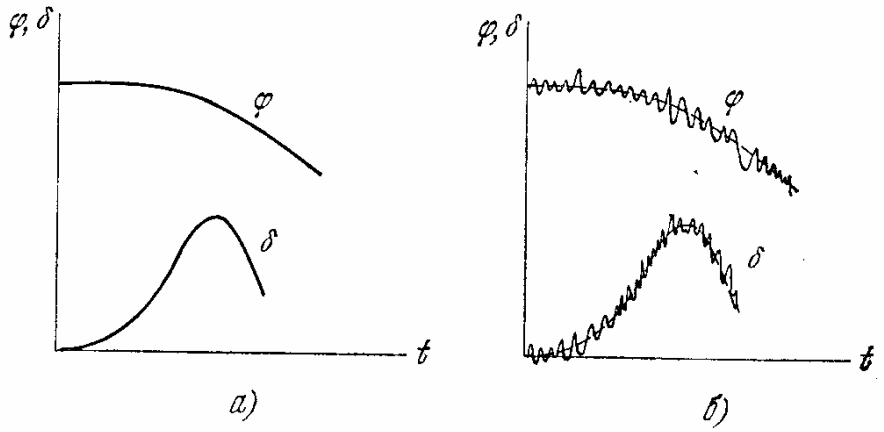


Рис. 7.2. Номинальное и возмущенное движения.

к возникновению той или иной частоты. В частности, для оперенной статически устойчивой ракеты первой проявляется собственная частота колебаний жесткого корпуса в аэродинамическом потоке. Роль восстанавливающего момента играет аэродинамический статический момент, а частота зависит как от запаса устойчивости, так и от момента инерции ракеты относительно поперечной оси. Ракета колеблется подобно флюгеру относительно среднего положения, заданного ей управляющими органами. Для длинной ракеты с тонкими несущими баками в спектре частот становится заметной частота поперечных изгибных колебаний корпуса как упругой балки. При анализе можно обнаружить и другие характерные частоты, причем все они меняются во времени по мере изменения массы ракеты и траекторных параметров. В некоторых случаях амплитуда отдельных форм колебаний может принять недопустимо большие значения. Тогда приходится доискиваться до причин возникновения такого типа колебаний и принимать меры к их устранению.

Когда мы применяем термин «возмущение», не следует думать, что это — обязательно порывы ветра и вообще следствие атмосферных явлений. Здесь присутствуют многие факторы:

и атмосферное воздействие, и работа автомата стабилизации, и смена режимов полета. Картина такая же, как и при поездке в автомашине. «Пассажир едет из города А в город Б», и условия задачи реально выполняются. Но сидя в уютном кресле, он ощущает не только рельеф дорожного покрытия, который является для машины аналогом атмосферных возмущений. Пассажир замечает также смену ускорений при переключении передач, он чувствует колебания машины после преодоления очередного препятствия и их затухание, связанное с наличием амортизаторов. Нетрудно заметить и некоторые преобладающие частоты колебаний кузова, подвешенного на рессорах. Словом, все как и у ракеты.

Мы пока сказали только об изменении углов φ и δ. Но обращаясь к уравнениям (7.1)—(7.6), легко понять, что такого же рода изменения колебательного характера свойственны и другим, входящим в уравнения величинам — углам, моментам, силам. Правда, будут различными амплитуды, будут различными сдвиги по фазе, но общая картина остается в основном неизменной.

Изменениям колебательного характера подвержены, очевидно, углы θ, ϑ и α, что непосредственно вытекает из геометрических соотношений (7.4). Тем же свойством обладают и моменты: статический, демпфирующий и кориолисов. Подъемная сила Y и управляющая $Y_{\text{упр}}$ пропорциональны углам α и δ. Следовательно, и они приобретают колебательную составляющую. Что же касается тяги, то на нее угловые возмущения не влияют. Лобовое сопротивление X при малых изменениях угла атаки также практически не меняется. То же самое можно сказать и о потерях на органах управления. А вот если обратиться к массе M, то здесь обнаруживается еще одна особенность, свойственная только жидкостным ракетам. В частично заполненных баках сама жидкость приходит в колебательное движение, сдвинутое по фазе к угловым колебаниям корпуса, и поведение системы заметно меняется, поскольку масса жидкого топлива составляет основную часть общей массы ракеты. Хорошо еще, что в этом относительном движении участвует не вся масса жидкости, а только та ее часть, которая расположена ближе к свободной поверхности. Исследование этого вопроса требует применения довольно сложного математического аппарата, и мы удовлетворимся пока упрощенной расчетной схемой, предполагая, что жидкость неподвижна или, во всяком случае, сильно задемпфирована перегородками. Для твердотопливных ракет подобной проблемы, естественно, не возникает.

Итак, движение, для описания которого предназначены уравнения (7.1)—(7.6), является возмущенным, и практически все входящие в уравнения слагаемые могут быть представлены

в виде

$$S_{в}(t) = S_{н}(t) + \Delta S(t),$$

где $S_{в}(t)$ — возмущенное значение некоторой переменной, безразлично — какой, $S_{н}(t)$ — ее номинальное значение, а $\Delta S(t)$ — само возмущение, которое допустимо рассматривать как малое. Слагаемые $S_{н}(t)$ и $\Delta S(t)$ существенно различаются и в своих производных. Скажем, угол тангажа $\varphi_{н}$ меняется относительно медленно, и $\dot{\varphi}_{н}$ мало́. Функция же $\Delta\varphi$ меняется весьма быстро, и ее производные $\Delta\dot{\varphi}$ и $\Delta\ddot{\varphi}$ существенно больше, чем $\dot{\varphi}_{н}$ и $\ddot{\varphi}_{н}$. То же самое можно сказать и о всех прочих величинах, подверженных быстропротекающим изменениям. Правда, следует отметить, что среди возмущений некоторых величин, например, φ, M, P, есть и медленно изменяющиеся отклонения от номинала, которые можно учесть заранее или замерить в полете. То, что предсказуемо, учитывается в уточненных баллистических расчетах. То, чего мы предсказать не можем, становится объектом регулирования.

Уравнения баллистики

Посмотрим сначала, как изменятся написанные уравнения при отсутствии возмущений и какие соотношения устанавливаются между номинальными параметрами, определение которых и представляет собой предмет баллистики.

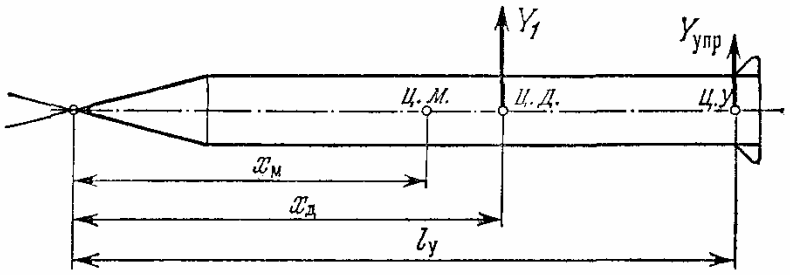


Рис. 7.3. Отсчет координат от теоретической вершины ракеты.

Наибольшие изменения претерпевает уравнение (7.3). Так как номинальный угол тангажа $\varphi_{н}$ изменяется весьма медленно, то в нуль обращается левая часть уравнения. Точно так же могут считаться равными нулю кориолисов $M_{кор}$ и демпфирующий момент $M_{д}$, величины которых пропорциональны малой величине $\dot{\varphi}_{н}$. В итоге

$$M_{ст} + Y_{упр}c = 0.$$

Это соотношение уже упоминалось ранее в гл. VI.

Если перейти к уже знакомому нам измерению расстояний вдоль оси ракеты от теоретической вершины, то согласно

обозначениям, приведенным на рис. 7.3, получим:

$$Y_{\text{упр}} = -Y_1 \frac{x_{\text{д}} - x_{\text{м}}}{l_{\text{у}} - x_{\text{м}}}.$$

Аэродинамические силы X и Y в уравнениях (7.1) и (7.2) можно заменить согласно выражению (6.1) осевой X_1 и нормальной Y_1 силами:

$$X = Y_1 \sin\alpha + X_1 \cos\alpha, \quad Y = Y_1 \cos\alpha - X_1 \sin\alpha.$$

Исключая $Y_{\text{упр}}$, получим:

$$M\dot{v} = (P - X_{\text{упр}} - X_1)\cos\alpha - Y_1 \frac{l_{\text{у}} - x_{\text{д}}}{l_{\text{у}} - x_{\text{м}}} \sin\alpha - Mg\sin\vartheta,$$

$$Mv\dot{\theta} = (P - X_{\text{упр}} - X_1)\sin\alpha + Y_1 \frac{l_{\text{у}} - x_{\text{д}}}{l_{\text{у}} - x_{\text{м}}} \cos\alpha - Mg\cos\vartheta.$$

Наконец, согласно выражениям (7.6) и (7.5) $\dot{\theta} = \dot{\vartheta} - \dot{\chi}$, а $\dot{\chi} = \frac{v}{r}\cos\vartheta$.

Исключая $\dot{\theta}$, приводим уравнения к окончательному виду:

$$\dot{v} = \frac{1}{M}\left[(P - X_{\text{упр}} - X_1)\cos\alpha - Y_1 \frac{l_{\text{у}} - x_{\text{д}}}{l_{\text{у}} - x_{\text{м}}} \sin\alpha\right] - g\sin\vartheta, \tag{7.7}$$

$$\dot{\vartheta} = \frac{1}{Mv}\left[(P - X_{\text{упр}} - X_1)\sin\alpha + Y_1 \frac{l_{\text{у}} - x_{\text{д}}}{l_{\text{у}} - x_{\text{м}}} \cos\alpha\right] - \left(\frac{g}{v} - \frac{v}{r}\right)\cos\vartheta. \tag{7.8}$$

Эти уравнения дополняются еще двумя (7.5):

$$\dot{r} = v\sin\vartheta, \quad \dot{\chi} = \frac{v}{r}\cos\vartheta, \tag{7.9}$$

Кроме того, уравнения (7.6) дают

$$\alpha = \varphi - \vartheta + \chi, \tag{7.10}$$

где закон изменения угла тангажа $\varphi(t)$ в простейших случаях может считаться заданной функцией $\varphi_{\text{пр}}(t)$, называемой программой угла тангажа.

В дополнение к этим уравнениям для окончательного суждения о форме траектории мы имеем выражения ортодромной дальности $l = R\chi$ и местной высоты $h = r - R$.

Интегрирование полученной системы уравнений дает закон движения ракеты как материальной точки. В результате мы получаем номинальные параметры траектории центра масс ракеты, определение которых и представляет собой основную задачу баллистических расчетов.

Теперь рассмотрим другую сторону вопроса — изменение параметров траектории в возмущенном движении.

Уравнения в вариациях

Снова рассмотрим уравнения (7.1)—(7.6), но уже вне предположения о чисто номинальном законе изменения входящих в них величин.

Возмущения в тяге, скорости и лобовом сопротивлении, т. е. «продольные» возмущения, будем считать равными нулю. Главное для нас — это угловые возмущения и вытекающая из них вариация скорости центра масс по нормали к номинальной траектории.

Рассмотрим угловые возмущения, приняв

$$\varphi_в = \varphi_н + \Delta\varphi,\ \theta_в = \theta_н + \Delta\theta,\ \alpha_в = \alpha_н + \Delta\alpha,\ \vartheta_в = \vartheta_н + \Delta\vartheta,\ \chi_в = \chi_н,$$

где индекс «в» соответствует возмущенному, а «н» — номинальному движению. Что касается угла χ в полярной системе координат (рис. 7.1, *б*), то его возмущениями естественно пренебречь и принять $\Delta\chi = 0$.

Все параметры номинального закона движения предполагаются известными. Они должны быть предварительно определены интегрированием системы уравнений (7.7)—(7.10).

Обращаясь к выражениям (7.6), получим:

$$\varphi_н + \Delta\varphi = \theta_н + \Delta\theta + \alpha_н + \Delta\alpha;\quad \vartheta_н + \Delta\vartheta = \theta_н + \Delta\theta + \chi_н.$$

С другой стороны, выражения (7.6) справедливы и для невозмущенного движения. Поэтому

$$\varphi_н = \theta_н + \alpha_н,\quad \vartheta_н = \theta_н + \chi_н.$$

Вычитаем из двух первых уравнений два последующих. Тогда

$$\Delta\varphi = \Delta\theta + \Delta\alpha,\quad \Delta\vartheta = \Delta\theta.$$

Соответственно возмущениям по углу атаки и его производным по времени меняются подъемная сила и моменты, т. е.

$$Y_в = Y_н + \Delta Y,\quad M_{кор.в} = M_{кор.н} + \Delta M_{кор},$$
$$M_{ст.в} = M_{ст.н} + \Delta M_{ст},\quad M_{д.в} = M_{д.н} + \Delta M_д.$$

Изменение угла отклонения рулей вызывает изменение управляющей силы

$$\delta_в = \delta_н + \Delta\delta,\quad Y_{упр.в} = Y_{упр.н} + \Delta Y_{упр}.$$

Из уравнений (7.4) видно, что возмущения угла θ приводят к возмущениям координат x, y. Это означает, что ракета как материальная точка движется не по номинальной траектории, а по некоторой возмущенной, но близкой к заданной (рис. 7.4). Скорость $v_в$, будучи направленной по касательной к возмущенной траектории, отличается по направлению от вектора

номинальной скорости. Следовательно, возникает составляющая скорости Δv_ν по нормали к номинальной траектории

$$\Delta v_\nu = v_н \Delta\theta.$$

В невозмущенном движении Δv_ν, естественно, обращается в нуль.

Уравнение (7.1) может характеризовать только «продольные» возмущения. Поэтому оставляя его без внимания, обратимся сразу к уравнениям (7.2) и (7.3) и перепишем их в следующем виде:

$$Mv(\dot\theta + \Delta\dot\theta) = (P - X_{упр})\sin(\alpha + \Delta\alpha) + Y + \Delta Y + \\ + (Y_{упр} + \Delta Y_{упр})\cos(\alpha + \Delta\alpha) - Mg\cos(\vartheta + \Delta\vartheta) + \Delta F_\nu,$$

$$I(\ddot\varphi + \Delta\ddot\varphi) = -M_{кор} - \Delta M_{кор} - M_{ст} - \Delta M_{ст} - \\ - M_д - \Delta M_д - c(Y_{упр} + \Delta Y_{упр}) + \Delta M_{z_1}.$$

Здесь индекс «н» при номинальных значениях функций нами опущен, как уже ненужный, а в правые части добавлены возмущающая внешняя сила ΔF_ν по нормали к траектории и возмущающий внешний момент ΔM_{z_1} относительно оси z_1.

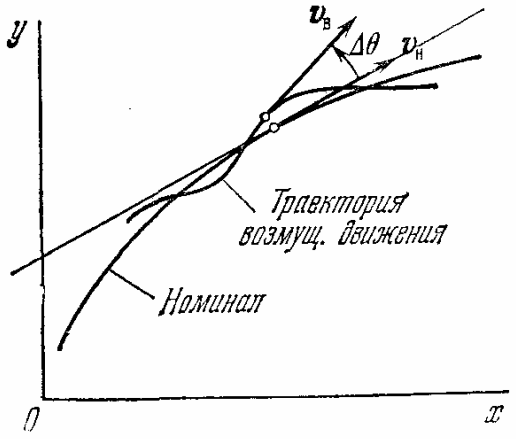


Рис. 7.4. Номинальная и возмущенная траектории.

Из написанных уравнений вычтем уравнения (7.2) и (7.3) при условии номинального изменения параметров, считая угловые вариации малыми. Тогда

$$Mv\Delta\dot\theta = (P - X_{упр})\cos\alpha\cdot\Delta\alpha + \Delta Y - \\ - Y_{упр}\sin\alpha\cdot\Delta\alpha + \Delta Y_{упр}\cos\alpha + \\ + Mg\sin\vartheta\cdot\Delta\vartheta + \Delta F_\nu,$$

$$I\Delta\ddot\varphi = -\Delta M_{кор} - \Delta M_{ст} - \Delta M_д - \\ - c\Delta Y_{упр} + \Delta M_{z_1}. \qquad (7.11)$$

Преобразуем первое из этих уравнений, произведя следующие замены:

$$\Delta\theta = \Delta\vartheta = \frac{\Delta v_\nu}{v}, \quad \Delta\alpha = \Delta\varphi - \Delta\theta = \Delta\varphi - \frac{\Delta v_\nu}{v},$$

а также

$$\Delta\dot\theta = \frac{\Delta\dot v_\nu}{v} - \frac{\Delta v_\nu \dot v}{v^2}.$$

Тогда

$$M\left(\Delta\dot v_\nu - \dot v\frac{\Delta v_\nu}{v}\right) = [(P - X_{упр})\cos\alpha - Y_{упр}\sin\alpha]\left(\Delta\varphi - \frac{\Delta v_\nu}{v}\right) + \\ + \Delta Y + \Delta Y_{упр}\cos\alpha + Mg\sin\vartheta\frac{\Delta v_\nu}{v} + \Delta F_\nu.$$

Исключим в левой части $\dot{v}$, воспользовавшись уравнением (7.1)

$$M\Delta\dot{v}_\nu + \frac{\Delta v_\nu}{v} X - [(P - X_{\text{упр}})\cos\alpha - Y_{\text{упр}}\sin\alpha]\Delta\varphi - \\ - \Delta Y - \Delta Y_{\text{упр}}\cos\alpha = \Delta F_\nu.$$

Раскроем значения X и ΔY. Согласно выражениям (6.13) и (6.14)

$$X = c_x \frac{\rho v^2}{2} S, \quad \Delta Y = c_y^\alpha \frac{\rho v^2}{2} S\Delta\alpha = c_y^\alpha \frac{\rho v^2}{2} S\left(\Delta\varphi - \frac{\Delta v_\nu}{v}\right),$$

где c_y^α есть производная от c_y по α.

Аналогично раскрывается и выражение для $\Delta Y_{\text{упр}}$

$$\Delta Y_{\text{упр}} = Y_{\text{упр}}^\delta \Delta\delta.$$

В частности, при поворотных управляющих камерах (6.22)

$$Y_{\text{упр}} = P_{\text{упр}}\sin\delta, \quad \Delta Y_{\text{упр}} = P_{\text{упр}}\cos\delta\cdot\Delta\delta.$$

Пренебрегая в квадратных скобках вторым слагаемым $Y_{\text{упр}}\sin\alpha$, которое достаточно мало по сравнению с первым, приводим уравнение к окончательному виду:

$$\Delta\dot{v}_\nu + c_{vv}\Delta v_\nu + c_{v\varphi}\Delta\varphi + c_{v\delta}\Delta\delta = \frac{\Delta F_\nu}{M}, \qquad (7.12)$$

где

$$c_{vv} = \frac{1}{2M}(c_x + c_y^\alpha)\rho v S, \quad c_{v\delta} = -\frac{1}{M} Y_{\text{упр}}^\delta \cos\alpha,$$

$$c_{v\varphi} = -\frac{1}{M}\left[(P - X_{\text{упр}})\cos\alpha + c_y^\alpha \frac{\rho v^2}{2} S\right].$$

Уравнение (7.11) преобразуется аналогичным образом. Демпфирующий момент для неоперенной ракеты мал, кориолисовым можно пренебречь; они учитываются только при уточненных расчетах. Согласно выражению (6.15)

$$\Delta M_{\text{ст}} = c_m^\alpha \frac{\rho v^2}{2} Sl\Delta\alpha = c_m^\alpha \frac{\rho v^2}{2} Sl\left(\Delta\varphi - \frac{\Delta v_\nu}{v}\right),$$

и уравнение (7.11) преобразуется к следующему виду:

$$\Delta\ddot{\varphi} + c_{\varphi v}\Delta v_\nu + c_{\varphi\varphi}\Delta\varphi + c_{\varphi\delta}\Delta\delta = \frac{\Delta M_{z_1}}{I}, \qquad (7.13)$$

где

$$c_{\varphi v} = -c_m^\alpha \frac{\rho v}{2I} Sl, \quad c_{\varphi\varphi} = c_m^\alpha \frac{\rho v^2}{2I} Sl, \quad c_{\varphi\delta} = \frac{l_y - x_M}{I} Y_{\text{упр}}^\delta.$$

В результате проведенных операций мы выделили возмущения параметров в чистом виде. Уравнения (7.12) и (7.13), называемые уравнениями в вариациях, позволяют исследовать малые колебания, наложенные на закон номинального

движения, и установить, в каких условиях они развиваются, а в каких затухают. Скорость v, да и некоторые другие переменные на траектории параметры, найденные из системы (7.7)—(7.10), входят в коэффициенты c_{vv}, $c_{\varphi v}$, ... второй системы как некоторые уже известные переменные.

Систему (7.12), (7.13) мы оставим пока без рассмотрения и вернемся к ней в следующей главе, а настоящую главу посвятим номинальному движению, т. е. разбору первой системы (7.7)—(7.10) и вытекающим из нее следствиям. Это — чистая баллистика, и решение этих уравнений позволяет определить законы изменения ускорения, скорости и координат на траектории.

Интегрирование уравнений движения

Естественно, сложность законов изменения величин, входящих в уравнения (7.7)—(7.10), заставляет во всех случаях прибегать к численному интегрированию. Уравнения решаются совместно, но мы рассмотрим принцип интегрирования на примере только одного хотя бы первого уравнения (7.7)

$$\dot{v} = f(v, \vartheta, r, \chi, t),$$

где $f(v, \vartheta, r, \chi, t)$ — его правая часть.

Перепишем уравнение в конечных разностях

$$\Delta v = f \cdot \Delta t,$$

где Δt — конечное приращение времени, а Δv — соответствующее ему приращение скорости.

Если, начиная с $t = 0$, двигаться во времени с постоянным шагом Δt, то вычисление скорости v_{n+1} для времени t_{n+1} можно построить по простейшей схеме, называемой методом прямоугольников:

$$v_{n+1} = v_n + \Delta v_n,$$

где

$$\Delta v_n = f_n \Delta t.$$

Очевидно, чтобы определить f_n, надо знать для момента t_n значения v_n, ϑ_n, r_n, χ, т. е. все переменные величины, входящие под знак дифференцирования в систему уравнений. Значит, одновременно с уравнением (7.7) подобные же операции должны производиться и со всеми остальными дифференциальными уравнениями. Это, конечно, вполне выполнимо.

В момент $t = 0$ необходимые начальные данные у нас имеются: $v_0 = 0$; $\vartheta_0 = 90°$; $r_0 = R$; $\chi_0 = 0$. Таким образом, схема численного интегрирования позволяет нам от точки $t_0 = 0$ перейти к точке $t_1 = t_0 + \Delta t$, затем к точке $t_2 = t_1 + \Delta t$ и т. д., до конца участка выведения.

Принцип совершенно очевиден, а кроме того, читателю он хорошо известен. Однако реализация такой схемы интегрирования затруднена в связи с тем, что необходимая для практических целей точность достигается при слишком малом шаге Δt, а это значит, что объем вычислительной работы становится неоправданно большим, и машинное время расходуется нерационально.

На рис. 7.5 показан закон изменения интегрируемой функции f и ее интеграла v. Приращение $\Delta v_n = f_n \Delta t$ в рассматриваемой схеме интегрирования численно равно площади заштрихованного прямоугольника. Из рисунка видно, что при таком вычислении Δv_n остается неучтенной площадь криволинейного треугольника CDE. При неограниченном уменьшении Δt, в пределе, погрешность равна нулю. При конечном же Δt она не только становится ощутимой, но к тому же накапливается от шага к шагу по мере увеличения пройденного отрезка интегрирования.

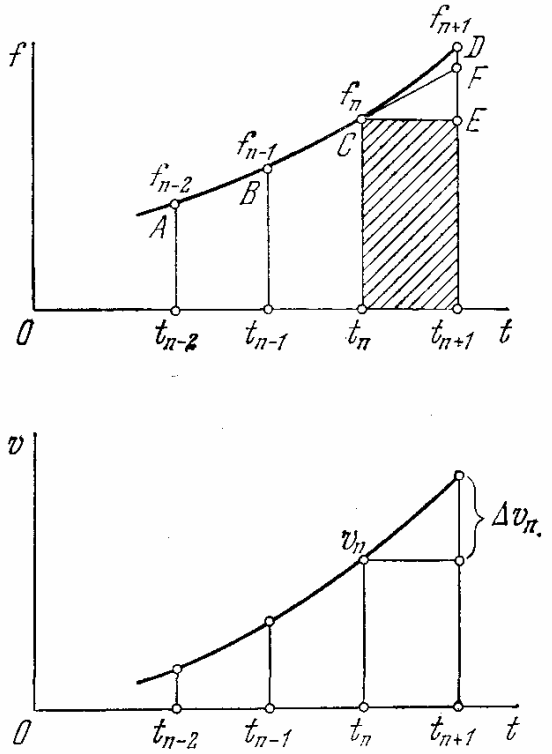


Рис. 7.5. Схема численного интегрирования по Адамсу.

При неизменном Δt точность, очевидно, повысится, если при вычислении Δv_n прогнозировать ход кривой f. Скажем, через точки B и C мы проведем прямую с угловым коэффициентом $(f_n - f_{n-1})/\Delta t$ и при вычислении Δv_n к площади прямоугольника добавим площадь треугольника CEF:

$$\frac{1}{2}\Delta t \frac{f_n - f_{n-1}}{\Delta t}\Delta t.$$

Тогда

$$\Delta v_n = \left[f_n + \frac{1}{2}(f_n - f_{n-1})\right]\Delta t.$$

и, конечно, при составлении программы надо предусмотреть запись величины f_{n-1} в оперативную память машины.

Обозначим

$$\Delta f_n = f_{n+1} - f_n.$$

Тогда

$$\Delta v_n = \left(f_n + \frac{1}{2}\Delta f_{n-1}\right)\Delta t.$$

Теперь у нас осталась неучтенной площадь криволинейного треугольника CDF. Но и с этим источником погрешности можно в основном справиться, если продолжить кривую f не по прямой, а представить ее как параболу, проходящую через точки A, B и C, а затем определить Δv_n интегрированием аппроксимирующей параболы на участке длиной Δt от t_n до t_{n+1}. Но для этого, конечно, придется удержать в оперативной памяти не только предыдущее значение f_{n-1}, но еще и f_{n-2} или $\Delta f_{n-2} = f_{n-1} - f_{n-2}$.

Итак, напишем уравнение этой параболы

$$f = f_n + c_1 (t - t_n) + c_2 (t - t_n)^2.$$

При $t = t_n$ величина f обращается в f_n и, следовательно, парабола при любых значениях параметров c_1 и c_2 проходит через точку C. Для того чтобы она проходила через точки A и B, надо выполнить следующие условия: при $t = t_n - \Delta t$ функция $f = f_{n-1}$, а при $t = t_n - 2\Delta t$ она должна принимать значение f_{n-2}. Поэтому

$$f_{n-1} = f_n - c_1 \Delta t + c_2 \Delta t^2,$$

$$f_{n-2} = f_n - 2c_1 \Delta t + 4c_2 \Delta t^2,$$

или

$$c_1 \Delta t - c_2 \Delta t^2 = \Delta f_{n-1},$$

$$2c_1 \Delta t - 4c_2 \Delta t^2 = \Delta f_{n-1} + \Delta f_{n-2}.$$

Отсюда

$$c_1 = \frac{1}{2\Delta t} (2\Delta f_{n-1} + \Delta^2 f_{n-2}), \quad c_2 = \frac{1}{2\Delta t^2} \Delta^2 f_{n-2}.$$

Здесь разность разностей $\Delta f_{n-1} - \Delta f_{n-2}$ мы обозначили через $\Delta^2 f_{n-2}$.

Проинтегрируем функцию f и определим Δv_n:

$$\Delta v_n = \int_{t_n}^{t_n + \Delta t} [f_n + c_1 (t - t_n) + c_2 (t - t_n)^2]\, dt =$$

$$= f_n \Delta t + \frac{1}{2} c_1 \Delta t^2 + \frac{1}{3} c_2 \Delta t^3.$$

Остается подставить c_1 и c_2. Тогда

$$\Delta v_n = \left(f_n + \frac{1}{2} \Delta f_{n-1} + \frac{5}{12} \Delta^2 f_{n-2}\right) \Delta t.$$

Для определения каждого нового значения Δv_n в описанной процедуре необходимо знать три предыдущих значения интегрируемой функции, что возможно только начиная с расчета Δv_2, когда известны f_2, f_1, f_0. При вычислении Δv_0 и Δv_1 проще всего поступиться точностью и Δv_0 определять по формуле прямо-

угольников, а Δv_1 — с линейной экстраполяцией функции f, т. е. принять

$$\Delta v_0 = f_0 \Delta t, \quad \Delta v_1 = \left(f_1 + \frac{1}{2}\Delta f_0\right)\Delta t,$$

$$\Delta v_2 = \left(f_2 + \frac{1}{2}\Delta f_1 + \frac{5}{12}\Delta^2 f_0\right)\Delta t.$$

Впрочем, существуют и более точные способы расчета начального участка.

Точность вычислений при рассмотренном представлении интегрируемой функции получается вполне достаточной, и шаг интегрирования Δt может быть взят довольно большим. Для участков выведения баллистических ракет при проектных расчетах, когда ведется, например, поиск оптимальных параметров программы выведения, шаг Δt берется равным 2—4 *сек*. При окончательных уточненных расчетах, например, при подготовке полетной баллистической документации шаг интегрирования может быть и меньшим.

Описанная процедура численного интегрирования иллюстрирует в несколько упрощенной форме метод Адамса — Штермера. В баллистике наряду с этим методом широко применяются и другие, не столь простые и наглядные, но обладающие своими достоинствами. Это — метод Рунге-Кутта, Милна и некоторые другие. Все эти методы относятся к численному интегрированию обыкновенных дифференциальных уравнений вообще, а не только уравнений движения. Во многих случаях интегрирование ведется с переменным шагом. Это бывает необходимо для участков наиболее резкого изменения функций в правых частях интегрируемых уравнений, например, при переходе скорости через скорость звука или при быстром изменении секундного расхода. Машина может автоматически выбирать шаг интегрирования в соответствии с разработанным алгоритмом, исходя из потребной точности расчета.

Для численного интегрирования требуется большая предварительная подготовка. Необходимо прежде всего привести правые части уравнений к виду, удобному для вычислений на машине. Необходимо располагать всеми исходными данными, и если они даны в таблицах, а это обычно так и бывает, то надо их аппроксимировать с необходимой точностью какими-либо функциями. Обычно для этой цели используются полиномы. Но во многих случаях табличные данные не могут быть описаны достаточно просто одним полиномом. Таковы, например, зависимости ρ/ρ_0 от высоты, температуры по высоте, коэффициентов c_x и c_y по числу M и некоторые другие. В этих случаях интервал изменения аргумента разбивается на несколько участков, в пределах каждого из которых строится свой частный полином

относительно невысокой степени. Вся эта обработка табличной информации возлагается также на машину, для чего составляются стандартные подпрограммы.

В результате численного интегрирования мы получаем скорость v, углы ϑ и α и координаты x, y или r, χ в стартовой системе. Легко также определить дальность l, измеренную по дуге земной сферы, и местную высоту h в зависимости от времени.

Сама траектория выведения и зависимость скорости и ускорения от времени меняются в весьма широких пределах. Все

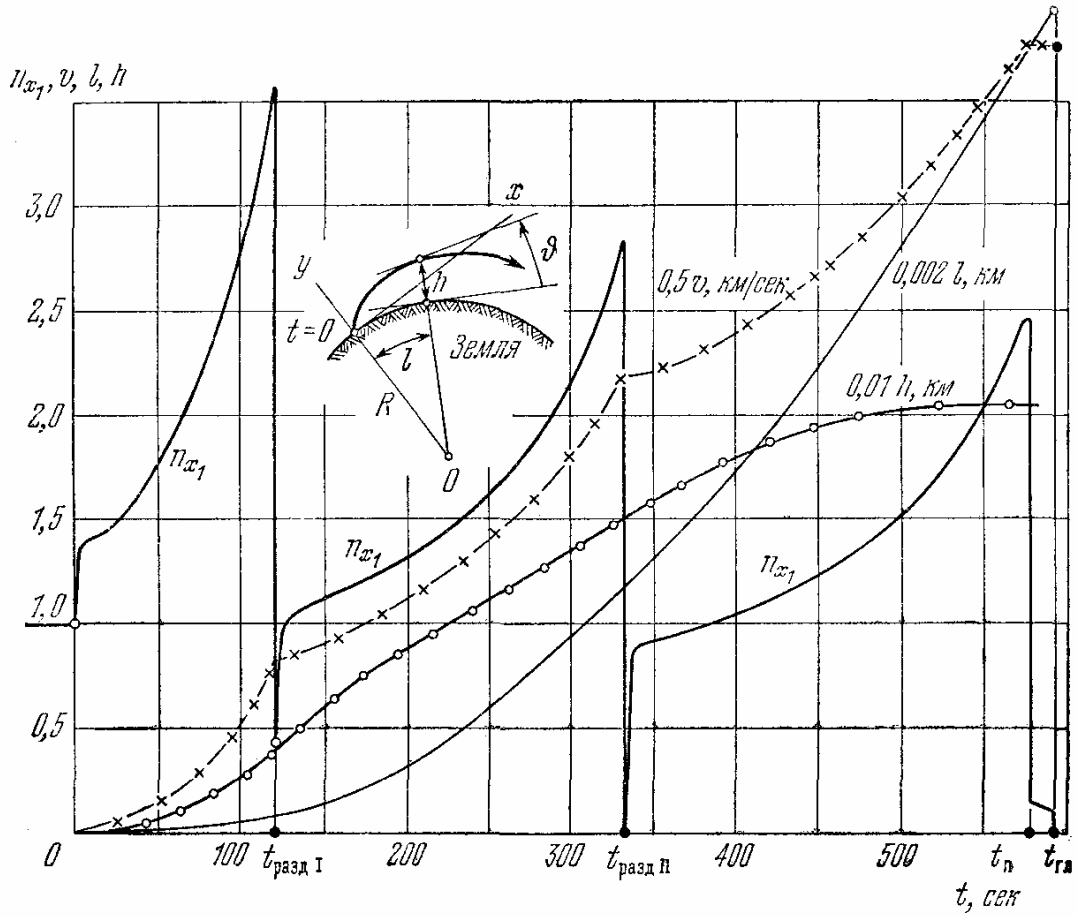


Рис. 7.6. Зависимость скорости, высоты, дальности и осевой перегрузки от времени на участке выведения трехступенчатой ракеты.

определяется тем, какова ракета и для чего она предназначена. Но в общем и целом картина получаемых зависимостей достаточно однотипна, а различия носят скорее количественный, чем качественный характер. Даже для каждой ступени многоступенчатой ракеты-носителя легко усмотреть общность качественных соотношений, свойственных обычным одноступенчатым ракетам.

На рис. 7.6 приведены типовые траекторные зависимости для участка выведения на низкоперигейную орбиту искусственного спутника Земли с помощью трехступенчатой ракеты.

По оси абсцисс отложено время. Высота h и дальность l со временем, естественно, возрастают. Возрастает также и ско-

рость v. Характерно скачкообразное изменение ускорения, связанное с включением и выключением двигателей ракеты. На рис. 7.6 приведен график не самого ускорения $\dot{v}$, а его безразмерной характеристики — осевой перегрузки n_{x_1}, о которой мы еще будем специально говорить как о мере силового поля в условиях активного участка полета. Осевая перегрузка — это число, показывающее, во сколько раз кажущийся вес тела, находящегося на борту ракеты, больше его действительного веса в земных условиях.

При $t = 0$ тяга двигателя первой ступени равна стартовому весу ракеты. Поэтому $n_{x_1} = 1$. Когда двигатель вышел на режим, перегрузка составляет примерно 1,4. Это означает, что номинальная тяга двигателя превышает стартовый вес на 40%. Далее, по мере уменьшения массы ракеты, возрастает ускорение и растет осевая перегрузка. При выключении двигателя перегрузка резко падает, а при включении двигателя второй ступени — снова начинает нарастать. Как видно из графика, при выключении двигателя первой ступени перегрузка до нуля не падает. Это указывает на то, что двигатель первой ступени выключается после того, как уже включен двигатель второй ступени. Это — упоминавшееся нами ранее так называемое горячее разделение ступеней.

Дальнейшее возрастание перегрузки на второй ступени, а вместе с тем и ускорения, опять же связано с уменьшением массы ракеты.

Третья ступень в рассматриваемом примере включается после полного выключения двигателя второй ступени. Поэтому в момент разделения перегрузка n_{x_1} равна нулю. Наступает состояние невесомости. В конце работы двигателя третьей ступени подается предварительная команда на выключение ($t = t_{\text{п}}$), перегрузка резко падает, двигатель некоторое время работает на режиме конечной ступени, и после главной команды ($t = t_{\text{гл}}$) тяга становится равной нулю. Вместе с ней в нуль обращается и перегрузка.

На рис. 7.7 для участка первой ступени показан закон изменения скоростного напора $q = \rho v^2/2$ и лобового сопротивления X. Их возрастание связано с ростом скорости, а дальнейшее падение — с постепенным выходом ракеты за пределы атмосферы.

Наконец, на рис. 7.8 показано, как меняются на траектории углы $\varphi_{\text{пр}}$, ϑ и α. Повторяем — это всего-навсего одна из типичных траекторий для ракет-носителей, и вообще для баллистических ракет. Угол $\varphi_{\text{пр}}$ представляет собой программный угол выведения по тангажу. Он несколько отличается от номинального угла $\varphi_{\text{н}}$ на траектории. Для рассматриваемой ракеты закон изменения $\varphi_{\text{пр}}$ задан отрезками прямых. Угол ϑ — угол наклона вектора скорости к текущему горизонту — плавно уменьшается,

начиная с 90° до нуля при выходе на круговую орбиту. Угол атаки α (этот график дан с изменением масштаба) в начале

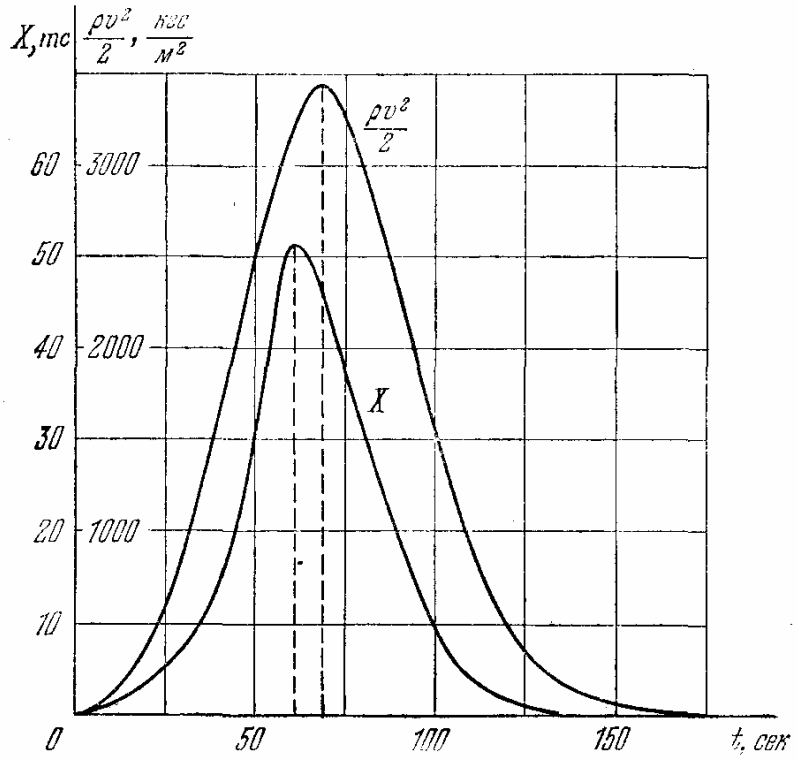


Рис. 7.7. Изменение скоростного напора и лобового сопротивления на участке выведения.

выведения получается отрицательным и не превышает 1,5°. Мы уже знаем, что его величина на атмосферном участке как раз

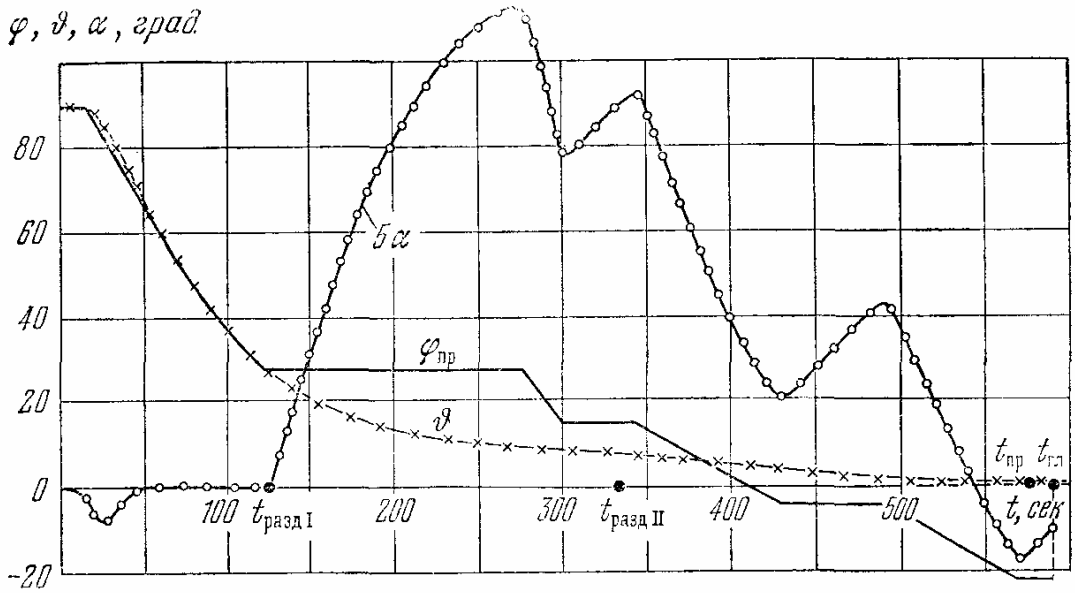


Рис. 7.8. Программа изменения угла тангажа, угла атаки и наклона вектора скорости на участке выведения для трехступенчатой ракеты.

и должна быть малой. При переходе через область наибольшего скоростного напора угол атаки равен нулю. За пределами атмо-

сферы наложенные на его величину ограничения снимаются, и мы видим, что угол атаки достигает значений порядка 20°. Легко также заметить, что угол атаки растет на тех участках, где программный угол остается неизменным. Действительно, угол наклона траектории ϑ вследствие действия силы земного тяготения уменьшается; сила земного притяжения искривляет траекторию; но так как

$$\varphi = \vartheta - \chi + \alpha,$$

то при неизменном φ, уменьшающемся ϑ и возрастающем χ угол атаки α, естественно, должен возрастать.

Интегрирование уравнений для определения закона движения не следует рассматривать как итоговый заключительный этап расчета. Это — только одна из постоянно и многократно повторяемых операций на стадии баллистического проектирования. Поэтому стандартные программы интегрирования уравнений движения на участке выведения входят как подблоки в более общие программы решения краевых задач и поиска оптимальных параметров программы выведения. Такие расчеты являются одной из составных частей общей задачи выбора проектно-баллистических параметров создаваемой ракеты.

Программа выведения

Под программой выведения понимается совокупность управляющих функций, которые регламентируют поведение вектора тяги в номинальном движении, задают закон изменения секундного расхода и угловую ориентацию ракеты в пространстве и времени. Программа выведения автономно выполняется системой управления в соответствии с функциями, выбранными еще на стадии проектирования ракеты. Эти функции суть: закон изменения расхода и законы изменения углов тангажа $\varphi_{пр}(t)$, рыскания $\psi_{пр}(t)$ и крена $\gamma_{пр}(t)$ на участке выведения.

Наиболее простая программа выведения, реализованная еще на самых первых баллистических ракетах, представляет собой заданный закон изменения угла тангажа $\varphi_{пр}(t)$. Секундный расход на маршевом участке не регулируется и остается почти постоянным, а программные углы рыскания и крена на участке выведения остаются равными нулю. Не следует удивляться: равенство нулю — это тоже программа. (Как в игре: нулевой счет — тоже счет.) Заметим, что такого рода программа выведения и в настоящее время не рассматривается как архаичная. Но вместе с тем для современных тяжелых ракет-носителей в нее по мере необходимости вносятся существенные изменения.

С тем чтобы на старте не заниматься установкой ракеты по линии прицеливания и освободить тем самым стартовую систему

от громоздких и тяжелых поворотных механизмов, вводится программа разворота по крену. Ракета на стартовой позиции устанавливается в раз и навсегда принятом положении, независимо от направления предстоящего пуска. Азимут вычисляется заранее и передается бортовому запоминающему устройству, о котором мы поговорим позже. Как только ракета оторвалась от стартового устройства и еще поднимается по вертикали, автомат стабилизации разворачивает ее относительно вертикальной оси на линию прицеливания. На это уходит примерно 10—15 секунд, после чего начинается разворот ракеты по тангажу.

Угол $\psi_{пр}(t)$ при старте ракеты с Земли, как правило, выдерживается равным нулю. Но когда необходимо изменить плоскость программного полета, с тем чтобы обеспечить, например, падение отделяемых элементов конструкции в заданный район, может быть введена программа незначительного изменения угла рыскания. Эта же программа необходима и при старте верхних ступеней космических блоков с начальных орбит искусственного спутника Земли, — во всех случаях, когда требуется изменить наклонение начальной орбиты. Наиболее яркий пример — выведение с территории Советского Союза стационарных спутников. Плоскость орбиты стационарного спутника располагается в плоскости земного экватора. Но на территории Союза нет возможности произвести пуск с экватора. Поэтому сначала спутник выводится на орбиту с наименьшим возможным наклонением к плоскости экватора и только затем с помощью специальных программ по тангажу и рысканию формируется окончательная орбита. Траектория выведения, особенно на заключительном участке маневра, носит явно выраженный пространственный характер. Это уже не плоская траектория.

О программе изменения секундного расхода мы уже говорили ранее. Остается остановиться подробнее на выборе программы изменения угла тангажа.

С развитием ракетной техники и расширением ее задач менялся и подход к выбору программы выведения. При создании первых баллистических ракет, когда дальность ракеты казалась основным ее показателем, соответственно и при выборе программы изменения угла тангажа основное внимание уделялось тому, как вывести ракету, чтобы получить наибольшую дальность. Но задачи военного применения очень скоро поставили вопрос и о точности стрельбы, а это требование опять же связано с программой. Можно выбрать программу так, чтобы рассеивание было минимальным, а эта программа, вообще говоря, отличается от выбранной по максимальной дальности. Программа, обеспечивающая минимальное рассеивание для одной дальности, не является оптимальной для другой. Значит, если

ракета предназначена для пусков в определенном диапазоне дальностей, приходится идти на компромиссный вариант, связанный с отступлением от оптимума для одних целей в пользу других, либо же менять программу выведения в зависимости от дальности пуска. Для ракет-носителей программа может оптимизироваться и по условию максимума выводимого на орбиту полезного груза.

Таким образом, выбор программы представляет собой поиск некоторого оптимума. Но на этот поиск наложены ограничения, связанные в первую очередь с конструктивными и эксплуатационными особенностями самой ракеты.

Баллистические ракеты стартуют вертикально. Из этого вытекает начальное условие для изменения угла тангажа. Необходимо, чтобы при $t = 0$ угол $\varphi_{пр}$ был бы равен 90°, и продолжительность вертикального подъема должна быть не меньше того времени, которое потребуется двигателям для выхода на режим полной тяги. В случае программного разворота по крену надо выждать, пока и эта операция не будет закончена полностью.

С другой стороны, с началом разворота по углу тангажа незачем и медлить. Затяжка вертикального подъема приводит к отходу от оптимальных условий выведения, хотя бы по дальности. Но главное в том, что при затяжке вертикального участка поворот ракеты придется проводить при больших скоростях полета, в результате чего в опасной мере возрастут углы атаки. Но на угол атаки наложены свои ограничения. Каждому скоростному напору для данной ракеты соответствует свое максимально допустимое значение угла атаки, величина которого определяется прочностью корпуса на изгиб под действием поперечного нагружения. Естественно, чем больше скоростной напор, тем меньше допустимый угол атаки. Значит, разворот надо начинать, пока скоростной напор еще мал.

При скорости, приближающейся к скорости звука, происходит быстрое изменение аэродинамических сил, и заметно смещается центр давления. Это создает трудности для автомата стабилизации, и потому критический участок траектории желательно проходить при нулевых углах атаки. Этого же требуют и условия прочности.

Многоступенчатая конструкция может накладывать на программу угла тангажа свои ограничения. В частности, для пакетной схемы носителя необходимо к моменту отделения боковых блоков иметь скоростной напор, не превышающий определенной величины, иначе усложняются условия разделения. Есть и другие условия: отброшенные блоки, например, должны падать не где придется, а в определенных местах, удаленных от населенных районов, которые могут оказаться расположенными на трассе выведения.

Но это еще не все. На выбор программы выведения могут накладываться ограничения и со стороны системы управления. Поскольку управляющая сила имеет свои пределы, то ограничена величина управляющего момента $cY_{упр}$. Отсюда следует ограничение на угловое ускорение $\ddot{\varphi}$, т. е. на кривизну выбранной функции $\varphi_{пр}(t)$. Кроме того, механизм программного устройства не может обеспечить произвольную скорость поворота задающего потенциометра, и приходится ограничивать также и величину $\dot{\varphi}_{пр}$. Правда, в современных системах управления космическими ракетами подвижный потенциометр отсутствует, а программа записывается в память бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ), поэтому ограничение на $\dot{\varphi}_{пр}$ практически снимается.

Наложенные ограничения заметно сужают границы поиска оптимальных вариантов программы, особенно для одноступенчатых ракет и первых ступеней многоступенчатых ракет. Обычно зависимость $\varphi_{пр}(t)$ аппроксимируется сопрягаемыми прямолинейными или криволинейными отрезками таким образом, чтобы решалась заданная краевая задача и были выполнены необходимые ограничения, но в то же время оставалось еще несколько свободных варьируемых параметров. Их совокупность выбирается затем из краевых условий выведения и условий экстремума дальности, рассеивания или веса полезного груза.

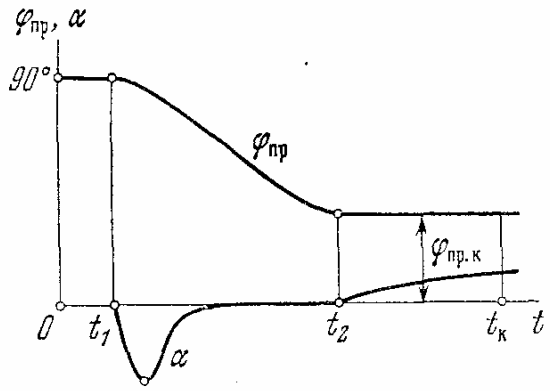


Рис. 7.9. Программа угла тангажа и изменение угла атаки для одноступенчатой ракеты.

Рассмотрим пример построения простейшей программы (рис. 7.9) для одноступенчатой ракеты.

На участке $0 - t_1$ угол $\varphi_{пр}$ остается неизменным ($\varphi_{пр} = 90°$). Далее, с момента t_1 начинается разворот ракеты, т. е. происходит уменьшение программного угла $\varphi_{пр}$ и возникает угол атаки. Надо сделать так, чтобы его наибольшее по абсолютной величине значение α_m достигалось в начале участка разворота, а затем, по достижении скорости, близкой к скорости звука, движение продолжалось с неизменным нулевым углом атаки. Ограничение по углу атаки может быть снято лишь после того, как ракета выйдет за пределы атмосферы и скоростной напор станет ничтожно малым.

Для уравнения (7.10) безразлично, который из двух углов задан — $\varphi_{пр}$ или α, а какой определяется в результате интегрирования. Поэтому на стадии выбора программы удобно аппроксимировать угол атаки на участке разворота какой-либо подхо-

дящей функцией $\alpha(t)$, удовлетворяющей наложенным ограничениям, а программный угол получить в результате интегрирования уравнений движения.

Примером такой аппроксимирующей функции может служить, например, быстрозатухающая функция вида

$$\alpha = -4\alpha_m e^{a(t_1-t)}\left[1-e^{a(t_1-t)}\right].$$

Параметр a определяет скорость затухания и выбирается таким, чтобы при числах $M = 0{,}7—0{,}8$ угол атаки был бы ничтожно малым. Неопределенным остается максимальный угол атаки α_m. Это есть основной варьируемый параметр программы, от которого в значительной степени зависит закон последующего движения.

Приняв указанную аппроксимирующую функцию для α, можно при некотором фиксированном значении α_m произвести интегрирование уравнений движения и получить закон изменения программного угла $\varphi_{пр}$ (рис. 7.9).

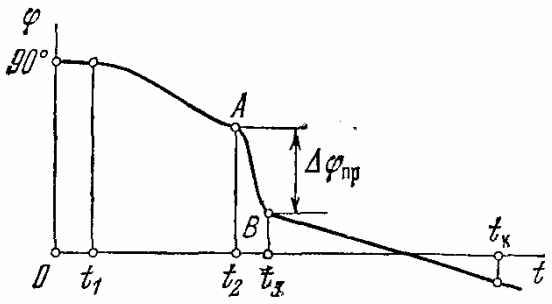


Рис. 7.10. Программа угла тангажа для двухступенчатой ракеты.

Когда ракета уже вышла за пределы атмосферы, ограничения на угол атаки снимаются, а с некоторого момента $t = t_2$ можно принять угол $\varphi_{пр} = \varphi_{пр.к}$ неизменным. На программе, как говорят, устанавливается полка. При неизменном $\varphi_{пр}$ угол атаки возрастает (рис. 7.9), а угол наклона траектории $\vartheta = \varphi_{пр} + \chi - \alpha$ уменьшается. К моменту выключения двигателя $t = t_к$ угол $\vartheta_к$ должен соответствовать заданному краевому условию баллистической задачи.

В итоге мы получили довольно простую программу угла тангажа с двумя варьируемыми параметрами — α_m и $\varphi_{пр.к}$ (или t_2, что одно и то же). Наличие свободного параметра $\varphi_{пр.к}$ позволяет, помимо заданного краевого условия, выполнить еще одно из экстремальных условий — получить, например, максимальную дальность или минимальное рассеивание.

Рассмотрим еще одну программу (рис. 7.10) — на этот раз для двухступенчатой ракеты.

Будем считать, что на программу выведения наложено дополнительное ограничение. Скоростной напор в момент разделения ступеней должен быть не больше некоторой заданной величины. Это заставляет выводить первую ступень более круто, чтобы быстрее выйти за пределы плотных слоев атмосферы при сохранении требований ограничения угла атаки.

Как и в предыдущем примере, время t_1 начала разворота принимаем заданным. Варьируемым параметром по-прежнему

остается максимальный угол атаки α_m на участке разворота после старта. Время t_2 разделения ступеней фиксировано. Программой для второй ступени задаемся в виде прямой, определяемой еще двумя параметрами: скачком $\Delta\varphi_{пр}$ и угловым коэффициентом прямой, характеризующим скорость убывания угла тангажа $\dot{\varphi}_{пр}$. Таким образом, получаем трехпараметрическую программу изменения угла тангажа.

Общий вид такой программы, да и проявленный при ее выборе произвол требуют разъяснений.

Расчеты, связанные с выбором оптимальных программ, показывают, что для всех ступеней полета, начиная со второй, на которые не накладывается ограничений по углу атаки, оптимальная программа весьма близка к прямолинейной. Отступление от прямой не приводит к ощутимому выигрышу, а преимущество прямой заключается в ее простоте.

Наличие скачка $\Delta\varphi_{пр}$ противоречит физическому смыслу программы, но в то же время соответствует условию оптимума при сделанном ограничении. Из-за ограничения по скоростному напору первая ступень выводилась по излишне крутой траектории, и теперь надо быстро уменьшить угол $\varphi_{пр}$ для второй ступени. Естественно, в процессе расчетов по выбору программы угла тангажа скачок сглаживается некоторой плавной переходной кривой (рис. 7.10), с тем чтобы $\ddot{\varphi}_{пр}$ не превышало допустимого значения. Кстати, на основе тех же предпосылок построена и программа для трехступенчатой ракеты, траекторные параметры которой в качестве примера были приведены на рис. 7.8. Заметим заодно, что изломы в графике изменения угла тангажа воспринимаются автоматом стабилизации при исполнении программы как кратковременные возмущения, и если они не чрезмерны, система управления с ними легко справляется.

В заключение заметим, что программный угол $\varphi_{пр}$ и фактически реализуемый угол тангажа φ несколько различаются. Это различие определяется статической характеристикой автомата стабилизации и в уточненных баллистических расчетах принимается во внимание.

2. ПОЛЕТ ЗА ПРЕДЕЛАМИ АТМОСФЕРЫ В ЦЕНТРАЛЬНОМ ПОЛЕ ТЯГОТЕНИЯ

Уравнения движения

Рассматривая участок свободного полета баллистической ракеты или исследуя законы движения выведенных на орбиту тел, удобно сразу же отказаться от стартовой системы координат r, χ (рис. 7.1) и перейти к инерциальной полярной системе координат r, β с полюсом в центре Земли (рис. 7.11). Здесь

β — угол, отсчитываемый от точки A начала свободного полета, которая совмещена с точкой конца участка выведения.

Различие между системами координат r, β (рис. 7.11) и r, χ (рис. 7.1) заключается не только в выборе начала отсчета углов, но и в несовпадении плоскостей. Вследствие вращения Земли ракета имеет переносную скорость с запада на восток, зависящую от географической широты точки A. Таким образом, скорость v_A в начале участка свободного полета должна определяться векторным сложением скорости, полученной в конце участка выведения, и переносной скорости. Поэтому и плоскость полярной системы r, β, в которой лежит вектор v_A, не совпадает, вообще говоря, с плоскостью системы координат r, χ.

Задача о свободном полете тела, находящегося в поле центрального тяготения, относится к числу основополагающих задач небесной механики и называется задачей Кеплера. При ее решении можно обойтись элементарными функциями, и, в отличие от участка выведения, к численному интегрированию прибегать не обязательно.

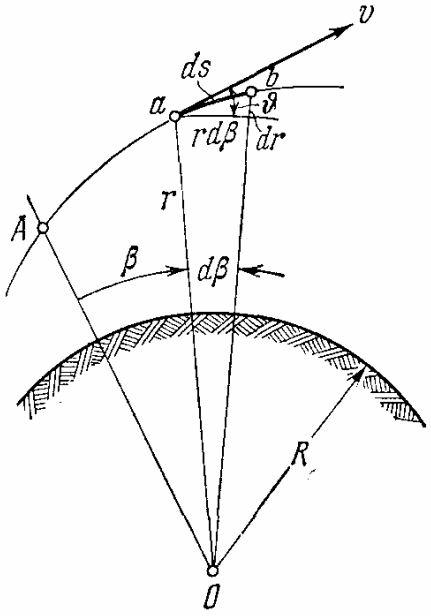


Рис. 7.11. К выводу уравнений движения в полярной системе координат.

На тело массы M в условиях свободного полета действует только центральная сила тяготения MK/r^2, где K — знакомая нам постоянная поля тяготения (6.20), в которой индекс $\oplus$ (Земля) нами опущен как для простоты, так и для того, чтобы подчеркнуть, что речь идет не только о Земле, но и о любом небесном теле, в гравитационном поле которого рассматриваются условия свободного полета.

Потенциальная энергия массы M, находящейся на расстоянии r от центра тяготения, будет

$$\Pi = \int_R^r Mg\,dr = MK\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{r}\right),$$

Сумма потенциальной и кинетической энергий при свободном полете остается неизменной. Следовательно,

$$\frac{Mv^2}{2} + MK\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{r}\right) = \text{const},$$

или, короче,

$$v^2 - \frac{2K}{r} = H = \text{const}, \qquad (7.14)$$

где H — постоянная, характеризующая энергетический уровень движущегося тела. Так как в начальной точке свободного полета v и r имеют значения v_A и r_A, то

$$H = v_A^2 - \frac{2K}{r_A}. \tag{7.15}$$

Но скорость

$$v = \frac{ds}{dt} = \frac{1}{dt}\sqrt{dr^2 + r^2 d\beta^2} = \sqrt{\dot{r}^2 + r^2\dot{\beta}^2},$$

и поэтому выражение (7.14) можно переписать в виде

$$\dot{r}^2 + r^2\dot{\beta}^2 - \frac{2K}{r} = H. \tag{7.16}$$

Еще одно уравнение получим из условия неизменности момента количества движения относительно притягивающего центра

$$Mrv\cos\vartheta = \text{const}.$$

Угол ϑ показан на рис. 7.11. Он по-прежнему представляет собой угол наклона траектории к местному горизонту; $v\cos\vartheta$ — перпендикулярная радиусу составляющая скорости v.

Итак,

$$rv\cos\vartheta = c,$$

где постоянная c, как и постоянная H, выражается через начальные параметры движения

$$c = r_A v_A \cos\vartheta_A. \tag{7.17}$$

Из рис. 7.11 видно, что

$$v\cos\vartheta = r\dot{\beta}.$$

Поэтому

$$rv\cos\vartheta = r^2\dot{\beta}$$

и

$$r^2\dot{\beta} = c. \tag{7.18}$$

Полученному выражению можно дать наглядное геометрическое толкование. Площадь сектора Oab (рис. 7.11) равна $\frac{1}{2}r\cdot rd\beta$. Следовательно, в единицу времени радиус вектор ометает площадь $r^2\dot{\beta}/2$. Уравнение (7.18) гласит, что эта так называемая секториальная скорость при свободном движении тела в центральном поле тяготения остается величиной постоянной.

Если из уравнений (7.16) и (7.18) исключить время t, то получим зависимость r от β, т. е. уравнение траектории свободного полета в полярной системе координат.

Траектория движения в общем виде

Перепишем выражение для $\dot{r}$ в виде

$$\dot{r} = \frac{dr}{d\beta}\dot{\beta},$$

или, как это следует из уравнения (7.18),

$$\dot{r} = \frac{c}{r^2}\frac{dr}{d\beta}.$$

Теперь полученное выражение для $\dot{r}$, а также $\dot{\beta}$ (7.18) подставим в уравнение (7.16)

$$\frac{c^2}{r^4}\left(\frac{dr}{d\beta}\right)^2 + \frac{c^2}{r^2} - \frac{2K}{r} = H,$$

откуда

$$\frac{c}{r^2}\frac{dr}{d\beta} = \pm\sqrt{H + \frac{2K}{r} - \frac{c^2}{r^2}},$$

Под знаком радикала прибавим и вычтем величину K^2/c^2. Тогда

$$\frac{c}{r^2}\frac{dr}{d\beta} = \pm\sqrt{H + \frac{K^2}{c^2} - \left(\frac{c}{r} - \frac{K}{c}\right)^2}.$$

Разделив правую и левую части на

$$\sqrt{H + \frac{K^2}{c^2}}$$

и вводя новое обозначение

$$\frac{\frac{c}{r} - \frac{K}{c}}{\sqrt{H + \frac{K^2}{c^2}}} = u, \tag{7.19}$$

приведем уравнение к виду

$$d\beta = \mp\frac{du}{\sqrt{1 - u^2}}.$$

Полученное уравнение легко интегрируется. В левой части мы получаем $\beta - C_1$, где C_1 — постоянная интегрирования, а в правой части будет $\arccos u$, либо $\arcsin u$, в зависимости от того, какой из двух знаков — минус или плюс — мы выбрали. Значит, переменная u представляет собой либо синус, либо косинус аргумента $\beta - C_1$. Оба решения равноправны. Различие определяется только выбором постоянной интегрирования C_1. Примем

$$u = \cos(\beta - C_1).$$

Теперь нам надо вернуться к исходному переменному r. Согласно выражению (7.19) получим:

$$r = \frac{\frac{c^2}{K}}{1 + \frac{c}{K}\sqrt{H + \frac{K^2}{c^2}}\cos(\beta - C_1)}.$$

В знаменателе под знаком радикала находится параметр H. Он может быть как положительным, так и отрицательным. Но подкоренное выражение в целом положительно. И это нетрудно установить, если воспользоваться соотношениями (7.15) и (7.17). После несложных преобразований получим:

$$H + \frac{K^2}{c^2} = \left(v_A - \frac{K}{r_A v_A}\right)^2 + \left(\frac{K \operatorname{tg} \vartheta_A}{r_A v_A}\right)^2. \tag{7.20}$$

Сумма квадратов положительна, и в дальнейшем мы можем оперировать всеми входящими в уравнение траектории параметрами, не переходя в область комплексного переменного.

Введем следующие обозначения:

$$p = \frac{c^2}{K} = \frac{1}{K} v_A^2 r_A^2 \cos^2 \vartheta_A, \tag{7.21}$$

$$e = \frac{c}{K}\sqrt{H + \frac{K^2}{c^2}}. \tag{7.22}$$

Теперь уравнение траектории примет следующий вид:

$$r = \frac{p}{1 + e\cos(\beta - C_1)}. \tag{7.23}$$

Постоянная C_1 зависит от выбора начала отсчета угла β и в нашем случае может быть определена из очевидного условия: при $\beta = 0$ радиус $r = r_A$.

В небесной механике аргумент $\beta - C_1$, стоящий под знаком косинуса, называется истинной аномалией. Истинная аномалия отсчитывается от той точки траектории, в которой радиус r принимает свое наименьшее значение $p/(1 + e)$.

Из курса аналитической геометрии известно, что полученное уравнение есть уравнение кривой второго порядка в полярной системе координат с полюсом в одном из фокусов кривой. При $e < 1$ уравнение (7.23) представляет собой уравнение эллипса, при $e > 1$ — уравнение гиперболы, а при $e = 1$ — уравнение параболы.

Положим сначала $e = 0$. Тогда уравнение (7.23) примет вид:

$$r = p = \text{const},$$

и траектория свободного полета представляет собой окружность.

Но чтобы эксцентриситет e (7.22) обратился в нуль, необхо-

димо, чтобы каждое из слагаемых, находящихся в правой части выражения (7.20), было равно нулю. Следовательно, угол $\vartheta_A = 0$. Это означает, что движение по окружности возможно лишь при условии, что вектор начальной скорости параллелен местному горизонту. Выражение же для начальной скорости получим, приравнивая нулю первое слагаемое в правой части уравнения (7.20)

$$v_A = v_{кр} = \sqrt{K/r_A}. \tag{7.24}$$

Это — так называемая круговая или первая космическая скорость. Она зависит от высоты орбиты h_A:

$$h_A = r_A - R.$$

Для Земли $g_0 = 9{,}820$ *м/сек*^{2}, и при высоте орбиты $h_A = 200$ *км* круговая орбитальная скорость равна $v_{кр} = 7790$ *м/сек*.

Введем обозначение:

$$\nu_A = \frac{v_A^2}{v_{кр}^2}, \tag{7.25}$$

а затем, раскрывая значение H (7.15), приведем выражения для параметра p (7.21) и эксцентриситета e (7.22) к следующей форме:

$$p = \nu_A r_A \cos^2 \vartheta_A, \quad e = \sqrt{1 - \nu_A (2 - \nu_A) \cos^2 \vartheta_A}. \tag{7.26}$$

Посмотрим, как меняется величина e в зависимости от ν_A.

По мере увеличения квадрата безразмерной скорости ν_A произведение $\nu_A(2 - \nu_A)$ вначале увеличивается, затем падает, а при $\nu_A = 1$ достигает своего максимального значения, равного единице. Если при этом угол $\vartheta_A = 0$, то эксцентриситет $e = 0$, и траектория представляет собой окружность. При $\nu_A = 2$, независимо от угла ϑ_A, эксцентриситет $e = 1$. Это означает, что при

$$v_A = v_{кр}\sqrt{2} = v_{пар}$$

траектория имеет вид параболы, а тело, брошенное с этой, так называемой второй космической или параболической скоростью, удаляется на неограниченное расстояние от центра тяготения, а при еще большей скорости кинетическая энергия тела превышает гравитационный потенциал планеты — Земли, в частности. Поэтому все автоматические станции и корабли, стартующие к Луне, имеют скорость, приближающуюся к $v_{пар}$.

При $\nu_A > 2$ и при любых значениях ϑ_A эксцентриситет принимает значения, бо́льшие единицы. Тогда движение происходит по гиперболе. Гипербола, как и парабола, имеет бесконечно удаленные точки, и двигаясь по ветви гиперболы, тело также к

Земле не возвращается. Скорости, бо́льшие параболической, свойственны траекториям полета с Земли к Марсу и Венере. Правда, надо иметь в виду, что расчет подобных траекторий (не только к планетам, но и к Луне), вообще говоря, не вписывается непосредственно в рассмотренную схему центрального поля тяготения, поскольку приходится иметь дело с гравитационными полями тяготения нескольких тел, и притяжение Солнца для межпланетных орбит имеет решающее значение.

Сейчас, однако, мы вернемся к более близким к Земле траекториям. Мы видим, что в диапазоне скоростей $0 < v_A < 2$ траектория полета во всех случаях представляет собой эллипс. Правда, этот эллипс в частных случаях может вырождаться в окружность, а при вертикальном полете при $\vartheta_A = 90°$ и в прямую. Траектория может пересекаться с земной поверхностью, а может и не пересекаться. Первого типа эллиптические траектории свободного полета свойственны баллистическим ракетам дальнего действия, второго типа — последним ступеням ракетносителей, искусственным и естественным спутникам планет.

Точка орбиты, наиболее удаленная от притягивающего центра, называется апоцентром, а наименее удаленная — перицентром. Для Земли — это апогей и перигей, для Солнца — афелий и перигелий, для Луны — апоселений и периселений. Радиусы апоцентра r_α и перицентра r_π определяются из выражения (7.23), если в нем принять $\cos(\beta - C_1) = \mp 1$:

$$r_\alpha = \frac{p}{1-e}, \quad r_\pi = \frac{p}{1+e}. \tag{7.27}$$

Чтобы обеспечить достаточно длительное существование спутника на околоземной орбите, необходимо, очевидно, чтобы точка перигея располагалась в достаточно разреженных слоях атмосферы, скажем, на высоте h не менее 200 *км*. Тогда это условие можно записать в виде

$$\frac{p}{1+e} > R + h.$$

Таким образом, зная начальные параметры свободного участка полета r_A, v_A, ϑ_A, легко ответить на вопрос, соответствует ли их совокупность условию создания спутника. В частности, если полезный груз выводится непосредственно в точку перигея и $\vartheta_A = 0$, а $r_A = R + h$, то при $v_A > v_{кр}$ и соответственно при $v_A > 1$ все точки траектории будут находиться за пределами круга, очерченного радиусом $R + h$ (рис. 7.12). При $v_A = v_{кр}$ орбита будет круговой, а при $v_A > v_{кр}\sqrt{2}$ она переходит в траекторию «убегания».

Рассмотрим энергетический уровень орбиты. Он определяется выражением (7.15). Это — удвоенная сумма кинетической и

потенциальной энергий на единицу массы. Знак минус при втором слагаемом не должен вызывать удивления. Потенциальная энергия может вычисляться от любого уровня, а суммарная энергия определяется с точностью до постоянного слагаемого. В частности, к левой и правой частям равенства (7.15) можно прибавить величину $2K/R$. Тогда разность $K/R - K/r$ будет представлять собой потенциальную энергию, измеренную относительно поверхности Земли, и будет положительной.

Выражение эксцентриситета e (7.22) можно написать в виде

$$e = \sqrt{1 + \frac{c^2 H}{K^2}},$$

откуда

$$H = \frac{K^2}{c^2}(e^2 - 1) = \frac{K}{p}(e^2 - 1).$$

Но, как вытекает из выражений (7.27),

$$r_a + r_\pi = \frac{2p}{1 - e^2} = 2a,$$

где под a понимается большая полуось эллипса. Исключая $(1 - e^2)$, получим:

$$H = -\frac{K}{a}.$$

Таким образом, с увеличением большой оси эллипса энергетический уровень орбиты повышается (уменьшается его отрицательное значение). И обратно, — понижение энергетического уровня связано с уменьшением большой оси эллипса. Поэтому, если при вытянутой орбите спутник в области перигея теряет часть энергии на сопротивление в верхних слоях атмосферы, то это сопровождается уменьшением большой оси эллипса. Высота апогея уменьшается быстрее высоты перигея, эксцентриситет e уменьшается, а старение орбиты сопровождается ее приближением к форме круга.

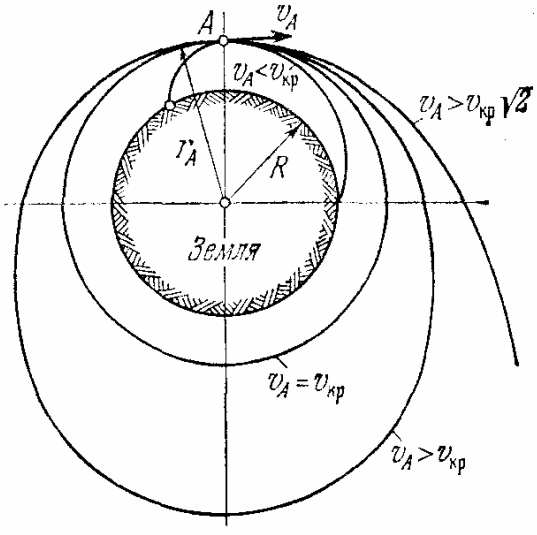


Рис. 7.12. Траектории свободного полета при различных скоростях выведения.

Период обращения спутника также определяется размером большой полуоси эллипса.

Согласно выражению (7.18) площадь, которую описывает радиус-вектор за время t, равна

$$\frac{1}{2} r^2 \dot{\beta} t = \frac{1}{2} ct .$$

За время полного оборота T радиус-вектор опишет площадь эллипса πab. Но малая полуось эллипса равна $b = a\sqrt{1-e^2}$. Следовательно,

$$T = \frac{2\pi a^2}{c}\sqrt{1-e^2},$$

а так как согласно (7.21) $c = \sqrt{pK}$, то

$$T = \frac{2\pi a^2}{\sqrt{K}}\sqrt{\frac{1-e^2}{p}} = \frac{2\pi}{\sqrt{K}}a^{3/2}.$$

Это соотношение впервые было установлено Кеплером и сформулировано им как закон пропорциональности между квадратами периодов обращения планет и кубами больших полуосей орбит.

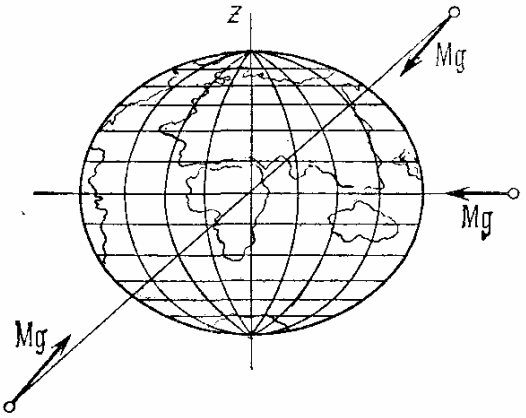


Рис. 7.13. Влияние нецентрального поля тяготения на орбиту спутника.

Небезынтересно отметить, что Кеплер свои законы установил до Ньютона по результатам наблюдения за движением планет. Закон тяготения был открыт позже. Таким образом, Кеплер искал гармонию в мироздании, а Ньютон — силу, управляющую мирами.

Эту силу мы считали изменяющейся обратно пропорционально квадрату радиуса r, что всегда верно при достаточно большом удалении от Земли, а также, как отмечалось ранее, и вблизи Земли, если только для нее принята модель сферы со сферической симметрией распределения масс. В действительности форма Земли несколько отличается от сферической. Поэтому и силы притяжения не совсем точно соответствуют тем, которые были приняты при выводе законов Кеплера.

Если орбита спутника наклонена к плоскости экватора (рис. 7.13), возникающее отступление от центрального поля тяготения приводит к медленному вращению плоскости орбиты относительно оси z с неизменным наклоном к экватору. Движение носит характер прецессионного, а о прецессии мы поговорим подробнее, когда будем рассматривать свойства гироскопа.

Отступление от выведенных соотношений Кеплера можно обнаружить также и в том случае, когда эллиптическая орбита спутника расположена в плоскости экватора (рис. 7.13). Здесь тяготение можно рассматривать как центральное, но закон изменения силы притяжения вблизи Земли несколько отличается от обратной квадратичной зависимости. Это приводит к тому,

что большая ось эллипса не сохраняет неизменной свою ориентацию, а постепенно поворачивается в плоскости экватора.

В этом и во всех подобных случаях орбита считается эллиптической, но ее параметры, называемые обычно элементами орбиты, рассматриваются как медленно меняющиеся во времени. Такая орбита называется *оскулирующей*, а ее медленно изменяющиеся параметры — оскулирующими *).

Не следует думать, что сплюснутость Земли является единственной причиной, вызывающей эффект оскулирования. К аналогичному изменению параметров приводят и другие возмущающие факторы. Это — притяжение Луны и Солнца, световое давление и аномалии распределения масс в объеме земного шара.

Особое место среди причин, вызывающих медленное изменение низкоперигейных орбит, занимает аэродинамическое сопротивление на больших высотах. Это — также малый возмущающий фактор. Однако, в отличие от гравитационных, — аэродинамические силы всегда приводят к необратимым, пропорциональным времени изменениям в параметрах орбиты.

Торможение спутника малыми аэродинамическими силами требует своего изучения в связи с задачей определения времени существования спутника. В целом этот вопрос довольно сложный, и на нем мы останавливаться не будем. Но на одну подробность, на так называемый парадокс торможения спутника, хочется обратить внимание.

Рассмотрим оскулирующую орбиту, мало отличающуюся от круговой. Пусть на спутник действует постоянная малая тормозящая сила аэродинамического сопротивления X. Изменение энергетического уровня орбиты в результате действия тормозящей силы равно ее работе на пути ds. Следовательно,

$$d\left(\frac{Mv^2}{2}+\int_R^r Mg_0\frac{R^2}{r^2}dr\right)=-X\,ds,$$

или

$$d\left(\frac{Mv^2}{2}+Mg_0R-Mgr\right)=-X\,ds.$$

Знак минус в правой части соответствует торможению.

Так как орбита мало отличается от круговой, сила притяжения Mg равна инерционной даламберовой силе Mv^2/r. Поэтому получим:

$$\frac{d}{dt}\left(-\frac{Mv^2}{2}+Mg_0R\right)=-Xv,$$

*) От французского *osculation*, что в переводе означает «геометрическое касание». Термин введен Лагранжем.

откуда после дифференцирования

$$M\dot{v} = X.$$

Это означает, что тормозящей силе X соответствует увеличение скорости спутника, а возникающее ускорение будет точно таким же, каким оно было бы, если бы сила сопротивления изменила знак и толкала массу M вперед.

Конечно, этот парадоксальный вывод находит свое объяснение в том, что при торможении спутника уменьшается высота орбиты. При слабом торможении спутника, находящегося на круговой орбите, происходит снижение по некоторой пологой спирали с увеличивающейся скоростью.

Основным методом при исследовании медленных изменений параметров орбит является уже знакомый нам прием разделения закона движения на основное — номинальное и небольшие возмущения, которые определяются из уравнений в вариациях. Только в отличие от быстро изменяющихся вариаций, которые мы вводили для угловых колебаний ракеты, здесь рассматриваются медленно изменяющиеся вариации, и определяются они в так называемом асимптотическом приближении.

Вернемся к траектории баллистической ракеты.

Траектория баллистической ракеты и определение дальности

Для баллистических ракет дальнего действия, значительная часть траектории которых проходит за пределами атмосферы, имеется возможность непосредственно применить рассмотренные соотношения свободного полета к расчету параметров траектории.

На участке выведения расчет траектории ведется численным интегрированием уравнений движения. Затем, пересчитывая параметры конца участка выведения $v_к$, $r_к$, $\vartheta_к$ на начальные условия v_A, r_A, ϑ_A свободного полета, можно продолжить траекторию дугой эллипса. Правда, в конце участка свободного полета снова нужно обращаться к численному интегрированию. Головная часть на участке спуска испытывает воздействие скоростного напора, причем значительно большего, чем испытывал корпус ракеты на участке выведения. Таким образом, при входе в плотные слои атмосферы заметно меняется скорость. Но вид самой траектории мало отличается от эллиптической, конечно, если головная часть не снабжена системой самонаведения. Поэтому, если мы не ставим перед собой задачу определить возникающие аэродинамические силы, а нас интересует только полная дальность, то ее вычисление вполне можно произвести по параметрам траектории свободного полета.

На рис. 7.14 показана траектория баллистической ракеты. Первый начальный участок активного полета нами уже исследован, и положение ракеты в начале эллиптического участка можно считать заданным. Дальность от точки старта до точки выключения двигателя обозначим через l_1. Далее движение продолжается по дуге эллипса, симметричной относительно оси OB, и от точки A до точки C, расположенных на одинаковой высоте h_A или одинаковом радиусе r_A, получим дальность по дуге большого круга, равную $2R\beta_\alpha$, где β_α — угол, соответствующий вершине, траектории, или точке апогея. Остается еще небольшой отрезок дальности l_2 от точки C до C'. Так как траектория свободного полета симметрична относительно большой оси эллипса, угол ϑ в точке C равен $-\vartheta_A$, и поэтому приближенно можно принять $l_2 = (r_A - R)\operatorname{ctg}\vartheta_A$. Для ориентировочных подсчетов такая оценка дальности заключительного участка траектории не приводит к заметным погрешностям, поскольку величина l_2 относительно невелика. Таким образом, полная дальность

$$L = l_1 + 2R\beta_\alpha + (r_A - R)\operatorname{ctg}\vartheta_A. \tag{7.28}$$

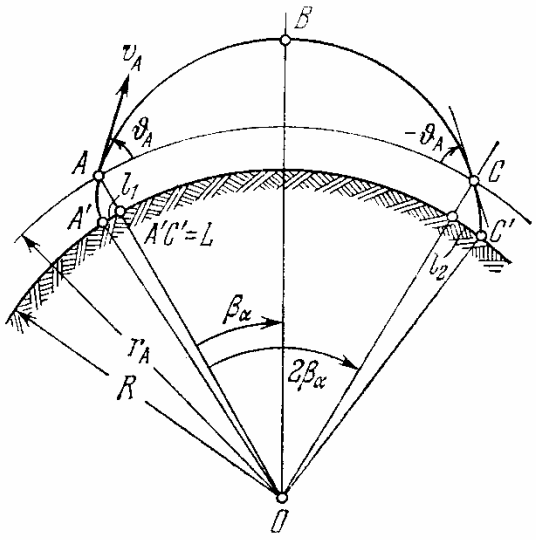


Рис. 7.14. К определению дальности.

Остается определить основное слагаемое $2R\beta_\alpha$. Для этого вернемся к выражению (7.23):

$$r = \frac{p}{1 + e\cos(\beta - C_1)}.$$

При $\beta = \beta_\alpha$ получаем радиус апогея $r_\alpha = p/(1-e)$. Следовательно, $\beta_\alpha - C_1 = \pi$.

При $\beta = 0$ радиус r принимает значение r_A, т. е.

$$r_A = \frac{p}{1 + e\cos(0 - C_1)} = \frac{p}{1 + e\cos(\pi - \beta_\alpha)},$$

откуда

$$\cos\beta_\alpha = \frac{1}{e}\left(1 - \frac{p}{r_A}\right).$$

Вместо $\cos\beta_\alpha$ удобно ввести $\operatorname{tg}\beta_\alpha$:

$$\operatorname{tg}\beta_\alpha = \pm\frac{\sqrt{1 - \frac{1}{e^2}\left(1 - \frac{p}{r_A}\right)^2}}{\frac{1}{e}\left(1 - \frac{p}{r_A}\right)}.$$

Тогда, исключая p и e (7.26), получим:

$$\operatorname{tg}\beta_\alpha = \frac{\pm \nu_A \operatorname{tg}\vartheta_A}{1-\nu_A+\operatorname{tg}^2\vartheta_A}. \tag{7.29}$$

Найденное отсюда значение угла β_α должно быть подставлено в выражение (7.28), и таким образом определяется дальность.

Основное слагаемое дальности $2R\beta_\alpha$ и соответственно $\operatorname{tg}\beta_\alpha$ имеет, как нетрудно установить, максимум при

$$\operatorname{tg}\vartheta_{A\text{опт}} = \sqrt{1-\nu_A} = \sqrt{1-\frac{v_A^2}{v_{\text{кр}}^2}}. \tag{7.30}$$

Это означает, что при заданной скорости в конце активного участка, которая определяется в основном энергетическими и весовыми показателями ракеты, максимальная дальность будет получена в том случае, если угол наклона траектории к местному горизонту ϑ_A в момент выключения двигателя соответствует найденному значению угла $\vartheta_{A\text{ опт}}$. При пусках на малые дальности, т. е. при малой скорости, $\operatorname{tg}\vartheta_{A\text{ опт}} = 1$, и максимальная дальность достигается при угле бросания, близком к 45°. С увеличением скорости угол $\vartheta_{A\text{ опт}}$ уменьшается и при дальности, скажем, 4500 *км* уже составляет величину порядка 35°.

Найденное выражение для оптимального угла является приближенным. Оптимизация произведена без учета последнего слагаемого в выражении (7.28), а оно с уменьшением ϑ_A увеличивается. Поэтому действительный максимум дальности смещается в сторону некоторого уменьшения угла $\vartheta_{A\text{ опт}}$. С тем чтобы не производить громоздких выкладок, приведем уточненное выражение для $\vartheta_{A\text{ опт}}$ без вывода:

$$\operatorname{tg}\vartheta_{A\text{опт}} = \sqrt{\frac{\nu_A}{2}\,\frac{2R-(r_A+R)\nu_A}{R\nu_A+2(r_A-R)}}.$$

При $R = r_A$ это выражение переходит в выражение (7.30).

Расчетное определение дальности и азимута прицеливания баллистических ракет дальнего действия, а также расчет траектории выведения ракет-носителей не может производиться без учета суточного вращения Земли.

Конечно, нет особого греха в том, что на первой стадии знакомства с основами баллистических расчетов мы обходим этот вопрос молчанием. И тем не менее нельзя забывать, что при расчете движения ракеты на участке выведения мы пользуемся стартовой системой координат, вращающейся вместе с Землей. Следовательно, по правилам механики необходимо вводить в уравнения движения кориолисово ускорение, а также и состав-

ляющую центростремительного ускорения вследствие вращения Земли. Роль второй составляющей, впрочем, очень невелика.

Стартовая система координат хороша лишь для участков выведения и входа в атмосферу. Для участка свободного полета баллистической ракеты дальнего действия, а тем более для ракет-носителей после выхода последней ступени на околоземную орбиту, несомненные удобства представляет инерциальная геоцентрическая система координат. При расчете же межпланетных траекторий неизбежен переход к гелиоцентрической, селеноцентрической и к другим системам координат в зависимости от решаемой задачи.

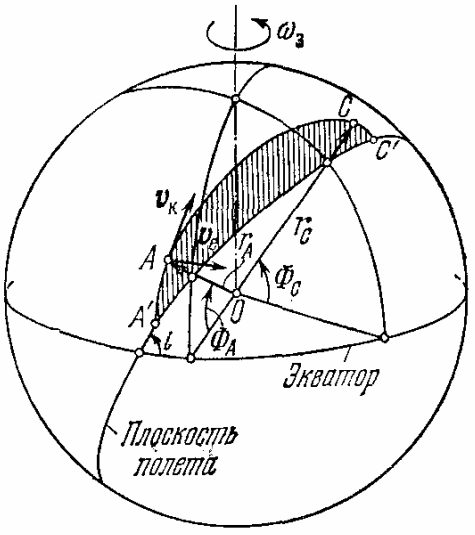


Рис. 7.15. К определению параметров траектории с учетом вращения Земли.

Каждый раз, понятно, при переходе от одной системы координат к другой необходим пересчет конечных параметров движения, полученных в предыдущей системе координат, на начальные параметры в новой системе. В частности, при переходе от участка выведения к только что рассмотренному участку свободного полета надо к относительной скорости, полученной в конце участка выведения, добавить переносную скорость. Она направлена с запада на восток перпендикулярно местному меридиану, проходящему через точку A (рис. 7.15), и равна

$$v_e = r_A \omega_з \cos \Phi_A,$$

где r_A и Φ_A — соответственно радиус и геоцентрическая широта начальной точки участка свободного полета, а $\omega_з = 7{,}2921 \times \times 10^{-5}$ $1/сек$ — угловая скорость вращения Земли.

В результате вектор абсолютной скорости в начале участка свободного полета будет несколько отличаться как по величине, так и по направлению от вектора относительной скорости в стартовой системе координат. Изменение модуля скорости в результате вращения Земли при переходе к абсолютному движению можно приближенно оценить как $\Delta v_к = r_A \omega_з \cos i$, где i — наклонение плоскости траектории к экватору (рис. 7.15).

Если речь идет о баллистической ракете дальнего действия, то после расчета эллиптического участка в абсолютной системе координат следует учесть, что за время $t_э$ полета по эллиптической траектории Земля успела повернуться с запада на восток на угол $\omega_з t_э$ и соответственно изменилась долгота точки входа в атмосферу.

Атмосферный участок нисходящей ветви траектории, так же как и участок выведения, снова рассчитывается численным интегрированием, но уже в относительной системе координат, связанной с Землей, после обратного перехода на этот раз от абсолютного движения к относительному. И надо иметь в виду еще одно немаловажное для баллистических расчетов обстоятельство. Земля — не идеальный шар. Она сплюснута к полюсам. Разница между экваториальным и полярными радиусами составляет примерно 21 *км*. Параметры стандартной атмосферы по высоте задаются от уровня океана. Поэтому конец и начало атмосферных участков полета при выведении и спуске могут существенно отличаться от того, что дает нам сферическая модель Земли. При баллистических расчетах это, конечно, принимается во внимание.

3. УЧАСТОК ВХОДА В АТМОСФЕРУ

Особенности интегрирования уравнений движения

Режим входа головной части баллистической ракеты или спускаемого космического аппарата в атмосферу представляет собой не только сложный, но даже трудно обозримый объект исследования. Здесь связаны в единый и почти неразделимый комплекс вопросы аэродинамики (причем в их наиболее сложной форме), динамики твердого тела, теплового режима, теплозащиты и уноса массы с поверхности тела. Совокупность возникающих задач в полном объеме решить трудно. Поэтому на основе более или менее приемлемых допущений рассматриваются, как правило, ограниченные, локальные задачи, о специфике которых и возможных путях решения мы сейчас и поговорим.

Наиболее сложной и даже неопределенной является задача входа в атмосферу отделяющейся неуправляемой головной части баллистической ракеты. Корпус самой ракеты на прочность и на температурное воздействие не рассчитывается: его судьба предрешена. Исключение представляет задача спасения блоков ракеты-носителя. Но это — задача особая.

Головная часть или, как часто ее называют, боеголовка в принципе имеет довольно простую конструкцию. Это массивный жесткий контейнер конической или цилиндрической формы (рис. 7.16), внутри которого размещается боевой заряд, снабженный системой взрывателей. К контейнеру пристыкован конический стабилизатор. Это — подкрепленная шпангоутами оболочка. Внешняя поверхность всей конструкции покрыта теплозащитной изоляцией, толщина которой меняется вдоль оси, уменьшаясь от носка к донному срезу.

После отделения головная часть, не снабженная системой ориентации, неопределенным образом вращается относительно центра масс. Характер движения целиком определяется импульсом, полученным головной частью при разделении. На нисходящем участке траектории, по мере нарастания скоростного напора, вращение замедляется и на некоторой высоте полета сменяется колебаниями относительно поперечных осей.

С увеличением скоростного напора увеличивается стабилизирующий момент, частота колебаний возрастает, одновременно растут демпфирующие моменты, и в конце концов головка стабилизируется и приближается к Земле, будучи ориентированной по потоку.

Начало и конец перечисленных фаз (вращение, колебания, полная стабилизация) зависят, конечно, от скорости входа в атмосферу и от запаса статической устойчивости головной части.

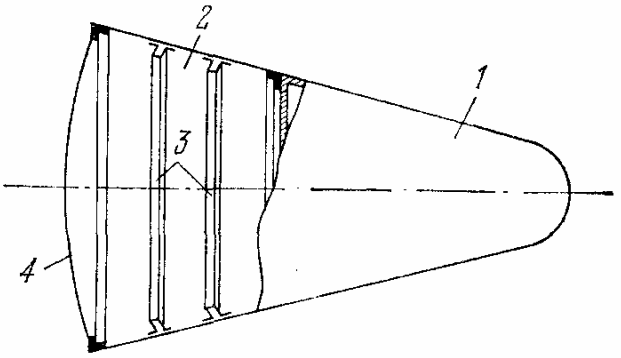


Рис. 7.16. Принципиальная схема конструкции головной части: *1* — боевой заряд, *2* — обшивка стабилизатора, *3* — шпангоуты, *4* — донная крышка.

Естественно, методы расчета и средства, привлекаемые к анализу законов движения, зависят от того, какова цель расчета. Мы уже видели, что для ориентировочного определения полной дальности достаточно вообще продлить участок свободного полета дугой эллипса или даже прямой и не вникать в динамику торможения. Но для определения скорости и аэродинамических нагрузок, а затем и температур, необходимо вернуться к численному интегрированию. Поэтому первое приближение к истине мы получим, если откажемся пока от изучения процесса стабилизации и определим закон движения спускаемого аппарата как материальной точки, полагая, что его ориентация относительно потока каким-то образом обеспечена.

Здесь нам на помощь снова приходят те же самые уравнения (7.7) и (7.8), которые интегрировались для активного участка полета. Правда, в них надо ввести минимальные изменения, причем не в сторону усложнения, а упрощения. Тягу двигателя, усилия управляющих органов, подъемную силу и угол атаки следует положить равными нулю. Новую систему координат удобно перенести поближе к месту действия, скажем так, чтобы ось y' (рис. 7.17) проходила через начальную точку нового участка интегрирования C, где начинает проявлять себя тормозящее действие аэродинамических сил. Тогда уравнения

при $\alpha = 0$ примут вид

$$\dot{v} = -\frac{X}{M} - g \sin \vartheta, \quad \dot{\vartheta} = -\left(\frac{g}{v} - \frac{v}{r}\right) \cos \vartheta,$$

и к ним добавятся обычные кинематические соотношения

$$\dot{r} = v \sin \vartheta, \quad \dot{\chi} = \frac{v}{r} \cos \vartheta.$$

Начальные условия, конечно, должны соответствовать параметрам траектории в точке C, в конце эллиптического участка, пересчитанные, как уже указывалось, для системы координат, связанной с Землей.

Последующие операции численного интегрирования ничем не отличаются от того, что делалось для активного участка. Да и шаг интегрирования для траектории ориентируемого спускаемого аппарата имеет тот же порядок величины.

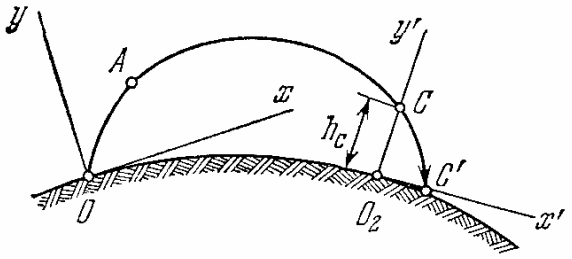


Рис. 7.17. Система координат при интегрировании уравнений движения на участке входа в атмосферу.

В результате интегрирования определяются законы изменения скорости, ускорения и скоростного напора во времени и уточняется дальность. На рис. 7.18 показан типичный график изменения этих величин во времени. Левая часть графика отражает изменение параметров движения на внеатмосферном участке свободного полета. Вследствие земного притяжения скорость медленно нарастает, а ускорение соответственно будет положительным. Затем начинается рост скоростного напора, возникает лобовое сопротивление, ускорение становится отрицательным, а скорость падает. Падение скорости приводит в дальнейшем к тому, что несмотря на возрастающую плотность атмосферы, скоростной напор начинает уменьшаться. Вместе с ним падает и сила лобового сопротивления.

Описанная процедура численного интегрирования на участке входа в атмосферу будет относительно верной лишь для ориентированной по потоку головной части или спускаемого аппарата. Из рассмотрения исключен процесс аэродинамической стабилизации. Между тем режим колебаний головной части в потоке приводит в среднем к увеличению лобового сопротивления в верхних слоях атмосферы. Возникающая периодически меняющаяся подъемная сила уводит головную часть от расчетной траектории, и увеличивается рассеивание. И наконец, в процессе стабилизации возникают наибольшие поперечные нагрузки, которыми определяется прочность конструкции. И эти вопросы нуждаются в дальнейшем обсуждении.

Чтобы получить числовые оценки процесса стабилизации, расчетная схема, конечно, должна быть усложнена. Теперь головную часть надо рассматривать уже не как материальную точку, а как некоторое тело, меняющее свою ориентацию в условиях потока с быстро изменяющимися параметрами. Угол атаки принимает значения от нуля до 180°, а поскольку вращение головной части происходит не в одной плоскости, а носит пространственный характер, то в тех же пределах меняется и угол скольжения. Впрочем, вследствие осевой симметрии головной части оба угла могут быть объединены в общий «пространственный» угол атаки.

Уравнения движения сами по себе получаются не столь уж и сложными. Более сложна другая, принципиальная сторона вопроса. Как ввести в эти уравнения аэродинамические силы и моменты при больших углах атаки и при заметной угловой скорости вращения обтекаемого тела? Пока речь шла о малых углах атаки, аэродинамический момент просто разбивался на два слагаемых — статический и демпфирующий моменты, и каждый из них линеаризовался относительно α и $\dot{\alpha}$. При больших, но постоянных углах атаки необходимые для расчетов аэродинамические характеристики можно получить при помощи круговых обдувок модели в аэродинамической трубе. Здесь же возникает вопрос, как быть с аэродинамическими силами и моментами в случае заметной угловой скорости вращения модели и можно ли вообще разделить аэродинамический момент на два слагаемых в этом сложном комплексе явно выраженных нелинейных зависимостей?

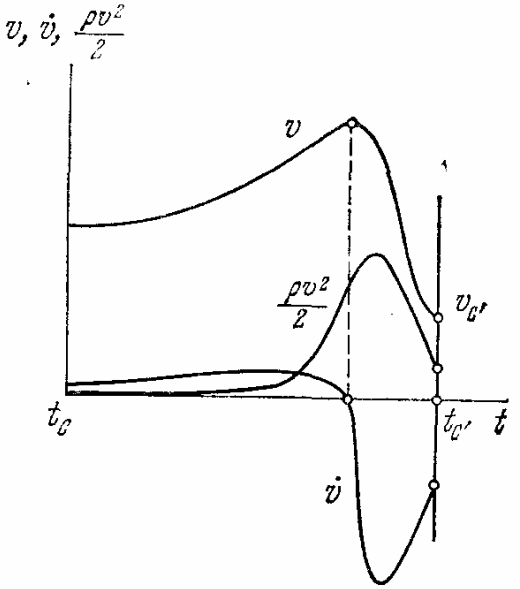


Рис. 7.18. Изменение скорости, скоростного напора и касательного ускорения при входе в атмосферу.

Понятно, что испытание вращающейся модели в аэродинамической трубе (если бы такое было возможно) потребовало бы соблюдения подобия не только по числам Маха и Рейнольдса. Нужно было бы ввести еще критерий, который учитывал бы скорость вращения модели и натуры. За такой критерий принимается число Струхаля

$$\mathrm{St} = \frac{\omega l}{v},$$

где ω — угловая скорость, а l — характерный размер; в рассматриваемом случае обычно — длина головной части.

Оценки, проведенные по числу St, показывают, что в самых верхних слоях атмосферы роль демпфирующего действия потока ничтожна и потому достаточно учитывать только статические составляющие аэродинамических моментов, а они определяются круговой продувкой модели. В конце процесса стабилизации демпфирующие моменты допустимо рассматривать как небольшие добавки к статическим моментам.

После того как выявлена специфика изменения аэродинамических моментов, можно приступить к численному интегрированию уравнений движения. Ясно, что оно должно проводиться с учетом шагового изменения угла атаки во времени. Если в какой-то момент t_n угол атаки был α_n, то в момент $t_{n+1} = t_n + \Delta t_n$ он будет $\alpha_n + \Delta\alpha_n$. Поэтому на каждом шаге надо вычислять новые значения стабилизирующих и демпфирующих моментов, зависящих от текущих значений угла атаки и угла скольжения.

Численное интегрирование уравнений движения в такой постановке наталкивается, однако, на затруднения чисто технического характера. Высокая частота возникающих угловых колебаний головной части вынуждает уменьшать шаг интегрирования до сотых и тысячных долей секунды, и интегрирование становится трудно выполнимым процессом даже для машин с самой высокой степенью быстродействия. Положение усугубляется еще и тем, что неопределенность начальных условий заставляет многократно производить расчеты для траекторий с различными начальными угловыми скоростями вращения головной части, что затягивает процесс вычисления во много раз.

Наиболее рациональными в настоящее время оказываются методы совместного использования как аналитических приемов, основанных на упрощающих предположениях о малости возмущений вблизи некоторой номинальной траектории, так и эффективных методов численного интегрирования. Большую роль играет моделирование самого процесса стабилизации в аэродинамических трубах. Применяются и полигонные стрельбы моделями. Наконец, наиболее достоверные данные по процессу стабилизации дают средства телеметрии при испытании натуры.

Накопленный к настоящему времени опыт проектирования и создания конструкций подобного рода позволяет специалистам более или менее достоверно определять нагрузки, возникающие в процессе стабилизации. Однако, несмотря на то, что задача в целом так или иначе решается, аэродинамическая стабилизация неуправляемой головной части во всех случаях, как уже было замечено, приводит к увеличению рассеивания и к повышению нагрузок на конструкцию головной части в целом.

Если головную часть снабдить специальной системой ориентации, которая обеспечивает вход в атмосферу с заданным углом атаки, то это не только снижает расчетные нагрузки, но и

делает их более определенными, что позволяет довольствоваться меньшими коэффициентами запаса при расчете на прочность. В итоге достигается некоторый выигрыш в весе несущих элементов, а точность поражения цели повышается. Поэтому в современных баллистических ракетах подобная система ориентации довольно часто применяется, хотя это и связано с усложнением конструкции.

Стабилизация спускаемого аппарата

Все сказанное по поводу стабилизации головной части боевой баллистической ракеты полностью относится и к спускаемым космическим аппаратам. Правда, задачи здесь несколько иные. Если головную часть баллистической ракеты надо довести до цели с относительно малой потерей скорости, чтобы затруднить действия противоракетной обороны противника, то для спускаемых космических аппаратов, напротив, скорость должна быть погашена полностью. Причем сделать это надо так, чтобы перегрузки на участке торможения были бы ограниченными, что особенно важно для пилотируемых спускаемых аппаратов.

Скорость входа в атмосферу у космических аппаратов заметно выше, чем у боевой части баллистической ракеты дальнего действия. При спуске с низкой орбиты скорость близка к круговой, а при возвращении от Луны — ко второй космической.

Возникающие перегрузки зависят не только от скорости, но и от угла входа в верхние слои атмосферы. Ясно, что при пологой траектории торможение растягивается во времени, и максимальные перегрузки уменьшаются. С другой стороны, слишком пологая траектория при больших скоростях входа, близких ко второй космической или превышающих ее, таит в себе опасность безвозвратного выхода за пределы атмосферы. Это требует значительного повышения точности входа в атмосферу. При спуске с низкой орбиты проблема точности столь остро не ставится.

Первый в истории космонавтики пилотируемый аппарат «Восток» спускался по баллистической траектории, т. е. не имел никаких дополнительных устройств для регулирования процесса торможения на атмосферном участке. Это обеспечивало простоту системы, но приводило к значительным перегрузкам. В современных системах «Союз» и «Аполлон» используется аэродинамическая подъемная сила, которая позволяет сделать траекторию более пологой и затягивает процесс торможения. Мало того, система ориентации допускает регулирование перегрузок. Достигается это довольно простыми средствами.

Центр тяжести спускаемого аппарата несколько смещен относительно его оси (рис. 7.19). Под действием аэродинамиче-

ских сил статически устойчивый спускаемый аппарат ориентируется в потоке так, что равнодействующая аэродинамическая сила проходит вдоль прямой, соединяющей центр давления (ц. д.) и центр масс (ц. м.). В результате возникает угол атаки и создается подъемная сила.

Когда сила Y расположена в вертикальной плоскости, как это показано на рис. 7.19, она удерживает спускаемый аппарат на пологой траектории. Если аппарат повернуть относительно оси x_1 на 180°, сила Y будет направлена вниз, и траектория станет более крутой. Соответственно возрастут перегрузки. В интервале этих двух крайних положений изменением угла крена можно регулировать величину отрицательного ускорения при спуске в соответствии с предусмотренной программой. Бортовой датчик, установленный по продольной оси, замеряет фактическую перегрузку, которая сравнивается с расчетной. По полученной разности вырабатывается сигнал на исполнительные сопла, которые поворачивают аппарат по крену до тех пор, пока разность фактической и расчетной перегрузок не станет равной нулю.

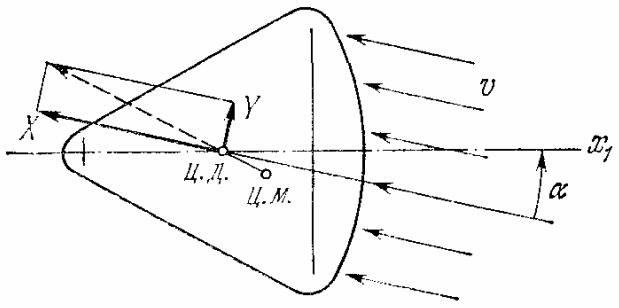


Рис. 7.19. Действие подъемной силы на спускаемый аппарат.

Аэродинамическая сила Y при повороте не меняется; меняется лишь ее вертикальная составляющая. Наличие горизонтальной составляющей приводит к боковому сносу и некоторому смещению точки приземления (или приводнения). Это смещение может быть учтено заранее, и район приземления определяется с достаточной точностью.

Аэродинамический нагрев и тепловая защита

Головная часть ракеты при спуске в атмосфере испытывает не только силовое, но и интенсивное тепловое воздействие. То же самое можно сказать и о корпусе ракеты на активном участке полета. Правда, здесь температурный режим не столь жесткий.

Повышение температуры вблизи движущегося тела связано со сжатием воздуха и трением вблизи поверхности. В схеме обращенного движения это явление можно трактовать также и как торможение потока; его кинетическая энергия переходит в другие формы энергии, в первую очередь, — в тепловую.

У носка обтекаемого тела (рис. 7.20) струйки газа расходятся, а в точке B скорость потока равна нулю. Эта точка на-

зывается точкой полного торможения или критической точкой. Примем пока для наглядности, что процесс сжатия происходит адиабатически. Тогда для струйки AB можно написать уравнение энергии (4.5) в форме:

$$\frac{v^2}{2}+\frac{k}{k-1}RT=\frac{v_B^2}{2}+\frac{k}{k-1}RT_B.$$

Но $v_B=0$, поэтому температура в точке B при полном торможении будет:

$$T_B=T+\frac{v^2}{2}\frac{k-1}{kR}. \qquad (7.31)$$

Температуру в критической точке называют температурой торможения. Если для воздуха принять $k=1{,}4$ и $R=287{,}1$ *Дж/кг·град*, то

$$T_{\text{торм}}=T+\frac{v^2}{2000}, \qquad (7.32)$$

где v следует измерять в *м/сек*.

При неполном торможении, скажем, для точки C (рис. 7.20), мы получим

$$T_C=T+\frac{v^2-v_C^2}{2000},$$

где v_C — скорость вблизи тела, определяемая методами аэродинамики в соответствии с законом обтекания тела заданной формы.

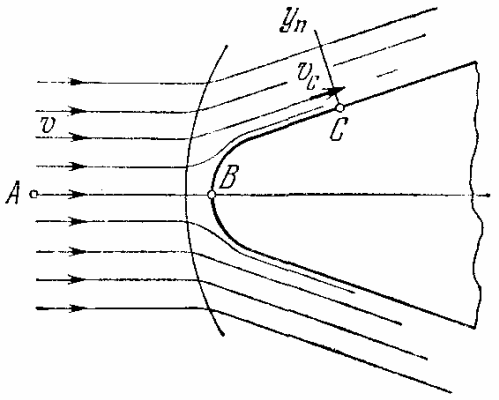


Рис. 7.20. К определению температуры торможения.

Таким образом, температура торможения представляет собой верхнее значение температуры, которую может иметь поток вблизи обтекаемого тела, и из выражения (7.32) видно, что об эффекте температурного воздействия имеет смысл беспокоиться только при скоростях, приближающихся к 600—700 *м/сек*. При меньших скоростях никаких проблем в этом смысле не возникает.

С другой стороны, если принять скорость полета равной хотя бы 4000 *м/сек*, то числовое значение температуры торможения сразу настораживает своим астрономическим значением, и возникает справедливое сомнение в правильности выражения (7.32). И действительно, предположение об адиабатическом сжатии верно до тех пор, пока допустимо пренебречь диссоциацией и отводом тепла излучением, а эти эффекты для газов, составляющих атмосферу, на больших высотах становятся ощутимыми при температурах порядка 2000 К. Следовательно, тем самым устанавливается и верхний предел скорости, при которой

еще допустимо пользоваться выражением (7.32). Это — примерно 2000 *м/сек*. При дальнейшем увеличении скорости температура торможения, естественно, продолжает расти, но уже не столь быстро, а ее количественная оценка может быть получена из условия перехода кинетической энергии в полное теплосодержание, включающее и химическую энергию газа (см. гл. V).

Температура торможения является удобным показателем, характеризующим общий тепловой «климат» на траектории, но она, конечно, еще не дает нам полного представления о температуре самой конструкции. Выделяющаяся тепловая энергия рассеивается в окружающем пространстве, и только малая ее часть передается летательному аппарату. Но и этой малой части достаточно для того, чтобы вызвать беспокойство за работоспособность силовых элементов. Вопрос заключается в том, каков механизм передачи тепла обтекаемому телу, сколько тепла отводится внутрь, какова скорость повышения температуры и каких значений она успевает достичь в условиях быстро изменяющегося теплового режима на траектории?

Все эти вопросы представляют предмет изучения теории теплообмена и теории теплопроводности. Первая из них призвана решить задачу о том, какими путями и сколько передается тепла обтекаемому телу. Вторая — как это тепло распространяется внутри по элементам конструкции.

Интенсивность теплообмена характеризуется, как мы уже знаем (см. гл. IV), величиной теплового потока, возникающего в результате конвекции и излучения. Пути поступления тепла физически различны, но результат один — температура тела растет с увеличением теплового потока, хотя и зависит, кроме того, от теплоемкости, теплопроводности и от формы тела. Часть тепла нагреваемое тело теряет в результате собственного теплового излучения. Таким образом, поступающий через внешнюю поверхность поток будет следующим:

$$q = q_к + q_{из} - q_л,$$

где $q_к$ и $q_{из}$ — потоки, подводимые конвекцией и излучением, а $q_л$ — лучистый отводимый поток.

Для траектории баллистической ракеты характерен широкий диапазон изменения скорости полета и плотности атмосферы. Поэтому на различных участках траектории заметно меняется роль каждого из трех слагаемых. Так, для участка выведения вследствие относительно невысокой скорости полета в атмосфере основную роль играет конвективный теплообмен. Для головных частей баллистических ракет дальнего действия и спускаемых космических аппаратов в верхних слоях атмосферы, напротив, конвективный поток много меньше двух других. По мере уменьше-

ния высоты и увеличения плотности атмосферы роль $q_к$ возрастает, а при подходе к Земле снижается влияние $q_{из}$.

Разделение теплового потока на отдельные слагаемые представляет собой только самый первый шаг на пути изучения теплообмена. Основные трудности возникают при дальнейшем определении каждой из составляющих. Потоки $q_{из}$ и $q_л$ пропорциональны, как известно, четвертой степени температур газа и стенки. Но коэффициенты пропорциональности, характеризующие поглощательную и излучательную способности поверхности, известны недостаточно достоверно. Их, конечно, приходится определять экспериментальным путем, дополняя фактические данные некоторыми упрощающими предположениями. Наиболее, однако, сложна задача определения конвективного теплообмена. Обычно считают, что тепловой конвективный поток пропорционален разности температур между местной температурой газа T_C и температурой поверхности тела $T_п$:

$$q_к = \alpha_1 (T_C - T_п), \tag{7.33}$$

где α_1 — коэффициент теплоотдачи. Хорошо известно, что значение этого коэффициента зависит в первую очередь от плотности газа и местной скорости обтекания.

Такое упрощенное представление теплового потока представляет собой одно из средств, позволяющих осредненно представить итоговый результат множества протекающих в пограничном слое процессов. И понятно, что при таком подходе коэффициент теплоотдачи в широком диапазоне реального изменения температур не остается постоянным, и выяснить законы его изменения можно, только проникнув в механические и физические процессы пограничного слоя. Задача эта достаточно трудная и влечет за собой длинную цепочку оценок, связанных с введением критериальных зависимостей и полуэмпирических соотношений, на основе которых можно в конце концов извлечь необходимые числовые данные для последующих расчетов.

Не вникая в критериальные соотношения, ограничимся качественной стороной вопроса.

Механизм теплопередачи тесно связан со структурой пограничного слоя, а она, в свою очередь, зависит от сил вязкого трения. Частицы воздуха, непосредственно примыкающие к стенке, не имеют относительной скорости и как бы прилипают к поверхности, задерживая скольжение соседних слоев. В результате у поверхности образуется тонкий слой с большим градиентом скоростей по нормали. Толщина этого пограничного слоя меняется вдоль потока, увеличиваясь от передней к задней части спускаемого аппарата. Вначале течение в слое остается ламинарным, а когда его толщина достигает некоторого критического

значения, происходит переход от ламинарного течения к турбулентному.

Рассматривая закон изменения скорости по толщине y_n пограничного слоя (рис. 7.21, *а*), можно прийти к выводу, что полное торможение фактически имеет место не только в критических точках обтекаемого тела, но и вообще во всех точках поверхности, поскольку имеется общее прилипание потока. Поэтому у поверхности тела температура воздуха приближается к температуре полного торможения, но остается несколько ниже ее вследствие частичного отвода тепла в соседние слои, имеющие повышенную скорость и соответственно более низкую температуру. Таким образом, в пограничном слое устанавливается определенное распределение температуры по толщине (рис. 7.21, *б*).

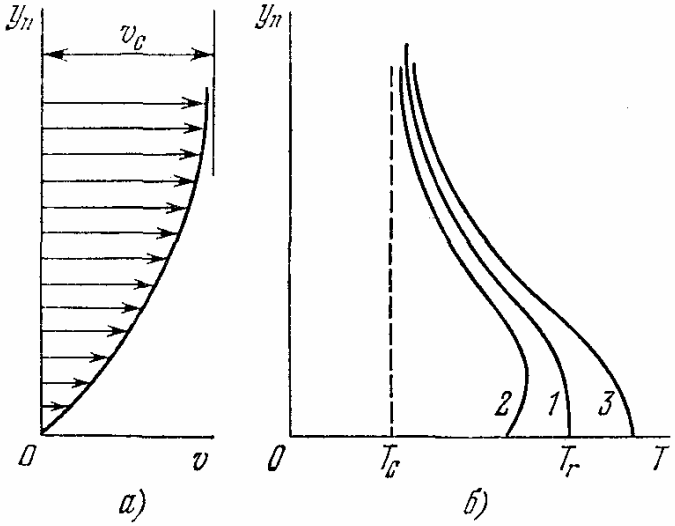


Рис. 7.21. Изменение скорости (*а*) и температуры (*б*) в пограничном слое.

Кривая *1* построена в предположении, что отвод тепла в стенку отсутствует. Тогда температура у стенки принимает значение так называемой температуры восстановления T_r. Ее величина определяется по формуле, имеющей ту же структуру, что и для температуры полного торможения.

Учитывая, что произведение kRT представляет собой квадрат скорости звука, мы можем выражение (7.31) для температуры торможения переписать в виде

$$T_B = T\left(1 + \frac{k-1}{2}\mathsf{M}^2\right),$$

где M — число Маха.

Аналогичным образом строится выражение и для температуры восстановления:

$$T_r = T_C\left(1 + r\frac{k-1}{2}\mathsf{M}_C^2\right),$$

где T_C и M_C — местные температура и число Маха за пределами пограничного слоя, а r — коэффициент восстановления. Его величина зависит от вязкости и температуропроводности в пограничном слое. Для воздуха при ламинарном течении $r = 0{,}84$, а при турбулентном — $r = 0{,}89$.

Кривая *2* (рис. 7.21) дает представление о законе распределения температуры в пограничном слое при отводе тепла в стенку и соответственно при ее нагреве, а кривая *3* — для случая, когда нагретая стенка отдает тепло частицам газа.

Теперь выражение конвективного потока может быть написано в виде

$$q_к = \alpha (T_r - T_п).$$

Здесь коэффициент теплоотдачи α, характеризующий передачу тепла через поверхность, естественно, отличен от коэффициента теплоотдачи α_1. И если осредненный коэффициент в выражении (7.33) не поддавался расчету, а мог рассматриваться только как установленный из эксперимента параметр, то теперь представляется возможным подойти к определению α на основе аналогии, связанной с общностью дифференциальных уравнений, описывающих процесс переноса тепла и количества движения в пограничном слое.

В итоге коэффициент α удается выразить через плотность, температуру и местное число Рейнольдса Re.

Но этим особенности теплопередачи еще не исчерпываются. В диапазоне больших скоростей существенное влияние на процесс конвективного теплообмена оказывает неравномерная диссоциация по толщине пограничного слоя. Диффузионный обмен масс в направлении нормали приводит к рекомбинации газа у стенки и соответственно к дополнительному переносу энергии к стенке. Для учета этого эффекта вводится новый энтальпийный коэффициент теплоотдачи по схеме:

$$q_к = \alpha' (I_r - I_п),$$

где разность полных теплосодержаний $I_r - I_п$ соответствует количеству энергии, которое необходимо затратить на повышение температуры одного килограмма газа от $T_п$ до T_r. Этим учитывается эффект химических реакций в пределах пограничного слоя.

Словом, проблема теплообмена неисчерпаема, и на этом можно пока поставить точку. Но подобно тому, как баллистический и аэродинамический расчеты дают необходимые исходные данные для решения задач теплообмена, так и те, в свою очередь, дают основу для последующего решения задач теплопроводности.

Подвод тепла приводит к повышению температуры элементов конструкции. Температурное состояние в объеме тела именуют обычно температурным полем. Если оно меняется во времени, то называется нестационарным. Для баллистических ракет и головных частей при торможении в атмосфере тепловой поток относительно быстро изменяется во времени. Поэтому

температурное поле элементов конструкции всегда нестационарно. Однако в некоторых случаях, в частности, при нагреве тонкостенной обшивки или оболочки несущих баков, обладающих малой тепловой инерцией, температурное поле на некоторых отрезках времени допустимо приближенно рассматривать как стационарное, что существенно упрощает задачу. А для некоторых наиболее простых геометрических форм тела пространственный закон распределения температуры можно заменить плоским или одномерным.

Определение законов распределения температуры в элементах конструкции представляет собой типичную краевую задачу. Задана температура или тепловой поток на границе области; требуется определить температуру в каждой точке тела. Решение сводится обычно к дифференциальным уравнениям в частных производных, константами которых являются коэффициенты теплоемкости и теплопроводности среды. Сложность решения существенным образом определяется формой тела. Такого же рода задачи свойственны теории упругости, аэродинамике и гидродинамике. Аналитическое решение этого класса задач представляет, как правило, непреодолимые трудности. Поэтому при исследовании температурных полей широко используются приемы моделирования и численные конечно-разностные методы.

Из описанной длинной последовательности расчетов, начиная с баллистических, вытекают достаточно общие качественные суждения о температурном состоянии основных несущих элементов ракетной конструкции.

На участке выведения наиболее существенную роль для прочности конструкции играет нагрев несущих баков и сухих отсеков (переходников и обтекателей). Температура нижней части бака, вследствие интенсивного отвода тепла в находящуюся в баке жидкость, практически не поднимается. Наиболее высокого значения, порядка 100—200 °С, достигает температура верхней части бака. Эта температура не настолько велика, чтобы возникла необходимость тепловой изоляции, но для алюминиево-магниевых сплавов она приводит к вполне ощутимому снижению механических характеристик материала. Поэтому расчету баков на прочность обязательно предшествует расчет теплового режима.

Головная часть боевой баллистической ракеты и спускаемые космические аппараты находятся в несравненно более тяжелых температурных условиях. Количество тепла, которое получает конструкция на участке спуска в атмосфере, пропорционально, грубо говоря, потерянной кинетической энергии и зависит от аэродинамических характеристик, в основном от отношения сопротивления трения к полному лобовому сопротив-

лению. Поэтому спускаемым космическим аппаратам придается форма плохообтекаемого тела, впереди которого образуется мощная ударная волна, с которой связана потеря основной части кинетической энергии тела. Для головных частей боевых ракет такое решение непригодно. При подходе к Земле скорость должна быть сохранена достаточно большой. Можно, конечно, придать головной части форму хорошо обтекаемого остроносого тела. Тогда потерянная при торможении кинетическая энергия будет минимальной. Но в этом случае трудно сохранить целостность интенсивно нагреваемого острого наконечника. Поэтому при проектировании головных частей обычно принимается компромиссный вариант. Носовой обвод выполняется затупленным (рис. 7.16), а возникающая ударная волна снижает скорость лишь до допустимых пределов.

Так или иначе, но температура потока при обтекании как боевых головных частей, так и спускаемых космических аппаратов достигает тысяч градусов, и это требует обязательного принятия мер тепловой защиты.

История ракетной техники и космонавтики сохранила целый ряд технических предложений для решения этой задачи, и нет смысла их перечислять. Достаточно указать, что интенсивное охлаждение при помощи циркулирующей за тонкой обшивкой жидкости (как в ЖРД), а также метод потеющей пористой стенки пока не нашли применения. Препятствие к тому — их относительно сложная конструктивная схема, да и в весовом отношении они оказались недостаточно выгодными. Поэтому в настоящее время получили распространение только термостойкие покрытия со специально подобранной слоистой структурой.

Совместное действие высокой температуры и аэродинамических сил трения на поверхности теплозащитного покрытия приводит к его частичному поверхностному разрушению. В результате неизбежен унос массы, вызванный целым рядом физических и химических процессов на поверхности: сублимация, оплавление, химическое разложение и окисление составляющих элементов. Поэтому для наружной части покрытия применяются керамические и органические материалы с термостойким наполнителем. Они должны обладать высокой теплотой фазовых превращений и одновременно иметь низкую теплопроводность. Для этой цели пригодны материалы на основе карбида кремния, графит, термически разлагающиеся армированные пластики, асбест и бакелитовые смолы, которые разлагаются с образованием кокса, догорающего в потоке воздуха.

Разложение покрытия и унос массы с поверхности происходят только на наиболее теплонапряженном участке спуска. После некоторого снижения скорости эти процессы прекра-

щаются, но теплоподвод, естественно, сохраняется. Следовательно, толщина разлагающегося и уносимого покрытия должна быть рассчитана только на участок полета определенной длительности и выбрана в соответствии с тем, какова напряженность теплового режима в различных точках поверхности спускаемого аппарата. Естественно, у передней части спускаемого аппарата она должна быть больше, а на боковых стенках и у донной части покрытие может иметь существенно меньшую толщину.

Поверхностный слой тяжелого разлагающегося теплостойкого покрытия не обеспечивает достаточной тепловой защиты конструкции на последующем участке спуска. Поэтому система теплозащиты предусматривает введение дополнительного внутреннего слоя теплоизоляции с высоким тепловым сопротивлением.

Ориентировочная оценка необходимой толщины уносимой массы производится расчетом, а окончательные суждения выносятся по результатам экспериментальных пусков.

Возникающие температурные поля в конструкции и в промежуточных слоях теплоизоляции определяются средствами телеметрии, а для спускаемых аппаратов мера оптимального распределения теплозащиты по поверхности корпуса устанавливается последующими обмерами сохранившегося слоя внешней теплозащиты. Для испытываемых боевых головок в некоторых счастливых случаях такие обмеры можно произвести и на относительно сохранившихся кусках разбившейся головной части, если их удается подобрать на месте падения.

4. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЭЛЕМЕНТЫ СИЛОВОЙ СХЕМЫ

Коэффициенты перегрузки

До сих пор, рассматривая силы и моменты, действующие на ракету в полете, мы не ставили вопрос о том, какие нагрузки воспринимают отдельные узлы или блоки ракеты. Речь все время шла о ракете в целом, а равнодействующие силы и моменты вводились и определялись ровно в той мере, в какой это было необходимо, чтобы найти законы движения ракеты как жесткого тела.

Однако при оценке прочности конструкции необходимо знать не только равнодействующие внешних сил, но и их отдельные составляющие. Мало того, чтобы воспользоваться уже разработанными методами прочностных расчетов, нужна еще и определенная концепция подхода, которая позволила бы свести эту в общем-то динамическую задачу к условиям квазистатического нагружения. Этот подход заключается в использовании

принципа Даламбера. Система сил, не удовлетворяющая условиям равновесия, дополняется силами инерции, распределенными по корпусу ракеты в соответствии с законом распределения масс.

Естественно, здесь не место касаться хорошо известного в истории механики, время от времени вспыхивающего и угасающего схоластического спора о реальности или фиктивности сил инерции. До тех пор пока не дано определение, что такое реальная и что такое фиктивная сила, даже любые оговорки на эту тему лишены всякого содержания. К счастью, они и не нужны. Принцип Даламбера является наиболее простым и естественным средством для определения внутренних сил при наличии ускорений и позволяет удобно и безо всяких помех производить необходимые инженерные расчеты.

С тем чтобы не усложнять последующих рассуждений, мы снова, как и при расчете траектории, ограничимся случаем движения ракеты в одной плоскости (рис. 7.22).

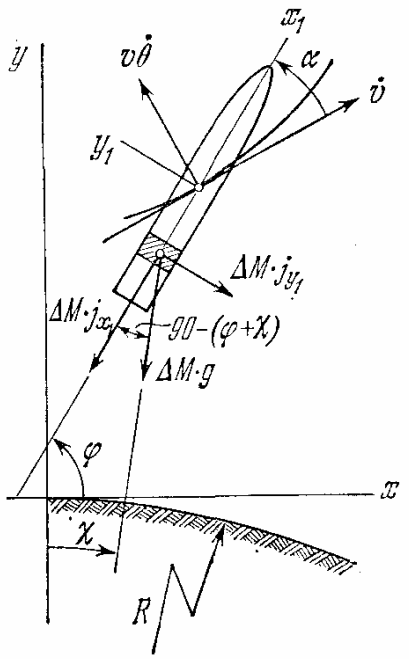


Рис. 7.22. К определению коэффициентов перегрузки.

Тангенциальное $\dot{v}$ и нормальное $v\dot{\theta}$ ускорения нам уже известны. Найдем осевую и поперечную составляющие ускорения в связанной системе

$$\begin{aligned} j_{x_1} &= \dot{v}\cos\alpha + v\dot{\theta}\sin\alpha, \\ j_{y_1} &= v\dot{\theta}\cos\alpha - \dot{v}\sin\alpha. \end{aligned} \qquad (7.34)$$

При малом угле атаки слагаемым $v\dot{\theta}\sin\alpha$ в первом выражении можно и пренебречь.

В механике внешние силы принято разделять на силы поверхностные и силы массовые или объемные. К первой категории внешних сил относятся те, которые приложены по поверхности тела. Для элемента корпуса ΔM (рис. 7.22) это будут силы аэродинамического трения или нормального давления на боковой поверхности. Объемные внешние силы приложены к каждой частице нагруженного тела. Это — в данном случае даламберовы инерционные силы и силы веса. Их удобно объединить единой мерой кажущегося веса.

Составляющая кажущегося веса элемента ΔM по оси x_1 определяется суммой даламберовой силы $\Delta M j_{x_1}$, направленной против ускорения j_{x_1}, и составляющей веса, т. е.

$$\Delta M j_{x_1} + \Delta M g \sin(\varphi + \chi),$$

или

$$\Delta M g_0 \cdot \frac{1}{g_0}[j_{x_1} + g\sin(\varphi + \chi)].$$

Величина

$$n_{x_1} = \frac{1}{g_0}[j_{x_1} + g\sin(\varphi + \chi)] \qquad (7.35)$$

называется коэффициентом осевой перегрузки или просто осевой перегрузкой. Коэффициент n_{x_1} показывает, во сколько раз кажущийся вес массы ΔM в полете больше веса на Земле $\Delta M g_0$. Закон изменения величины n_{x_1}, как меры ускорения $\dot{v}$, был показан ранее на рис. 7.6 для трехступенчатой ракеты.

Аналогично получим составляющую кажущегося веса по оси y_1, т. е. $\Delta M g_0 n_{y_1}$, где

$$n_{y_1} = \frac{1}{g_0}[j_{y_1} + g\cos(\varphi + \chi)]. \qquad (7.36)$$

Величины n_{x_1} и n_{y_1} являются чисто траекторными параметрами и определяются в результате численного интегрирования уравнений движения.

После того как для каждой массы ΔM введены распределенные по объему внешние силы кажущегося веса $\Delta M g_0 n_{x_1}$ и $\Delta M g_0 n_{y_1}$, мы получаем квазиравновесную систему внешних сил для ракеты в целом: тяга, поверхностные аэродинамические силы, управляющие силы и кажущийся вес распределенных масс. Теперь, имея дело с равновесной системой сил, мы можем воспользоваться известным из курса сопротивления материалов методом сечений и приступить к определению внутренних сил и моментов, возникающих не только в поперечных сечениях корпуса ракеты, но и в отдельно взятых узлах силовой схемы. Ну, а кроме всего прочего, появляется прямая возможность определить усилия в узлах крепления блоков составных ракет, а также оценить усилия в узлах подвески многочисленных приборных блоков, находящихся на борту ракеты. Расчет ведется на силы собственного веса, в условиях как бы нового поля тяготения, определяемого величинами n_{x_1} и n_{y_1}.

Осевые нагрузки

Внутренние силы меняются во времени. Для одних узлов они прямо пропорциональны возникающим перегрузкам, для других — имеют более сложную зависимость, определяемую еще и изменением массы и аэродинамических сил на траектории. В частности, осевое сжимающее усилие N' в сечении $I—I$ несу-

щего бака (рис. 7.23) определяется из условий равновесия отсеченной части ракеты *)

$$N' = G' n_{x_1} + X' - p_2 \frac{\pi D^2}{4}. \qquad (7.37)$$

Здесь под G' понимается измеряемый в земных условиях вес передней части ракеты, расположенной по одну сторону от сечения. Сюда в данном случае включается вес головной части,

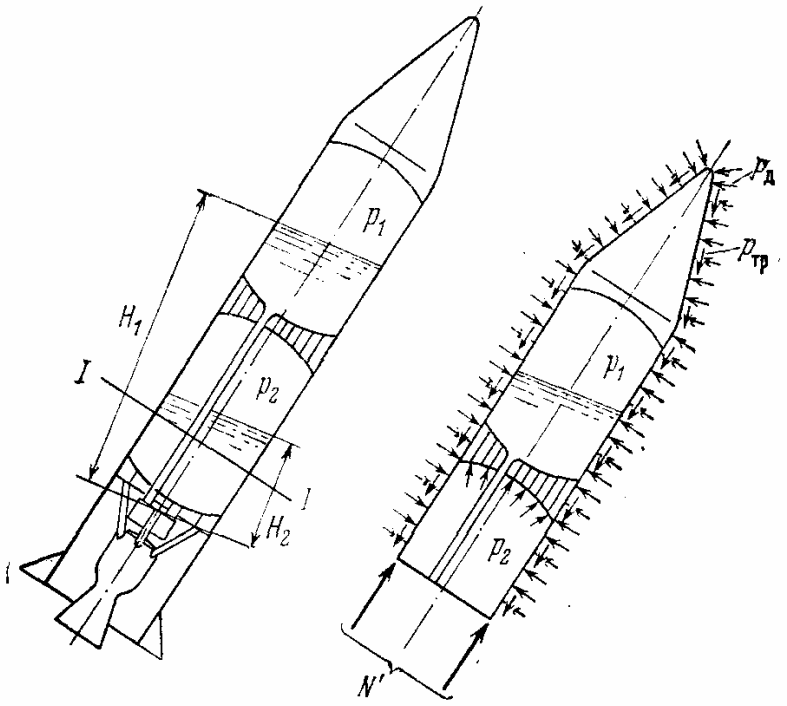


Рис. 7.23. К определению осевых сил в поперечных сечениях ракеты.

вес топливного компонента в переднем баке и вес передней части корпуса заднего бака, но без содержащейся в нем жидкости. Часть лобового сопротивления, действующего на переднюю часть, обозначена буквой X'. Это — головное сопротивление и суммарная сила трения для рассматриваемой части ракеты. Наконец, под p_2 понимается давление наддува в заднем, мысленно разрезанном баке, а под D — его диаметр.

Перегрузка n_{x_1} меняется на активном участке довольно типичным образом, возрастая во времени (см. рис. 7.6). Вес G' убывает примерно по линейному закону, а точнее, в соответствии с расходом топливного компонента в переднем баке. Головное сопротивление со старта возрастает сначала постепенно,

*) Зеркало жидкости в баках ориентируется по нормали к вектору полной перегрузки, т. е. по равнодействующим n_{x_1} и n_{y_1}. Поэтому пытливый читатель не должен искать каких-либо других причин к тому, что поверхность жидкости изображена на рис. 7.23 под углом к поперечному сечению ракеты.

а затем весьма резко. При выходе за пределы атмосферы оно обращается в нуль.

Что же касается давления p_2, то о нем следует поговорить особо.

Если в двигательной установке используется вытеснительная система подачи, то давление p_2 будет большим, да и называется оно тогда уже не давлением наддува, а давлением подачи. В этом случае последнее слагаемое выражения (7.37) существенно больше двух первых, а сила N' будет не сжимающей, а растягивающей. Кстати, в этом случае она не определяет и прочности конструкции. Бак надо рассчитывать на внутреннее давление по величине окружных напряжений.

При турбонасосной подаче давление наддува p_2 невелико и измеряется несколькими избыточными атмосферами. На выбор его величины, как мы уже знаем, накладывается прежде всего требование бескавитационной работы центробежных насосов системы подачи, а это определяется давлением на входе в ТНА

$$p_{вх} = p_2 + n\gamma_2 H_2,$$

где $\gamma_2 H_2$ — статическое давление столба жидкости высотой H_2 (рис. 7.23) в условиях Земли, γ_2 — удельный вес топливного компонента, а n — равнодействующая перегрузка.

С другой стороны, давление наддува до некоторого предела играет роль разгружающего фактора для самого несущего бака. Оно приводит к уменьшению сжимающей силы N' и повышению устойчивости бака. В этом смысле межбаковый отсек, по сравнению с баками, находится в более тяжелых условиях, и во избежание потери устойчивости его необходимо подкреплять продольным силовым набором, повышающим жесткость конструкции. Поэтому вообще в тех случаях, где это только возможно, стараются обойтись без межбаковых отсеков, как это, в частности, сделано в ракетных блоках носителя «Сатурн-V» (см. гл. II), да и во многих других типах ракет.

Осевая сила N' является сложной функцией времени, определение которой необходимо для последующего расчета бака на прочность и устойчивость. При этом далеко не всегда можно ограничиться наибольшим значением силы. Влияние температуры и соответственно изменения механических характеристик материала, как мы увидим в дальнейшем, может привести к тому, что наименьший запас прочности или устойчивости окажется несоответствующим наибольшему значению возникающей силы.

Однотипность проводимых операций при определении продольных сил проиллюстрируем еще одним примером. Найдем усилие N_1 в переднем узле крепления бокового блока к цент-

ральному (рис. 7.24), приводя все силы и перегрузку к оси блока.

Отделяем боковой блок и вводим действующие на него силы связи. Нижний узел воспринимает только поперечную силу N_3, а верхний — и поперечную N_2, и осевую N_1. Пусть в данный момент времени вес блока $Б$, приведенный к условиям Земли, будет $G_Б$. Вводя коэффициенты перегрузки, получаем силы $n_x G_Б$ и $n_y G_Б$. Вследствие того, что блок обдувается несимметричным потоком, центр давления не находится на геометрической оси блока и смещен в сторону. Осевую и поперечную для блока аэродинамические силы обозначим через $X_Б$ и $Y_Б$. Тяга двигателя смещена относительно оси на малую величину Δ. Как мы знаем, это смещение необходимо для последующего отделения блока.

Управляющая сила от рулевых двигателей блока $Б$ на участке выведения парирует возмущения по рысканию и крену и направлена перпендикулярно плоскости чертежа. Поэтому на величину сил N_1, N_2 и N_3 она не влияет.

Осевая сила N_1 определяется из очевидного уравнения равновесия:

$$N_1 = P_Б - n_x G_Б - X_Б.$$

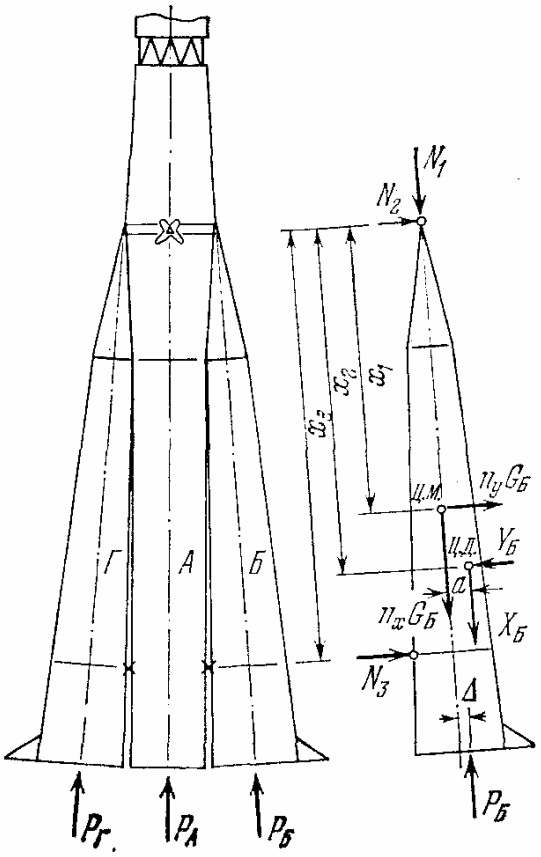


Рис. 7.24. Определение сил связи бокового блока с центральным.

Все слагаемые правой части полученного выражения меняются во времени, и найденная сила N_1 в дальнейшем вводится в расчет прочности верхнего силового пояса центрального блока.

Аналогичным образом определяются осевые усилия вообще во всех тех элементах конструкции, которые подлежат последующему расчету на прочность.

Поперечные нагрузки

Определение поперечных нагрузок на участке выведения производится, как правило, независимо от осевых. Это не значит, конечно, что исключается их совместное влияние на

прочность конструкции в целом. Определяемые в дальнейшем напряжения сопоставляются или суммируются по правилам напряженного состояния в точке.

Если при определении осевых сил корпус ракеты рассматривался как сжатый или растянутый стержень, то при действии поперечных нагрузок его представляют как тонкостенную балку, работающую на изгиб. Поперечные силы в сечении, ролью которых при расчетах балок сплошного сечения обычно пренебрегают, здесь приобретают самостоятельное значение вследствие тонкостенности конструкции.

Механика определения поперечных сил столь же проста, как и продольных. Возвращаясь к рис. 7.24, определим поперечные силы связи бокового блока с центральным.

Из условий равновесия получаем:

$$N_2 = P_Б \frac{\Delta}{x_з} + Y_Б \frac{x_з - x_1}{x_з} - n_y G_Б \frac{x_з - x_1}{x_з} - X_Б \frac{a}{x_з},$$

$$N_3 = Y_Б \frac{x_2}{x_з} - n_y G_Б \frac{x_1}{x_з} - P_Б \frac{\Delta}{x_з} + X_Б \frac{a}{x_з}.$$

Эти силы, как и сила N_1, меняются во времени и также используются как исходные данные при расчете верхнего и нижнего силовых поясов центрального блока на прочность.

Для определения внутренних сил и моментов при поперечном изгибе корпуса аэродинамические силы и силы веса надо рассматривать как распределенные, и приводить их к центру давления или центру масс уже недопустимо.

Обозначим через $n_{y_1} q_m$ интенсивность поперечных массовых сил (рис. 7.25). Это — кажущийся вес, отнесенный к единице длины ракеты и изменяющийся по длине ракеты в соответствии с законом распределения масс. К числу внешних сил относятся поперечные аэродинамические силы, закон распределения которых вдоль оси должен быть найден предварительно либо расчетным путем, либо же продувками дренированной модели при заданных углах атаки. Интенсивность этих сил обозначим через q_a. В число внешних сил должна быть включена сосредоточенная сила $Y_{упр}$, управляющая ракетой по тангажу. И наконец, должна быть учтена масса двигателя, кажущийся вес которого приводится в виде силы $n_{y_1} G_{д.у}$ и момента $M_{д.у}$ к силовому шпангоуту, где крепится силовая рама.

Понятно, что законы распределения всех этих сил вдоль оси ракеты и их величины соответствуют только некоторому определенному моменту времени, и подобные построения для каждой новой точки траектории должны проводиться наново.

Обычно в качестве независимой переменной при построении эпюр берется координата x (рис. 7.25), измеряемая от теоретической вершины. Из условий равновесия мысленно отсеченной

части корпуса численным интегрированием определяется поперечная сила Q и изгибающий момент $M_{изг}$ в сечении:

$$Q = \int_0^x (n_{y_1} q_m - q_a)\, d\zeta,$$

$$M_{изг} = \int_0^x (n_{y_1} q_m - q_a)(x - \zeta)\, d\zeta.$$

Полученные эпюры поперечных сил и изгибающего момента показаны на рис. 7.25. Надо сказать, вид этих эпюр не отличается однотипностью. Силы и моменты существенно перераспределяются по длине корпуса в зависимости от изменения

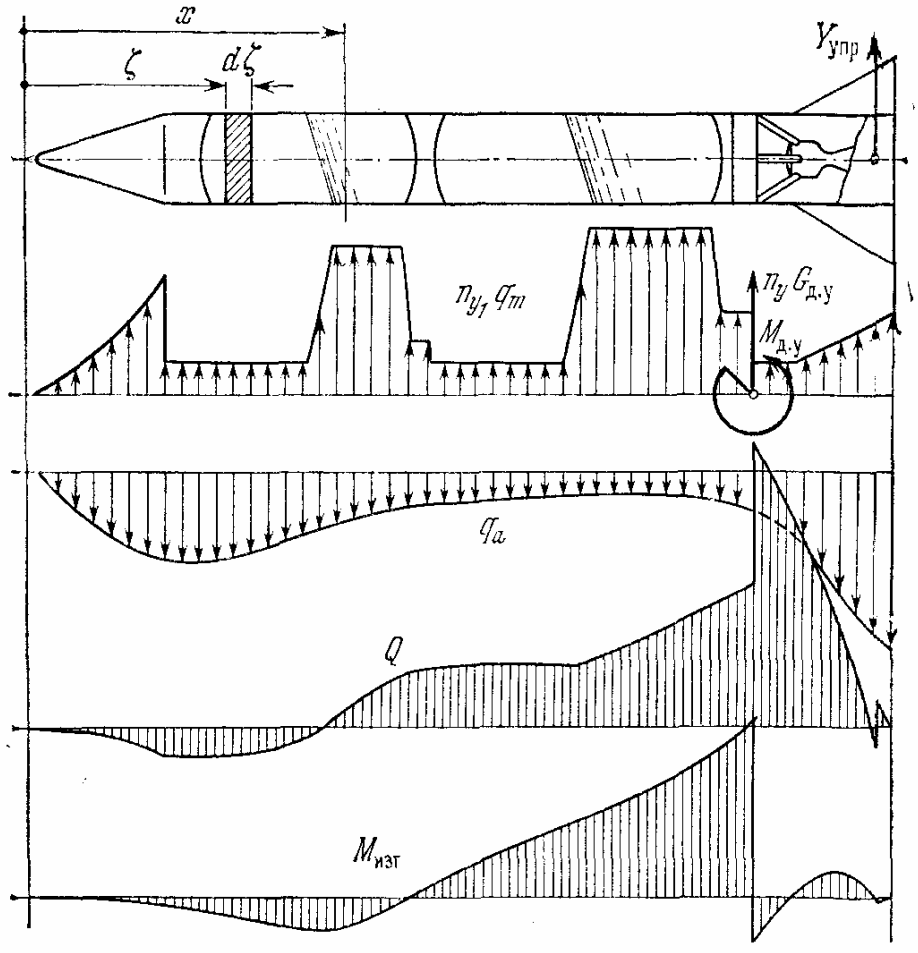


Рис. 7.25. Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов.

центровки, поэтому сразу, путем глазомерных оценок, бывает очень трудно установить их замысловатый характер.

Эпюра изгибающих моментов позволяет определить осевые изгибные напряжения в каждом из рассчитываемых отсеков корпуса. Эти напряжения затем алгебраически суммируются с напряжениями от нормальных сил. Эпюра Q дает возможность

найти касательные напряжения в поперечных сечениях корпуса.

Рассмотренные примеры определения осевых и поперечных нагрузок относились к участку управляемого невозмущенного движения, и коэффициенты перегрузки n_{x_1} и n_{y_1} рассматривались как величины, постоянные для всех точек ракеты. В условиях возмущенного движения картина несколько меняется.

Представим себе, что ракета в своем движении пересекает поперечный ветровой поток, имеющий некоторый градиент скорости по высоте (рис. 7.26). В этом случае в каждой точке обтекаемого корпуса возникает местный дополнительный угол атаки $\Delta\alpha_м = u/v$. Дополнительная изменяющаяся по длине корпуса подъемная сила создает возмущающий аэродинамический момент $\Delta M_а$, величина которого зависит от длины ракеты и от градиента ветрового потока.

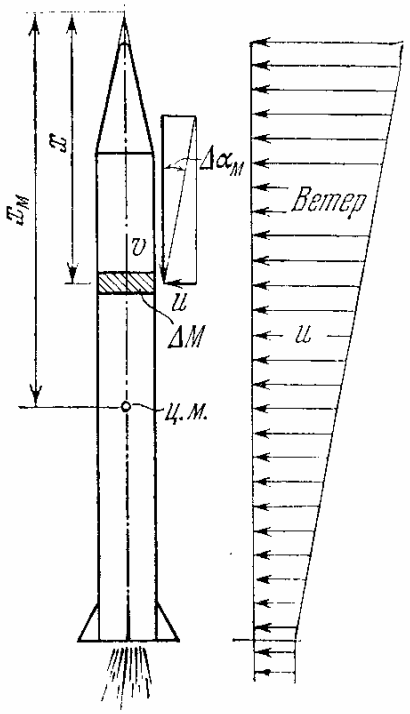


Рис. 7.26. Влияние ветра на боковые перегрузки.

Под действием момента возникает угловое ускорение $\Delta\ddot{\varphi} = \Delta M_а/I$, а элемент массы ΔM в дополнение к номинальному ускорению получает поперечное ускорение $\Delta\ddot{\varphi}(x_м - x)$.

Таким образом, в итоге местная поперечная перегрузка оказывается равной

$$n_{y_1} = n_{y_1 ном} + \frac{\Delta\ddot{\varphi}}{g_0}(x_м - x),$$

где под $n_{y_1\,ном}$ следует понимать коэффициент перегрузки в условиях номинального режима выведения.

Как видим, поперечная перегрузка оказалась линейно изменяющейся по длине ракеты, и это обстоятельство необходимо учитывать при построении эпюры изгибающих моментов в условиях возмущенного движения, когда корпус проверяется на прочность при воздействии некоторого статистически вероятного ветрового градиента. То же самое делается и при расчете корпуса неуправляемой головной части в условиях аэродинамической стабилизации.

Краткие замечания к расчету на прочность силовых элементов баллистических ракет

Расчеты ракет на прочность в общем и целом труднообозримы и условно могут быть разделены на две категории. С одной стороны — это многочисленные будничные конструкторские

расчеты — расчеты болтов, кронштейнов, заклепок, сварных швов — словом, всего того, что характерно для машиностроения в общем плане. На этих вопросах, естественно, останавливаться здесь было бы неуместно.

С другой стороны, есть группа расчетов, связанных со спецификой оболочечных конструкций, с силовыми схемами, с передачей усилий на оболочку. Эти задачи в полной мере рассматриваются в специальных курсах строительной механики ракет. Поэтому мы ограничимся только тем, что обрисуем принципиальную сторону прочностных задач, возникающих в ракетной технике.

Жизнь ракеты-носителя, образно говоря, подчинена определенному распорядку: поблочная транспортировка от завода-изготовителя, перегрузка с одних транспортных средств на другие, сборка, перевозка ракеты в сборе на стартовую позицию, установка на стартовое устройство, заправка топливом и, наконец, пуск и полет. Каждый этап порождает свои заботы и свои задачи, связанные с расчетом силовых узлов на прочность.

Наиболее ответственные и требующие высокой точности расчеты необходимы для участка выведения. Именно здесь, в этих расчетах, искусство точного предсказания разрушающих нагрузок и допускаемых напряжений основных силовых элементов играет решающую роль в достижении высоких весовых характеристик проектируемой ракеты.

Отличительная особенность участка выведения заключается в достаточно хорошо известных законах изменения номинальных параметров полета, в том числе перегрузок и температур. Это позволяет для каждого узла, для каждой области напряженного элемента соответственно установить законы изменения напряжений, а также коэффициентов запаса по времени.

Показательны в этом смысле условия работы несущего бака (рис. 7.27).

Бак находится под действием внутреннего давления, которое меняется вдоль образующей по кусочно-линейному закону, показанному на рис. 7.27, *а*. Над зеркалом жидкости давление равно давлению наддува p_1, а ниже уровня жидкости (на глубине H_1) внутреннее давление равно

$$p_{вн} = p_1 + n_{x_1}\gamma_1 H_1,$$

где γ_1 — удельный вес топливного компонента.

С внешней стороны на бак действует статическое атмосферное давление p_h и аэродинамическая составляющая $p_д$ (рис. 7.27, *б*). Внутреннее давление существенно больше внешнего. Поэтому в окружном направлении бак растягивается, и возникающее окружное напряжение, как известно из курса

сопротивления материалов, равно

$$\sigma_t = \frac{D}{2\delta}(p_{вн} - p_h - p_д),$$

где D — диаметр, а δ — толщина стенки бака.

В поперечных сечениях бака возникает осевая сжимающая сила N', зависимость которой от параметров движения рассматривалась ранее. Соответствующее осевое напряжение будет

$$\sigma_x(N') = -\frac{N'}{\pi D\delta}.$$

Кроме осевой силы N', в поперечных сечениях бака возникает изгибающий момент $M_{изг}$, принцип построения эпюр для

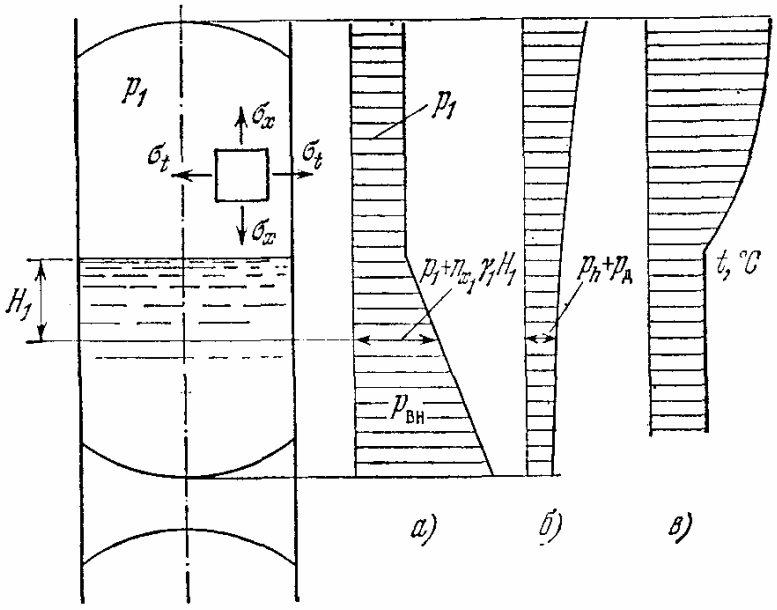


Рис. 7.27. К оценке прочности несущего бака.

которого был рассмотрен ранее. Плоскость действия момента совпадает с плоскостью траектории на участке выведения. В точках, наиболее удаленных от оси ракеты, возникают наибольшие осевые напряжения

$$\sigma_x(M_{изг}) = \pm\frac{4M_{изг}}{\pi D^2\delta},$$

где $\pi D^2\delta/4$ представляет собой момент сопротивления поперечного сечения бака, который рассматривается в данном случае как изгибаемая балка. Знак плюс или минус берется в зависимости от того, по какую сторону от нейтральной оси при изгибе вычисляется осевое напряжение.

Напряжение $\sigma_x(N')$ и $\sigma_x(M_{изг})$ алгебраически складываются, и мы приходим к двухосному напряженному состоянию с главными напряжениями σ_t и $\sigma_x = \sigma_x(N') + \sigma_x(M_{изг})$ (рис. 7.27).

Когда известны напряжения, когда известна температура и соответствующие ей механические характеристики материала, мы имеем возможность судить о несущей способности конструкции. Пути к решению этой задачи могут быть различными. Можно, например, по теории максимальных касательных напряжений определить эквивалентное напряжение

$$\sigma_{экв} = \sigma_1 - \sigma_3,$$

где σ_1 — наибольшее, а σ_3 — наименьшее из главных напряжений, а затем установить коэффициент запаса $n_т$ по пределу текучести $\sigma_т$:

$$n_т = \frac{\sigma_т}{\sigma_{экв}}.$$

Конечно, при проведении подобных вычислений следует особое внимание обращать на знаки главных напряжений. Наибольшим из главных будет напряжение $\sigma_t > 0$, что достаточно очевидно. А вот наименьшее из главных напряжений зависит от знака σ_x. За наименьшее σ_3 следует принять либо σ_x, если оно сжимающее, либо положить σ_3 равным нулю, если σ_x растягивающее. Эта специфическая особенность, привносимая в расчет теорией максимальных касательных напряжений, должна быть известна читателю из курса сопротивления материалов.

Теперь посмотрим, как меняется и от чего зависит полученный коэффициент запаса по пределу текучести.

Осевая сила N' и изгибающий момент $M_{изг}$ меняются по длине бака в соответствии с построенными эпюрами, имеющими различный вид на различных этапах участка выведения. Составляющая осевого напряжения $\sigma_x(M_{изг})$ меняется к тому же и по окружности бака. Если полет происходит не с нулевым углом атаки, неравномерно по окружности распределяется и внешнее давление аэродинамического потока. И наконец, по окружности бака меняются и касательные напряжения, обусловленные поперечной силой Q. О них в этой преднамеренно упрощенной схеме расчета мы ничего не говорили. Но следует иметь в виду, что для тонкостенных конструкций, таких как бак и переходные отсеки, роль этих напряжений в оценке прочности может оказаться вполне ощутимой.

Температура стенки бака также не остается постоянной. Бак нагревается аэродинамическим потоком. Примерный характер изменения температуры вдоль образующей бака для некоторого фиксированного момента показан на рис. 7.27, *в*. В нижней части бака вследствие отвода тепла в жидкость температура остается практически неизменной и равной температуре топливного компонента. В передней части бака температура стенки со временем повышается, а механические характеристики материала

(в частности, предел текучести $\sigma_т$) снижаются. Типичные кривые изменения предела текучести и предела прочности алюминиево-магниевого сплава с температурой показаны на рис. 7.28.

Таким образом, коэффициент запаса $n_т$ для различных участков бака будет различным и меняющимся во времени. Даже опытный специалист не всегда может сразу сказать, какой участок бака проектируемой ракеты следует считать более опасным. В задней части бака давление выше, но ниже температура. В передней части внутреннее давление меньше, но вместе с тем ниже механические характеристики материала. Только после достаточно длительных расчетов, после анализа напряженного состояния, проведенного для нескольких сечений бака, начинают прорисовываться (как на проявляемой фотографии) основные контуры этой сложной картины. И когда она становится достаточно отчетливой, есть смысл подумать и о том, на каких участках длины бака толщину можно уменьшить, а где, быть может, ее следует и увеличить.

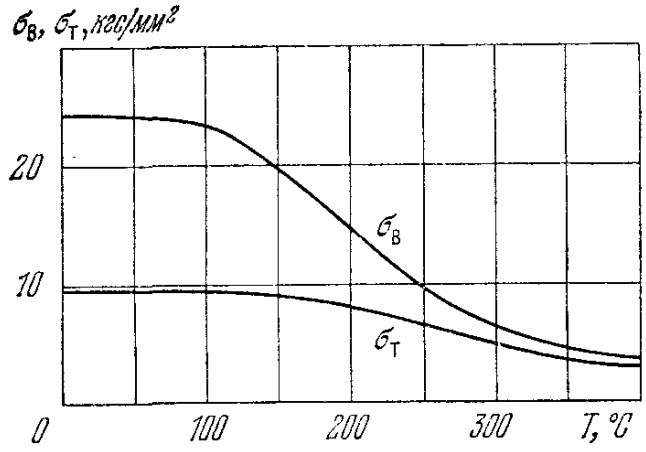


Рис. 7.28. Зависимость предела прочности и предела текучести алюминиево-магниевого сплава от температуры.

Конечно, толщину бака нельзя выбрать по одному только коэффициенту запаса $n_т$. В тех случаях, когда возникают сжимающие напряжения σ_x (а обычно так оно и бывает), важную роль начинают играть условия устойчивости. Оболочка может удовлетворять требованиям прочности, но ее равновесие будет неустойчивым. Чтобы поднять критические нагрузки, жесткость оболочки на изгиб должна быть увеличена. С этой целью бак подкрепляется стрингерным набором. В некоторых же случаях, когда это дает необходимый эффект, применяется описанная ранее вафельная конструкция, сложность изготовления которой окупается ее высокими весовыми качествами.

При выборе толщины бака бывает очень трудно, а порой и невозможно, вписаться в существующие сортаменты листового проката, из которого сваривается обечайка. Но ракета-носитель не относится к числу рядовых объектов проектирования, и весовые требования в таких особых случаях обычно берут верх над установленными стандартами.

Расчеты на устойчивость и на прочность проводятся как для баков, так и для межбаковых отсеков и переходных оболочек, соединяющих блоки ступеней. И не только — на участке выве-

дения. Стабилизатор головной части рассчитывается на условия входа в атмосферу. Здесь нагрузки не обладают той степенью достоверности, какая свойственна участку выведения. Поэтому из возможных условий неориентируемого входа в атмосферу выделяются характерные, так называемые расчетные случаи: вход в атмосферу носком вперед, боком или же стабилизатором против потока.

В зависимости от задачи меняются и методы расчета. Не обязательно рассчитывать элементы конструкции по допускаемым напряжениям, как это было показано на примере несущего бака. Многие узлы ракеты-носителя рассчитываются по разрушающим нагрузкам. Основы этого метода излагаются в курсе сопротивления материалов.

Высокая ответственность основных несущих элементов не позволяет ограничиться одним только расчетом, сколь бы квалифицированно он ни был проведен. На стадии разработки новой ракеты проводятся испытания сначала модельных образцов, а затем и натурных отсеков, в результате чего определяется фактическое значение предельных нагрузок.

Задачи расчета на прочность в ракетной технике весьма широки и многообразны. К числу особых относится расчет камеры ЖРД, где внутренняя оболочка вследствие высокого температурного градиента по толщине работает заведомо за пределами упругости. В камере двигателя многократного запуска при повторяющихся циклах нагрева и охлаждения может от пуска к пуску происходить накопление необратимых деформаций, в результате чего могут измениться проходные сечения охлаждающих трактов. Такие вопросы также подлежат исследованию.

К числу достаточно обыденных относятся расчеты на прочность в условиях транспортировки, когда необходимо определить напряжения в корпусе ракеты в зависимости от расположения ложементов (опорных захватов). Длительно действующие вибрации при транспортировке могут вызвать опасения за усталостную прочность недостаточно жестко закрепленных трубопроводов. Такие задачи решаются в основном путем длительных испытаний по специально разработанной программе. Ракеты рассчитываются также и на усилия при установке на стартовое устройство, и на ветровые нагрузки при подготовке к старту.

Глава VIII

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ СТАБИЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТОЙ В ПОЛЕТЕ

Система управления — это нервы и органы чувств ракеты. Пусть они просты и примитивны по сравнению с тем, что создает природа в живых организмах, но несомненную аналогию системы управления с функциями нервной деятельности усмотреть можно. Реакция на величину и скорость изменения внешнего воздействия, соразмерность последующих операций с результатами предыдущих, запоминание, накопление и суммирование информации — эти свойства системы управления подобны многим рефлексам живого организма, выработанным суровыми законами естественного отбора, а изумляющая нас целесообразность эволюционно найденных природой решений весьма напоминает удачные находки в технике управления. Порой логика создания системы регулирования даже подражает нервной системе живых существ и из множества окружающих нас примеров черпает для себя важные и необходимые сопоставления и аналогии, из которых сначала вытекает интуитивная догадка, а затем — техническое воплощение.

С годами системы управления становятся сложнее и совершеннее. На борту появляются новые датчики — органы чувств, несущие дополнительную информацию о ходе полета. Системы становятся умнее. В полет уходят бортовые электронные вычислительные машины, способные полученную информацию переработать, интерпретировать и сделать необходимые и важные выводы. Словом, теория систем управления и регулирования щедро раскрывает перед нами новый мир понятий, подходов, взглядов и методов. Это — широчайшая и обогащающая читателя область; интересная, порой захватывающая и сохраняющая полную преемственность с тем, что уже было сказано о движении ракеты, ее устройстве, о работе двигателя, об условиях полета и о многом другом. Поэтому читатель в полной мере подготовлен, чтобы понять все то, о чем будет рассказано на последующих страницах.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ

Устойчивость и стабилизация

Описание общих принципов управления баллистической ракетой мы начнем с вопросов устойчивости.

Устойчивость, прежде всего, — слово из живого русского языка и потому понятно каждому, кто до поры до времени остается в стороне от вопросов механики, физики, теории автоматического регулирования и от других подобных им наук. В «Толковом словаре» В. И. Даля читаем: «**Устойчивость** — свойство, качество по прлгт. (*Устойчивый*). **Устойчивый** — стойкий, крепкий, твердый, не шаткий, в прямом и переносном знач.» *).

*) Цитируется по третьему изданию 1903—1909 гг.

Итак, устойчивость — свойство. Запомним это.

В механике устойчивость также трактуется как свойство: свойство системы сохранять свое состояние при некотором, относительно небольшом внешнем воздействии. Но одновременно устойчивость стала термином, означающим определенное научное направление, круг научных интересов, область знания, совокупность методов.

Изучение свойства нуждается как в качественной расчетной схеме, так и в количественной мере. Необходима модель явления. И не одна, а много моделей, поскольку свойство устойчивости в природе проявляет себя по-разному.

Множественность моделей порождает и множественность представлений. Поэтому устойчивость, став научным термином, понятным по смыслу, легко воспринимаемым, оказалась в то же время перегруженной в смысловом значении, а потому и неоднозначно трактуемой. О том, как в различных случаях понимаются вопросы устойчивости, можно было бы говорить долго и пространно. Но мы остановимся только на одной необходимой нам, главной и доминирующей в механике трактовке.

Естественной, логичной, а также полностью соответствующей как понятиям русского языка, так и нашим интуитивным представлениям об устойчивости является интерпретация, основанная на методе малых возмущений. Если находящейся в равновесии системе сообщить некоторое возмущение, т. е. несколько отклонить ее от положения равновесия, то можно обнаружить, что в одних случаях исходное состояние само собой восстанавливается, а в других — не восстанавливается, а система переходит к некоторому новому, неважно какому состоянию, может быть, даже и не равновесному. В первом случае состояние равновесия считается устойчивым, во втором — неустойчивым. Такое определение хорошо известно читателю как из курса механики, где устойчивость традиционно иллюстрируется положением равновесия шарика на дне лунки, так и из курса сопротивления материалов, где рассматривается множественность форм равновесия упругого сжатого стержня.

Однако устойчивость состояния равновесия — это только одна из частных форм проявления более общего, более широкого свойства устойчивости: устойчивости процесса. Процесс — это совокупность номинальных параметров, изменяющихся во времени, и по отношению к процессу также может быть применен метод малых возмущений. Если после наложенного возмущения процесс восстанавливается, т. е. все параметры по истечении некоторого времени сходятся к номинальным значениям, мы считаем, что он протекает устойчиво; если не восстанавливается, — то процесс протекает неустойчиво. И теперь пришло время

несколько детальнее обсудить те вопросы, к сути которых в предыдущих главах мы уже фактически подошли вплотную.

В плане качественного описания мы довольно много говорили об автоколебательных режимах работы ракетного двигателя. Этот эффект тесно связан с вопросами устойчивости процесса. Однако в данном случае мы допустили бы терминологическую небрежность, если бы неустойчивым назвали автоколебательный режим. Автоколебательный режим возникает как следствие неустойчивости номинального процесса. Это — только та «яма», в которую срывается процесс, будучи неустойчивым. Так же, как и в задаче Эйлера, сжатый закритической силой стержень переходит от неустойчивой прямолинейной формы равновесия к некоторой новой, кстати говоря, устойчивой форме, так и неустойчивый процесс работы двигателя переходит к новому процессу — автоколебательному.

В связи со сказанным рассмотрим модельную задачу — движение груза, положенного на непрерывно бегущую ленту

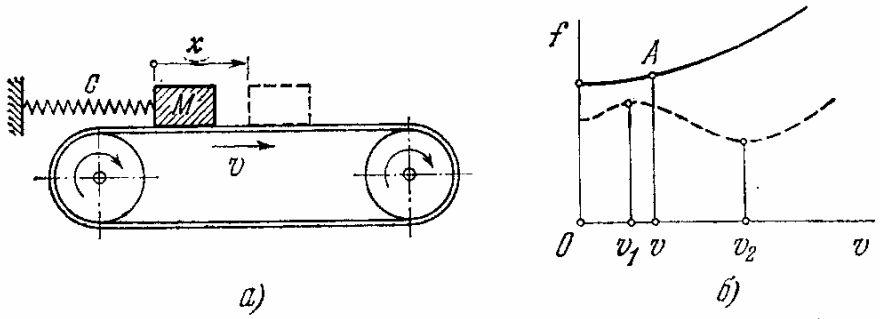


Рис. 8.1. Пример автоколебательной системы.

(рис. 8.1, *а*). Пусть лента движется со скоростью v, медленно изменяющейся во времени. Сила трения f зависит от скорости ленты относительно груза. Характер этой модельной зависимости показан кривой, изображенной на рис. 8.1, *б* сплошной линией.

Не затрагивая переходных режимов, аналогичных режиму пуска двигателя, будем рассматривать процесс движения как совокупность состояний равновесия, при которых сила трения при каждом значении скорости ленты v уравновешивается силой упругой пружины, имеющей линейную характеристику

$$f = cx, \tag{8.1}$$

где c — коэффициент жесткости, а x — удлинение пружины. Заметим, кстати, что такой переход от уравнений движения к простой последовательности состояний равновесия нам уже знаком. В предыдущей главе мы с полным основанием пренебрегали в уравнении (7.3) слагаемыми, содержащими производные $\dot{\varphi}_н$ и $\ddot{\varphi}_н$ от номинальных значений угла тангажа, но при переходе к уравнениям в вариациях удержали производные от возмущения $\Delta\varphi$. Поступим и здесь подобным образом. Положим,

что величины x и f состоят каждая из двух слагаемых — номинальных медленно изменяющихся $x_н$, $f_н$ и малых возмущений Δx, Δf, и напишем:

$$M(\ddot{x}_н + \Delta\ddot{x}) = -c(x_н + \Delta x) + f_н + \Delta f.$$

Но для $x_н$ и $f_н$ справедливо соотношение (8.1), а $\ddot{x}_н = 0$. Поэтому

$$M\Delta\ddot{x} = -c\Delta x + \Delta f.$$

Так как при малом положительном приращении скорости $\Delta\dot{x}$ относительная скорость между лентой и грузом уменьшится, то

$$\Delta f = -\frac{df}{dv}\Delta\dot{x}. \tag{8.2}$$

Производная от силы трения по скорости берется в рабочей точке A на характеристике, т. е. соответствует номинальному значению скорости v. Теперь уравнение в вариациях принимает вид

$$\Delta\ddot{x} + 2n\Delta\dot{x} + \omega^2\Delta x = 0,$$

где

$$2n = \frac{1}{M}\frac{df}{dv}, \quad \omega^2 = \frac{c}{M}. \tag{8.3}$$

Это — уравнение колебаний с линейным затуханием, и, как мы знаем, его решение имеет вид

$$\Delta x = e^{-nt}(C_1 \sin\omega_1 t + C_2\cos\omega_1 t),$$

где

$$\omega_1 = \sqrt{\omega^2 - n^2}.$$

Независимо от постоянных C_1 и C_2, определяемых по начальным условиям для вводимого возмущения Δx, амплитуда колебаний затухает со временем. Следовательно, процесс номинального изменения x протекает устойчиво. Но это до тех пор, пока мы имеем возрастание силы трения f от скорости v. Представим себе, что на характеристике трения имеется участок с отрицательной производной, как это показано пунктирной линией на рис. 8.1, *б*. Тогда на ниспадающем участке производная df/dv, а следом за ней и параметр n в выражении (8.3) меняет знак, и вместо затухания возмущений мы получаем их неограниченное возрастание.

Конечно, неограниченность возрастания Δx иллюзорна. Мы рассматриваем малые отклонения Δx от номинала, и именно эта малость и позволила нам линеаризовать характеристику вблизи точки A. Но если Δx заметно увеличится, проведенная линеаризация уже не проходит, и вместо выражения (8.2) необходимо брать некоторую более сложную зависимость или, по крайней мере, удерживать квадратичные слагаемые для более

точной местной аппроксимации участка характеристики. Отсюда следует и более общий вывод: линеаризованные уравнения в вариациях, подобные тем, которые мы вывели в предыдущей главе для оценки возмущений параметров движения ракеты, вообще не позволяют определить амплитуду возникающих колебаний. Для этого надо вводить нелинейные слагаемые. И полученные нелинейные уравнения позволяют найти амплитуду автоколебаний, которые возникают после того, как малые возмущения, описываемые линейными уравнениями, перестают быть малыми. Вместе с тем линейные уравнения, обладая достаточной простотой, исправно служат нам в тех случаях, когда мы хотим выяснить, устойчив или неустойчив процесс.

Итак, для характеристики, имеющей участок с отрицательной производной, при переходе скорости через значение v_1 (рис. 8.1, *б*) происходит смена устойчивого процесса на неустойчивый. При скорости, большей v_2, процесс снова приобретает устойчивость. Аналогичное явление, в частности, можно наблюдать и при работе твердотопливных ракетных двигателей. Такие переходы возможны и в законах движения ракеты.

Рассмотренная модельная задача привлекательна не только тем, что содержит в себе основные характерные черты, общие для большинства задач, связанных с исследованием устойчивости процессов. Эта модель, прямо или косвенно, объясняет и некоторые окружающие нас привычные явления, в суть которых мы не всегда вникаем. Звучание скрипичной струны — автоколебательный процесс, точно описываемой рассмотренной схемой. Характеристика трения между смычком и струной обязательно должна иметь отрицательную производную по скорости. Для этого смычок и натирают канифолью. Применение лыжных мазей преследует ту же самую цель: максимум трения покоя и минимум трения скольжения. Когда мы проводим пальцем по оконному стеклу, оно звучит, если палец влажный, и не звучит, если — сухой. А различие как раз и заключается в характеристике трения.

Сейчас, однако, нам важно подойти к вопросам устойчивости движения ракеты — задаче куда более сложной.

Начнем с основного вопроса. Всегда ли страшна неустойчивость? В строительной механике, например, устойчивость равновесия прямо отождествляется с необходимым условием работоспособности сооружения. Если состояние равновесия неустойчиво, сооружение своему назначению заведомо не удовлетворяет. Это совершенно очевидно. С другой стороны, если реально возникающие отклонения от номинальных параметров процесса меньше определенной нормы, то относительно кратковременное состояние неустойчивости на каком-то участке полета, быть может, и не вызовет пагубных последствий. Было бы вовсе

неразумно забраковать систему только на том основании, что ее поведение не подходит под термин принятого понятия устойчивости. Значит, одно из двух, или мы связываем понятие работоспособности системы с устойчивостью только частично и с оговорками, или же меняем сам критерий устойчивости, называя устойчивым то, что нас устраивает по смыслу технической задачи, и называем неустойчивым то, что по техническим соображениям является недопустимым. В технике управления полетом предпочтение отдается второму.

Классический подход к устойчивости, основанный на малых (а точнее — на сколь угодно малых) возмущениях, конечно, не отвергается, а развивается и будет продолжать развиваться, сохраняя громадное значение для практики, но одновременно возникло понятие технического критерия устойчивости *).

Согласно техническому критерию движение (процесс) считается устойчивым в том случае, если, при условии наложенных заранее ограничений на возмущения, отклонения параметров процесса от номинала в течение заданного времени T не превышают по модулю определенной величины.

Такая трактовка устойчивости полностью вписывается в представления инженерной практики. Возмущения, вообще говоря, всегда ограничены. Время работы — тоже. Остается потребовать, чтобы отклонения параметров не превышали нормы.

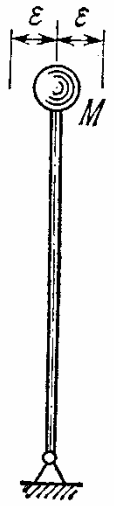


Рис. 8.2. К пояснению условия технической устойчивости.

Знакомому нам критерию устойчивости равновесия технический критерий не разнозначен.

Равновесие перевернутого маятника (рис. 8.2) по меркам классической теории явно неустойчиво. Однако, если установить некоторую норму малых возмущений, то за ограниченное время T отклонение маятника от вертикали может оказаться меньше заданной величины ε, и согласно техническому критерию равновесие следует считать устойчивым. Сила, с которой забивается в стену гвоздь, как правило, больше эйлеровой. Гвоздь, естественно, изгибается (точнее — только-только начинает изгибаться), но вследствие ограниченности времени T по меркам технической теории процесс может рассматриваться как устойчивый.

Полет артиллерийского снаряда, полет неуправляемой ракеты или стрелы, пущенной искусной рукой спортсмена, — все эти процессы удовлетворяют требованиям только технического

*) Этот термин был введен Н. Д. Моисеевым (1902—1955), труды которого оказали большое влияние на формирование московской школы механиков, работающих в области устойчивости движения и небесной механики.

критерия устойчивости. Хвостовое оперение сообщает неуправляемой ракете устойчивость по отношению к определенному классу возмущений — угловым возмущениям относительно поперечных осей, а знакомая нам аэродинамическая стабилизация полностью задачи устойчивости решить не может. Какими бы ни были возмущения, уводящие центр масс неуправляемой ракеты от номинальной траектории, им не находится прямого противодействия. Для уменьшения такого типа возмущений, для снижения их влияния, понятно, принимаются надлежащие меры, а все то, что мы не можем предвидеть, уже относится к категории случайного и изучается методами теории вероятности.

Устойчивость полета управляемой баллистической ракеты также должна рассматриваться в рамках технического критерия. Управляемую баллистическую ракету необходимо снабдить прежде всего средствами, обеспечивающими предписанную ей ориентацию осей в пространстве. Устойчивость по отношению к угловым возмущениям обычно именуется *угловой стабилизацией*, или просто — *стабилизацией*, а обеспечивающая ее система устройств называется автоматом стабилизации.

Конечно, слово «стабилизация» в системах управления и регулирования имеет более широкое значение. Но следуя принятой в технике баллистических ракет терминологии, мы будем применять его только в смысле угловой ориентации ракеты.

Понятно, что стабилизация — это необходимое, но не достаточное условие устойчивого полета ракеты. Надо еще принять меры к тому, чтобы контролируемые параметры траектории не выходили за пределы допустимого. Для этого служат устройства, совокупность которых называют обычно *системой наведения*.

Деление системы управления на системы стабилизации и наведения достаточно условно и оправдывается в основном методическими целями. Стабилизация и наведение тесно между собой связаны. У них общие исполнительные (рулевые) органы, которые получают команды как от одной, так и от другой системы. Система стабилизации, занимаясь своим собственным делом, тем не менее подчиняется требованиям наведения.

Если система управления вырабатывает командные сигналы с помощью только бортовой аппаратуры и без вмешательства извне, то такая система называется *автономной*.

Система стабилизации всегда автономна. Угловые возмущения, которые испытывает ракета в полете, столь многообразны, непредвидимы и переменчивы, что оперативное вмешательство извне в процесс стабилизации практически исключается. Автомат стабилизации должен быть заранее наделен способностью принимать решение самостоятельно. Здесь вполне уместна очевидная аналогия. Человек, которому можно дать какое-то поручение, должен прежде всего уметь ходить; он должен быть в

состоянии сохранять равновесие, если в пути споткнется или оскользнется, и должен самостоятельно принять вертикальное положение. Иначе говоря, он должен обладать способностью автономной стабилизации, и вмешиваться в каждый его шаг было бы неуместно и хлопотно. Что же касается выполняемого им поручения, то это — аналог заданной цели. Ее достижение определяется общим характером предписанной задачи, решить которую можно достаточно или недостаточно успешно в зависимости от того, сколь точно описано задание и насколько сообразителен исполнитель. Его квалификация может быть уподоблена степени совершенства автономной (а может быть, и неавтономной) системы наведения. У баллистических ракет, во всяком случае, эта система может быть не только автономной. В некоторых космических ракетных системах предусматривается коррекция траектории, рассчитываемая службами наземного измерительного комплекса с последующей передачей команд по радиоканалам.

Принципиальная схема стабилизации

Автономная система по своей сути предусматривает наличие бортовых устройств, при помощи которых определяется положение ракеты в пространстве. Так, система стабилизации должна иметь на входе информацию об угловых перемещениях корпуса ракеты. Автономная система наведения должна самостоятельно следить за скоростью полета, а также контролировать положение центра масс ракеты в некоторой инерциальной системе координат, например, начальной стартовой. В баллистических ракетах для этих целей используются инерционные свойства гироскопов, обладающих способностью достаточно длительного запоминания направления, первоначально приданного оси ротора. При помощи гироскопов можно определять и угловые скорости. Отклонение вектора скорости полета ракеты от номинала также может оцениваться при помощи гироскопических устройств, осуществляющих интегрирование составляющих кажущегося ускорения по времени. Для определения координат, кроме гироскопов, используются также и акселерометры. По величине перемещения массы, подвешенной на пружине, можно судить о возникающем ускорении. Последующим двукратным интегрированием по времени можно найти отклонение центра масс ракеты от номинальной траектории.

Поскольку действие гироскопов и датчиков перегрузок связано с инерцией масс, системы управления, построенные с помощью этих контрольно-измерительных приборов, называются *инерциальными* системами.

В управлении летательными аппаратами, в том числе и баллистическими ракетами, инерциальные системы занимают

доминирующее положение, хотя в принципе для определения координат могут быть предложены и другие способы. В частности, для ориентации межпланетных автоматических станций используется астронавигационный метод, но в сочетании, опять же, с инерциальной стабилизацией и наведением.

Итак, на ракете контрольно-измерительные датчики гироскопических приборов являются чувствительными органами автомата стабилизации. Полученные от них сигналы необходимо как-то преобразовать, обработать, суммировать, усилить и передать на рулевые машины, которые и повернут в необходимой мере газоструйные рули или управляющие камеры, и таким образом ориентация летательного аппарата в ходе некоторого динамического процесса будет восстановлена.

Первые автоматы стабилизации были созданы в самом начале нашего века для управления курсом морских торпед. В дальнейшем с развитием авиации начали создаваться автопилоты, основные принципы которых во время второй мировой войны были приняты за основу создаваемых автоматов стабилизации ракет и самолетов-снарядов. Постепенное увеличение дальности ракет, расширение их задач, выход в космическое пространство, повышение требований к точности — все это естественно усложнило систему стабилизации, связало ее с системой наведения и привело к тому, что эта область техники не только расширилась, но и сделалась трудно обозримой. Поэтому мы начнем с самых простых, может быть даже примитивных вопросов, но методически наиболее доступных.

Рассмотрим для начала работу простейшего автомата стабилизации по курсу для самолета (рис. 8.3).

Исполнительным органом автомата является воздушный руль, поворот которого осуществляется силовым поршнем. Давление в обе полости рабочего цилиндра поступает от масляного насоса и регулируется распределительным золотником, который передвигается чувствительной мембраной. Для того чтобы изменить давление в полостях рабочего цилиндра, золотник необходимо передвинуть вправо или влево (как в паровой машине Уатта). Перемещение регулирующего золотника не требует заметных усилий — осевые силы взаимно уравновешены, поэтому чувствительная мембрана в состоянии управлять большими усилиями, поворачивающими руль.

Все эти элементы вместе — рабочий поршень, золотник и чувствительная мембрана — объединяются обычно общим названием: силовой привод. Это прототип современных рулевых машин.

Давление в обе полости мембранной коробки поступает от бортовой пневматической сети через два отверстия A и B, наполовину прикрытые вертикальными срезами индикаторной ско-

бы. Она связана с рамкой гироскопа, ось ротора которого сохраняет неизменной свою ориентацию по курсу полета.

Если самолет следует по курсу, оба отверстия, *A* и *B*, через которые поступает воздух к мембране, прикрыты в равной мере. Давление в полостях мембранной коробки одинаково, золотник находится в среднем положении, и перепад давления в полостях рабочего цилиндра равен нулю. Руль занимает нейтральное положение.

Положим теперь, что самолет по какой-то причине отклонился от курса, например, влево, если смотреть по направлению полета. Скоба, связанная с гироскопом, не изменит при этом

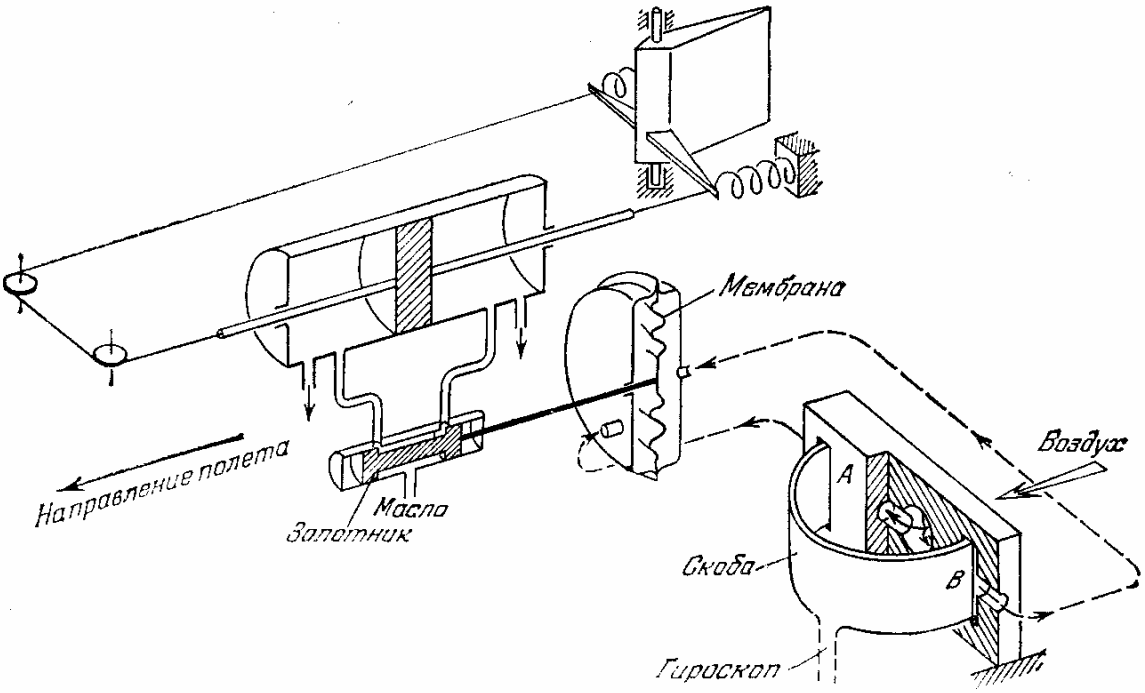


Рис. 8.3. Схема простейшего автомата курса.

своей ориентации, а распределительная колодка, через которую поступает воздух, естественно, повернется вместе с самолетом. Тогда проходное сечение отверстия *A* уменьшится, а отверстия *B* — увеличится. Давление в задней полости мембранной коробки повысится, и золотник сместится вперед. Это повлечет за собой увеличение давления в передней полости рабочего цилиндра, и руль повернется так, чтобы вернуть самолет на заданный курс.

Идея ясна, и автомат, казалось бы, полностью или во всяком случае, в принципе, решает задачу курсовой стабилизации. Схема, однако, обладает существенным недостатком.

Проследим за дальнейшим движением самолета. Когда направление оси самолета совпадет с заданным курсом, распределитель воздуха займет нейтральное положение, а управляю-

щая мембрана переведет на нейтраль и золотник. Воздушный руль под действием связанных с ним пружин, а также и аэродинамического потока, тоже должен был бы занять нейтральное положение. Но для этого надо вытеснить накопившийся объем масла из передней полости рабочего цилиндра, что требует времени. Значит, несмотря на то, что курс восстановлен, отклоненный от нейтрали руль продолжает поворачивать самолет направо и теперь уже уводит от заданного направления. Но этого мало. Поворот самолета происходит с некоторой угловой скоростью, и даже если бы руль стоял на нейтрали, движение направо продолжалось бы по инерции. Получается, что теперь автомат должен парировать обратное возмущение. Снова меняются проходные сечения A и B, снова передвигается золотник и снова поворачивается руль, но теперь уже в обратную сторону. Дальнейшее понятно. Возникают колебания по курсу (рыскание), и самолет идет змейкой (рис. 8.4).

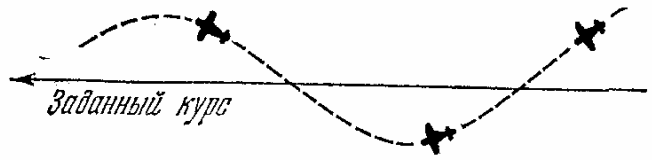


Рис. 8.4. Характер движения самолета при управлении простейшим автоматом курса.

Описанная картина довольно типична. Это — пример зарождения автоколебаний или, иными словами, — той самой неустойчивости процесса, о которой шла речь выше. При этом было бы неверно возлагать ответственность за происходящее только на самолет или только на автомат или, тем более, — на отдельные его узлы. Важны свойства системы в целом. Беда заключается в том, что в предложенной схеме автомат не «думает» о том, что будет дальше, а пользуется только сиюминутными указаниями чувствительного элемента. Подобную картину мы могли бы наблюдать, если бы водитель при повороте автомашины начинал выводить руль на нейтраль лишь после того, как машина полностью повернулась и приняла заданное направление. Этого, однако, не происходит потому, что система «водитель — машина» снабжена таким качеством, как предусмотрительность. Значит, и автомат курса следует наделить той же способностью. Для этой цели служит обратная связь.

Под обратной связью в широком смысле слова понимается элемент системы регулирования, соединяющий последующее звено с одним из предыдущих таким образом, чтобы сигналы, подаваемые на вход, были согласованы с результатами, которые система дает на выходе.

На рис. 8.5 показан тот же автомат курса, но с обратной связью от руля. Здесь распределитель воздуха AB уже не связан жестко с корпусом самолета и имеет возможность повора-

чиваться относительно вертикальной оси, и этот поворот осуществляет сам руль.

Снова примем, что самолет по какой-то причине отклонился влево от курса. Тогда в уже знакомой нам последовательности сработают все элементы схемы, и руль при своем повороте не только восстановит ориентацию самолета, но одновременно через передаточный механизм сместит распределитель воздуха AB в сторону нейтрали, уменьшая тем самым входной сигнал.

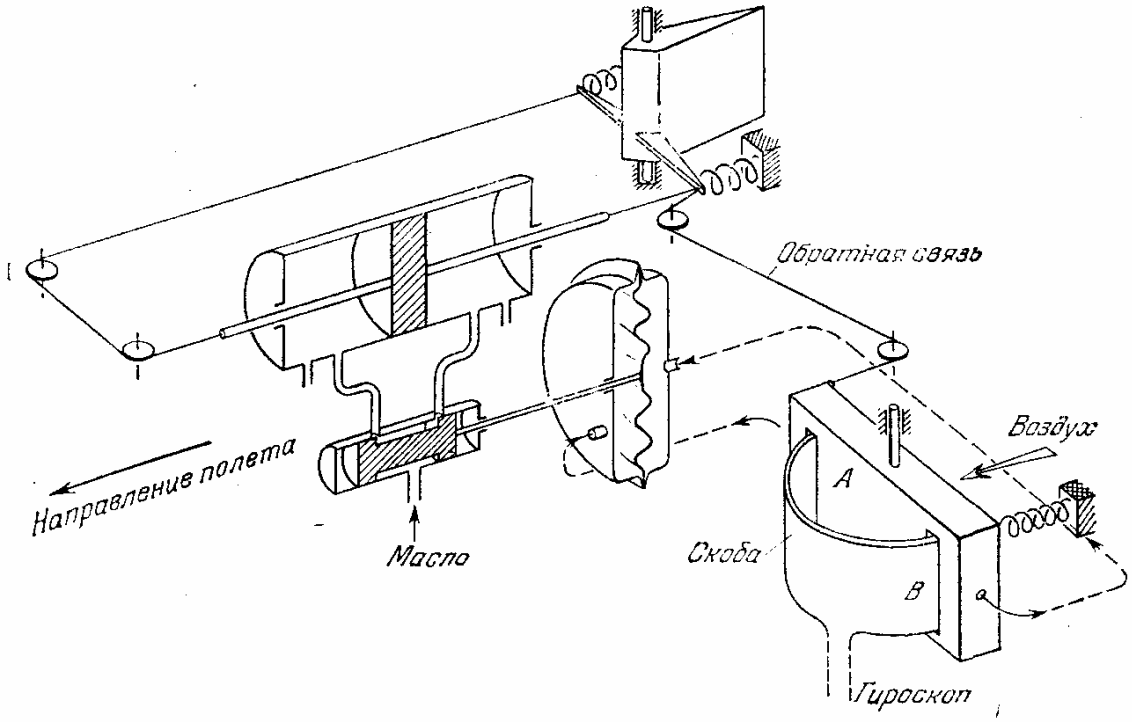


Рис. 8.5. Схема автомата курса с обратной связью от руля.

Регулируя передаточное число от руля к распределительной колодке, можно сделать колебания по рысканию затухающими или полностью их устранить и добиться плавного выхода самолета на заданный курс (рис. 8.6). Курс будет восстановлен, но вообще говоря, трасса полета может получить некоторое боковое смещение, как это показано на рис. 8.6.

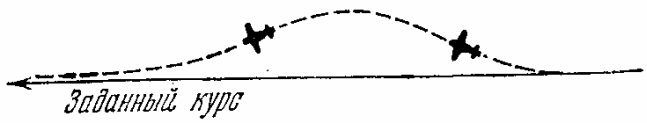


Рис. 8.6. Характер движения самолета при управлении автоматом курса с обратной связью.

Обратная связь является существеннейшим элементом любой регулирующей системы. Но она не обязательно должна быть жесткой, как в рассмотренном примере. Строго говоря, обратная связь, замыкающая схему автомата, присутствует в незримой форме даже в простейшей схеме, показанной на рис. 8.3. Здесь сам корпус самолета играет роль обратной связи, поскольк-

ку его отклонения от курса непосредственно влияют на входной сигнал. Но такой связи недостаточно, она статична, она дает чувствительному элементу информацию только о величине угла поворота самолета, а не органа управления.

Можно рассуждать и иначе. Реакция автомата на возникающие возмущения должна меняться не только в зависимости от величины, но и от скорости возникающих возмущений. Достаточно вспомнить, что спортсмен (мы имеем в виду любую игру в мяч) не просто оценивает положение мяча в пространстве, но определенным образом воспринимает и скорость его полета. Обычно это называют хорошей реакцией. И эта аналогия с живым организмом (уже в который раз) со всей очевидностью подсказывает решение и для автомата стабилизации. На вход надо подавать сигнал, зависящий не только от изменения угла курса, но и от его производной по времени, чтобы изменение давления в полости чувствительной мембранной коробки в линейном приближении имело хотя бы следующий вид:

$$\Delta p = a_0 \Delta\psi + a_1 \Delta\dot{\psi},$$

где a_0 и a_1 — некоторые коэффициенты.

Таким образом, если в рассмотренном примере автомата курса чувствительным элементом является только гироскоп, инерционные свойства которого позволяют определить лишь первое слагаемое написанного выражения, то теперь ясно, что нужен еще и датчик угловой скорости. О том, что он собой представляет, мы поговорим позже. Но, вообще говоря, можно обойтись и без такого датчика. В промежуточной функциональной цепи, соединяющей чувствительный элемент и исполнительный орган, можно предусмотреть дифференцирующее устройство для определения $\Delta\dot{\psi}$ с последующим суммированием составляющих сигналов в соответствии с написанным выражением. Что же касается коэффициентов a_0 и a_1, то подбор соотношения между ними должен стать предметом настройки автомата, что дает разумную меру между чувствительностью автомата к углу отклонения и к угловой скорости.

Если установить дифференцирующее устройство, то обратная связь снова будет осуществляться через корпус, но она становится более совершенной. Такого рода связь называется обычно гибкой.

Как видим, рассмотренная схема простейшего автомата курса, несмотря на то, что она предназначена для стабилизации объекта всего относительно одной оси, уже поставила целый ряд вопросов, разбор которых открывает перед нами широкое поле для последующих размышлений. Это — и устойчивость движения, и сохранение точности при движении к цели, и конструк-

тивное оформление многих устройств, показанных до сих пор лишь схематически.

Перейдем к принципу действия, к устройству и техническим возможностям гироскопических приборов.

2. ГИРОСКОПЫ И ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ДАТЧИКИ

Свойства гироскопа

Гироскопия — это широкая и развитая область современной прецизионной техники. Это — не только общая теория, связанная с анализом самых тонких инструментальных погрешностей, которые в других областях техники совершенно не принимаются во внимание, но и высококультурная современная технология.

Всем известно, что гироскоп представляет собой точно сбалансированный маховик, вращающийся с большой угловой скоростью. Обычно этот маховик называют ротором, а под гироскопом в технической терминологии понимается устройство, включающее не только ротор, но и систему его подвески. Своеобразие поведения гироскопа проявляется не только в том, что он может устойчиво сохранять неизменным направление оси ротора, но и в необычном непослушании, когда предпринимается попытка изменить это направление. Эта необычность, однако, носит только внешний характер, и гироскоп, как и всякое твердое тело, подчиняется обычным законам механики.

Теория гироскопа является частной задачей общей теории движения тела с одной неподвижной точкой. Для такого тела могут быть составлены уравнения движения (уравнения Эйлера), не решающиеся в общем виде, но позволяющие дать ответ на некоторые частные вопросы движения, в том числе и на вопрос о движении симметричного быстровращающегося массивного диска, что и представляет собой содержание теории гироскопа. Мы, однако, касаться ее не будем, а ограничимся описанием всего-навсего одного свойства гироскопа — свойства *прецессии*. Из него вытекает много важного и интересного.

Рассмотрим ротор, установленный в карданове подвесе (рис. 8.7). Будем считать, что ротор вращается с весьма большой скоростью Ω относительно своей оси. Пусть это будет ось z. Введем еще две, перпендикулярные ей оси x и y, которые, не участвуя во вращательном движении ротора с угловой скоростью Ω, остаются тем не менее перпендикулярными оси z, если она по какой-то причине будет медленно менять свою ориентацию в пространстве.

Примем, что гироскоп уравновешен, и посмотрим, как будет себя вести ротор, если мы сделаем попытку повернуть его относительно поперечной оси, например x, прикладывая к рамкам

гироскопа силы, создающие момент M относительно оси x (рис. 8.8).

Основным соотношением механики для вращающегося тела является закон изменения момента количества движения

$$d\boldsymbol{H}/dt = \boldsymbol{M},$$

где $\boldsymbol{M}$ — вектор момента. Из этого выражения следует, что за время Δt изменение момента количества движения будет

$$\Delta \boldsymbol{H} = \boldsymbol{M}\,\Delta t,$$

и вектор $\Delta \boldsymbol{H}$ совпадает по направлению с вектором $\boldsymbol{M}$.

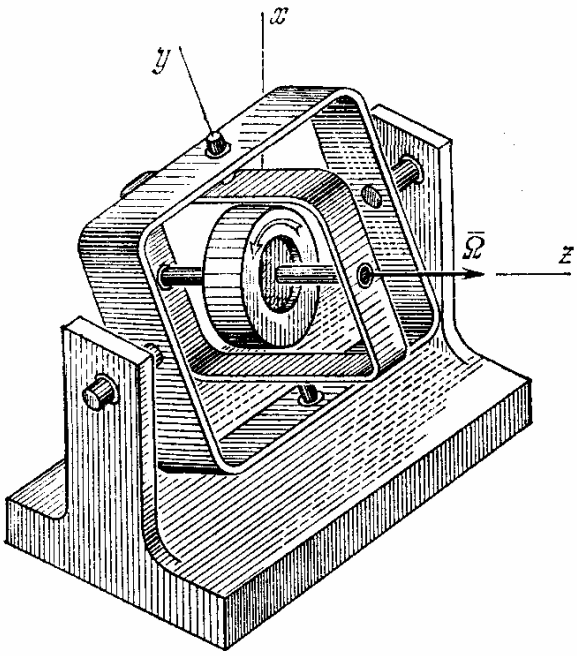


Рис. 8.7. Ротор в карданном подвесе.

Новый момент количества движения $\boldsymbol{H}'$ мы получим по правилу сложения векторов (см. рис. 8.8)

$$\boldsymbol{H}' = \boldsymbol{H} + \Delta \boldsymbol{H},$$

где $\boldsymbol{H}$ — начальный момент количества движения, равный $C\Omega$, а C — момент инерции ротора относительно оси z.

Вследствие малости $\Delta \boldsymbol{H}$ векторы $\boldsymbol{H}'$ и $\boldsymbol{H}$ отличаются друг от друга только по направлению, почти не отличаясь по модулю. Таким образом, мы видим, что в результате действия момента M вектор момента количества движения $\boldsymbol{H}$ за время Δt, не изменяясь по модулю, повернулся на угол $\Delta H/C\Omega$ относительно оси y. Значит, на тот же угол повернулся и ротор, поскольку вектор момента количества движения $\boldsymbol{H}$ и вектор $\boldsymbol{\Omega}$ практически совпадают с его осью.

Поведение гироскопа действительно оказалось необычным. Момент прикладывается относительно одной оси, а гироскоп поворачивается относительно другой поперечной оси. Такое движение называется *прецессионным*.

Угловая скорость прецессии будет

$$\omega = \frac{\Delta H}{C\Omega \Delta t} = \frac{M}{C\Omega}. \qquad (8.4)$$

Правило, которому подчиняется поведение гироскопа под действием внешних моментов, можно сформулировать следующим образом.

Если к ротору приложить момент относительно оси, перпендикулярной оси вращения, он будет поворачиваться так, что век-

тор угловой скорости Ω будет двигаться по кратчайшему пути к вектору момента M, стремясь совпасть с ним (см. рис. 8.8).

Значит, если мы хотим повернуть ось ротора относительно какой-то поперечной оси, то не нужно предпринимать лобовых действий. Надо, сообразуясь с правилом прецессии, приложить момент относительно другой поперечной оси, и тогда гироскоп подчинится нашему желанию.

Угловая скорость прецессии ω пропорциональна моменту. Это тоже непривычно. Мы привыкли, что пропорционально моменту меняется угловое ускорение, а не скорость. Здесь же скорость ω возрастает лишь до тех пор, пока возрастает момент. После того как момент снят, угловая скорость прецессии становится равной нулю. Таким образом, прецессионное движение выглядит как безынерционное, хотя и порождено инерционными свойствами ротора

Теперь посмотрим, что же может дать гироскоп для решения практических задач управления.

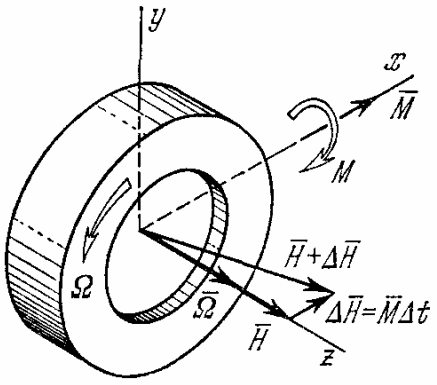


Рис. 8.8. К выводу выражения для угловой скорости прецессии.

Гироскопические приборы системы стабилизации

Прецессионные свойства вращающегося ротора в различных условиях проявляются по-разному. В зависимости от схемы подвески гироскоп может нести функции как датчика углов, так и угловых скоростей. Гироскопический принцип может использоваться также для измерения скорости полета ракеты. И наконец, с помощью гироскопов создаются стабилизированные платформы, обеспечивающие необходимые условия для работы других командно-измерительных приборов. На этих вопросах мы и остановимся в той мере, в какой это необходимо для уяснения принципов управления баллистическими ракетами.

Ротор гироскопа, представленного на рис. 8.7, имеет три степени свободы. Поэтому такой гироскоп называется *трехстепенным*.

Идея использования трехстепенного гироскопа как датчика углов поворота летательного аппарата достаточно очевидна, и нет нужды в ее обсуждении. Но для ее практической реализации требуется введение целого ряда дополнительных устройств, превращающих наглядную модель (см. рис. 8.7) в реальную конструкцию. Кроме того, необходима высокая точность исполнения прибора в целом. Для того чтобы ось ротора в течение достаточно длительного промежутка времени сохраняла с

необходимой точностью свое направление, ротор должен быть освобожден от воздействия моментов, вызывающих прецессию. Между тем, эти моменты проникают, образно говоря, через каждую щель, оставленную без внимания конструкторами и технологами. Это — и несовпадение осей подвеса с центром масс ротора, и моменты в подшипниках, и несбалансированность самого ротора, и деформация элементов подвеса.

Внутренней рамке карданова подвеса вовсе не обязательно быть рамкой в буквальном смысле. Эта деталь выполняется в виде замкнутой коробки, оснащенной многополюсной обмоткой и играет роль статора, а ротор гироскопа принимает на себя функции короткозамкнутого ротора электродвигателя. Для увеличения числа оборотов используется переменное напряжение повышенной частоты в пределах 500—1000 *Гц*. Внутренняя полость коробки герметизируется, и в ней создается пониженное давление воздуха или инертного газа.

Так как моменты на осях непосредственно влияют на отклонения оси ротора, то предметом особой заботы является, естественно, снижение моментов трения в подшипниках. Интересно само по себе перечисление предпринимаемых мер как свидетельство изобретательности человеческого разума. Прецизионные шариковые подшипники далеко не всегда дают необходимый эффект. В гироприборах в ряде случаев применяется подвеска осей на газовой подушке, создаваемой вдуваемым воздухом. Применяются трехобойменные подшипники, позволяющие частично компенсировать моменты трения. Во многих конструкциях рамки карданова подвеса выполняются в виде герметизированных кожухов. Внешний кожух заполняется жидкостью, удельный вес которой подбирается с таким расчетом, чтобы вес вытесненного объема был равен весу плавающего в ней внутреннего кожуха с ротором. Тогда подшипники разгружаются, и моменты трения сводятся к минимуму. Такие гироскопы называются поплавковыми. Встречаются и другие конструктивные меры вплоть до полного отказа от подшипников, но такого типа конструкции пока еще не столь распространены.

На выходе осей подвески необходимо разместить датчики сигнала, свидетельствующие об угловых отклонениях ракеты.

В основном применяются два типа датчиков — контактные (потенциометрические), питаемые постоянным напряжением (рис. 8.9), и бесконтактные (индукционные), работающие в холостом трансформаторном режиме на усилитель (рис. 8.10). Потенциометрический датчик дает на выходе напряжение, пропорциональное углу поворота токосъемника. Амплитуда выходного напряжения индукционного датчика при малых смещениях якоря также пропорциональна углу, а при больших углах — синусу угла поворота якоря.

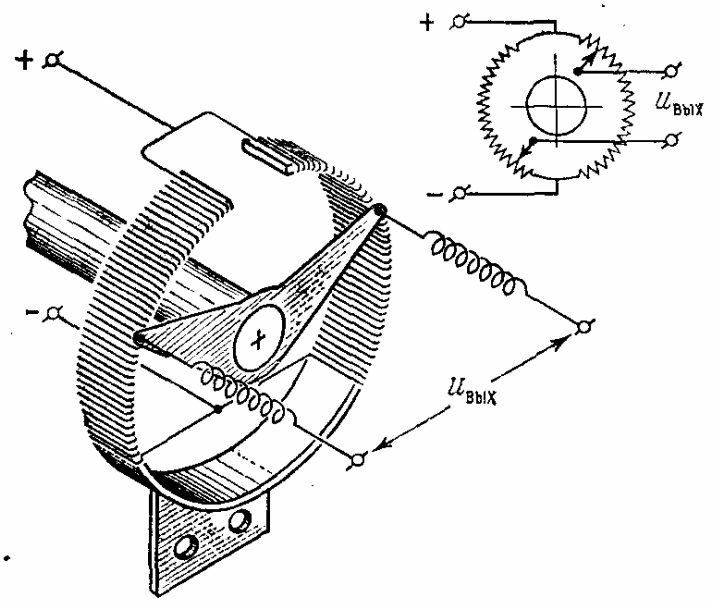


Рис. 8.9. Потенциометрический датчик угла.

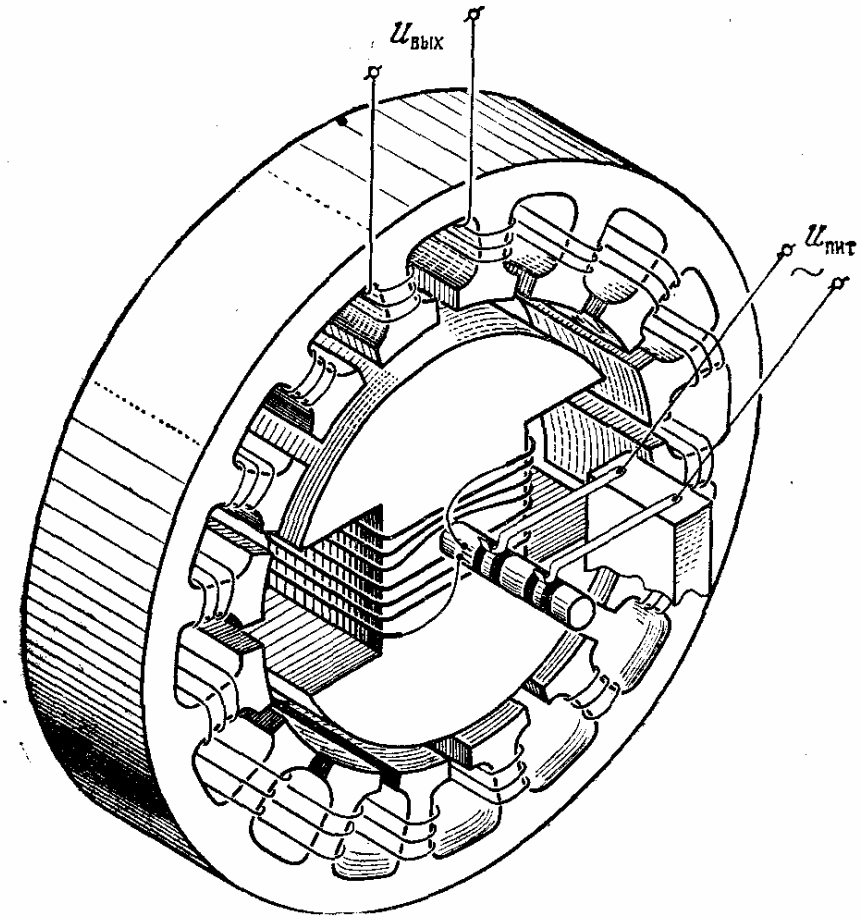


Рис. 8.10. Бесконтактный датчик угла.

Датчики сигнала, как и все элементы гироскопических приборов, также относятся к числу наиболее точно изготовляемых и имеющих минимальное трение в узлах. Входное напряжение должно быть строго фиксированным, а обмотка потенциометрического датчика выполняется из тончайшего провода, чтобы уменьшить витковую нечувствительность, т. е. снизить скачок выходного напряжения при переходе токосъемника с витка на виток.

Чтобы перед стартом установить ось гироскопа в заданном направлении, в конструкции должны быть предусмотрены силовые элементы, вызывающие прецессию. Это — обычно электромагнитные устройства, аналогичные бесконтактному датчику, но работающие в режиме нагрузки. Они создают моменты относительно осей подвеса и включены в схему в соответствии с правилом прецессии. Датчиком сигнала при установке гироскопа служит маятник, задающий стартовую вертикаль. Ориентация ротора относительно второй оси часто осуществляется с помощью компенсационной схемы по условию нулевого сигнала на выходном датчике сигнала.

Основной показатель качества трехстепенного гироскопа — это точность. Она выражается отклонением оси ротора от заданного направления в единицу времени и для современных приборов в условиях испытания на неподвижном стенде измеряется единицами угловых минут в час. В реальных условиях полета точность гироскопических приборов снижается. И тем не менее она вполне достаточна, чтобы можно было положиться на гироскоп в течение относительно непродолжительного времени управляемого полета ракеты.

При длительном полете нужна периодическая коррекция гироскопа. В гиромагнитных компасах, применяемых в авиации, предусматривается магнитная коррекция. Для самолетных гировертикалей применяется маятниковая коррекция. Но это — уже особая тема.

В системах автоматической стабилизации трехстепенной гироскоп является датчиком углов поворота. Для определения угловых скоростей служат двухстепенные гироскопы.

Из самого названия «двухстепенной» следует, что ротор датчика угловой скорости имеет всего две степени свободы. Схема прибора показана на рис. 8.11. Здесь внешняя рамка подвески отсутствует, а внутренняя показана так, как она на самом деле и выглядит: в виде кожуха. На одном конце оси прибора имеется потенциометр для съема сигнала, а на другом изображена витая пружина, которую следует рассматривать только как методически приемлемый символ. В действительности требования точности не позволяют применять такого типа пружины, и вместо них устанавливается обычно электромагнит, создающий мо-

мент, пропорциональный углу поворота рамки. Момент формируется по выходному сигналу потенциометра с помощью усилителя обратной связи.

Принцип действия датчика угловой скорости легко понять, если вернуться к правилу прецессии и к выражению (8.4)

$$\omega = \frac{M}{C\Omega}.$$

Глядя на это соотношение, нельзя определить, где — причина, а где следствие. Если к ротору приложен момент — возникает

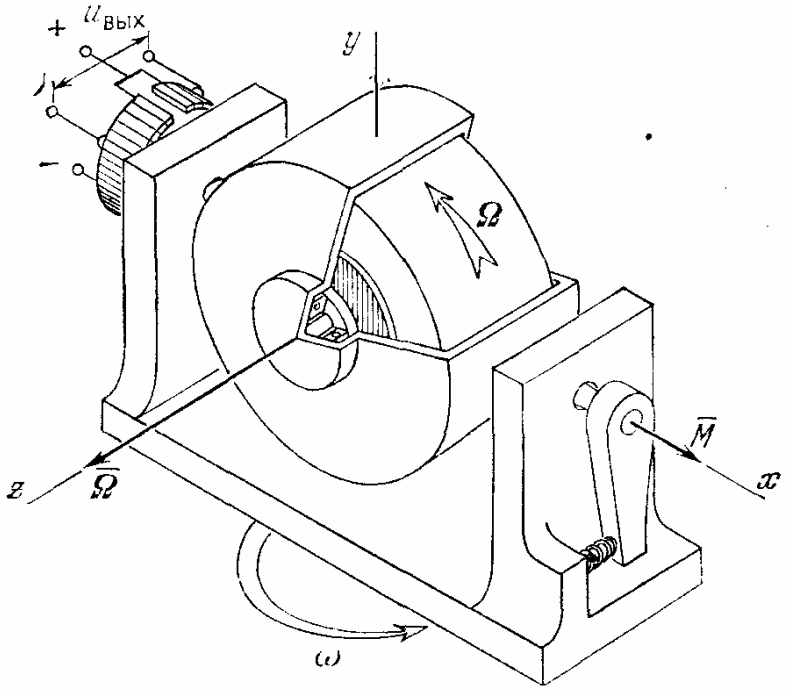


Рис. 8.11. Схема двухстепенного гироскопа.

угловая скорость, если задана угловая скорость ω — возникает момент M, действующий на ротор.

Пусть основание прибора вместе с летательным аппаратом поворачивается относительно оси y с угловой скоростью ω. С той же скоростью в том же направлении поворачивается и вектор $\boldsymbol{\Omega}$, с той же скоростью поворачивается и ось ротора. Согласно правилу прецессии вектор $\boldsymbol{\Omega}$ движется по кратчайшему пути к вектору действующего на ротор момента $\boldsymbol{M}$. Значит, вектор момента направлен вдоль оси x. Откуда появился момент? От пружины. Пружина толкает рычаг вправо и создает момент, направленный против часовой стрелки, если смотреть с конца оси x. Следовательно, пружина сжата. Но это может быть только в том случае, если ротор получил некоторое угловое смещение по часовой стрелке (если смотреть с конца оси x). В результате возникающего углового смещения с потенциометра снимается

выходной сигнал. Остается только выяснить, от чего же он зависит.

Выходной сигнал пропорционален углу поворота токосъемников, а тот пропорционален удлинению пружины. Если пружина имеет линейную характеристику, то укорочение пружины пропорционально силе, а следовательно, и моменту, а тот, в свою очередь, пропорционален угловой скорости ω.

Итак, на выходе потенциометр выдает напряжение, пропорциональное угловой скорости поворота корпуса прибора относительно оси y, а будет это угловая скорость тангажа, рыскания или крена, — зависит от расположения осей датчика относительно корпуса ракеты.

Датчики угловой скорости для стабилизации баллистической ракеты на участке выведения обычно не применяются. Они находят применение большей частью в системе ориентации космических аппаратов.

Инерционные датчики в системе наведения

Для успешного выведения баллистической ракеты необходимо измерять скорость на траектории. В основе автономного измерения скорости лежит принцип интегрирования перегрузок.

Как мы уже знаем, перегрузка — безразмерная векторная величина, которая показывает, во сколько раз кажущийся вес тела, находящегося на борту ракеты, больше его веса в земных условиях. Соответственно кажущемуся весу можно говорить и о кажущемся ускорении «свободного падения» в изолированном мире бортового пространства. Осевая составляющая кажущегося ускорения будет $g_0 n_{x_1}$, а поперечная — $g_0 n_{y_1}$, где n_{x_1} и n_{y_1} определяются выведенными ранее выражениями (7.35) и (7.36). В них входят осевое и поперечное ускорения j_{x_1} и j_{y_1} (7.34), которые, в свою очередь, выражаются через тангенциальное $\dot{v}$ и нормальное $v\dot{\theta}$ ускорения центра масс ракеты.

Вектор полной перегрузки и соответственно кажущееся ускорение, как это видно из выражения (7.34), определяются в основном величиной тангенциального ускорения $\dot{v}$, роль которого особенно возрастает к концу активного участка. Вместе с тем перегрузка зависит также и от углов θ и α. Но номинальные значения этих углов нам известны из баллистического расчета.

Интеграл от кажущегося ускорения называется *кажущейся скоростью.* Её номинальное значение связано с номинальным значением действительной скорости, а замеренная в полете кажущаяся скорость позволяет косвенно судить о фактическом значении скорости, достигнутой в полете.

Соответственно тому, какая из составляющих кажущегося ускорения подвергается операции интегрирования, мы получаем и опеделенную составляющую кажущейся скорости. Соответственно этим составляющим, заметим, после повторного интегрирования мы можем получить и кажущиеся перемещения.

Вопрос о том, в какой системе осей следует вести интегрирование возникающих перегрузок, чтобы с наибольшей точностью замерить фактическую скорость, это — предмет особого разговора, к которому мы еще должны будем вернуться. Пока же рассмотрим только сам принцип интегрирования составляющей кажущегося ускорения с помощью гироскопического прибора.

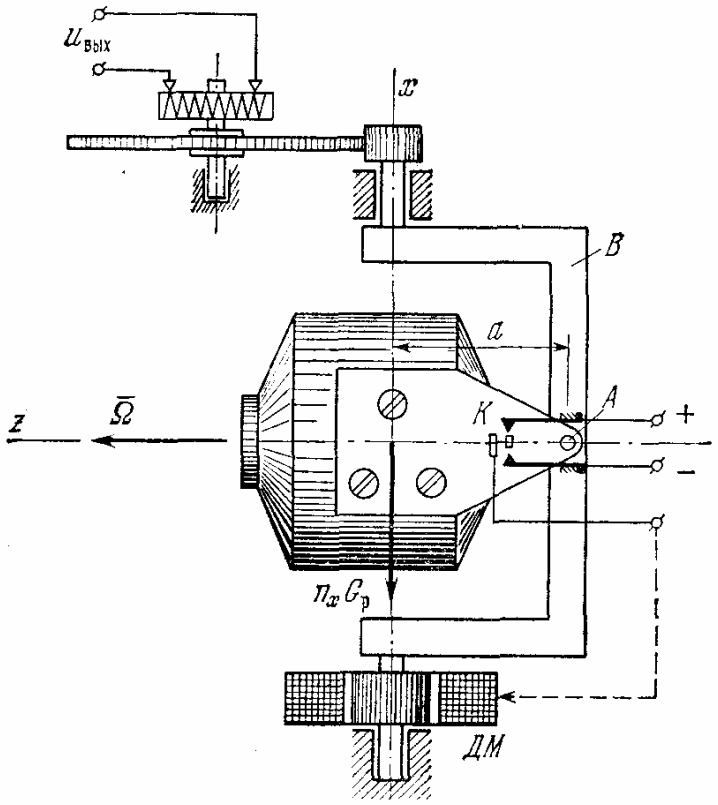


Рис. 8.12. Схема гироскопического интегратора.

На рис. 8.12 показана схема гироскопического интегратора с неуравновешенным ротором, а конструктивное исполнение одной из самых ранних модификаций прибора представлено на рис. 8.13. Ось чувствительности интегратора совпадает с осью x. Если интегратор установлен на борту так, что ось x направлена по продольной оси ракеты, это означает, что интегрируется осевая перегрузка.

Перед стартом ракеты раскрученный ротор удерживается в исходном положении арретиром (стопорным устройством) и освобождается при старте: либо в момент отрыва ракеты от стартового устройства, либо же в предшествующий, заранее

установленный момент, определяемый циклограммой пуска с точностью до сотых долей секунды.

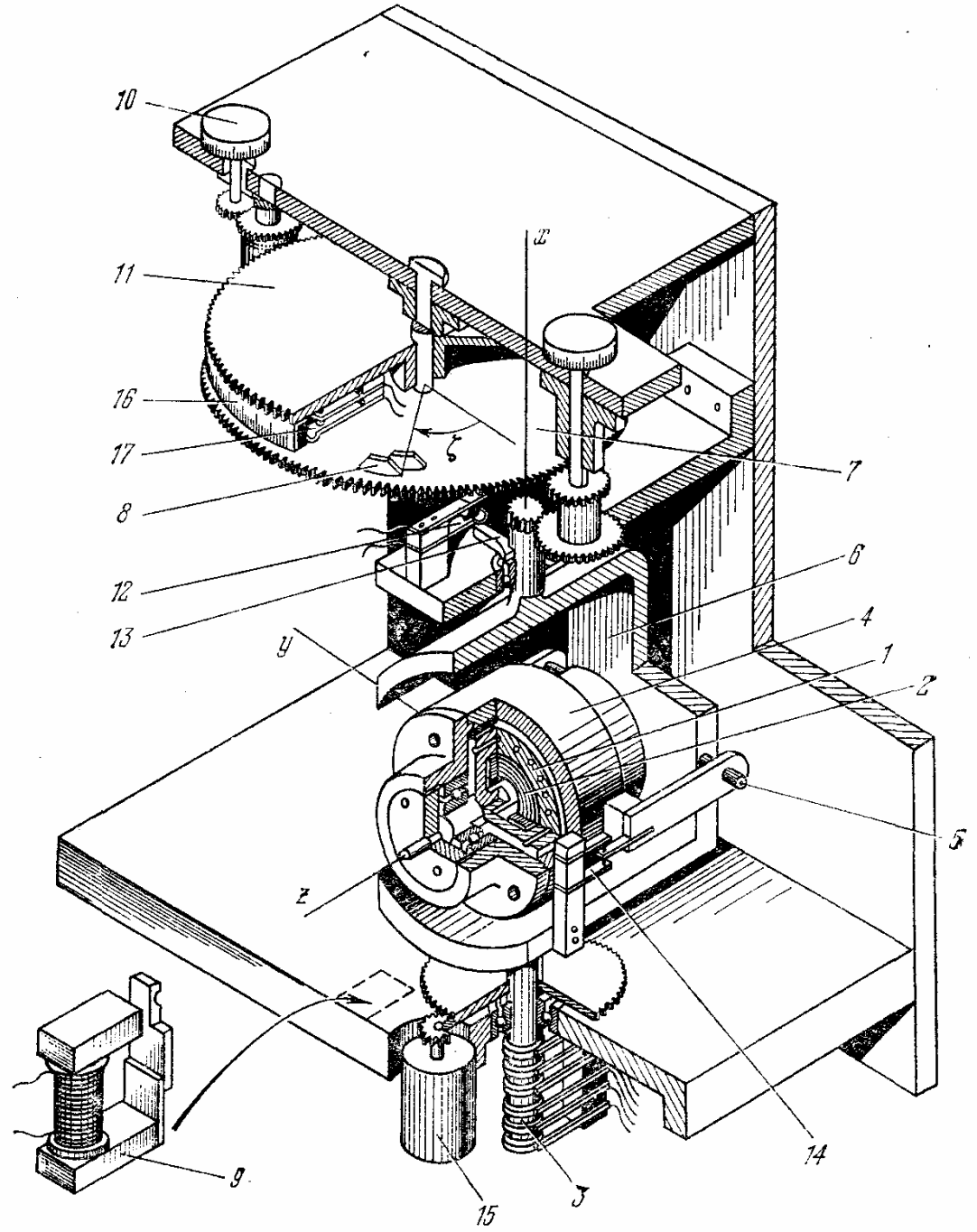


Рис. 8.13. Гироскопический интегратор: *1* — ротор гироскопа, *2* — обмотка статора, *3* — токосъемники, *4* — кожух ротора, *5* — ось подвеса гироскопа, *6* — внешняя скоба, *7* — вращающийся диск, *8* — кулачки команды выключения двигателя, *9* — арретир, *10* — вертушка установки дальности, *11* — диск установки дальности, *12, 13* — контакты установки на нуль, *14* — контакты коррекции, *15* — мотор коррекции, *16* — шкала установки дальности, *17* — контактное устройство команды выключения двигателя.

Кажущийся вес освобожденного ротора $n_x G_р$ создает относительно оси подвеса A (рис. 8.12) момент $an_x G_р$, где a — плечо силы. В результате возникает прецессия относительно оси x с уг-

ловой скоростью

$$\omega = \frac{an_x G_p}{C\Omega}.$$

Если ось прибора x совпадает с осью ракеты x_1, то угол поворота рамки относительно оси x оказывается пропорциональным интегралу от осевой перегрузки

$$\zeta = \int_0^t \omega dt = \frac{aG_p}{C\Omega} \int_0^t n_{x_1} dt. \tag{8.5}$$

Таким образом, как и в рассмотренных ранее гироскопических приборах, выходным параметром измерителя является угловое отклонение. Если с помощью передаточного механизма изменить его масштаб, то можно установить на выходе потенциометр (см. рис. 8.12) и снять сигнал, пропорциональный текущему значению кажущейся скорости по оси x_1:

$$g_0 \int_0^t n_{x_1} dt.$$

От контактов *17*, замыкаемых кулачками *8* (см. рис. 8.13), можно также получить сигнал о достижении заданной величины кажущейся скорости.

Прибор, построенный по этому принципу, должен быть снабжен средствами для установки на нуль и шкалой, по которой можно было бы установить дальность. И к этому нам надо будет вернуться, когда речь пойдет о системе наведения. Гироскоп нуждается также и в коррекции. Момент сил трения относительно оси прибора x приводит к медленному повороту ротора относительно оси y. Чтобы ось ротора оставалась перпендикулярной оси x, предусмотрены контакты коррекции K (см. рис. 8.12), от которых передается сигнал на датчик момента *ДМ* *). В результате действия момента ротор будет прецессировать относительно оси y, и перпендикулярность осей x и z восстановится. На рис. 8.13 контакты коррекции и датчик момента показаны под позициями *14* и *15*.

Схема гироскопического интегратора не только проста и целесообразна. Она технически эстетична. Природа сама дала нам в руки подходящий для наших целей эффект, и осталось его только использовать в надлежащем образом работающем приборе. Такого рода находки всегда доставляют удовольствие. И если продолжать в том же тоне, нельзя обойти молчанием и принцип работы электролитического интегратора.

*) Здесь и в дальнейшем под датчиком момента *ДМ* понимается электромагнитное устройство, создающее момент, а не измеряющее его.

Еще из школьного курса физики нам известно, что масса выделившегося на электроде вещества пропорциональна количеству электричества, прошедшего через электролит; иначе говоря, — пропорциональна интегралу от силы тока. Возникает мысль использовать этот интеграл как меру для определения кажущейся скорости. Но вопрос заключается в том, как измерить количество выделившегося вещества на электроде и как сделать, чтобы сила тока была пропорциональна перегрузке.

Текущее изменение выделяющегося на электроде вещества замерить не удается, но установить тот момент, когда его количество достигло заданной величины, можно. Делается это следующим образом. В линию тока включается электролитический элемент. Это — стеклянный сосудик объемом всего в 5—10 $см^3$. Он заполнен раствором поваренной соли NaCl с небольшими добавками других веществ. В сосуд впаяны два серебряных электрода. Если через электролит пропускать постоянный ток, то ионы хлора перемещаются к аноду и, соединяясь с серебром, образуют на поверхности электрода слой хлористого серебра. Теперь будем пропускать ток в обратном направлении. На бывшем аноде (теперь — катоде) будет происходить восстановление серебра, и ионы хлора будут уходить в раствор, а на аноде (бывшем катоде) станет откладываться хлористое серебро. В момент, когда созданный ранее запас хлористого серебра будет полностью исчерпан, на поверхности электрода станет выделяться водород, и сопротивление электролитического элемента скачкообразно увеличится. Это воспринимается электронным реле как сигнал о том, что через электролит прошло количество электричества, равное тому, которое было пропущено ранее в обратном направлении. Значит, предварительной зарядкой элемента мы можем установить ту кажущуюся скорость, при которой прибор должен подать сигнал на выключение двигателя.

Нам остается посмотреть, как может выглядеть схема, обеспечивающая пропорциональность между силой тока и перегрузкой. Такая схема, отражающая принцип работы интегратора и преследующая только наглядность, но не претендующая на описание действительной конструкции прибора, показана на рис. 8.14.

Прибор интегрирует составляющую кажущегося ускорения по оси x, совпадающей с продольной осью ракеты x_1. Чувствительным элементом является маятник, имеющий на конце якорь $Я$, который входит в зазоры двух электромагнитов, питающихся переменным напряжением от бортовой сети. Это — схема индукционного датчика. Пока маятник стоит на нейтрали, во вторичной обмотке трансформатора $Тр$ напряжение не наводится. Но стоит маятнику под действием кажущегося веса

несколько опуститься вниз, произойдет разбаланс в токах, текущих через обмотки электромагнитов. Тогда во вторичной обмотке трансформатора *Тр* наведется переменное напряжение, пропорциональное малому угловому отклонению маятника.

Переменное напряжение усиливается и поступает на выпрямитель, от которого мы получаем постоянный ток i, опять же пропорциональный угловому отклонению маятника. Через резистор R, с помощью которого осуществляется настройка схемы, и через электролитический элемент ток поступает в обмотку датчика момента *ДМ*, схематично изображенного на рис. 8.14. Создаваемый им момент уравновешивает момент сил кажущегося веса маятника. Таким образом, получен электроаналог упругой пружины: чем больше перегрузка, тем больше ток, тем

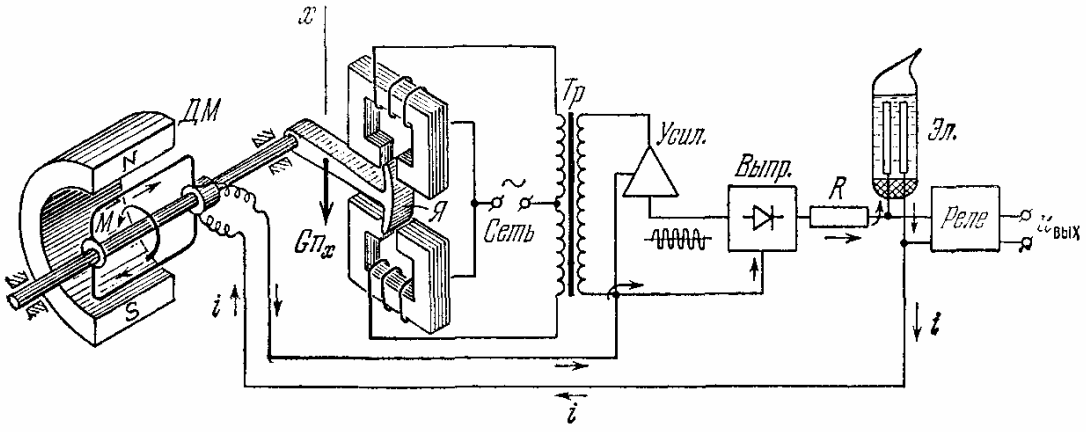


Рис. 8.14. Схема электролитического интегратора.

больше момент. Эта схема усилителя обратной связи (*УОС*) может рассматриваться как типичная. В принципе она остается единой для большинства инерциальных датчиков, о которых мы будем говорить далее. Меняется лишь ее конструктивное выполнение.

Итак, в представленной схеме ток пропорционален кажущемуся ускорению, а интеграл от тока — кажущейся скорости. Цель достигнута.

Для более совершенного наведения ракеты очень важно определять текущее значение кажущейся скорости на траектории. Но электролитический интегратор, в отличие от гироскопического, такой возможности нам не предоставляет. Вместе с тем, как и гироскопический, электролитический интегратор выдает точный сигнал на выключение двигателя по заданной кажущейся скорости. Электролитический интегратор надежен и безотказен, у него большой и заслуженный стаж работы, хотя, быть может, в обстановке быстро совершенствующихся систем наведения его почтенный возраст можно считать приближающимся к пенсионному.

С расширением задач и развитием методов наведения возникла естественная потребность во многих других типах инерциальных датчиков, удовлетворяющих самым различным требованиям как по диапазону производимых измерений, так и по точности. К числу таких относятся датчики малых ускорений (акселерометры) для замера, например, ускорений в направлении, перпендикулярном плоскости программной траектории, и последующего устранения непредусмотренных боковых отклонений ракеты.

Мы уже говорили о высоких требованиях к точности гироскопических приборов. Столь же высокие требования предъявляются и к акселерометрам. Погрешность при измерении малых

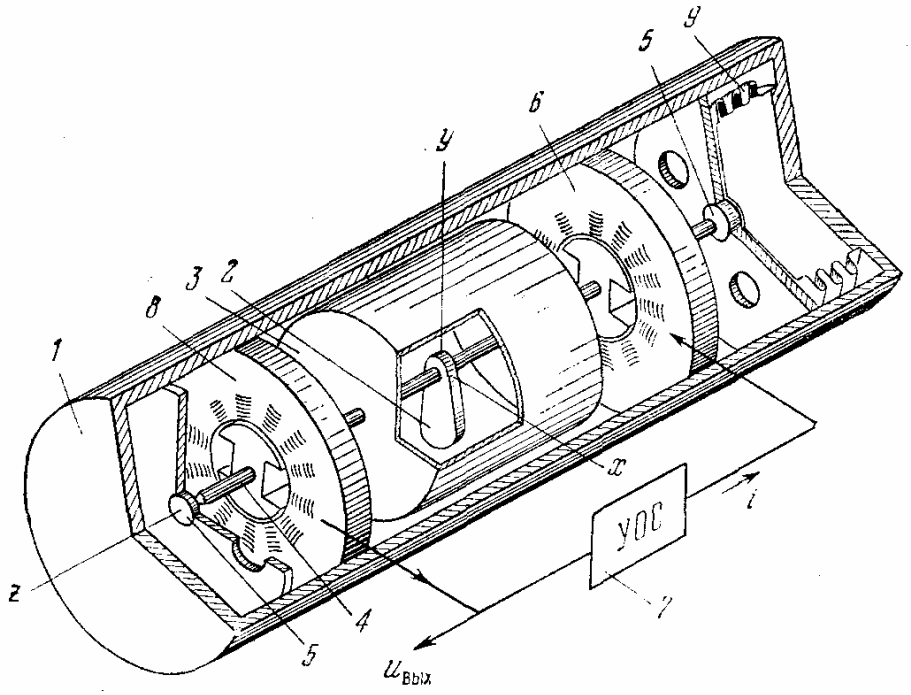


Рис. 8.15. Схема маятникового интегрирующего акселерометра: *1* — корпус, *2* — маятник, *3* — поплавок, *4* — ось, *5* — подшипники, *6* — датчик момента, *7* — усилитель обратной связи; *8* — датчик угла, *9* — сильфон для компенсации изменения объема жидкости.

ускорений не должна превышать $(10^{-4} - 10^{-6})g_0$, а достичь этого при помощи буквально понимаемой схемы «масса-пружина», конечно, немыслимо. Надо искать какие-то иные формы конструктивного исполнения и заодно предусмотреть возможность формирования интеграла от перегрузки, превращая при необходимости, а она очень важна, датчик кажущегося ускорения в датчик кажущейся скорости.

Схема распространенного акселерометра маятникового типа с электромагнитной пружиной показана на рис. 8.15 *).

*) Этот рисунок и четыре последующих были любезно предоставлены автору Б. И. Назаровым.

Ось чувствительности прибора совпадает с осью x. Внутренняя полость корпуса *1* заполняется жидкостью минимальной вязкости, а маятник *2*, поплавок *3* и ось *4* образуют единый несбалансированный относительно оси z узел, вес которого уравновешивается архимедовой силой. Подшипники *5* разгружены и могут быть выполнены по типу часовых — на камнях с малым диаметром керна, что сводит трение к минимуму.

Составляющая перегрузки по оси x создает момент кажущегося веса маятника относительно оси z. Этот момент уравновешивается моментом от датчика *6*. Для этого сила тока i в обмотке статора, связанного с корпусом, регулируется уже знакомым нам усилителем обратной связи *7*, на который поступает входной сигнал от датчика угла *8*.

Выходное напряжение $u_{вых}$ пропорционально малому углу отклонения маятника (характеристика датчика предполагается линейной). Если усилитель обратной связи выдает ток, пропорциональный полученному сигналу, то и момент будет пропорционален углу отклонения маятника, а датчик момента ведет себя как упругая пружина. Но момент равен моменту маятника и пропорционален перегрузке. Значит, и угол отклонения, а следовательно, и выходной сигнал $u_{вых}$ пропорциональны перегрузке. Таким образом, прибор замеряет кажущееся ускорение, но не скорость.

Чтобы получить интеграл от перегрузки, надо в усилителе обратной связи предусмотреть предварительное дифференцирование сигнала и подавать на датчик момента *6* ток i, пропорциональный не $u_{вых}$, а $\dot{u}_{вых}$. Дифференцирование осуществляется при помощи простейшей LC- или RC-ячейки, схема которой описывается в следующем разделе (см. стр. 397). Тогда момент, равный моменту перегрузки, будет пропорционален уже не $u_{вых}$, а $\dot{u}_{вых}$, т. е.

$$M(n_x) = K_1 \dot{u}_{вых},$$

или

$$u_{вых} = K_2 \int_0^t n_x \, dt,$$

где K_1 и K_2 — некоторые коэффициенты пропорциональности. Прибор с таким усилителем обратной связи приобретает свойства интегратора и определяет уже не кажущееся ускорение, а кажущуюся скорость.

Маятниковый интегрирующий акселерометр несложен по конструкции и дает достаточно высокую точность. В то же время он обладает одним, далеко не всегда проявляющимся, но опасным по возможным последствиям недостатком. Чувствительный маятник акселерометра, как и всякий свободно подвешенный

маятник, может оказаться подверженным влиянию вибраций точки подвеса. При определенной плоскости вибрационных смещений и соответствующей частоте маятник теряет то, что считается неотъемлемым свойством всякого маятника, и может занять положение, отличное от кажущейся вертикали. А поскольку в сложном спектре бортовых вибраций ракеты в зоне установки прибора может обнаружиться эта опасная частота, всегда существует доля риска, и надо принимать меры специальной виброзащиты.

От указанного недостатка свободен датчик с гидродинамическим подвесом инерционной массы (рис. 8.16). Здесь ось чувствительности прибора соответствует оси x. Поплавок *1* выполнен из ферромагнитного материала, а корпус *2* — из диэлектрика. В корпус встроены электроды *3*, *4*, *5*. Внутренняя полость

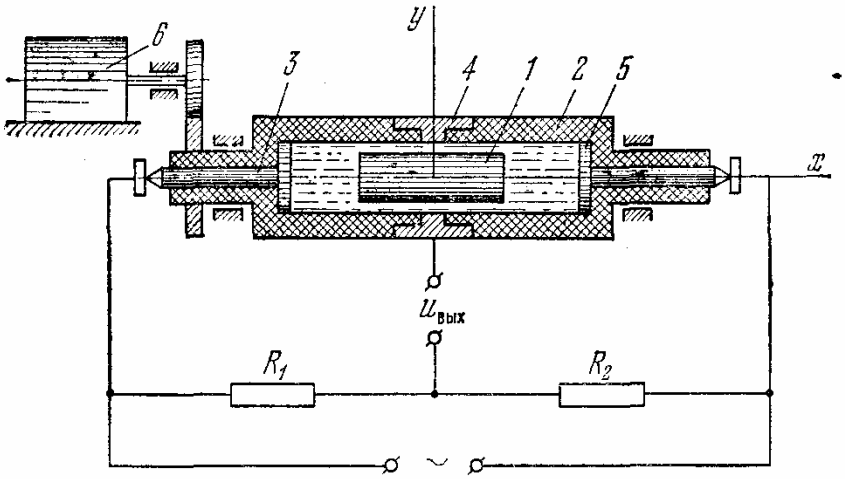


Рис. 8.16. Схема интегрирующего акселерометра с гидродинамическим подвесом массы: *1* — поплавок, *2* — корпус, *3*, *4*, *5* — электроды, *6* — мотор.

заполнена электролитом. Его вязкость специально выбирается в зависимости от требуемых характеристик прибора. Вес поплавка несколько меньше веса вытесненной им жидкости.

В рабочем режиме корпус *2* вращается с большой угловой скоростью относительно оси x. Но это требуется не для гироскопического эффекта, который здесь ни при чем, а чтобы поплавок, всплывая к оси вращения, не касался стенок цилиндра. В этом и заключается гидродинамический подвес массы.

Поплавок устанавливается в среднее положение при помощи электромагнитов, расположенных вне корпуса (на рис. 8.16 они не показаны). Баланс мостовой схемы достигается подбором величины сопротивлений резисторов R_1 или R_2 при горизонтальном, строго контролируемом по уровню положении корпуса датчика.

Когда возникает перегрузка по оси x, поплавок в поле кажущегося тяготения начинает двигаться вдоль оси под действием архимедовой силы. Сопротивление электролита по одну сторону от поплавка возрастает, а по другую соответственно уменьшается. Происходит дисбаланс моста, и возникает сигнал на выходе.

Посмотрим, каким образом в приборе формируется интеграл от перегрузки. Так как осевое смещение поплавка происходит с малым ускорением, можно считать, что архимедова сила уравновешивается вязким сопротивлением жидкости, и тогда

$$\Delta G n_x = \eta \dot{x},$$

где ΔG — разность между весом вытесненной поплавком жидкости и весом поплавка, $\dot{x}$ — скорость движения поплавка, а η — некоторый коэффициент сопротивления, зависящий от вязкости жидкости, размеров и формы поплавка.

После интегрирования получим

$$x = \frac{\Delta G}{\eta} \int_0^t n_x \, dt.$$

Поскольку выходной сигнал пропорционален перемещению x, замеряемому от среднего положения, очевидно, прибор дает на выходе сигнал, пропорциональный интегралу от перегрузки

$$u_{\text{вых}} = K \int_0^t n_x \, dt,$$

и мы можем получить значение кажущейся скорости по оси x чувствительности датчика.

Мы рассмотрели только два типа наиболее распространенных негироскопических интеграторов малых перегрузок. Стóит отметить, что в их конструкции не случайно предусмотрена возможность замера скорости как одного, так и другого знака. Это необходимо в первую очередь для измерения бокового ухода ракеты от номинальной траектории, знак которого заранее не может быть предусмотрен.

Гиростабилизаторы

Негироскопические интеграторы относительно просты и занимают небольшой объем, а их широкому применению в современных системах наведения баллистических ракет способствовало также и развитие самой гироскопической техники. Точное автономное определение положения ракеты в пространстве требует привязки осей чувствительности интегрирующих акселеро-

метров к инерциальной, а не к связанной с ракетой системе координат. Этим целям служат гироскопические стабилизаторы — устройства, позволяющие заранее ориентировать измерители скорости по любому нужному направлению в пространстве, в частности, по начальной стартовой вертикали и горизонтали. Иными словами, цель стабилизатора заключается в том, чтобы возложить на гироскоп не только задачи измерителя угловых отклонений летательного аппарата, но и функции базы для ориентации других, как гироскопических, так и негироскопических командно-измерительных приборов. Реализация этой, в общем-то достаточно очевидной идеи сыграла существенную роль

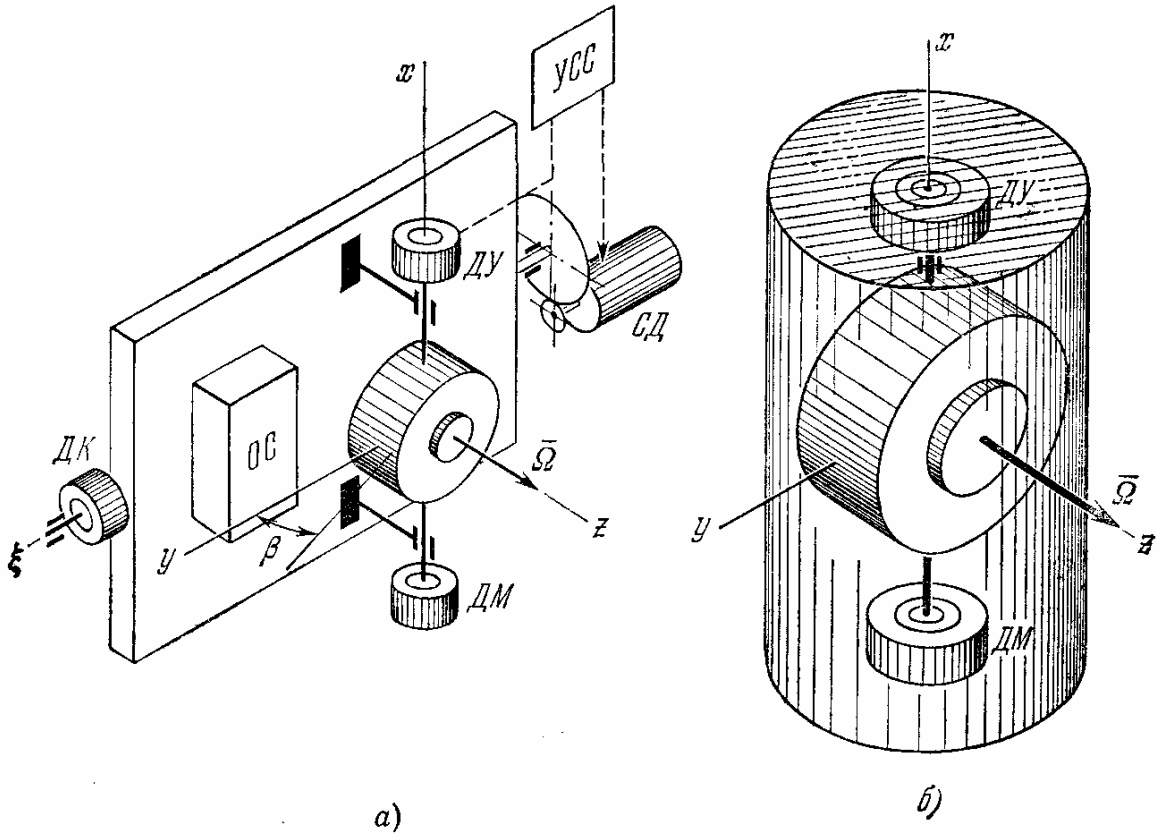


Рис. 8.17. Схема одноосного стабилизатора.

в повышении точности инерциальной системы наведения баллистических ракет.

Гироскопические стабилизаторы обеспечивают ориентацию датчиков по одной, двум или трем осям и соответственно называются одно- двух- или трехосными.

Двухосные и трехосные стабилизаторы могут рассматриваться соответственно как совмещенные два или три одноосных стабилизатора. Поэтому их принцип действия удобно рассмотреть на примере одноосного стабилизатора.

Представим себе схему трехстепенного гироскопа в несколько измененной форме (рис. 8.17, *а*). Внешнюю рамку изобразим

в виде платформы, а ротор вместе с внутренней рамкой вынесем из плоскости платформы. Неуравновешенность системы относительно оси ξ предполагается скомпенсированной грузами, расположенными на другой стороне платформы.

Эту трехстепенную систему можно рассматривать также и как платформу с установленным на ней двухстепенным гироскопом, который вместе со всеми дополнительными устройствами представляет собой самостоятельный прибор, именуемый гироблоком (рис. 8.17, *б*).

На платформе устанавливается объект стабилизации *ОС*, и задача заключается в том, чтобы исключить его поворот относительно оси ξ, которую называют осью стабилизации.

Если к стабилизируемой платформе приложить небольшой возмущающий момент относительно оси ξ, то по правилу прецессии, как мы уже знаем, ротор относительно этой оси не повернется, связанная с ним платформа — тоже; возникает лишь прецессионное движение ротора относительно оси x. Казалось бы, цель достигнута. Но представим себе, что сама ракета повернулась относительно оси x на некоторый угол β (рис. 8.17, *а*). Вместе с ней повернется, естественно, и платформа, а ось ротора сохранит свое направление. Тогда составляющая кинетического момента ротора по нормали к условно изображенной платформе уменьшится и станет равна $C\Omega\cos\beta$, а при дальнейшем увеличении угла β гироскоп, как говорят, завалится, и стабилизирующие свойства системы будут потеряны. Поэтому в конструкции гиростабилизатора предусматривается система стабилизации. Ее задача заключается в том, чтобы удерживать ось ротора по нормали к платформе. Достигается это при помощи обратной связи, совершенно аналогичной той, которая установлена на рассмотренном ранее электролитическом интеграторе. В гироблоке по оси x установлен датчик углов *ДУ*, вырабатывающий сигнал, пропорциональный углу β. Будучи преобразованным в усилителе системы стабилизации *УСС*, сигнал поступает на стабилизирующий двигатель *СД*, который создает момент относительно оси ξ, в результате чего ось прецессирующего ротора занимает надлежащее положение — по нормали к платформе, сводя к нулю сигнал датчика.

При наличии обратной связи возмущающий момент, приложенный относительно оси ξ, уже не вызывает непрерывной прецессии ротора.

На оси x гироблока установлен не только датчик углов, но еще и датчик момента *ДМ*. Он необходим для приведения стабилизируемой платформы в исходное положение перед стартом и получает входной сигнал от датчика начальной ориентации, например, от маятника. И наконец, гироприбор в целом, неся функции одноосного стабилизатора, не теряет способности быть

индикатором угла поворота ракеты относительно оси ξ. Если на этой оси установить датчик команд *ДК* (рис. 8.17, *а*), то он будет исправно выдавать сигналы на вход автомата стабилизации, как и описанный ранее потенциометр, установленный на выходе обычного трехстепенного гироскопа.

Теперь, после того как мы рассмотрели принцип действия одноосного стабилизатора, легко понять и устройство более

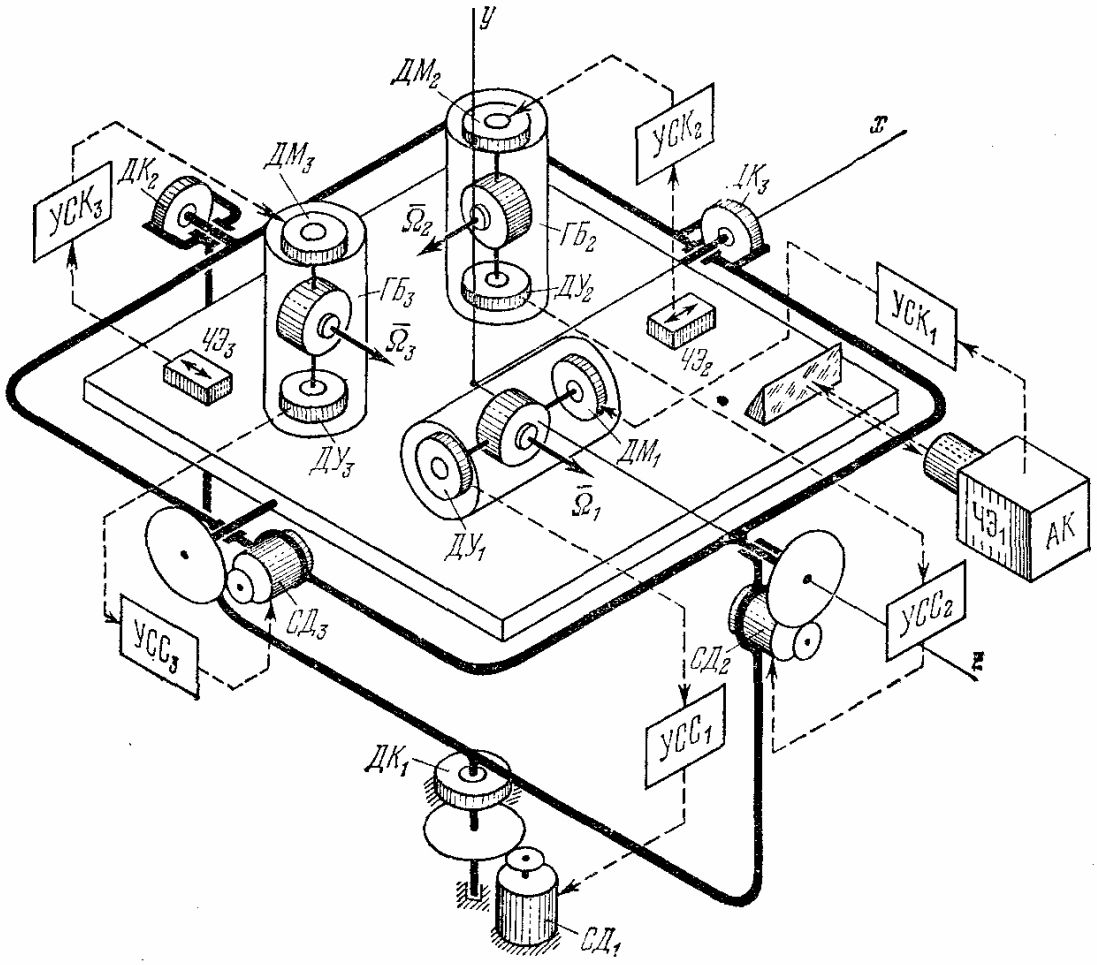


Рис. 8.18. Трехосный стабилизатор.

сложной схемы трехстепенной гиростабилизированной платформы (рис. 8.18). Здесь на платформе установлено уже три двухстепенных блока, т. е. три одноосных стабилизатора, а сама платформа имеет соответственно три степени свободы. Каждому гироблоку *ГБ*, соответствующему датчику углов *ДУ*, датчику моментов *ДМ*, усилителю системы стабилизации *УСС*, усилителю системы коррекции *УСК* и стабилизирующему двигателю *СД* на схеме присвоены индексы *1*, *2*, *3* соответственно осям *y*, *z*, *x*. Эти индексы отвечают определенным осям стабилизации. На рис. 8.18, кроме того, показана и схема коррекции стабили-

зированной платформы, т. е. устройства, предназначенные для установки ее в исходное положение перед стартом ракеты.

Платформа устанавливается по стартовому горизонту. Ее положение контролируется датчиками уровня (чувствительными элементами $ЧЭ_2$ и $ЧЭ_3$), установленными в двух взаимно перпендикулярных направлениях. Для этой цели могут быть использованы, в частности, описанные ранее акселерометры с гидродинамически подвешенным поплавком. Полученный от них сигнал через усилитель системы коррекции $УСК_2$ и $УСК_3$ передается на соответствующие датчики моментов $ДМ_2$ и $ДМ_3$ гироблоков $ГБ_2$ и $ГБ_3$, а это вызовет соответствующий поворот платформы относительно осей z и x. Так достигается выставка платформы по горизонту.

Для того чтобы установить платформу по азимуту, т. е. развернуть ее относительно вертикальной оси, используется автоколлиматор $АК$ — оптический чувствительный элемент $ЧЭ_1$, принимающий отраженный от призмы луч и подающий сигнал через $УСК_1$ на датчик момента $ДМ_1$.

В полете на участке выведения ракеты платформа сохраняет неизменной ту ориентацию, которая получена ею на старте.

Гиростабилизированная платформа, являясь основным элементом системы наведения, сохраняет за собой также и функции индикатора угловых перемещений, т. е. остается одновременно и элементом автомата стабилизации. Иначе говоря, коль скоро на борту ракеты установлена гиростабилизированная платформа, то нет необходимости устанавливать дополнительно трехстепенные гироскопы. Угловые перемещения следует, естественно, определять по отношению к неподвижной платформе, а датчики команд $ДК_{1,2,3}$ по трем осям связать с осями подвеса сохраняющей свою ориентацию платформы (см. рис. 8.18).

В техническом исполнении гиростабилизированная платформа представляет собой довольно сложный и громоздкий агрегат. Вес платформы колеблется в пределах 40—60 *кгс*. Поэтому подобные системы имеет смысл применять только для боевых ракет большой дальности и для ракет-носителей, выводящих космические объекты. При небольшой дальности выполнить требования точности легче, а это позволяет обойтись не столь громоздкими элементами бортовой системы управления.

3. АВТОМАТ СТАБИЛИЗАЦИИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Принципиальная схема

На участке выведения ракета должна стабилизироваться по углам тангажа, крена и рыскания. Значит, на вход автомата стабилизации необходимо подать информацию об угловых

перемещениях корпуса относительно продольной и двух поперечных осей. Для этой цели в простейшем автомате стабилизации, схему которого мы сейчас рассмотрим, служат два трехстепенных гироскопа (рис. 8.19). Первый из них называется гирогоризонтом *ГГ*, а второй — гировертикантом *ГВ*. Ось ротора гирогоризонта устанавливается в плоскости прицеливания, а ось ротора

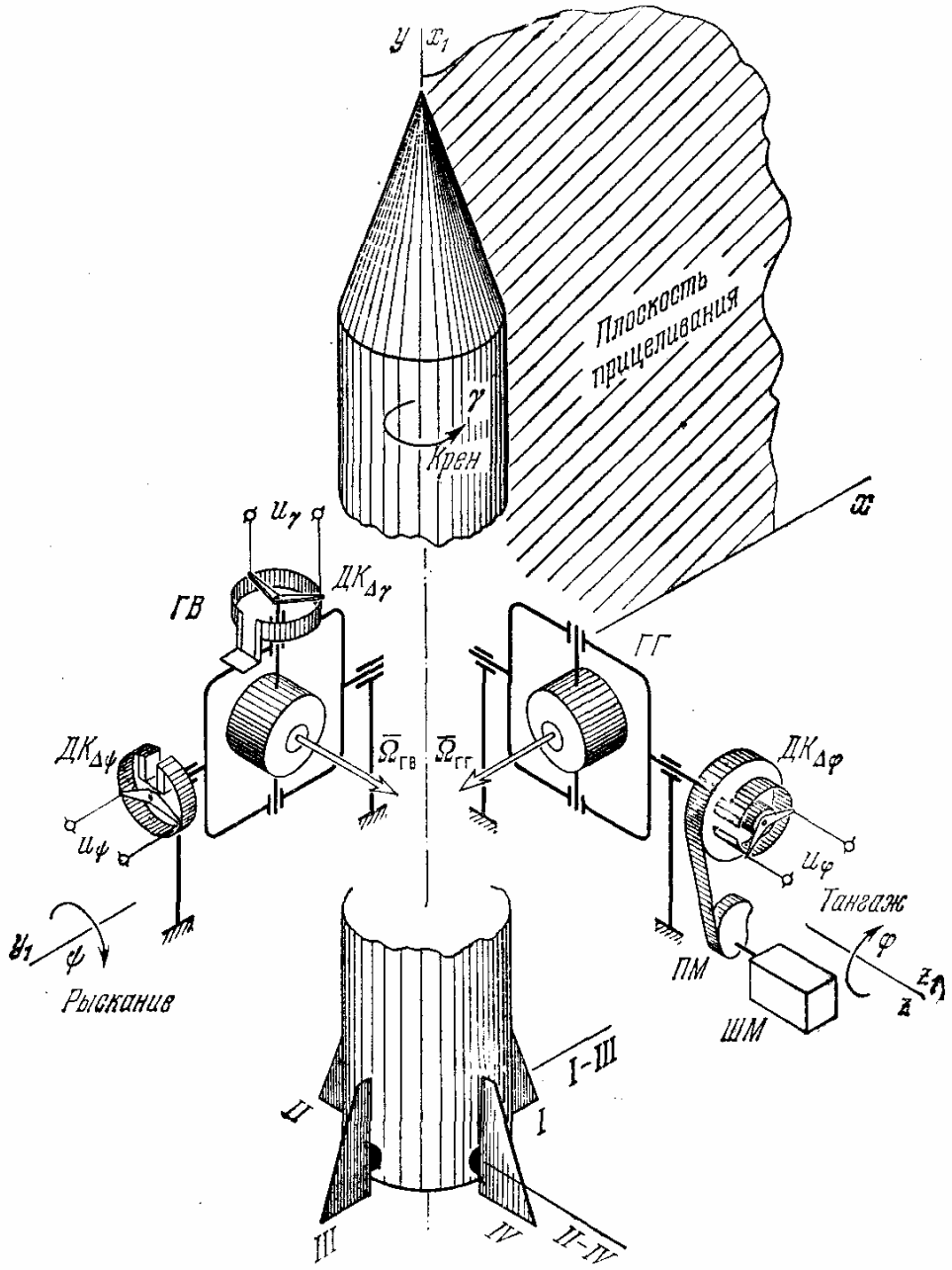


Рис. 8.19. Схема расположения гироприборов на ракете.

гировертиканта — перпендикулярно ей. Точная установка обеспечивается на старте системой приведения, которая затем отключается, и свободные гироскопы в течение всего управляемого полета сохраняют неизменной ориентацию осей роторов.

Два гироприбора снабжены тремя датчиками команд. На по-

ворот корпуса относительно поперечной оси z_1, т. е. на изменение угла тангажа, реагирует датчик команд $ДК_{\Delta\varphi}$, установленный на внешней рамке гирогоризонта. На угловые перемещения по крену и рысканию откликаются соответственно датчики гировертиканта $ДК_{\Delta\gamma}$ и $ДК_{\Delta\psi}$. Таким образом получаются три входные команды.

Силовые органы управления, исполняющие «волю» как автомата стабилизации, так и системы наведения, для наглядности изображены на рис. 8.19 в виде четырех условных рулей.

В ракетной технике, еще со времен «Фау-2», установилась традиция нумеровать рулевые органы в порядке их обхода по часовой стрелке, если смотреть по направлению полета. Номер *I* при этом присваивается нижнему рулю, расположенному в плоскости траектории.

Синхронным поворотом рулей *II* и *IV* относительно оси *II—IV* создается момент, управляющий ракетой по тангажу. Естественно, эта пара рулей должна быть функционально связана с датчиком $ДК_{\Delta\varphi}$. Синхронный поворот рулей *I* и *III* относительно оси *I—III* создает момент, управляющий ракетой по рысканию. Соответственно эта пара рулей должна получать команды от датчика $ДК_{\Delta\psi}$. Управляющий момент по крену можно получить, поворачивая рули либо одной, либо другой пары в противофазе. Обычно это поручается паре *I—III*, что справедливо, поскольку пара рулей *II—IV*, кроме обязанностей по стабилизации, принимает на себя еще и функции исполнителя программного разворота ракеты по тангажу.

Таким образом, гирогоризонт связан с парой рулей *II—IV*, а гировертикант — с парой *I—III*, и система стабилизации распадается на две подсистемы: одна — по тангажу, другая — по крену и рысканию.

Такая классическая схема автомата стабилизации «первого поколения», конечно, не единственная и тем более — не обязательная. В современных системах управления явно намечена тенденция к совмещению каналов стабилизации и не только через общую гироплатформу. Управляющие органы (поворотные камеры), имевшие до того только одну ось поворота по отношению к корпусу, приобретают еще одну степень свободы (как у ракеты «Сатурн», см. стр. 81). Момент по тангажу может быть создан поворотом четырех управляющих двигателей относительно оси *II—IV*. Момент по рысканию — поворотом снова всех камер относительно оси *I—III*. Соответствующим поворотом всех камер получается и управляющий момент по крену. В основе такого решения лежит, как уже говорилось, требование живучести, т. е. способности системы в нештатной (аварийной) ситуации передавать функции одного исполнительного органа другим. Но это качество не может быть приобретено

одним только увеличением числа степеней свободы управляющих камер. Необходима еще достаточно совершенная бортовая вычислительная машина, включенная в логику системы стабилизации.

Мы уже говорили, что разделение управления на систему стабилизации и на систему наведения достаточно условно, и провести между ними четкую границу не всегда возможно, а, может быть, даже и не всегда нужно. Автомат стабилизации — это одна из исполнительных подсистем общей системы управления. У него постоянная задача, которую он упрямо выполняет: выдерживать задаваемую системой наведения ориентацию ракеты в пространстве.

Программы выведения по тангажу и рысканию формируют траекторию центра масс ракеты и поэтому безо всякой натяжки рассматриваются нами как принадлежащие системе наведения. И тем не менее выполнение этих программ в их наиболее простом виде поручается устройствам, конструктивно входящим в блоки автомата стабилизации, хотя автомат сам по себе, в принципе, и должен был бы противиться их выполнению.

Автомат стабилизации получает на вход информацию от гироскопических датчиков и судит об ориентации ракеты в пространстве по сигналам, снятым с потенциометров, от датчика $ДК_{\Delta\varphi}$, в частности. Если потенциометр этого датчика повернуть относительно корпуса ракеты на некоторый угол $\varphi_{пр}$, соответствующий программному развороту по тангажу, то на вход автомата стабилизации поступит сигнал. «Честно» работающий автомат воспримет это как следствие поворота самой ракеты и постарается восстановить положение. На рули *II—IV* будет подана команда, и ракета повернется на тот же угол, на который был повернут датчик, но в обратную сторону. Таким образом, автомат стабилизации не только не препятствует программному развороту ракеты, но сам же его и выполняет *).

Поворот датчика выполняется программным механизмом *ПМ*, одна из возможных схем которого показана на рис. 8.19. Колеблющийся с заданной частотой якорь шагового мотора *ШМ* захватывает на каждом такте зуб храповика и поворачивает связанный с ним профилированный эксцентрик. На эксцентрик натянута тонкая стальная лента, через которую и осуществляется кинетическая связь с датчиком $ДК_{\Delta\varphi}$.

Вид программы изменения тангажа $\varphi_{пр}(t)$, о выборе которой мы подробно говорили в гл. VII, реализуется формой эксцентрика. Он должен быть заранее спрофилирован в зависимости от выбранной программы так, чтобы угол поворота потенцио-

*) Изящное техническое решение, укрепляющее нашу справедливую веру в то, что разум способен и без насилия направить упрямство на общее благо.

метра следовал во времени заданному закону изменения угла тангажа. Программа оказывается запечатленной в металле, и вносить в нее какие бы то ни было, даже частичные, изменения перед стартом уже не представляется возможным. Такая программа с полным основанием и даже в буквальном смысле называется жесткой. Точнее ее можно назвать фиксированной, ибо автомат стабилизации в полете не отступает от нее, хотя, может быть, обстоятельства и требовали бы этого. Но для автономного принятия подобных решений необходима дополнительная информация и опять же нужна более совершенная логика наведения, основанная на использовании машинного алгоритма.

Итак, мы видим, что сигналы, снятые с датчиков гиросистемы, в итоге поступают на управляющие органы, а те поворачивают корпус ракеты в нужной мере и в необходимом направлении. Но это — только вход и выход. Посмотрим, какие же изменения претерпевает сигнал на пути от гиродатчика до управляющего органа.

Принципиальная схема передачи сигнала, применявшаяся в свое время еще в автомате стабилизации ракеты «Фау-2», показана на рис. 8.20. Это, фактически, опять же две независимые схемы: одна — для стабилизации по тангажу, другая — по крену и рысканию.

Сигнал, снятый с каждого потенциометра, поступает прежде всего в дифференцирующую цепь, где определяется его производная по времени. Как мы уже знаем, это необходимо для того, чтобы иметь возможность построить устойчиво работающую систему регулирования, реагирующую не только на величину, но и на скорость изменения возникающих возмущений. После дифференцирования сигнал преобразуется в переменное напряжение, модулированное по амплитуде. И так — для каждого из трех датчиков.

С другой стороны, на выходе автомата каждый из четырех рулей имеет свой усилитель и выпрямитель и свой персональный силовой привод — рулевую машину *РМ* (см. рис. 8.20).

Так как рули *II* и *IV* между собой механически не связаны, в схему стабилизации по тангажу вводится устройство, обеспечивающее синхронность поворота этих рулей, что исключает возникновение нежелательных возмущений по крену. Если рули *II* и *IV*, а вместе с ними и потенциометры синхронизаторов, поворачиваются на одинаковый угол, в первичную обмотку трансформатора $Тр_1$ ток не поступает. Если же синхронизация рулей нарушена, на вход в усилитель каждой из рулевых машин выдается дополнительная команда, сводящая к нулю возникшее рассогласование.

Рули *I* и *III* в синхронизации, естественно, не нуждаются, и их рассогласование определяется величиной сигнала,

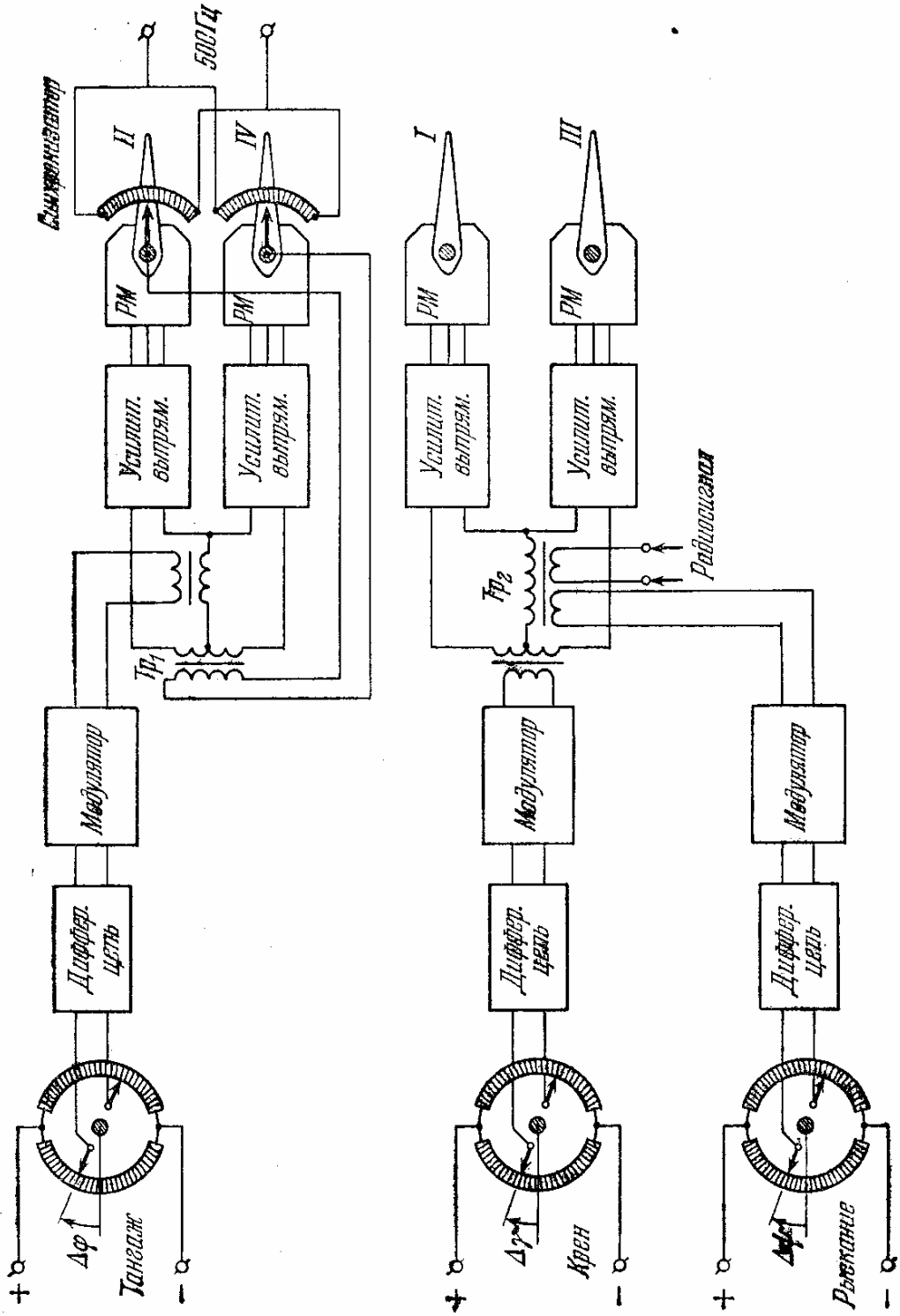


Рис. 8.20. Принципиальная схема автомата стабилизации.

управляющего креном. На схеме канала по рысканию у трансформатора $Тр_2$ показана еще одна свободная первичная обмотка. Через нее может быть подан радиосигнал для коррекции курса.

В представленной схеме, как видим, не предусмотрена обратная связь. Она фактически осуществляется через сам стабилизируемый корпус, а устойчивость движения обеспечивается тем, что сигнал, снятый с гироскопов, подвергается преобразованию. В схеме, применявшейся некогда на ракете «Фау-2», преобразованный сигнал зависел как от первой, так и от второй производной углового отклонения ракеты.

Промежуточные устройства автомата стабилизации

Напряжение u, снимаемое с потенциометра каждого гироскопа, пропорционально соответствующему угловому перемещению. Пусть это будет хотя бы угол $\Delta\varphi$. Так как $\Delta\varphi$ представляет собой функцию времени, то и u также есть функция времени.

Дифференцирование сигнала u может быть произведено при помощи простейшей RC-цепи, состоящей из резистора и конденсатора (рис. 8.21, $а$).

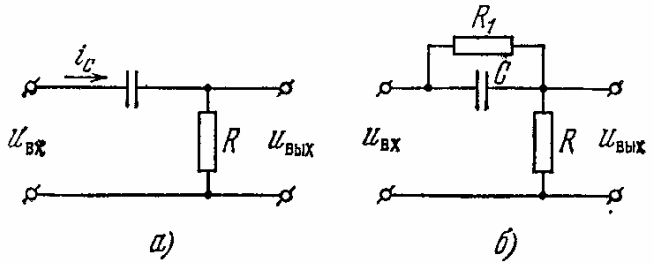


Рис. 8.21. Схема дифференцирующей цепи.

Дифференцируемый сигнал подается на вход, а его производная снимается на выходе. При этом очевидно

$$u_{вх} - u_C = u_{вых},$$

где u_C — падение напряжения на конденсаторе.

Ток, проходящий через конденсатор емкости C:

$$i_C = C\frac{du_C}{dt}.$$

Если нагрузка на выходе отсутствует, то

$$u_{вых} = i_C R.$$

Исключив из трех написанных уравнений u_C и i_C, получим:

$$u_{вых} + RC\frac{du_{вых}}{dt} = RC\frac{du_{вх}}{dt}.$$

Величина RC выбирается достаточно малой, чтобы вторым слагаемым в левой части этого выражения можно было пренебречь по сравнению с первым. Тогда

$$u_{вых} \approx RC\frac{du_{вх}}{dt} = RC\dot{u}_{вх},$$

т. е. на выходе снимается напряжение, пропорциональное производной от входного сигнала или, иначе говоря, пропорциональное угловой скорости. Но коль скоро RC взято очень малым, то за это дифференцирование в чистом виде заплачено резким ослаблением выходного сигнала, и необходимо предусмотреть его последующее усиление.

После операции дифференцирования автомат стабилизации имеет сведения как об угловом отклонении ракеты, так и об угловой скорости. Эти два частных сигнала объединяются в общий. Для этого параллельно конденсатору включается еще резистор с сопротивлением R_1 (рис. 8.21, б). Тогда на выходе получим:

$$u_{\text{вых}} = a_0 u_{\text{вх}} + a_1 \dot{u}_{\text{вх}},$$

где a_0 и a_1 — коэффициенты, зависящие от параметров схемы R, R_1 и C. Отношение коэффициентов a_1/a_0 выражает сравнительную меру чувствительности или степень реакции автомата на угловое отклонение и на угловую скорость.

Если за такой суммирующей RC-цепью включить еще одну, ей подобную, то порядок дифференцирования повысится:

$$u_{\text{вых}} = b_0 u_{\text{вх}} + b_1 \dot{u}_{\text{вх}} + b_2 \ddot{u}_{\text{вх}},$$

где b_0, b_1, b_2 — опять же коэффициенты, определяемые параметрами цепи.

После двукратного дифференцирования автомат обретает способность реагировать уже не только на скорость углового отклонения ракеты, но и на ускорение, что в принципе делает систему стабилизации более гибкой. Устойчивость движения достигается выбором необходимой величины отношений b_1/b_0 и b_2/b_0. Для этого соответствующим образом подбираются емкости в первой и второй дифференцирующей цепочках.

Схема с двукратным дифференцированием входного сигнала позволяет компенсировать запаздывание действия рулевых машин. Она не получила развития, и причиной тому послужили реальные условия работы автомата стабилизации. В дифференцируемом сигнале всегда присутствуют помехи, в спектре которых неизбежно проявляют себя частоты, существенно бóльшие основных частот полезного сигнала. Это — следствие вибраций корпуса, витковая нечувствительность потенциометра и ряд других причин. Амплитуды различного рода помех по сравнению с основным сигналом невелики, но в оценке по производным их роль, как более быстро изменяющихся, естественно, возрастает. Что же касается второй производной, то тут вообще трудно понять, что относится к полезному сигналу, а что — к помехам. К тому же двукратное дифференцирование при помощи RC-цепи требует еще и соответственно более высокой степени усиления

полученного выходного сигнала. Поэтому в автомате стабилизации общепринята схема однократного дифференцирования, а чтобы компенсировать инерционность рулевого привода, вводится обычно обратная связь от рулевых машин на усилитель, схожая со схемой синхронизации, показанной на рис. 8.20.

После дифференцирования сигнал необходимо усилить. Так как усиление медленно изменяющегося напряжения вызывает ощутимые затруднения, то полученный с дифференцирующей цепи сигнал предварительно преобразуется в переменное напряжение, модулированное по амплитуде. Эта операция производится с помощью преобразователя или модулятора, простейшая схема которого представлена на рис. 8.22.

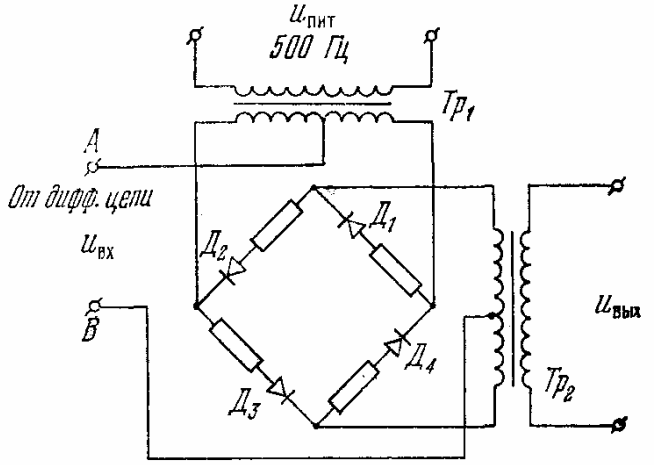


Рис. 8.22. Схема преобразователя.

Модулятор собран по мостовой схеме на четырех диодах $Д_1$, $Д_2$, $Д_3$ и $Д_4$ и питается переменным напряжением $u_{пит}$ от бортовой сети. Если сигнал на входе AB равен нулю, то эдс, наведенная во вторичной обмотке трансформатора $Тр_1$, создает в цепи ток, который, минуя первичную обмотку трансформатора $Тр_2$, проходит через диоды $Д_1$ и $Д_2$ в одном полупериоде и через $Д_3$ и $Д_4$ — в другом, и $u_{вых}$ равно нулю.

Сигнал $u_{вх}$, поступая с дифференцирующей цепи, вызывает смещение рабочей точки в характеристиках диодов $Д_1$ и $Д_3$ в одну сторону, а $Д_2$ и $Д_4$ — в другую в зависимости от полярности поданного на вход сигнала. Симметрия моста нарушается, и теперь через первичную обмотку трансформатора $Тр_2$ идет переменный ток, амплитуда которого пропорциональна $u_{вх}$. На выходе снимается переменное напряжение, имеющее частоту питающего напряжения $u_{пит}$ (рис. 8.23). Закон изменения амплитуды (форма огибающей) соответствует закону изменения сигнала, принятого с дифференцирующей цепочки, а информация о полярности, т. е. о знаке напряжения или, что одно и то же, о знаке полученного ракетой углового возмущения, содержится в фазе переменного напряжения. Если угол отклонения ракеты, например $\Delta\varphi$, изменит знак на обратный, то фаза выходного напряжения меняется на 180°, как это показано на рис. 8.23 пунктиром.

Сформированный таким образом переменный сигнал без труда поддается усилению, для чего используется обычного типа

усилитель на транзисторах (на рис. 8.24 показан только один каскад). Усиленный сигнал поступает затем на обмотку A трехстержневого трансформатора, который с двумя выпрямляющими ячейками образует демодулятор. К тому же трансформатору (обмотки B и C) от бортовой сети подведено еще и так называемое опорное напряжение, то же самое, что и $u_{пит}$ на схеме модулятора. Оно используется как начало отсчета для определения фазы переменного напряжения, что позволяет восстановить потерянную при модуляции полярность, а затем получить знак плюс или минус для поворота управляющих органов.

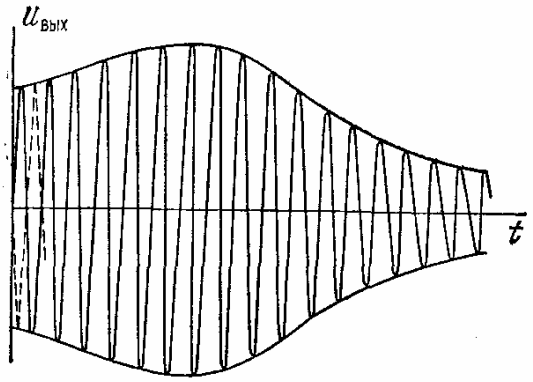


Рис.8.23. Преобразованный сигнал.

Если управляющий сигнал в обмотке A отсутствует, то опорное напряжение наводит в обмотках D и E одинаковые как по частоте, так и по фазе ЭДС. Возникающие токи выпрямляются на двухполупериодных ячейках, и в выходных обмотках, которые являются обмотками поляризованного реле рулевой машины, соответственно протекают одинаковые выпрямленные токи i (см. рис. 8.24). Если оба провода намотаны на якорь

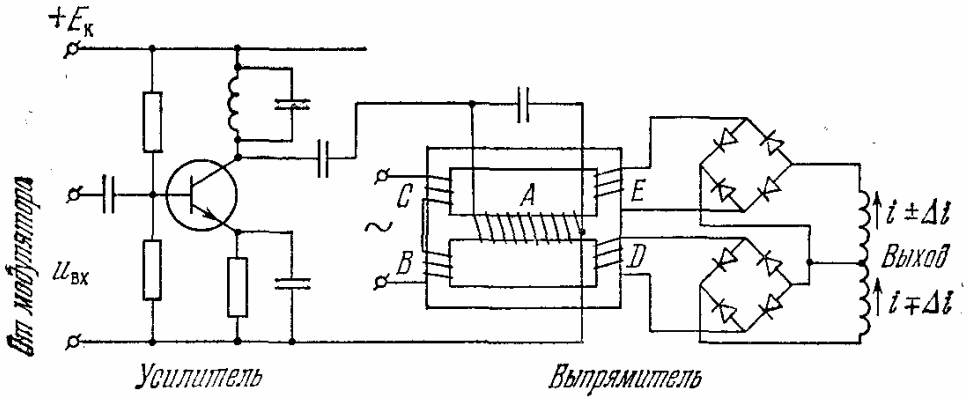


Рис. 8.24. Схема усилителя и выпрямителя.

реле так, чтобы токи шли навстречу друг другу, то реле реагировать на них не будет, что и требуется, поскольку управляющий сигнал отсутствует.

Когда в обмотку A поступает усиленный сигнал, то ЭДС, наводимые в обмотках D и E, изменяются. При этом, если ЭДС в одной из них увеличивается, то в другой на ту же величину уменьшается. Соответственно изменяются и токи в обмотках поляризованного реле. Вместо i мы получаем $i \pm \Delta i$ и $i \mp \Delta i$.

Реле реагирует на разность токов, т. е. на $\pm 2\Delta i$, а знак $\pm$ соответствует знаку сигнала, поступившего с дифференцирую-

щей цепи. Теперь поляризованное реле получает команду на исполнение, и рулевая машина поворачивает руль в нужную сторону на необходимый угол.

Таким образом, следуя за сигналом, мы от датчиков гиросистемы дошли до рулевого привода. Однако, прежде чем говорить о принципе устройства рулевых машин, следует сделать несколько замечаний об общей схеме стабилизации. Она рассмотрена в очень упрощенной форме. В действительности она значительно сложнее, и ее практическая реализация требует введения многих дополнительных устройств, преследующих повышение точности и надежности. Это начинается уже с гироскопических приборов и платформ-стабилизаторов.

Гироплатформа, принцип устройства которой был представлен на рис. 8.18, вовсе не имеет вида платформы. Чтобы уменьшить влияние многочисленных погрешностей, порождаемых деформацией узлов и жесткостью электроподводящих проводов, гироблоки не всегда устанавливаются по осям стабилизации, а оси подвески не обязательно взаимно перпендикулярны. На вертикальном участке подъема, когда прицеливание производится разворотом ракеты по крену, ориентация командных датчиков неподвижной гироплатформы не соответствует ориентации осей поворота управляющих органов. Если не принять специальных мер, сигнал от датчика рыскания частично поступит и на крен, а сигнал от датчика крена — на рыскание. Поэтому во многих современных системах стабилизации вводятся преобразователи координат — вращающиеся трансформаторы. Это — две первичные обмотки, создающие электромагнитные поля, векторы которых взаимно перпендикулярны. Так же взаимно ориентированы и поля двух вторичных обмоток. При относительном повороте первичных и вторичных обмоток происходит преобразование двух сигналов, совершенно аналогичное тому, которое претерпевают координаты конца вектора при переходе к новой системе декартовых координат, повернутой относительно старой. Связывая взаимный поворот обмоток преобразователя координат с поворотом датчиков команд гиросистемы, удается разделить каналы стабилизации, и они начинают работать независимо.

Конечно, применение преобразователя координат — не единственное, что отличает рассмотренную упрощенную схему от реальной. Миниатюризация элементов современной электронной техники позволяет в целях надежности широко пользоваться дублированием схем, и вместо одного преобразователя, усилителя и демодулятора устанавливать два или даже четыре, работающих параллельно со взаимным контролем. Суть этой меры заключается не только в том, что какой-то элемент может в полете выйти из строя и его функции примет на себя дублер. Существует еще и риск нестабильности характеристик. Может

получиться так, что два работающих в параллель элемента в неподходящий момент дадут заметное расхождение в выходных сигналах. Логика требует замены первого из двух третьим. Если это не помогает, следует третий поставить на место второго, а в резерве есть четвертый, и характеристики в конечном итоге удается выравнять. Простейшие из подобных операций выполняет сама электронная схема, а в более сложных случаях контроль за аппаратурой уже ведет бортовая цифровая вычислительная машина, о роли которой мы поговорим позже.

Однако сколь бы ни была сложна современная электронная схема преобразования сигнала, в ней все же всегда можно обнаружить описанную выше принципиальную цепочку преобразований от дифференцирующего устройства через модулятор, усилитель и демодулятор к реле силового привода.

Рулевые машины

Существует много различных типов силовых приводов, но для управления боевыми баллистическими ракетами и ракетами-носителями наибольшее распространение получили электрогидравлические. Это означает, что управление ими осуществляется командами в виде электрических сигналов определенного уровня и длительности, а силовые функции выполняются средствами гидравлики, на которые в свою очередь могут быть возложены и некоторые обязанности по регулированию, скажем, по реализации обратной гидравлической связи.

На рис. 8.25 показана принципиальная схема, а на рис. 8.26 конструктивное исполнение одной из наиболее простых и весьма распространенных рулевых машин.

Сигнал, снятый с потенциометра гироскопа, преобразованный и усиленный в промежуточных устройствах автомата стабилизации, поступает в итоге на поляризованное реле *1* рулевой машины, в обмотке которого, как мы только что говорили, протекает результирующий ток $\pm 2\Delta i$. Поляризованное реле в зависимости от знака сигнала поворачивает в ту или иную сторону коромысло *2* и связанный с ним золотниковый распределитель, подвешенный на пластинчатой пружине *4*, заменяющей механический шарнир.

При повороте распределителя один из поршеньков (*5* или *6*) перекрывает перепуск масла, подаваемого из замкнутой емкости шестеренчатым насосом *7*. Для уменьшения трения поршеньки располагаются внутри вращающихся осей шестеренчатого насоса. В результате смещения поршеньков давление в одной полости рабочего цилиндра возрастает, а в другой — падает, и силовой поршень *8* передвигается в соответствующем направлении. Усилие через шатун *9* и кривошип *10* передается на вы-

ходной вал рулевой машины *11*. Шестеренчатый насос приводится во вращение электромотором *13* через вал *14*.

В рассмотренной схеме газоструйный руль условно показан закрепленным непосредственно на выходном валу. В действительности это, конечно, не так. Вал газоструйного руля или поворотной камеры имеет свои собственные узлы крепления и

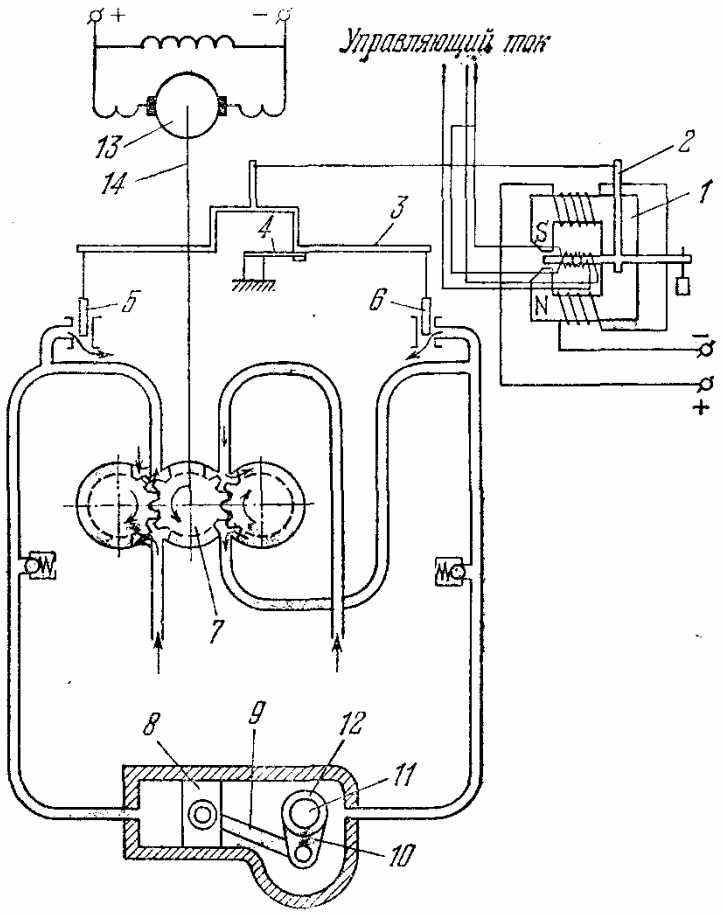


Рис. 8.25 Схема рулевой машины: *1*—поляризованное реле, *2*—коромысло, *3*—золотниковый распределитель, *4*—пластинчатая пружина, *5*, *6*—поршеньки золотникового устройства, *7*—шестеренчатый насос, *8*—рабочий поршень, *9*—шатун, *10*—кривошип, *11*—выходной вал рулевой машины, *12*—руль, *13*—электромотор шестеренчатого насоса, *14*—вал электромотора.

устанавливается в достаточно мощных подшипниках, способных воспринимать газодинамические силы руля или тягу управляющей камеры. Через выходной вал рулевой машины передается только момент.

На четыре руля работают четыре рулевых машины. Если управляющий двигатель установлен в кардановом подвесе, то для его поворота относительно двух осей требуются две рулевые машины, а при четырех поворотных двигателях их будет восемь.

Силовой привод представляет собой самостоятельный агрегат, использующий бортовое электропитание, и имеет автономную

замкнутую гидравлическую схему, работающую обычно от собственного насоса. Но возможно также применение и общей насосной станции на все рулевые машины. Мало того, для работы силовых приводов может использоваться и высокое давление, отбираемое из системы подачи двигателя, а в качестве рабочей жидкости в этих случаях применяется один из топливных

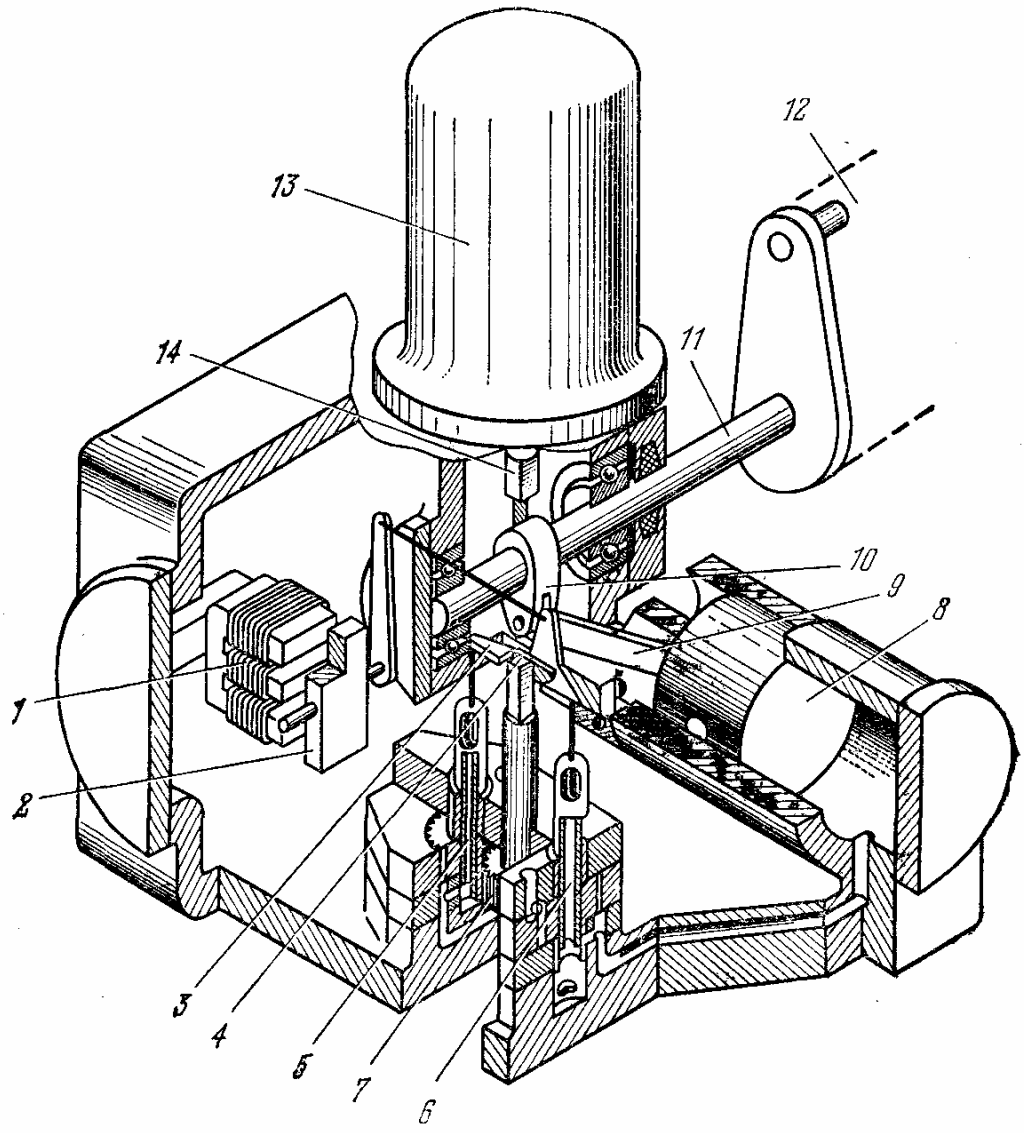


Рис. 8.26. Устройство рулевой машины (позиции те же, что и на рис. 8.25).

компонентов. Это позволяет перейти к более совершенной схеме гидроусиления и упрощает конструкцию рулевой машины, освобожденной от насосной системы.

Одна из возможных схем подобного рода с промежуточным гидроусилителем и чувствительным элементом типа сопло-заслонка показана на рис. 8.27. Как и в только что рассмотренной схеме, ток $\pm 2\Delta i$ поступает на обмотки якоря поляризованного реле. Якорь поворачивается, положим, по часовой стрелке, и

заслонка прикрывает левое и открывает правое сопло. Но через сопла протекает под редуцированным давлением жидкость. Теперь давление в левой торцевой полости золотника повышается. Золотник сдвигается направо и открывает доступ высокого давления в правую полость рабочего цилиндра. Поршень перемещается налево и поворачивает управляющую камеру против

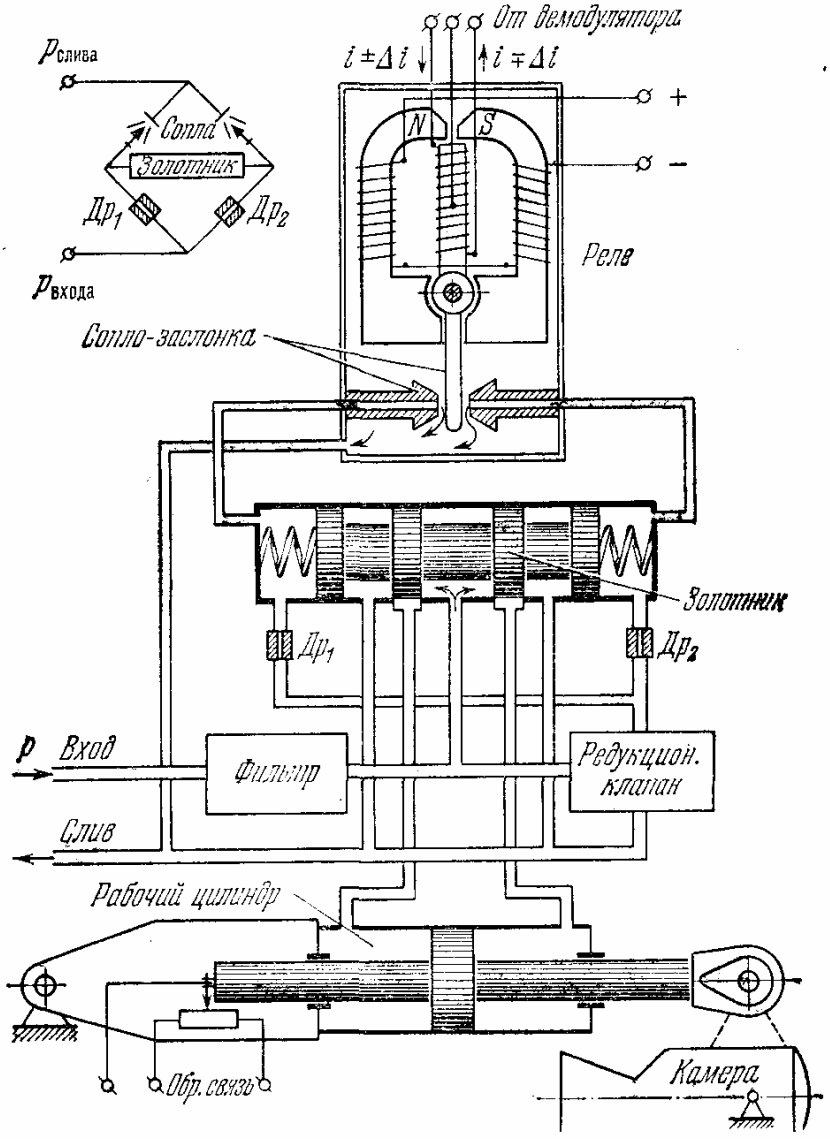


Рис. 8.27. Рулевая машина с чувствительным элементом «сопло—заслонка».

часовой стрелки. На силовом штоке показан также и потенциометрический датчик перемещения для обратной связи с усилителем автомата стабилизации.

Характерная особенность гидроусилителя заключается в мостовой схеме распределения давления (см. рис. 8.27). Здесь аналогом силы тока является расход, аналогом напряжения — перепад давления, а отношение перепада давления к расходу

есть аналог сопротивления. На вертикальную диагональ моста подается разность давлений входа и слива. Сопротивления дросселей $Др_1$ и $Др_2$ и двух сопел включены в плечи моста. Если мост уравновешен, расход через золотник (горизонтальная диагональ) равен нулю. При смещении заслонки сопротивление одного сопла возрастает, а другого падает, и золотник перемещается. Начальная установка моста на нуль осуществляется подбором сопротивления дросселей.

Гидроусилитель типа сопло-заслонка отличается стабильностью характеристик и высокой чувствительностью, а его основной недостаток — большой расход рабочей жидкости — в данном случае никакой роли не играет, поскольку питание поступает от системы подачи двигателя.

Теперь, после того как мы получили представление обо всех основных элементах системы стабилизации, можно перейти к вопросу о том, как в принципе решается задача настройки автомата.

4. ПРИНЦИПЫ НАСТРОЙКИ АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ

Постановка задачи

На примере простейшего автомата курса мы уже могли убедиться в том, что для исправной работы автомата стабилизации недостаточно просто отклонять рули в нужную сторону. Если управляющие органы создают восстанавливающий момент не в той мере, как это необходимо, или с запаздыванием, мы всегда рискуем получить неустойчивость системы: регулирование с раскачкой или с полным уводом ракеты от заданного направления.

Поэтому прежде всего возникает вопрос, как заранее определить параметры системы, удовлетворяющей условиям устойчивости режима полета. Выясним сначала принципиальную сторону вопроса и вернемся к уже выведенным, но пока оставленным без внимания уравнениям движения в вариациях (7.12) и (7.13) для возмущенного движения по тангажу

$$\Delta\dot{v}_\nu + c_{vv}\,\Delta v_\nu + c_{v\varphi}\,\Delta\varphi + c_{v\delta}\,\Delta\delta = \frac{\Delta F_\nu}{M}, \tag{8.6}$$

$$\Delta\ddot{\varphi} + c_{\varphi v}\,\Delta v_\nu + c_{\varphi\varphi}\,\Delta\varphi + c_{\varphi\delta}\,\Delta\delta = \frac{\Delta M_{z_1}}{I}. \tag{8.7}$$

В этих уравнениях искомыми являются три функции времени: возмущение скорости Δv_ν по нормали к номинальной траектории, возмущение угла тангажа $\Delta\varphi$ и возмущение угла отклонения рулей $\Delta\delta$. Коэффициенты c_{vv}, $c_{v\varphi}$, ... медленно меняются во времени по найденному заранее закону, отвечающему номи-

нальной траектории. Возмущающую силу ΔF_v и возмущающий момент ΔM_{z_1} следует рассматривать как некоторые неопределенные функции времени, которыми допустимо задаваться в рамках здравого смысла, т. е. так, чтобы они хотя бы в какой-то разумной мере отражали роль турбулентности атмосферы, несовпадение тяги с осью ракеты или любые другие факторы, характеризующие условия реального возмущенного движения. Вместе с тем не будет никакого криминала, если на начальной стадии выбора структурной схемы автомата принять их равными нулю, не вследствие их малости, а для простоты последующих рассуждений.

Двух уравнений для определения трех функций недостаточно, и система уравнений возмущенного движения должна быть дополнена соотношением, характеризующим работу автомата стабилизации. Необходимо указать, как реагирует автомат на угловые возмущения $\Delta\varphi$. Мы уже знаем, что на вход автомата поступает сигнал, пропорциональный углу $\Delta\varphi$, затем определяется скорость изменения этого сигнала, и на выходе получаем угол поворота руля $\Delta\delta$. Поэтому естественно ожидать, что угол зависит как от $\Delta\varphi$, так и от $\Delta\dot{\varphi}$, а в простейшем линейном приближении естественно принять, что

$$\Delta\delta = K_\varphi \Delta\varphi + K_\dot{\varphi} \Delta\dot{\varphi}, \tag{8.8}$$

где K_φ и $K_\dot{\varphi}$ — некоторые постоянные, так называемые коэффициенты усиления, зависящие от параметров автомата стабилизации и подлежащие варьированию при настройке. Уравнение (8.8) называют обычно уравнением управления.

Теперь вырисовывается общая постановка задачи.

У нас независимое переменное — время t. Зафиксируем некоторый момент $t = t^0$ и примем соответственно, что $\Delta v_v = \Delta v_v^0$, $\Delta\varphi = \Delta\varphi^0$, $\Delta\delta = \Delta\delta^0$, а затем посмотрим, как будет дальше развиваться процесс стабилизации при отсутствии внешнего силового воздействия на ракету, т. е. при $\Delta F_v = 0$ и $\Delta M_{z_1} = 0$. Если решение системы уравнений (8.6)—(8.8) даст для искомых функций затухающий, а еще лучше — быстрозатухающий закон изменения, автомат стабилизации в первом приближении удовлетворяет своему назначению. Если же при решении системы обнаружится не уменьшение, а нарастание абсолютных значений или амплитуд Δv_v, $\Delta\varphi$ и $\Delta\delta$, то это означает, что константы K_φ и $K_\dot{\varphi}$ в законе управления (8.8) подобраны неправильно, и их следует изменить. Достигается это, как уже говорилось, изменением параметров дифференцирующей цепочки.

Поскольку коэффициенты c_{vv}, $c_{v\varphi}$, ... меняются сравнительно медленно, можно на первых порах воспользоваться так называемым методом замороженных коэффициентов и с момента

$t = t^0$ считать их постоянными и равными c^0_{vv}, $c^0_{v\varphi}$, ... Для полученной таким образом системы с постоянными коэффициентами примем:

$$\Delta v_\nu = \Delta v^0_\nu e^{k(t-t^0)}, \quad \Delta\varphi = \Delta\varphi^0 e^{k(t-t^0)}, \quad \Delta\delta = \Delta\delta^0 e^{k(t-t^0)}, \quad (8.9)$$

и при $\Delta F_\nu = 0$ и $\Delta M_{z_1} = 0$ получим:

$$\begin{gathered}(k + c^0_{vv})\Delta v^0_\nu + c^0_{v\varphi}\Delta\varphi^0 + c^0_{v\delta}\Delta\delta^0 = 0,\\ c^0_{\varphi v}\Delta v^0_\nu + (k^2 + c^0_{\varphi\varphi})\Delta\varphi^0 + c^0_{\varphi\delta}\Delta\delta^0 = 0,\\ (kK_\phi + K_\varphi)\Delta\varphi^0 - \Delta\delta^0 = 0.\end{gathered}$$

Полученная система однородных линейных алгебраических уравнений дает отличное от нуля решение при условии, что ее определитель равен нулю, т. е.

$$\begin{vmatrix} k + c^0_{vv} & c^0_{v\varphi} & c^0_{v\delta} \\ c^0_{\varphi v} & k^2 + c^0_{\varphi\varphi} & c^0_{\varphi\delta} \\ 0 & kK_\phi + K_\varphi & -1 \end{vmatrix} = 0.$$

Если раскрыть определитель, то придем к кубическому уравнению относительно неизвестного параметра k

$$k^3 + a_1k^2 + a_2k + a_3 = 0, \quad (8.10)$$

где a_1, a_2 и a_3 без труда выражаются через коэффициенты усиления K_ϕ и K_φ и через замороженные коэффициенты c^0_{vv}, $c^0_{v\varphi}$, ...

Уравнение имеет три корня. Один из них обязательно вещественный. Коль скоро мы хотим добиться затухания возмущений, то в соответствии с выражением (8.9) величина k должна быть отрицательной. Если два других корня тоже вещественны, то и к ним должно быть предъявлено то же самое требование. Если же они комплексные сопряженные, т. е.

$$k_{2,3} = \mu \pm i\nu,$$

то выражения (8.9) приводятся к виду:

$$\Delta\varphi = e^{\mu(t-t^0)}[\Delta\varphi^0_1 \sin\nu(t-t^0) + \Delta\varphi^0_2 \cos\nu(t-t^0)],$$

и аналогично для Δv_ν и $\Delta\delta$. Свобода выбора величин $\Delta\varphi^0_1$ и $\Delta\varphi^0_2$ позволяет задать в момент времени $t = t^0$ не только угловое возмущение $\Delta\varphi^0$, но и скорость этого изменения $\Delta\dot{\varphi}^0$. Но не об этом сейчас речь. Мы хотим установить условие затухания, а оно очевидно: вещественная часть комплексных корней $k_{2,3}$ должна быть меньше нуля. Обобщая эти рассуждения, можно сказать, что для устойчивости режима стабилизации, да и вообще режима регулирования, необходимо, чтобы вещественн-

ные части всех корней характеристического уравнения (8.10) были бы отрицательными.

Чтобы выполнить это условие, в нашем распоряжении имеется всего два коэффициента усиления K_φ и $K_{\dot\varphi}$ входящих в уравнение управления (8.8). И вопрос заключается в том, удастся ли нам выполнить это условие при помощи всего двух коэффициентов. Коэффициенты уравнений (8.6) и (8.7) меняются во времени. На одних участках управляемого полета условие устойчивости выполняется, на других нет. И если весь участок управляемого полета охватить устойчивым режимом не удается, надо искать какой-то выход. Можно, например, с определенного момента изменить на траектории коэффициенты усиления K_φ и $K_{\dot\varphi}$; ввести, как говорят, коммутацию, т. е. переключение на другие элементы схемы. А, может быть, придется менять структурную схему автомата стабилизации, и тем самым в принципе изменить закон управления (8.8). Если ввести, например, двукратное дифференцирование на входе, то в выражении (8.8) появится дополнительное слагаемое, пропорциональное $\Delta\ddot\varphi$, и дополнительный варьируемый коэффициент усиления. Если ввести обратную связь от рулей, что предпочтительнее, в уравнении (8.8) добавится слагаемое, пропорциональное $\Delta\dot\delta$. Как в том, так и в другом случае степень характеристического уравнения (8.10) повышается, и в общем виде получим:

$$a_0k^n + a_1k^{n-1} + \ldots + a_{n-1}k + a_n = 0.$$

Чтобы определить, все ли корни имеют отрицательную вещественную часть, не обязательно решать уравнение. Методы высшей алгебры позволяют установить те соотношения между коэффициентами a_0, a_1, a_2, ..., при которых условие устойчивости выполняется. Например, согласно широко распространенному критерию Гурвица, необходимо и достаточно, чтобы выполнялись неравенства:

$$D_0 > 0; \quad D_1 > 0; \quad D_2 > 0; \quad \ldots; \quad D_n > 0,$$

где

$$D_0 = a_0; \quad D_1 = a_1;$$

$$D_2 = \begin{vmatrix} a_1 & a_0 \\ a_3 & a_2 \end{vmatrix}; \quad D_3 = \begin{vmatrix} a_1 & a_0 & 0 \\ a_3 & a_2 & a_1 \\ a_5 & a_4 & a_3 \end{vmatrix};$$

$$D_4 = \begin{vmatrix} a_1 & a_0 & 0 & 0 \\ a_3 & a_2 & a_1 & a_0 \\ a_5 & a_4 & a_3 & a_2 \\ a_7 & a_6 & a_5 & a_4 \end{vmatrix}; \ldots$$

Элементы a_i, отсутствующие в характеристическом уравнении, полагаются равными нулю, как например, a_4 и a_5, не

входящие в уравнение третьей степени (8.10). Условие устойчивости для этого уравнения может быть написано в виде

$$a_1 > 0; \quad \begin{vmatrix} a_1 & 1 \\ a_3 & a_2 \end{vmatrix} > 0; \quad a_3 > 0.$$

Теория автоматического регулирования развивает и другого рода критериальные подходы, давая им обычно геометрическую интерпретацию в виде так называемых амплитудно-фазовых характеристик, принципы построения которых мы здесь рассматривать не будем. Это увело бы нас слишком далеко. По виду характеристики можно при определенном навыке установить, удовлетворяют ли параметры системы управления поставленной задаче, а если не удовлетворяют, то в какую сторону следует их изменить, чтобы обеспечить устойчивость.

Несмотря на большое развитие, которое получили в настоящее время критериальные подходы, такого рода анализ, однако, пригоден лишь на стадии разработки общей структуры автомата или, как говорят, на стадии синтеза системы управления. Но для доводки и для окончательной настройки автомата необходимы другие методы. И первое место здесь занимают средства моделирования.

Принцип моделирования

Под моделированием понимается воспроизведение функциональных связей в некоторой сложной системе при помощи другой, более простой и доступной для наблюдения. Эта воспроизводящая система называется моделирующим устройством, или просто моделью.

Принцип моделирования основан на общности дифференциальных уравнений, которым подчиняются процессы, протекающие в натуре и в модели. Следовательно, в данном случае модель должна воспроизводить уравнения (8.6)—(8.8).

Практика показывает, что линеаризованные уравнения возмущенного движения (8.6) и (8.7) достаточно точно отражают особенности поведения ракеты в процессе стабилизации. Что же касается произвольно принятого нами закона управления (8.8), то здесь дело обстоит несколько хуже. Зависимость изменения угла $\Delta\delta$ от $\Delta\varphi$ имеет более сложную дифференциальную структуру, нежели простое линейное соотношение, и по меньшей мере следовало бы написать

$$F(\Delta\delta, \Delta\dot{\delta}, \Delta\varphi, \Delta\dot{\varphi}) = 0. \tag{8.11}$$

Поэтому для анализа устойчивости управления по тангажу уравнения (8.6) и (8.7) набираются на моделирующей уста-

новке, а для воспроизведения зависимости (8.11) используется в натуре сам автомат стабилизации.

Наиболее универсальны и удобны в обращении моделирующие установки, где аналогами воспроизводимых переменных Δv_v, $\Delta\varphi$ и $\Delta\delta$ являются напряжения в узлах электронной схемы. Для решения линейных уравнений (8.6) и (8.7) необходимо сначала создать ячейки, способные производить элементарные операции умножения, интегрирования и дифференцирования. Из них затем может быть собрана воспроизводящая схема.

Для выполнения первой из указанных операций — операции умножения — используется ячейка, схема которой показана на рис. 8.28. В ее основе лежит многокаскадный усилитель постоянного тока с большим коэффициентом усиления ($K = 10^5 - 10^6$). В соответствии со схемой на рис. 8.28 имеем:

$$u_{вых} = \pm K u_1.$$

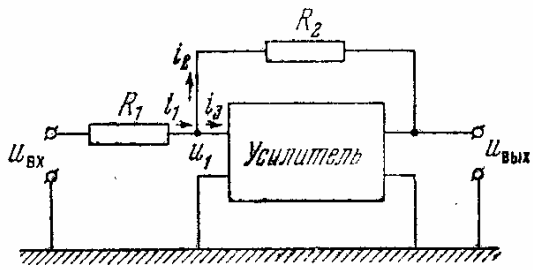


Рис. 8.28. Схема умножения.

Проходящие в цепи токи

$$i_1 = \frac{u_{вх} - u_1}{R_1}, \quad i_2 = \frac{u_1 - u_{вых}}{R_2}.$$

Так как внутреннее сопротивление усилителя велико, то i_3 неизмеримо меньше, чем i_1 и i_2, т. е. $i_1 \approx i_2$ или

$$\frac{u_{вх} - u_1}{R_1} = \frac{u_1 - u_{вых}}{R_2}.$$

Из-за того, что u_1 во много раз меньше $u_{вых}$, можно принять

$$u_{вых} = -\frac{R_2}{R_1} u_{вх}.$$

Таким образом, при надлежащем выборе отношения R_2/R_1 достигается увеличение или уменьшение входного сигнала в нужное число раз. Если множитель R_2/R_1 необходимо менять во времени, подобно тому, как изменяются коэффициенты уравнений (8.6) и (8.7), то резистор R_1 или R_2 надо выполнить переменным, сообщив токосъемнику смещение по заданному закону.

Если в схеме, показанной на рис. 8.28, резистор R_2 заменить конденсатором с емкостью C_1, то нетрудно показать, что на выходе будет снято напряжение

$$u_{вых} = -\frac{1}{R_1 C_1} \int u_{вх}\, dt,$$

и множительная ячейка превращается в интегрирующую.

Если же заменить конденсатором C_2 резистор R_1, оставив в неприкосновенности R_2, ячейка станет дифференцирующей:

$$u_{вых} = -R_2 C_2 \dot{u}_{вх}.$$

Положим, мы располагаем набором подобных ячеек, и требуется смоделировать процесс, описываемый уравнением $\ddot{x} + Fx = 0$ при заданных начальных условиях: при $t = 0$, $x = x_0$ и $\dot{x} = \dot{x}_0$. Под F понимается некоторая заданная медленно изменяющаяся функция времени.

Сознательно игнорируя пока начальные условия, перепишем уравнение в виде

$$\dot{x} = -\int Fx\,dt, \quad x = -\iint Fx\,dt.$$

Чтобы определить подынтегральное выражение, надо воспользоваться множительной ячейкой, подавая на ее вход напряжение x и меняя сопротивление R в соответствии с законом изменения F (рис. 8.29). На выходе получим $-Fx$. Далее поставим интегрирующую ячейку. Она даст нам на выходе $\dot{x} = \int Fx\,dt$. Проинтегрируем выходное напряжение вторично. В итоге получаем $-\iint Fx\,dt$. Но по условию этот двукратно взятый интеграл равен функции x. Значит, выходное напряжение следует замкнуть на вход. Схема набрана.

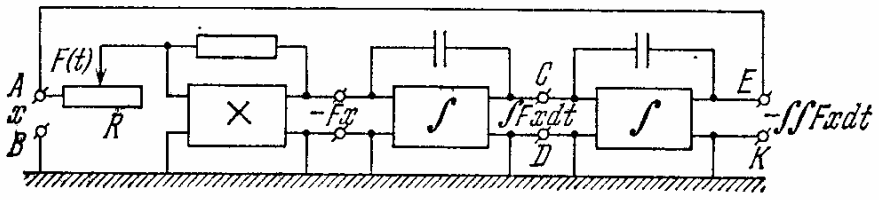


Рис. 8.29. Схема для решения уравнения.

Вспомним о начальных условиях. На вход AB в начальный момент времени должно быть подано заданное напряжение x_0, а к точкам C и D, где напряжение равно производной от x, надо подать заданное начальное напряжение $-\dot{x}_0$. Но процесс интегрирования начнется сразу же, как только подано напряжение на вход, и это затрудняет наши действия. Поэтому лучше подать напряжение x_0 на выход к точкам E и K, предварительно разомкнув линию AE, а $\dot{x}_0$ подать на вход первого интегрирующего звена, разомкнув цепь в точке C. Операция интегрирования начинается с пуска механизма изменения коэффициента $F(t)$ и последующего одновременного соединения разорванных линий. Если к точкам A и B подключен осциллограф, мы получим запись моделируемого процесса на необходимом отрезке безразмерного времени t/RC, где RC — константа интегрирующего звена. Подбором этой константы можно обеспечить интегрирование и в натуральном масштабе времени. Очевидно, в соответствии с принятым масштабом должен быть предварительно откалиброван и датчик функции $F(t)$.

Теперь посмотрим, как в общих чертах должна выглядеть схема моделирующей установки для интегрирования уравнений (8.6), (8.7) и (8.11). Зависимость (8.11) воспроизводится самим автоматом стабилизации AC (рис. 8.30) без гироприборов, но с рулевой машиной. Если на вход автомата стабилизации, т. е. к токосъемнику потенциометра гироприбора подать сигнал $\Delta\varphi$, вал рулевой машины ответит на выходе отклонением $\Delta\delta$. Чтобы полностью имитировать работу рулевой машины, рули связывают с нагрузочным стендом, включающим в себя подвижную массу и пружины, в результате чего силовой привод оказывается под воздействием сил, подобных действующим на рули в полете. С потенциометра, установленного на выходном валу, снимается сигнал, пропорциональный углу поворота руля $\Delta\delta$.

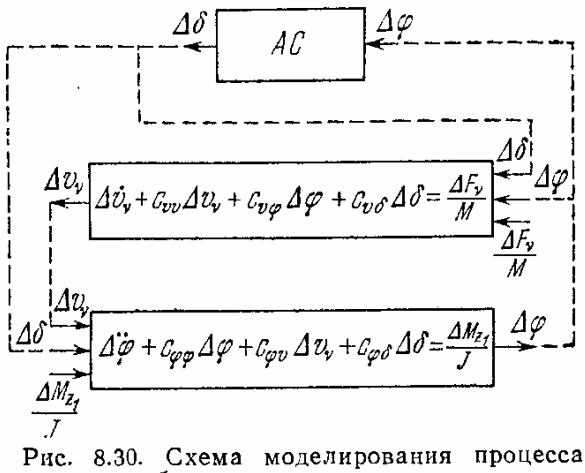


Рис. 8.30. Схема моделирования процесса стабилизации по тангажу.

Из элементарных звеньев моделирующей машины набираются блоки, производящие интегрирование уравнений (8.6) и (8.7).

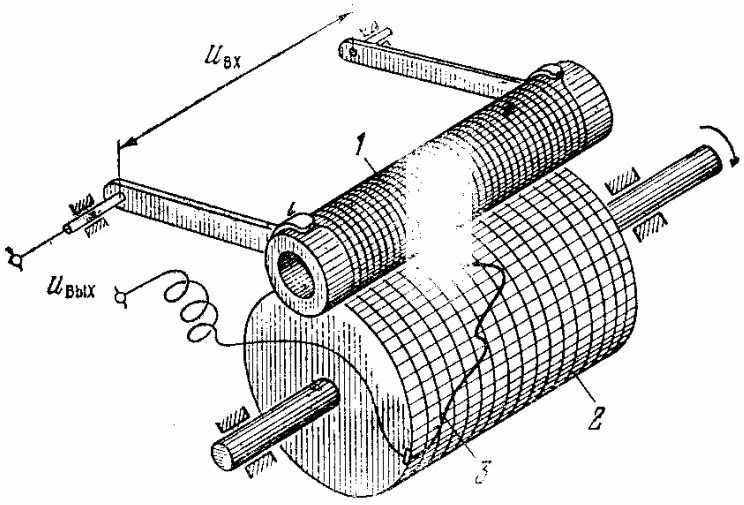


Рис. 8.31. Вариатор коэффициента: *1*—линейный потенциометр, *2*—лист миллиметровки, *3*—оголенный контактный провод.

Если все блоки, включая и автомат стабилизации, соединить, как это показано на рис. 8.30, пунктирными линиями, то получим принципиальную схему интегрирования уравнений (8.6), (8.7) и (8.11). Возмущающие сила ΔF_v и момент ΔM_{z_1} вводятся в модель в виде электрических сигналов в любой момент времени по желанию.

Все коэффициенты уравнений являются величинами переменными. Требуемые законы их изменения задаются переменными сопротивлениями в устройстве, называемом блоком переменных коэффициентов. Это — набор барабанов, посаженных на общую ось и вращающихся с постоянной угловой скоростью. На каждый барабан (рис. 8.31) накладывается лист миллиметровки *2*, на котором предварительно наклеен тонкий провод *3*. Линейный потенциометр *1* располагается вдоль образующей и занимает всю длину барабана. Необходимый закон изменения сопротивления достигается рассчитанным заранее, а затем скорректированным профилем укладки провода.

В моделирующей установке напряжения, соответствующие переменным Δv_v, $\Delta\varphi$ и $\Delta\delta$, регистрируются при помощи осциллографов для всего времени управляемого полета. Многократно повторяя на модели «полет» ракеты, можно установить степень влияния различных возмущений, определить, как справляется со своей задачей автомат стабилизации, и найти для него оптимальные параметры.

Аналогичным образом исследуется устойчивость режима стабилизации по каналам крена и рыскания. Однако описанная в упрощенном виде принципиальная схема моделирования не исчерпывает полностью задачи настройки автомата стабилизации. Есть еще некоторые усложняющие обстоятельства, которые необходимо принимать во внимание; о них мы сейчас и поговорим.

Влияние подвижности жидкого содержимого топливных баков на стабилизацию ракеты

При составлении всех до сих пор рассмотренных уравнений движения предполагалось, как само собой разумеющееся, что корпус ракеты представляет собой твердое неизменяемое и недеформируемое тело. Такое допущение не может повлечь за собой сколь-либо серьезных погрешностей, пока мы интересуемся относительно медленным изменением угловых перемещений ракеты, свойственным задачам баллистики. Но когда рассматривается процесс стабилизации, протекающий в характерном колебательном режиме, этот вопрос приобретает самостоятельное значение. Иначе говоря, простая и очевидная расчетная схема жесткого целого, принятая для корпуса ракеты, может привести к качественно неверным выводам об устойчивости системы стабилизации в целом.

Первым и основным поводом для высказанных опасений служат свойства подвижной жидкости, заполняющей топливные баки. В процессе стабилизации ракеты жидкость перемещается в поперечном направлении, откликаясь в той или иной мере на колебания корпуса, в результате чего возникают поперечные

силы, действующие на стенки баков с некоторым сдвигом фазы по отношеиню к возмущениям. Кроме того, при перемещениях жидкости смещается в поперечном направлении и центр масс системы, и возникает эксцентриситет тяги, что также приводит к дополнительным возмущающим моментам. При этом можно сразу и без предварительных расчетов сказать, что влияние подвижной жидкости на процесс стабилизации оказывается более заметным при больших диаметрах баков, т. е. для ракет малого удлинения.

Вообще, поведение тел с полостями, частично заполненными жидкостью, в своем внешнем своеобразии несколько напоминает поведение гироскопа; та же кажущаяся необычность и непослушность по отношению к внешнему силовому воздействию. Но

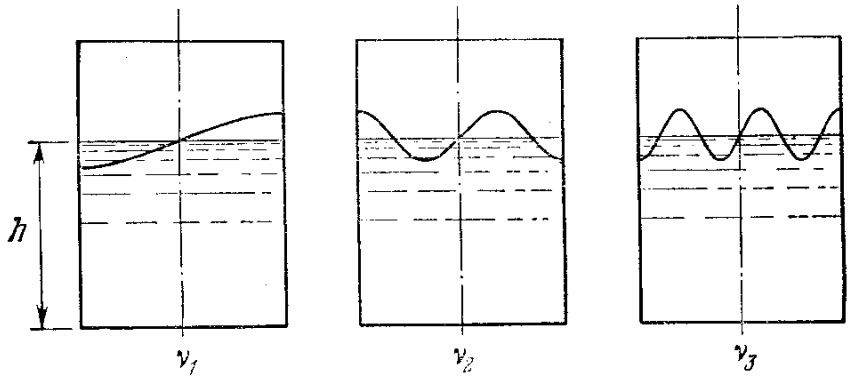


Рис. 8.32. Формы колебаний жидкости в баке.

задача о движении тела, содержащего жидкость, более сложна. Это — смешанная задача гидродинамики и динамики твердого тела, а ее решение существенным образом зависит от формы внутренних полостей, частично заполненных жидкостью. Однако в практическом приложении к вопросам стабилизации ракеты проблема решается более или менее исчерпывающим образом, поскольку топливные баки имеют достаточно простую форму.

Колебания жидкости в баке обладают частотной избирательностью к наложенным периодическим возмущениям. Как и всякая механическая система с распределенными массами, жидкость входит в резонансные состояния при совпадении частоты колебаний бака (вправо и влево, как жесткого целого) с частотами собственных колебаний жидкости, а каждой частоте соответствует своя форма колебаний (рис. 8.32). Словом, поведение системы в целом вполне отвечает формуле «mobilis in mobile» *).

Уравнения гидродинамики позволяют получить выражение собственных частот ν_n колебаний жидкости. Для цилиндрического

*) «Подвижный в подвижном» (лат.). Автор, проводивший в ранней юности время не у телевизора, а за чтением приключенческой литературы, имеет в виду девиз «Наутилуса» из книги Жюля Верна «20 тысяч лье под водой».

бака с плоским днищем

$$\nu_n = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{n_{x_1}}{a} g_0 \zeta_n \operatorname{th}\frac{\zeta_n h}{a}},$$

где n_{x_1} — осевая перегрузка, a — радиус бака, h — глубина заполнения бака жидкостью (рис. 8.32). Что же касается коэффициента ζ_n, то это — один из множества корней уравнения $dJ_1(\zeta)/d\zeta = 0$, где под $J_1(\zeta)$ понимается функция Бесселя. Для первой из форм, показанных на рис. 8.32, $\zeta_1 = 1{,}841$, для второй формы $\zeta_2 = 5{,}331$, для третьей формы $\zeta_3 = 8{,}536$.

Изменение частот на траектории почти полностью определяется изменением коэффициента осевой перегрузки n_{x_1}. Величина h оказывает влияние лишь в конце, когда топливо уже на исходе. Действительно, при значениях аргумента $\zeta_n h/a$, бóльших двух единиц, гиперболический тангенс можно считать практически неизменным и равным единице. Таким образом, обнаруживается, что пока $h > a$, влияние h на частоту колебаний первого тона несущественно. Отсюда следует, что движение частиц жидкости по первой форме колебаний распространяется только на верхние слои на глубину порядка одного радиуса. В более глубоких слоях жидкость может рассматриваться как твердое тело, следящее за движением бака. Колебания второй формы охватывают частицы жидкости до глубины $\sim 0{,}4a$, третьей — до $0{,}2\,a$, и относительное движение жидкости при более высоких частотах колебаний приобретает местный, поверхностный характер.

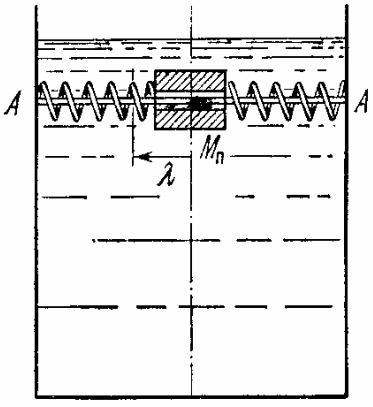


Рис. 8.33. Эквивалентная схема с приведенной массой.

В итоге сказанного можно сделать важный вывод, что на стабилизацию ракеты оказывает влияние подвижность не всей массы топлива, находящегося в баках, а лишь небольшой ее части.

Весьма удобно эту подвижную часть жидкости рассматривать как некоторую сосредоточенную приведенную массу $M_п$, установленную на пружине и имеющую упругие поперечные смещения относительно корпуса (рис. 8.33). Место расположения массы по длине бака должно соответствовать центру давления возмущенной жидкости на стенку, а частота колебаний — частоте тона. Каждому тону соответствует, естественно, своя эквивалентная подвижная масса. При этом обнаруживается, что приведенная масса второго тона в тридцать с лишним, а третьего — в 140 раз меньше приведенной массы первого тона.

Понятно, что на процесс стабилизации ракеты оказывает влияние не только величина подвижной массы, но и степень бли-

зости частот к резонансному состоянию, и тут обнаруживается одно благоприятное для прикидочных оценок обстоятельство. Амплитуда колебаний жидкости может возрастать лишь до тех пор, пока составляющая ускорения частиц жидкости вдоль бака не достигнет значения $n_x g_0$. В этот момент наступает состояние местной невесомости, и волна распадается. Поэтому есть возможность произвести оценку влияния каждой приведенной массы по максимальной уже заранее известной амплитуде и частоте. И тут становится ясным, что из множества форм колебаний жидкости заслуживает внимания только первая.

Движение жидкости можно характеризовать уравнением

$$\ddot{\lambda} + \varepsilon\dot{\lambda} + \omega_1^2\lambda = K\ddot{y}_A,$$

где под λ понимается обобщенное перемещение подвижной жидкости по первому тону. Обычно это — перемещение приведенной массы по отношению к корпусу, ε — некоторый коэффициент вязкости, ω_1 — круговая частота первого тона ($\omega_1 = 2\pi\nu_1$), а $K\ddot{y}_A$ — величина, пропорциональная поперечному ускорению в точках A, где крепится воображаемая пружина (рис. 8.33).

Число таких уравнений соответствует числу баков, содержащих жидкость. Этими уравнениями дополняется система моделируемых уравнений, а в уже знакомые нам уравнения (8.6) и (8.7) вводятся слагаемые, характеризующие воздействие жидкости на корпус.

После того как проведен анализ устойчивости системы для жесткого корпуса, производится уточненное исследование обобщенной системы с учетом жидкого наполнения баков, и настройка автомата уточняется. Нередки случаи, когда при большом диаметре баков устранить подобным образом влияние колебаний жидкости не удается. Тогда вблизи стенок баков приходится ставить кольцевые перегородки — гасители колебаний, препятствующие вертикальному перемещению частиц жидкости у стенки. Такие перегородки, в частности, мы уже могли видеть в баках ракеты «Тор» (рис. 2.6).

Влияние упругих деформаций корпуса на стабилизацию ракеты

Подвижная жидкость в баках — не единственная причина, по которой схема твердой и жесткой ракеты грешит против истины. Не меньшее значение для жидкостных ракет имеет и упругая податливость самой конструкции, в связи с чем на автомат стабилизации возлагается особая и несколько необычная задача устранить не просто раскачку ракеты, как жесткого тела, а стабилизировать корпус, изгибающийся подобно балке.

У твердотопливных ракет, корпус которых рассчитывается на высокое давление, а также у жидкостных ракет, имеющих вытеснительную подачу, подобной проблемы не возникает. При насосной же подаче топлива общая тенденция к созданию конструкции наименьшего веса неизбежно приводит к тому, что несущие баки имеют относительно небольшую жесткость. Мало того, в тех случаях, когда речь идет о модификации жидкостной ракеты, когда необходимо несколько повысить ее дальность и соответственно — стартовый вес, совершенно естественно стремление достичь этого увеличением удлинения ракеты. Перейти на больший диаметр баков — это все равно, что создать совершенно новую конструкцию, а несколько удлинить баки можно сравнительно простыми средствами без заметного изменения производственной оснастки, транспортировочных и стартовых устройств. Но удлинение ракеты приводит к увеличению гибкости корпуса, и поперечные изгибные перемещения начинают заметно сказываться на работе автомата стабилизации.

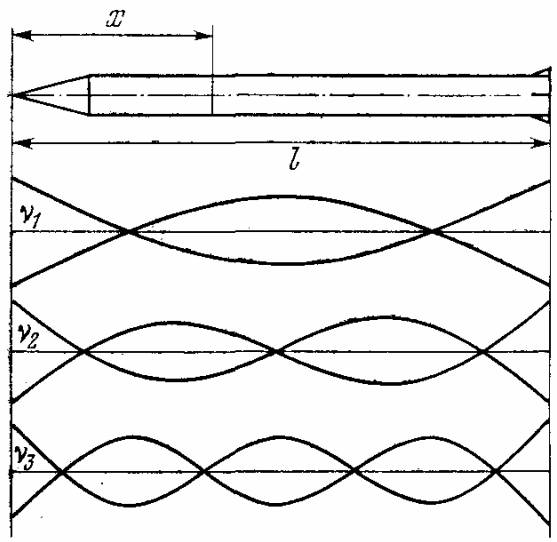


Рис. 8.34. Формы колебаний свободной балки.

Рассматривая корпус ракеты как упругую балку, легко установить, что корпус обладает дискретным спектром частот собственных колебаний, каждой из которых соответствует определенная форма изгиба (рис. 8.34). При возникающих колебаниях каждая точка на оси совершает возвратно-поступательное движение около своего среднего положения, соответствующего прямолинейной форме равновесия. При первой форме, как это видно из рис. 8.34, на оси имеются две точки, в которых амплитуды равны нулю. Эти точки называются узлами колебаний. Для второй формы колебаний существует три узла, для третьей — четыре и т. д. Прямая, проходящая через узлы, носит название линии узлов.

С возрастанием числа узлов частота собственных колебаний возрастает. Порядковую оценку частот легко получить, если принять, что масса ракеты M распределена равномерно по ее длине l, а жесткость балки на изгиб EI постоянна. Тогда в результате элементарных расчетов, не выходящих за рамки курса сопротивления материалов, для трех первых частот получаем:

$$\nu_1 = 3{,}56\sqrt{\frac{EI}{Ml^3}}, \quad \nu_2 = 9{,}81\sqrt{\frac{EI}{Ml^3}}, \quad \nu_3 = 19{,}2\sqrt{\frac{EI}{Ml^3}}.$$

Здесь при переходе от одной формы колебаний к следующей частоты изменяются более резко, чем у колеблющейся в баке жидкости.

Поскольку по мере расходования топлива масса ракеты уменьшается, частоты изгибных колебаний корпуса возрастают во времени. Очевиден и порядок этого возрастания. Если принять, грубо говоря, что к концу участка выведения масса уменьшилась в четыре раза, то каждая из частот возрастает в два раза. Более точные оценки пока не имеют смысла. Для них необходимо было бы учесть истинный закон распределения масс и жесткости на изгиб по длине корпуса. Надо сказать, однако, что такое уточнение, не меняя ничего по сути, мало что дает даже в количественной мере.

При равномерном распределении масс и постоянной жесткости форма изогнутой оси балки выражается через тригонометрические и гиперболические функции

$$y = y_n\left[\sin\frac{\alpha x}{l} + \operatorname{sh}\frac{\alpha x}{l} + \frac{\cos\alpha - \operatorname{ch}\alpha}{\operatorname{sh}\alpha + \sin\alpha}\left(\cos\frac{\alpha x}{l} + \operatorname{ch}\frac{\alpha x}{l}\right)\right], \quad (8.12)$$

где y_n — масштабный коэффициент формы, зависящий от времени и принимаемый в дальнейшем в качестве обобщенной координаты для данного тона колебаний; α — один из корней трансцендентного уравнения

$$\cos\alpha \cdot \operatorname{ch}\alpha = 1.$$

Первый, отличный от нуля корень соответствует первой частоте, второй корень — второй частоте, и т. д. $\alpha_1 = 4{,}730$; $\alpha_2 = 7{,}853$; $\alpha_3 = 11{,}00$.

Теперь посмотрим, как эти формы и эти частоты могут повлиять на процесс стабилизации ракеты.

Прежде всего, мы замечаем, что при изгибе корпуса возникает эксцентриситет тяги и появляются возмущающие моменты (рис. 8.35). Но главное вовсе не в этом. Основное заключается в характере замера угловых перемещений, что выполняется датчиками гироскопических приборов. С датчика снимается местный угол поворота, т. е. не угол поворота всей ракеты в целом, а только того сечения, где установлена гироплата. Если бы ракета не изгибалась, то на вход автомата стабилизации поступил бы сигнал, пропорциональный углу поворота линии узлов $\Delta\varphi$ (см. рис. 8.35); автомат реагировал бы на отклонение ракеты как жесткого целого. Теперь же к этому сигналу добавится составляющая, пропорциональная местному упругому угловому перемещению $\Delta\varphi_м$, и входной сигнал для автомата стабилизации оказывается пропорциональным сумме $\Delta\varphi + \Delta\varphi_м$.

Величина добавочного местного угла тангажа $\Delta\varphi_м$ зависит от формы упругих колебаний и от места расположения гироплаты. Если, например, положение гироплаты совпадает с пучностью волны, угол $\Delta\varphi_м$ вообще равен нулю. Если же гироплата расположена вблизи узловой точки упругой линии, угол $\Delta\varphi_м$ будет большим. При этом существенно отметить, что замена переднего расположения гироплаты на заднее приводит при первом тоне колебаний к смене фазы колебаний угла $\Delta\varphi_м$ на противоположную (см. рис. 8.35).

Частота изменения угла $\Delta\varphi_м$ равна частоте собственных изгибных колебаний корпуса. Это означает, что добавочный сигнал, соответствующий углу $\Delta\varphi_м$, попав на вход, а затем будучи преобразованным промежуточными устройствами автомата стабилизации, дает составляющую угла поворота управляющих органов, которая также меняется с частотой колебаний корпуса. В итоге возникает возмущающая сила той же самой частоты, а система стабилизации оказывается в неблаговидной роли автомата, поддерживающего возникшее резонансное состояние.

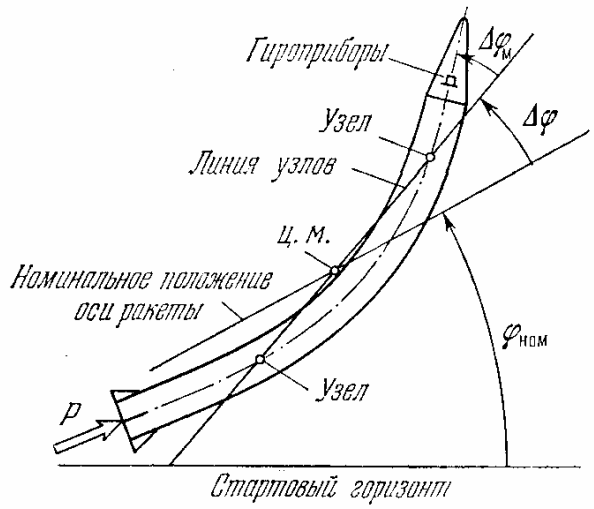


Рис. 8.35. К определению возмущающего сигнала.

Однако рассуждения, приводящие к столь печальному выводу, требуют необходимых уточнений.

Прежде всего, укоренившееся в нашем сознании понятие резонанса как весьма опасного явления относится к разомкнутым системам, где периодически изменяющаяся внешняя сила не зависит от результатов ее действия. Здесь же мы имеем систему замкнутую, и в этом случае надо говорить не столько о резонансе, сколько о возможности возникновения автоколебательного режима. Частота возмущающей силы от управляющих органов действительно совпадает с частотой собственных колебаний корпуса; от этого никуда не уйдешь. Но что касается разности фаз упругих перемещений и периодически изменяющейся управляющей силы, то она — эта разность фаз — зависит от параметров автомата стабилизации. Если обстоятельства сложились так, что возмущающая сила возрастает в такт с возникновением упругих перемещений, колебания будут происходить с нарастающей амплитудой. Если сила возрастает в противофазе с перемещениями, автоколебания возникать не будут.

Отсюда, кстати, можно сделать простой вывод. Положим, что возникают автоколебания по первому тону. Значит, сложилось неблагоприятное соотношение фаз сигнала и отклонения управляющих органов. Если теперь перенести гироприборы в другую часть корпуса — назад, если они находились впереди, или наоборот, — вперед, если они были расположены в хвостовой части, то автоколебания прекратятся. При этом, правда, нельзя сказать, не возникнут ли автоколебания, соответствующие второму тону. Впрочем, дело даже не в этом. Перемещение гироприборов с места на место как средство борьбы с автоколебаниями, в практических условиях абсолютно неприемлемо. Расположение приборных блоков вообще, и гироплаты в частности, предусматривается уже на стадии проектной завязки конструкции. От этого зависит прокладка бортовой кабельной сети, обслуживание ракеты на технической и стартовой позициях и юстировка при установке приборных блоков, и вносить подобные изменения на стадии отладки системы управления во всяком случае уже поздно. Поэтому единственным способом борьбы с упругими колебаниями остается настройка автомата стабилизации с учетом упругих характеристик корпуса.

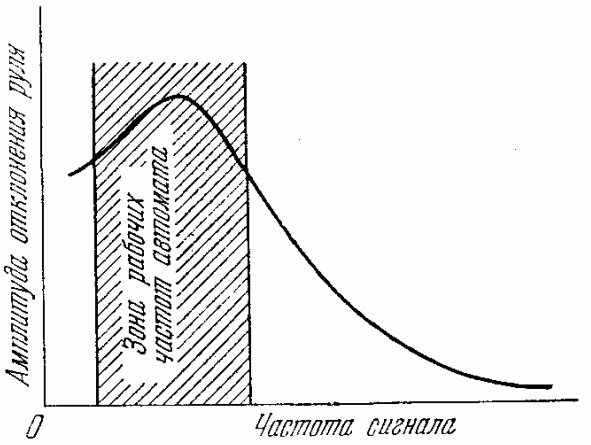


Рис. 8.36. Амплитудно-частотная характеристика автомата.

Сначала необходимо решить, какие из множества частот, свойственных упругому корпусу, заслуживают внимания, а какие заведомо следует отбросить. Вопрос заключается в том, насколько чувствителен автомат стабилизации к возникающим колебаниям и в какой мере он усиливает возмущения подобного рода. Это определяется амплитудно-частотной характеристикой автомата.

Если на вход автомата подавать возмущающие сигналы заданной частоты и амплитуды, то рули будут отклоняться с частотой возмущения, но амплитуда отклонения рулей оказывается зависящей от частоты возмущающего сигнала. Характер этой зависимости для заданной амплитуды входного сигнала представлен графиком на рис. 8.36. Как видно из этой кривой, имеется определенная область частот, где входной сигнал одной и той же амплитуды дает наибольшее отклонение рулей. Автомат стабилизации по своему замыслу создается так, чтобы эта область приходилась на частоты, возникающие в процессе стабилизации ракеты как жесткого целого. Иной подход означал бы

урезание основных исполнительных функций автомата стабилизации.

Из сказанного вытекает, что влияние упругих колебаний корпуса на стабилизацию ракеты сказывается в той мере, в какой частота этих колебаний будет близка к зоне рабочих частот автомата. Для достаточно жестких корпусов уже первая, низшая частота упругих колебаний сдвинута на рассматриваемой характеристике далеко вправо, и возмущающие сигналы упругих колебаний автоматом стабилизации практически не пропускаются. Для гибкого корпуса частота первого тона упругих колебаний может оказаться близкой к зоне рабочих частот, и упругие возмущения будут усиливаться. Следовательно, найденные хотя бы самым простым способом частоты упругих колебаний (здесь большой точности и не требуется) должны быть сопоставлены с основными рабочими частотами автомата. Высшие формы сразу отсекаются, а внимания заслуживает обычно одна или две первых частоты упругих колебаний корпуса ракеты. Соответственно этому производится уже уточненный расчет форм и частот с учетом истинного распределения масс и жесткости по длине корпуса во времени.

После того как форма поперечных колебаний корпуса установлена, ее масштабный коэффициент рассматривается как некоторая обобщенная координата в законе движения упругой ракеты. Иными словами, если вернуться к выражению (8.12), характеризующему форму изогнутой балки, величина y_n рассматривается как некоторая функция времени, и для нее тем или иным способом составляется дифференциальное уравнение типа

$$\ddot{y}_n + \omega_n^2 y_n = K_\delta \Delta\delta \qquad (\omega_n = 2\pi\nu_n),$$

где в правой части содержится величина, пропорциональная управляющей силе, вызываемой отклонением рулевых органов. В левую часть уравнения часто вводится и слагаемое линейного затухания $\varepsilon\dot{y}_n$, которое благоприятно сказывается на процессе стабилизации. Правда, коэффициент ε, зависящий от внутреннего трения в конструктивных сочленениях узлов ракеты, определить бывает очень трудно, и здесь в основном следует ориентироваться на результаты специально проводимых натурных частотных испытаний уже существующих подобных по конструкции ракет.

В итоге проведенных операций, как и при исследовании влияния жидкого заполнения, уже знакомая нам система уравнений в вариациях (8.6) и (8.7) дополняется одним или двумя уравнениями для первой и второй форм упругих колебаний корпуса, а в сами уравнения вводятся дополнительные слагаемые, связанные с упругими деформациями корпуса. Эта обобщенная система опять же выносится на моделирующую установку для пол-

ного анализа и определения необходимых параметров автомата, обеспечивающих устойчивый режим стабилизации.

Рассмотренная довольно простая схема ракеты как изгибающейся монобалки существенно усложняется для составных ракет и особенно для их модификаций, создаваемых по пакетной схеме. Вместо одной свободной приходится рассматривать несколько связанных между собой балок, а задача в целом приобретает пространственный характер. Изгиб двух противоположных боковых блоков в противофазе приводит к возмущениям по крену. Расчет форм колебаний усложняется упругостью узлов связи между блоками. Число обобщенных координат резко возрастает, а низшие частоты собственных колебаний располагаются довольно плотно, и среди них могут встретиться также и весьма близкие. Это всегда является предметом особых беспокойств, так как чревато возникновением трудно предсказуемых форм автоколебаний.

5. СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ

Простейшая схема управления дальностью

Для боевых баллистических ракет практически наиболее важной и исторически первой в создании систем наведения была задача управления дальностью.

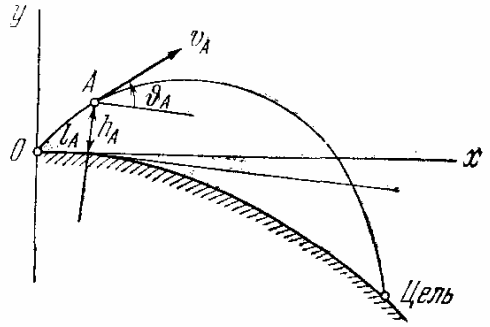


Рис. 8.37. Параметры, определяющие дальность.

Обеспечить необходимую дальность можно при различных соотношениях параметров траектории. Иначе говоря, ракету к заданной цели можно привести различными путями. Начиная с того момента, как ракета перестает быть управляемой и продолжает движение под действием неподвластных нам сил, траектория почти полностью определяется теми начальными условиями свободного полета, которые были получены к концу участка выведения. Поэтому необходимо, чтобы параметры движения в момент выключения двигателя удовлетворяли определенным соотношениям. К числу этих параметров относятся в первую очередь скорость v_A, угол наклона вектора скорости ϑ_A и координаты конца участка выведения l_A и h_A (рис. 8.37). Основное влияние на дальность оказывают, конечно, скорость v_A и угол ϑ_A. В простейшем случае управления угол ϑ_A обеспечивается заданной жесткой программой выведения по тангажу и специальному регулированию на траектории не подлежит, и все надежды возлагаются на систему замера кажущейся скорости, а по ней —

и на определение соответствующего момента выключения двигателя.

Если бы можно было положиться на полную повторяемость условий полета и режимов работы двигателя от пуска к пуску, то проще всего было бы выключать двигатель по времени, отсчитываемому с момента старта. Такой повторяемости, однако, не существует, и выключение необходимо производить не по номинальному времени работы двигателя, а по фактической, замеренной кажущейся скорости.

Наиболее простой способ заключается в применении гироскопического или электролитического интегратора, принцип работы которых был описан ранее.

Остановимся на том, как практически задать необходимую дальность ракете еще до старта, к каким погрешностям приводит этот простейший способ управления дальностью, и только затем перейдем к описанию более совершенных систем.

Положим, ось чувствительности гироинтегратора x совпадает с продольной осью ракеты. Тогда в полете угол поворота ζ выходного диска 7 (см. рис. 8.13), согласно выражению (8.5), пропорционален интегралу от осевой перегрузки

$$\zeta = K \int_0^t n_{x_1} dt.$$

Согласно выражениям (7.34) и (7.35)

$$\zeta = \frac{K}{g_0} \int_0^t [\dot{v} \cos \alpha + v\dot{\theta} \sin \alpha + g \sin (\varphi + \chi)]\, dt. \qquad (8.13)$$

Ограничимся пока малым углом атаки α и малой угловой дальностью χ. Кстати, только в этом случае описываемый простейший метод определения скорости полета и дает приемлемую для практических целей точность.

Пренебрегая вторым слагаемым под знаком интеграла, получим:

$$\zeta = \frac{K}{g_0} \int_0^t (\dot{v} + g \sin \varphi)\, dt,$$

или

$$\zeta = \frac{K}{g_0} \left(v + \int_0^t g \sin \varphi\, dt \right). \qquad (8.14)$$

Выражение, заключенное в скобки, дает нам приближенное значение кажущейся скорости. Поскольку закон изменения угла φ по времени нам известен и задан программой выведения по

тангажу, интеграл $\int_0^t g \sin\varphi\, dt$ как функция времени легко определяется заранее. Необходимые для достижения заданной дальности номинальные скорость v_A и время t_A известны из баллистического расчета. Поэтому из выражения (8.14) можно найти, на какой угол ζ_A должен повернуться диск *7* к моменту выключения двигателя:

$$\zeta_A = \frac{K}{g_0}\left(v_A + \int_0^{t_A} g \sin\varphi\, dt\right), \qquad (8.15)$$

и следовательно, шкалу *16* (рис. 8.13) можно проградуировать по дальности, а гироинтегратором пользоваться как командным прибором управления дальностью. Необходимая дальность устанавливается перед стартом вертушкой *10*, при помощи которой поворачивается диск *11* с контактным устройством *17*. Прецессирующий гироскоп поворачивает диск *7* с кулачками *8*, первый из которых дает предварительную, а второй — главную команду на выключение двигателя.

Аналогичным образом используется и электролитический интегратор. Дальность устанавливается непосредственно перед стартом путем пропускания через электролитический элемент определенного количества электричества (для тарировки — несколько зарядок и разрядок). Для подачи двух команд на выключение двигателя — предварительной и главной — в приборе предусмотрено два электролитических элемента.

Принцип управления дальностью, как видим, несложен. Однако возникает далеко немаловажный вопрос, насколько он точен и в какой мере такой метод может удовлетворить запросы ракетной техники, особенно при большой дальности, когда трудности в обеспечении необходимой точности возрастают во много крат.

В технике любого вида измерений ошибки обычно делятся на два класса, это — ошибки инструментальные и методические. Первые связаны с устройством самого прибора, с его конструкцией, совершенством изготовления и строгостью контроля и тарировки. Второй класс ошибок определяется методом, который положен в основу измерения. Так, например, спидометр автомашины представляет собой прибор, измеряющий пройденный машиной путь и его производную — скорость. Инструментальные ошибки в определении скорости проистекают из несовершенства изготовления тахометрического устройства, от неточности установки шкалы и некоторых других погрешностей изготовления. Методические ошибки имеют совсем другую природу. В основе их лежит то, что пройденный путь измеряется по числу оборотов

карданного вала. Если, скажем, протектор задних колес износился, а диаметр колес соответственно уменьшился, то в действительности пройденный путь будет меньше того, который покажет спидометр. Если машина буксует на месте, спидометр все равно показывает некоторую скорость и пройденный путь. Это — тоже методическая ошибка.

Примерно так обстоит дело практически со всеми техническими измерениями, в частности, и с измерением кажущейся скорости при помощи интегратора, а также с его использованием для управления дальностью.

Совершенно ясно, что инструментальные ошибки могут быть снижены прежде всего конструктивными мерами и повышением требований к точности изготовления приборов. Это наглядно иллюстрируется хотя бы всем ходом развития гироскопической техники, о чем говорилось ранее. Конечно, вопрос снижения инструментальных погрешностей настолько специфичен, что подробно разбирать его здесь было бы неуместно, но чтобы к нему больше не возвращаться, следует только отметить, что в таком тонком вопросе, как наведение ракет, с реальностью существования инструментальных погрешностей считаться совершенно необходимо. Поэтому приборы измерения ставятся в такие условия, чтобы погрешности подобного рода сводились к минимуму.

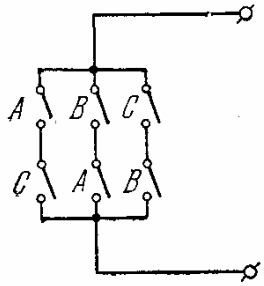


Рис. 8.38. Контакты подачи сигнала на выключение двигателя от трех интеграторов.

Одним из наиболее распространенных методов не только снижения влияния инструментальных погрешностей, но и повышения надежности является дублирование измерительных устройств и осреднение их показаний. Например, выключение двигателя можно производить по команде, полученной от двух интеграторов из трех установленных на борту ракеты. История ракетной техники знает примеры реализации такого приема. Схема контактов выключения показана на рис. 8.38. Здесь каждая пара контактов A или B, или C замыкается одновременно одним из интеграторов. При срабатывании любого из них — A, B или C — цепь не замыкается. Но когда сработает еще один из двух интеграторов, через группу контактов проходит команда на выключение двигателя. В бортовых устройствах практикуется также дублирование акселерометров и некоторых других командно-измерительных датчиков.

В описываемой системе управления дальностью, однако, большее значение, чем инструментальные, имеют методические погрешности. Суть их сводится к тому, что в самом методе управления дальностью угол наклона траектории ϑ_A и координаты конца активного участка x_A и y_A предполагаются автоматически выдерживаемыми в пределах номинала, а под контроль бе-

рется только скорость, причем — кажущаяся скорость. Но истинная скорость и кажущаяся — различны, и это различие также порождает методические ошибки.

Представим, что двигатель дает тягу, несколько меньшую номинальной. Тогда время, в течение которого будет достигнута заданная кажущаяся скорость, увеличится, а соответственно увеличится и интеграл, стоящий в правой части выражения (8.15). Однако его-то мы как раз вычислили заранее не по фактическому времени, а по номинальному. Угол ζ_A, установленный по шкале интегратора перед стартом, остался неизменным. Второе слагаемое в правой части выражения (8.15) фактически увеличилось, а действительная скорость v_A соответственно оказывается меньше номинальной, а ракета падает с недолетом. Если двигатель дает тягу, бóльшую номинала, ошибка в дальности изменит знак на обратный. Предсказать же заранее отклонение тяги от номинала практически невозможно. И этой методической погрешности, как и всякой другой, можно противопоставить только более совершенный алгоритм наведения.

Мы остановимся на главном и начнем с того, что вернемся к давно затронутому вопросу о регулировании тяги двигателя.

Регулирование кажущейся скорости

Описанный простейший способ управления дальностью впервые был применен на ракете «Фау-2». В то время при дальности порядка 300 *км* с возникающими методическими ошибками еще можно было в какой-то мере мириться. Однако при увеличении дальности ракет методическая погрешность, связанная с отклонением фактических параметров участка выведения от номинала, принимает недопустимые размеры. Наиболее простым средством для ее снижения можно было бы считать компенсацию по времени. Суть приема сводится к тому, что двигатель выключается не по кажущейся скорости v_s, а по связанной с ней другой — воображаемой скорости v_t, зависящей еще и от времени. Например, $v_t = v_s - k_1 t$, где k_1 — компенсационный коэффициент.

В выражении (8.15) заключенная в скобки сумма уменьшается при этом на величину $k_1 t_A$ и соответственно меняется установка интегратора на дальность. Но теперь, если фактическое время отличается от номинального на Δt, а кажущаяся скорость — на Δv_s, то воображаемая скорость отличается от номинала на $\Delta v_s - k_1 \Delta t$. Надлежащим выбором коэффициента k_1 эту разность, а тем самым и основную методическую ошибку можно свести к минимуму.

При таком подходе, однако, мы как бы признаем за двигателем право давать тягу, отличную от номинальной, и заранее

соглашаемся с вытекающими отсюда отклонениями от номинала и других параметров движения на участке выведения.

С твердотопливным двигателем сделать что-либо трудно. Можно разве что повысить требования к повторяемости характеристик. Но у жидкостного — имеется возможность менять тягу на траектории в зависимости от текущего изменения кажущейся скорости. Система регулирования кажущейся скорости с помощью тяги двигателя получила сокращенное название системы РКС.

Существует несколько модификаций исполнения этой системы, но мы остановимся только на некоторой обобщенной, не стремясь к детальному описанию ее технической реализации.

Основная идея сводится к тому, чтобы на всем участке выведения выдерживать кажущуюся скорость вблизи номинала. Предположим, что на оси выходного диска гироинтегратора (см. рис. 8.13) установлена рамка потенциометрического датчика, поворачивающаяся по заданной программе от независимого временно́го механизма так, что угол поворота воспроизводит движение диска 7 при условии выполнения номинального закона для кажущейся скорости. Токосъемное же устройство крепится к диску 7. Конструкция узла практически не отличается от программного устройства, установленного на гирогоризонте для изменения угла тангажа. Если кажущаяся скорость в полете следует номиналу, токосъемник относительно обмотки потенциометра не смещается, и сигнал на выходе равен нулю. Представим теперь, что двигатель дает тягу, меньшую номинала. Тогда токосъемник в своем движении будет отставать от рамки потенциометра, и возникает сигнал на форсирование двигателя. Подача рабочего тела на турбину увеличится, расход и тяга возрастут, увеличится кажущаяся скорость, увеличится скорость вращения диска 7, и сигнал, снимаемый с потенциометра, станет уменьшаться. Это означает, что кажущаяся скорость ракеты следует заданному номинальному закону изменения. В итоге момент выключения двигателя t_A не будет сильно отличаться от номинального, и методические ошибки наведения будут уменьшены.

Таким образом, создается самостоятельная бортовая система регулирования тяги по кажущейся скорости. Как и всякая регулирующая система, она должна быть определенным образом настроена и проверена на устойчивость процесса регулирования. Казалось бы, сказанным вопрос и исчерпывается. Но вмешательство регулятора в работу двигателя не может ограничиться одним лишь увеличением или уменьшением общего расхода. Важно еще следить и за соотношением расхода компонентов. В условиях полета этот вопрос решается уже не на основе термодинамических законов, а определяется прозаической заботой об остающихся на борту запасах горючего и окислителя.

Как сама тяга двигателя, так и расход каждого компонента на участке выведения имеют отклонения от номинала. Сами по себе они невелики, но их интеграл за время работы двигателя оказывается вполне весомым даже в буквальном понимании этого слова.

Представим себе, что массовый расход компонента по номиналу для некоторой ракеты составляет 500 *кг/сек*. Если насос недодает всего один килограмм в секунду, то к моменту выключения двигателя, скажем, через 5 минут, в баке останется сверх расчета 300 *кг* компонента. Вместе с тем необходимо считаться с возможностью такого же отклонения расхода от номинала и в другую сторону. Те же самые рассуждения могут быть высказаны и по поводу расхода второго компонента. Этот разброс в характеристиках расхода должен перекрываться гарантийными запасами топлива.

Сотни килограммов гарантийного запаса топлива существенно влияют на весовые характеристики ракеты. И вот тут-то, поскольку двигательная установка стала активным элементом системы наведения, как раз будет к случаю увязать и расход каждого компонента с общим расходом, регулируемым системой РКС.

Датчиками для определения запасов остающихся в обоих баках топливных компонентов могут служить точно оттарированные расходомеры вертушечного типа, или же своеобразные уровнемеры. Чтобы исключить влияние колебаний жидкости, они располагаются на продольной штанге вблизи оси бака. Но в основном сейчас применяются электрические датчики, меняющие свое сопротивление по мере обнажения, т. е. по мере снижения уровня жидкости. Если показания датчиков свидетельствуют о том, что соотношение остающихся запасов топливных компонентов отклоняется от номинала, необходимо выдать соответствующую команду на исполнительный дроссель.

Установка дросселя на магистрали одного из топливных компонентов, как нам известно из гл. III, позволяет менять соотношение расходов, а изменяющийся при этом суммарный расход компенсируется изменением подачи рабочего тела на турбину. Если же система подачи имеет независимые турбины для насосов горючего и окислителя, то каналы регулирования тем самым развязываются. Суммарный расход изменяется синфазной подачей сигналов на одну и другую турбины, а изменение соотношения компонентов — подачей сигналов, расположенных в противофазе. Полная аналогия с управлением по рысканию и крену: рыскание — поворот рулей в фазе, крен — в противофазе.

Таким образом, система регулирования соотношения компонентов, не вписываясь непосредственно в систему РКС, образует связанный с ней контур регулирования, а в случае двух незави-

симо работающих турбин может иметь с ней и общие исполнительные органы.

В автомате управления дальностью (АУД) и в системе РКС чувствительным элементом является интегратор кажущегося ускорения, но — не общий. У интеграторов разные задачи, и к ним соответственно предъявляются и различные требования. Гироскопический интегратор в системе РКС замеряет текущее значение кажущейся скорости, а в АУД интегратор должен выдать предварительную и главную команды на выключение двигателя. Требования к точности выполнения главной команды несравненно выше, чем к определению текущей кажущейся скорости. Поэтому интегратор АУД — это специальный точно оттарированный гироскопический или электролитический интегратор.

Начав с управления дальностью и затронув связанные с этим вопросы регулирования двигателя, мы ничего еще не сказали о боковых отклонениях ракеты на участке выведения. Эти отклонения, хотим мы того или нет, возникают, и их необходимо устранять. В рамках инерциальной системы наведения это осуществляется с помощью чувствительных акселерометров, о принципах устройства которых мы уже говорили. Если интегрирующий акселерометр установить по боковой оси ракеты z_1, то он выдаст значение кажущейся боковой скорости. Преобразованный сигнал поступает от акселерометра на рулевые органы, управляющие по рысканию, а система управления постоянно следит за тем, чтобы составляющая кажущейся скорости была бы равна нулю. При такой системе наведения необходимо, конечно, обеспечить высокую точность определения азимута прицеливания. Азимут плоскости прицеливания определяется путем точных баллистических расчетов, а геодезическая привязка точки старта и прицеливание осуществляются по самым высоким классам геодезических измерений.

Аналогично боковым отклонениям ракеты можно взять под контроль и отклонения от номинальной траектории в ее плоскости. Но при этом необходимо учитывать, что номинальное значение кажущейся скорости по оси y_1, в отличие от оси z_1, нулю не равно. Поэтому, если интегрирующий акселерометр установлен по поперечной оси ракеты y_1, то на исполнительные органы, управляющие ракетой по тангажу, должен выдаваться такой сигнал, чтобы к нулю приводилась не сама кажущаяся скорость, а разность между фактическим и номинальным ее значениями.

Чувствительный акселерометр, корректирующий траекторию полета по боковой или поперечной осям, целесообразно в ряде случаев крепить не к корпусу ракеты, а устанавливать на внешней рамке гироприбора, которая (нам это уже известно) может рассматриваться как одноосный гиростабилизатор. Здесь датчик чувствует себя более уютно, так как защищен от помех угловых

возмущений, которые испытывает сам корпус ракеты. Если же развивать эту мысль и дальше, естественно будет задуматься и над тем, не могут ли вообще стабилизирующие свойства гироприборов представить нам дополнительные возможности для дальнейшего совершенствования инерциальной системы наведения.

Гиростабилизированная платформа в системе наведения

Вернемся к интеграторам кажущегося ускорения в системе управления дальностью. Таких интеграторов у нас два. Один выдает текущее значение кажущейся скорости для системы РКС, а второй принадлежит автомату управления дальностью и определяет точное значение кажущейся скорости, соответствующей моменту выключения двигателя.

Установка интегратора РКС вдоль оси ракеты представляется оправданной по сути. Надо контролировать тягу двигателя. А номинальная тяга как раз и имеет такое направление. Но вот что касается ориентации интегратора АУД по продольной оси ракеты, то над этим вопросом стоит задуматься.

Для того чтобы точно попасть в цель, достаточно в принципе проследить за движением ракеты как материальной точки. Измерение же кажущейся скорости в связанной системе координат, как это видно из выражения (8.13), загружает интегрируемую функцию слагаемыми, содержащими номинальные значения углов ориентации ракеты, что приводит к увеличению методических ошибок. И это неизбежно, пока ось чувствительности интегратора жестко скреплена с корпусом.

Возникает естественная мысль установить интегратор АУД на гиростабилизированной платформе и измерять кажущуюся скорость не в связанной а в инерциальной системе координат. Это снимает заботы о компенсации многих методических ошибок. Мало того, анализ показывает, что регистрацией горизонтальной и вертикальной составляющих кажущейся скорости с помощью двух установленных на гироплатформе интеграторов можно определить не только вектор кажущейся, но и вектор истинной скорости. Однако технической необходимости в этом нет. Удовлетворительную точность можно получить и с помощью одного интегратора. Но вопрос заключается в том, по какой оси предпочтительнее измерять кажущуюся скорость. По вертикали, по горизонтали или по какому-либо другому направлению? И здесь на помощь приходят следующие упрощенные соображения.

Представим себе, что к моменту выключения двигателя действительная скорость имеет отклонение от номинала $\overline{\Delta v_A}$. Вектор $\overline{\Delta v_A}$ показан на рис. 8.39. Понятно, должны быть приняты все меры, чтобы величина $\overline{\Delta v_A}$ по модулю была бы наименьшей.

Но степень влияния $\overline{\Delta v_A}$ на дальность зависит и от направления этого вектора.

Рассмотрим случай малой дальности. При этом Землю можно считать «плоской», а вектор тяготения неизменным по величине и направлению. Тогда за время полета t_{AC} от точки A до точки C свободно брошенное тело получит отклонение от номинальной траектории на величину $\Delta v_A t_{AC}$ по направлению вектора $\overline{\Delta v_A}$. Очевидно, наибольшее отклонение в дальности при неизменной величине $|\overline{\Delta v_A}|$ образуется в том случае, если скорость $\overline{\Delta v_A}$ направлена по нормали к траектории в точке C, и в то же время, если вектор направлен по касательной, то погрешности в полученной дальности не возникает. Эта достаточно очевидная

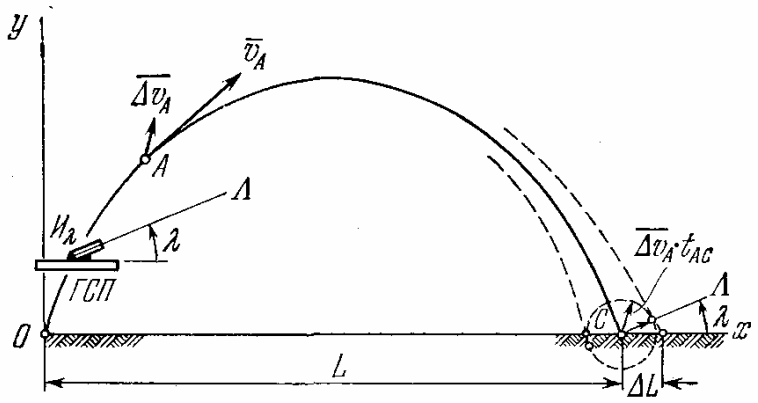


Рис. 8.39. К определению Λ оси.

оценка может быть обоснована и аналитически. Когда же рассматривается эллиптический участок траектории с учетом свойств центрального поля тяготения, ось Λ, соответствующая наибольшему влиянию $\overline{\Delta v_A}$ на дальность, оказывается направленной не по нормали к траектории в точке падения, хотя и близка ей. Но в принципе всегда в точке A можно указать такие две взаимно перпендикулярные оси, которые обладают указанными свойствами. Направленный по одной из них вектор $\overline{\Delta v_A}$ дает наибольший разброс по дальности, а будучи направленным по другой — он никакой ошибки в дальности не вызовет.

Понятно, что под контроль надо брать в первую очередь то, что влечет за собой нежелательные последствия, и поэтому интегратор И следует установить на гиростабилизированной платформе ГСП параллельно оси Λ (рис. 8.39). Все остальное ясно. Номинальная кажущаяся скорость по этой оси вычисляется заранее, и соответственно ей производится установка интегратора на заданную дальность.

Мы довольно много внимания уделили контролю за скоростью ракеты в момент выключения двигателя. И правильно. Отклонение скорости v_A от номинала решающим образом влияет

на отклонение по дальности. Но дальность зависит еще от угла наклона траектории ϑ_A и от координат x_A, y_A или l_A, h_A в момент выключения двигателя (рис. 8.40), т. е.:

$$L = L(v_A, \vartheta_A, l_A, h_A).$$

Если каждый из параметров получит сравнительно небольшое отклонение от номинала, то отклонение в дальности может быть представлено в форме полного дифференциала:

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial v_A}\Delta v_A + \frac{\partial L}{\partial \vartheta_A}\Delta \vartheta_A + \frac{\partial L}{\partial l_A}\Delta l_A + \frac{\partial L}{\partial h_A}\Delta h_A. \quad (8.16)$$

Степень влияния отклонения каждого из четырех параметров на отклонение по дальности определяется частной производной от L по соответствующему параметру. Эти производные в данном случае могут быть без особого труда определены аналитически методами баллистики по номинальным характеристикам траектории. Когда же аналитического выражения функции нет и она определяется только численно, для вычисления производной по какому-либо параметру достаточно на вводе в программу расчета L изменить значение этого параметра на малую величину, определить численно новую дальность, а затем полученную разность дальностей разделить на принятое при расчете изменение параметра.

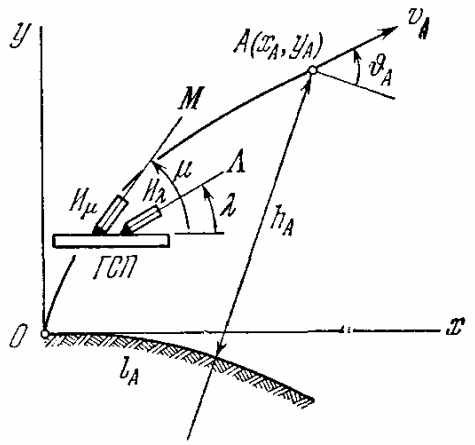


Рис. 8.40. Управление дальностью с помощью Λ и М-интеграторов.

Итак, отклонение в дальности зависит от точности реализации в полете значений четырех параметров. И мы, естественно, стремимся построить систему управления так, чтобы свести к нулю отклонение каждого параметра от номинала. Но выражение (8.16) показывает, что это вовсе не обязательно. Двигатель можно выключать по условию $\Delta L = 0$. Но для того чтобы реализовать эту принципиально возможную процедуру, на борту ракеты надо иметь систему датчиков, позволяющих определить четыре параметра, и иметь устройство, с помощью которого можно было бы непрерывно в режиме полета вычислять величину ΔL.

В принципе две составляющих кажущейся скорости можно получить интегрированием кажущихся ускорений по двум осям. После повторного интегрирования кажущихся скоростей можно найти и кажущийся путь по двум осям. Этих замеров (опять же — в принципе) достаточно, чтобы вычислить необходимые четыре параметра, характеризующие, как говорят, вектор состояния. Мало того, теория инерциальных систем наведения (а такая

теория существует и развивается) указывает нам, что вектор состояния может быть определен с помощью показаний двух интеграторов, установленных на гиростабилизированной платформе по специально подобранным осям Λ и M (см. рис. 8.40). При надлежащем выборе углов установки один из интеграторов ускорения может быть освобожден от обязанности вести повторное интегрирование, для определения кажущегося пути.

Вопрос, однако, заключается в том, насколько ощутимые преимущества, уже не в принципе, а реально, дает такой подход по сравнению с другими, существующими и освоенными алгоритмами управления дальностью. Параметры l_A и h_A влияют на дальность (в порядковой оценке) настолько же, насколько сами отличаются от номинала. Система же РКС их уже косвенно контролирует и удерживает вблизи номинала. Таким образом, особых бед здесь ожидать не следует. Система же повторного интегрирования, существенно усложняющая управление дальностью и не обладающая высокой точностью, создает дополнительные заботы, не принося ощутимого выигрыша. Поэтому от нее реально можно и отказаться.

Отклонения в величине угла ϑ_A влияют на дальность, казалось бы, в столь же сильной степени, что и отклонения в скорости Δv_A. Но представим себе, что программа выведения ракеты по тангажу была выбрана по условию максимальной дальности свободного полета. Это означает, что коэффициент $\partial L/\partial\vartheta_A$ в выражении (8.16) равен нулю. Следовательно, в линейном приближении ошибка в величине угла ϑ_A на дальность вообще не влияет. В итоге остается только один параметр v_A, для контроля за которым достаточно интегрирования кажущегося ускорения только по одной оси, и мы приходим к только что описанной системе с одним интегратором, производящим однократное интегрирование по оси Λ.

Оставаясь в рамках однократного интегрирования кажущихся ускорений, методические ошибки можно дополнительно снизить, установив на платформе два интегратора по осям Λ и M (см. рис. 8.40). Поскольку двукратное интегрирование не производится, углы λ и μ уже не отвечают тем их значениям, при которых по теории полностью определяется вектор состояния. Выбор этих углов, а также выбор функции выключения, представляет собой предмет оптимизации по условию минимального рассеивания по дальности.

Как видим, поиск наиболее совершенных и целесообразных алгоритмов управления баллистической ракетой открывает широкое поле для творческой деятельности. Но возможности такого творчества по-настоящему раскрываются и в неизмеримой мере расширяются в связи с применением на баллистических ракетах бортовых цифровых вычислительных машин.

Роль и значение бортовых цифровых вычислительных машин

Мы уже не раз вскользь упоминали о цифровых вычислительных машинах и, в первую очередь, в связи с проведением баллистических расчетов. И действительно, электронные цифровые машины вошли в свое время в ракетную технику через двери баллистических отделов, но очень быстро завладели всеми видами проводимых в конструкторских бюро вычислительных работ. В начале 60-х годов первые электронно-цифровые машины ступили и на борт ракет, получив название бортовых цифровых вычислительных машин (*БЦВМ*).

Естественно, чтобы заслужить право именоваться бортовой, вычислительная машина должна удовлетворять необходимым требованиям: обладать высокой надежностью, иметь малый вес, занимать относительно небольшой объем и быть в состоянии выполнять определенный круг вычислительных операций, что в свою очередь накладывает требования на постоянную и оперативную память и на быстродействие.

При той высокой производной, с которой нарастали возможности электронно-цифровых машин за тридцать лет их существования, стала общепринятой укрупненная классификация типов машин по поколениям. Первое поколение машин на электровакуумных элементах ушло в прошлое. В те времена, в начале 50-х годов, вряд ли можно было даже думать о том, чтобы установить вычислительную машину на борту ракеты. Мысль об этом могла появиться лишь в связи с созданием машин второго поколения, собранных на полупроводниковых элементах. Но и тогда эта задача была далеко не такой простой. Приходилось серьезно соразмерять достигаемый положительный эффект с весовыми характеристиками машины и с ее надежностью. Только переход на интегральные микросхемы машин третьего поколения сделал проблему создания *БЦВМ* вполне реальной. Но окончательно вопрос о *БЦВМ*, удовлетворяющих всем требованиям бортовой техники, был решен за последнее десятилетие на базе машин четвертого поколения с новым типом оперативной памяти, собираемых на так называемых больших интегральных схемах, где в нескольких кубических миллиметрах полупроводникового кристалла располагаются десятки тысяч ячеек, а быстродействие измеряется сотнями миллионов операций в секунду. Это позволило создать вполне надежные бортовые машины с весом процессора — арифметического устройства, не превышающим одного килограмма, и подняло бортовую электронно-вычислительную технику на уровень задач как ракетной, так и современной космической техники. Можно смело сказать, что электронно-цифровые вычислительные машины, оторвавшись от Зем-

ли, совершили в системе управления ракет и космических аппаратов столь же значительный переворот, который произвело внедрение цифровых машин в науке, технике, промышленности и народном хозяйстве. Применение *БЦВМ* позволило по-новому осмыслить задачи управления и освободить бортовую автоматику от многих, считавшихся ранее совершенно обязательными, механических устройств.

Конечно, первый вопрос заключается в том, что же может и что должна делать цифровая вычислительная машина на борту ракеты. Вычисление только что упомянутых элементарных функций выключения, понятно, не в счет. С такими задачами справляются и простые счетно-решающие устройства, применявшиеся еще до рождения электронно-цифровой техники. Начнем (пока только для наглядности) с управления дальностью твердотопливных баллистических ракет. Этот вопрос мы до сих пор обходили молчанием, и не случайно. Отклонение тяги твердотопливного двигателя от номинала существенно больше, чем у жидкостного. Тут бы в самый раз и применить систему *РКС*. Однако тяга твердотопливного двигателя регулированию в полете пока не поддается. Следовательно, из описанной в историческом аспекте последовательности создания различных технических средств управления дальностью выпадает важнейшее звено — регулирование кажущейся скорости. Остается компенсация ошибки по времени работы двигателя, а затем идет применение гироплатформы, измерение боковой и поперечной составляющих кажущейся скорости, и, наконец, другие усовершенствования, о которых мы уже говорили.

Однако среди параметров, определяющих дальность, у нас в запасе имеется еще один — даже не параметр, а функция, которой не коснулись пока средства регулирования. Это — сама программа выведения по тангажу. Во всех, до сих пор рассмотренных логических схемах наведения предполагалось, что программа определена заранее, твердо задана, а если возникают какие-то от нее отклонения, то их необходимо тотчас же ликвидировать. Такого рода программу мы уже называли жесткой.

В отличие от жесткой можно предложить гибкую программу, основанную на изменении закона выведения по тангажу в зависимости от сложившихся обстоятельств. Это — уже нечто отличное от всего рассмотренного ранее. Отклонение тяги от номинала ничем не компенсируется, а воспринимается как нечто естественное, но в связи с этим изменяются нормы поведения системы наведения на остающемся участке управляемого полета.

Когда контрольно-измерительные приборы обнаруживают отклонение тяги от номинала и одновременно выясняется общая тенденция последующего развития этих отклонений, машина

прогнозирует дальнейший ход событий и в соответствии с этим меняет программу выведения на остающийся участок полета. Эта процедура выполняется, понятно, в непрерывном режиме, и программа вырабатывается в реальном масштабе времени. Критерием выбора оптимальной программы является минимум отклонения от цели при соблюдении энергетических ограничений, наложенных запасом топлива.

Задача, которую решает *БЦВМ*, относится к числу вариационных и характеризуется экстремумом функционала. В данном случае функционал — это определенный интеграл, берущийся на отрезке активного участка полета. Под знаком интеграла содержится некоторая сложная функция от нескольких связанных между собой переменных, характеризующих, в частности, тягу, программный угол тангажа и независимое переменное — время. Поиск такого закона изменения программного угла, при котором определенный интеграл (функционал) принимает экстремальное значение, и представляет собой ту задачу вариационного исчисления, которую решает *БЦВМ*.

Для выбора оптимальной программы угла тангажа машине не обязательно проводить многократно повторяющееся интегрирование уравнений движения для определения вида траектории и координат точки попадания. На это в условиях полета баллистической ракеты попросту не хватит времени. Такие операции могут быть проведены лишь при решении задач космической навигации. Поэтому при выведении баллистических ракет используются упрощенные приемы, основанные на аппроксимации интегрируемых функций некоторыми приближенными выражениями, содержащими определенное, конечное число варьируемых параметров. Многие вычислительные операции производятся заранее, и их результаты закладываются в память машины. При этом необходимо, конечно, искать компромисс между объемом памяти машины и ее быстродействием.

Описанный в гл. VII поиск оптимального соотношения параметров жесткой программы выведения по тангажу теперь уступает место продуманному и заложенному в память машины запрограммированному алгоритму выведения. В меру нашей изобретательности, умения и даже искусства, алгоритм выведения наделяется способностью полученную от бортовых датчиков ограниченную информацию интерпретировать должным образом и самостоятельно принимать меры к тому, чтобы придать развитию событий необходимое направление.

Начав разговор о гибких программах выведения с твердотопливных ракет, мы имели в виду, конечно, не только боевые баллистические ракеты, но и те современные ракеты-носители, на первых ступенях которых устанавливаются блоки мощных твердотопливных двигателей. Но твердотопливная ракета — это

только иллюстрация необходимости гибкой программы выведения по тангажу. Без *БЦВМ* нет и гибкой программы. Вместе с тем, мы знаем, программа выведения — это не только тангаж, но совокупность нескольких управляющих функций, а для жидкостной ракеты в том числе — и функции изменения тяги. Поэтому цифровая машина на борту жидкостной ракеты столь же необходима, как и на борту твердотопливной. Ясно, что система выведения, управляющая также и вектором тяги и не только по величине кажущейся скорости, но, может быть, и по другим параметрам движения, обладает более высокой степенью совершенства. Гибкая программа такого обобщенного класса будет «умнее» жесткой и оперативнее. Ее пониманию доступно то, чего жесткая программа вообще не воспринимает. И мы опять же затрагиваем круг задач надежности и живучести, решение которых выполнимо лишь при наличии *БЦВМ*.

В полете на борту могут возникать неполадки, и серьезные, и малозначительные. Степень их опасности будет различной, смотря по тому, как ведет себя система управления. Та мелочь, которая в отсутствие *БЦВМ* прямым путем ведет к аварийной ситуации, при хорошо продуманной системе выведения может быть легко исправлена машиной. Бортовая машина может нести в себе не только функции рулевого, но и бдительного стража, следящего за многими параметрами бортовых систем, а также диспетчера, принимающего оперативные решения. Конечно, нам решать, что ей поручить и как ей вести себя в тех или иных случаях. Это зависит и от нашей с вами предусмотрительности. Но когда на борту имеется высококачественная вычислительная машина, возможности существенно расширяются. До применения *БЦВМ* вопросы надежности неизменно решались, да и сейчас решаются, дублированием бортовых систем. Но это далеко не лучшее решение. Дублирование не всегда возможно, а там, где его можно применить, оно остается по сути статичным, как мертвый груз вещей, взятых в дорогу «на всякий случай». *БЦВМ* вдыхает жизнь в систему дублирования. Располагая машинной логикой, можно искать выход из многих возможных ситуаций путем предусмотренного программой изменения алгоритма управления.

Особое место занимает *БЦВМ* в космической навигации. Далеко не все траекторные расчеты при полете в Космос могут быть заблаговременно произведены на Земле. Многие из них должны проводиться на месте, по ходу дела, на основе оперативно поступающей информации. В частности, такая операция, как посадка на Луну корабля с экипажем, без *БЦВМ* вообще немыслима. Управление вектором тяги в целях постепенного сближения с лунной поверхностью производится бортовой вычислительной машиной по показаниям датчиков в соответствии

с заранее разработанным алгоритмом. Только на заключительном этапе управление посадкой производится вручную, когда космонавт видит и учитывает то, что не могут учеть приборы.

Все, о чем мы пока говорили, относится в основном к системе наведения. Но не следует забывать и автомата стабилизации. При том быстродействии, которым обладают современные *БЦВМ*, становится вполне реальным возложить на машину также и выполнение тех операций, которые обычно выполняются промежуточными устройствами автомата стабилизации. По сигналам, полученным от датчиков гиросистемы, машина в состоянии выдавать команды на поворот управляющих двигателей. Естественно, быстротечность процесса стабилизации существенно увеличивает загрузку машины как по времени, так и по памяти, и предъявляет к ней новые более высокие требования.

Бортовые машины открывают возможность унификации приборного состава системы управления ракет-носителей. Особенности конкретной системы управления находят свое выражение не в разработке новых схемных и конструктивных решений устройств, а в алгоритмах управления, и реализуются в виде заложенных в память машины программ.

После перечисления всех тех возможностей, которые предоставляет бортовая цифровая машина, следует сказать несколько слов и о трудностях. Тот язык, на котором ведется обмен информацией между обычными устройствами системы управления, — это язык непрерывных сигналов, снимаемых с датчиков и принимаемых преобразователями. Тот язык, на котором разговаривает машина, — дискретный язык двоичных кодов. Поэтому машине на борту требуются переводчики. Это — преобразователи непрерывных сигналов в код и преобразователи кода в непрерывный сигнал.

Одна из возможных операций преобразования непрерывного сигнала в двоичный код основана на логике сравнения заданного напряжения u с последовательностью тарированных напряжений $u_1, u_2, u_3, \ldots$, в которой каждое последующее в два раза меньше предыдущего. Сначала определяется u_0 — первое, большее, чем u, напряжение. Поскольку $u_1 < u$, в разрядную ячейку записывается единица, а затем формируется разность $u - u_1$. Она сравнивается с u_2. Если обнаружится, что $u - u_1 < u_2$, в следующую ячейку кода запишется нуль, а новая разность не вычисляется, и далее идет сравнение u с u_3. Если же $u - u_1 \geqslant u_2$, то вычисляется новая разность, которая затем сравнивается с u_3, а в разрядную ячейку записывается единица, и так продолжается до заполнения всей разрядной сетки. В итоге образуется цепочка двоичного кода типа

$$K \cdot 10111001 \ldots 101,$$

с которым и оперирует машина. Здесь K — масштабный коэффициент.

Обратное преобразование упрощенно можно представить как суммирование эталонных напряжений по схеме $K \cdot (u_1 \times 1 + u_2 \times \times 0 + u_3 \times 1 + \ldots)$ согласно образованному машиной коду с фиксацией полученного напряжения u на одном уровне до поступления следующего кода. Таким образом, преобразованный из последовательных кодов сигнал u представляет собой ступенчатую функцию времени, определяемую с точностью до младшего разряда. При необходимости ступеньки могут быть сглажены отрезками прямых или же дугами квадратичной параболы, но за дополнительную плату, выражаемую усложнением схемы преобразователя.

Дискретность операций, производимых бортовой машиной, в определенной мере меняет и характер синтеза системы управления. Уже выработанные и ставшие традиционными способы анализа устойчивости регулирования нуждаются в переосмыслении и смене приемов в связи с разрывным характером сигнала.

С применением *БЦВМ* существенно увеличивается объем и меняется содержание моделирования. Подготовка к моделированию начинается с математической отработки алгоритма и отладки программ. Моделированию подлежит уже не только работа автомата стабилизации, но и всей системы управления в целом, а та простейшая структурная схема, которая была показана на рис. 8.30, теперь становится только составной частью общей блок-схемы. В моделирующей установке объединяются аналоговая система, имитирующая процесс стабилизации ракеты, силовой привод, *БЦВМ* и, наконец, — стационарная универсальная электронно-цифровая машина, которая ведет вычисление параметров движения ракеты и управляет последовательностью операций при моделировании.

Вопросы применения *БЦВМ* и развития систем управления на их основе — предмет новейших направлений науки об управлении и общей теории регулирования. Эти вопросы сложны и многообразны, и, конечно, слишком специфичны, чтобы быть рассмотренными в настоящем изложении, носящем общий характер. Поэтому нам следует ограничиться тем, что уже рассказано, тем более, что впереди нас ждет один важный раздел ракетной техники — наземный комплекс.

Глава IX

НАЗЕМНЫЙ КОМПЛЕКС РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Старт и последующий полет ракеты-носителя — зрелище впечатляющее, а сила привычки думать о ракете как о летательном аппарате (что вполне справедливо и естественно) при первом знакомстве с предметом, чисто психологически, заставляет забывать или в лучшем случае не думать о всем том, что находится на Земле до и остается после старта; забывать о комплексе наземного оборудования, о подготовке и обслуживании, о том наземном контроле, который начинается задолго до пуска, ведется во время полета и становится предметом анализа и последующих длительных обсуждений на Земле.

Нам такую забывчивость проявлять нельзя. И не только потому, что это было бы глубокой несправедливостью. Просто-напросто, здравый инженерный подход, которому мы стремимся следовать, требует не упускать из поля зрения всех технических средств, реализующих замыслы и идеи ракетного полета. Обеспечить же полет ракеты без развитого и продуманного наземного комплекса так же невозможно, как без двигательной установки или системы управления.

Но наземный комплекс — это не только подготовка ракеты к старту, не только техническое обслуживание космического объекта. Это — нечто большее, связывающее космические достижения века с уровнем современной технологии, с тяжелой промышленностью, транспортом, с мощью всего народного хозяйства. Только стране с развитой техникой и обладающей к тому же высоким промышленным и экономическим потенциалом по плечу задачи исследования Космоса. И нигде это не видно столь ярко и отчетливо, как на уровне задач, которые решаются наземным комплексом.

1. РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС И КОСМОДРОМ

Ракетный комплекс

Ракета, системы ее подготовки к пуску и средства самого пуска — все вместе — называется ракетным комплексом.

Есть комплексы стационарные, размещаемые на постоянных специально оборудованных и технически оснащенных позициях. Есть комплексы подвижные, меняющие свою позицию в зависимости от требований обстановки. Это могут быть грунтовые комплексы, приспособленные к движению по шоссейным и грунтовым дорогам; они могут быть железнодорожными — обеспечивающими пуск ракет с железнодорожных платформ; или морскими — базирующимися на кораблях или подводных лодках. Авиационное ракетное оружие также образует комплекс, располагающийся на борту самолета.

Снаряды ракетной полевой артиллерии во время последней мировой войны имелись на вооружении многих армий. Были и у немцев ракетные минометы, были и у англичан. Но назвать

это оружие сколь-либо выдающимся было бы трудно. Подлинную славу эффективного и даже легендарного оружия Великой Отечественной войны пороховые ракеты приобрели лишь в связи с созданием ракетного комплекса, хорошо известного под именем «Катюша». Сила этого оружия не в каких-то особых свойствах самих ракетных снарядов, хотя это — тоже далеко не последнее. Важно подчеркнуть другое. Самоходные пусковые установки придали ракетному комплексу такие качества, как шквальность огня, неуязвимость и оперативность, что оказалось решающим в условиях ведущейся маневренной войны. Значит, говоря о ракетах и таких их показателях, как дальность, вес заряда, точность, безотказность, живучесть, не следует забывать и о характеристиках самого ракетного комплекса: маневренность, неуязвимость и многое другое.

Обсуждение этих вопросов — особая тема, которая вопреки желанию увела бы нас в сферу военного назначения ракет, а частично даже в тактику и стратегию их боевого применения. Поэтому мы направим свое повествование по кратчайшему пути к наземному комплексу ракет-носителей, только частично затронув этапы развития наземного обеспечения баллистических ракет-предшественниц.

Уже первые баллистические ракеты — новый вид оружия — потребовали новых, до тех пор не существовавших форм наземного обслуживания. Ракету надо транспортировать к месту пуска. Для этого нужны специально приспособленные транспортные средства. К ракете надо пристыковать боевую часть, которая подвозится к месту старта отдельно от ракеты. Затем ракету надо установить на пусковом столе. Это выполняется специальной машиной, называемой установщиком. Положение ракеты необходимо выверить по вертикали и обеспечить прицеливание по азимуту.

Ракету перед стартом надо заправить топливными компонентами — основными и вспомогательными. Их также надо доставить к месту старта. Для этого создаются специальные заправщики. Для заправки баллонов высокого давления нужен компрессор. Для проверки блоков системы управления и автоматики необходима специальная машина с измерительной аппаратурой и пультом управления.

Общее представление о ракетном комплексе первых жидкостных баллистических ракет можно получить хотя бы на примере ракеты «Редстоун», походная колонна которой для одного пуска показана на рис. 9.1. Это — ракета пятидесятых годов, уже давно снятая с вооружения армии США, несет в себе основные черты жидкостных баллистических ракет первого поколения. Она транспортировалась разобранной на три отсека. Двигательная установка с баками располагалась на полуприцепе *6*, при-

борный отсек — на машине *5*, а боевая головка — на полуприцепе *4*. Назначение остальных машин понятно из надписей к рисунку. Твердая углекислота была необходима для охлаждения агрегатов и элементов автоматики двигателя в жаркую погоду. В холодную погоду нужен подогрев. Для этого в транспортной колонне предусмотрен генератор горячего воздуха, работающий

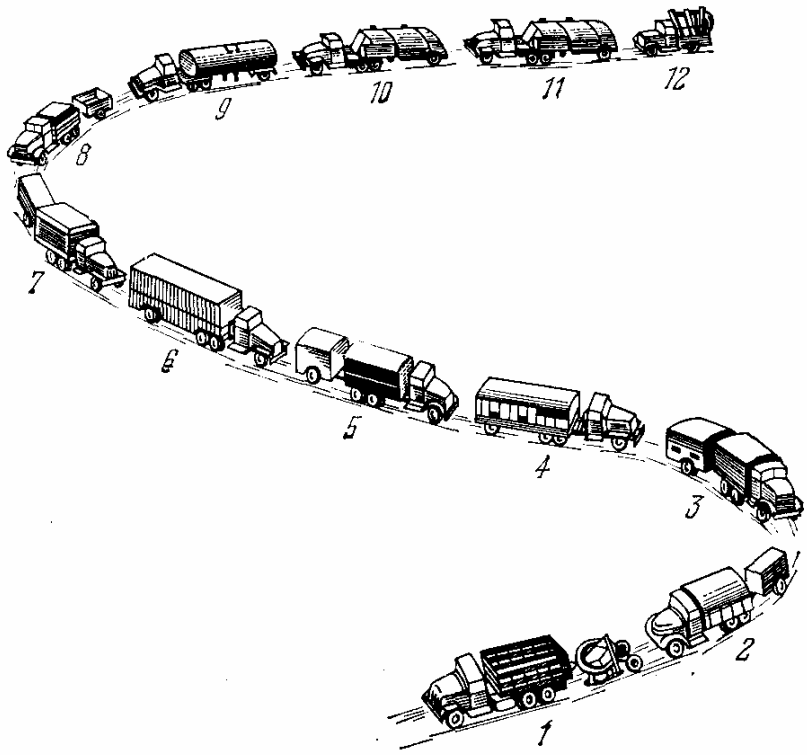


Рис. 9.1. Походная колонна ракетного взвода «Редстоун»: *1* — монтажный грузовик и пусковой стол, *2* — компрессорная станция и прицеп с дизель-электростанцией, *3* — грузовик с аппаратурой и твердой углекислотой и прицеп с электропреобразовательным агрегатом, *4* — полуприцеп с боевой головкой, *5* — автомашина с запасным инструментом и полуприцеп с приборным отсеком, *6* — полуприцеп с двигательной частью ракеты, *7* — машина подготовки и прицеп с бортовыми батареями, *8* — грузовик и прицеп с противопожарным оборудованием, *9* — заправщик спирта, *10* и *11* — заправщики жидкого кислорода, *12* — заправщик перекиси водорода.

от дизеля. Расположение транспортировочных и других обслуживающих машин на стартовой площадке при установке ракеты показано на рис. 9.2.

Работы, проводимые на стартовой площадке, строго регламентированы и подчиняются определенному четкому распорядку. В целях безопасности обслуживающие агрегаты и служебный персонал находятся на площадке только в течение необходимого времени. Перед пуском основные технические средства с площадки удаляются, а персонал уходит в укрытие. На площадке остается только баллонная батарея, дизель-электростанция и электропреобразовательные агрегаты, а наготове поодаль располагаются противопожарные средства.

Для обслуживания уже первых баллистических ракет потребовалось, как видим, иметь ряд специализированных машин, ко-

торые выполняют только операции, связанные с обслуживанием определенного типа ракет. Такое оборудование принято обобщенно называть специальным технологическим, или просто *технологическим оборудованием.*

Для обслуживания ракеты технологического оборудования еще недостаточно. Необходимы и общетехнические средства. К этой категории относится все то оборудование, применение которого свойственно не только конкретно взятому ракетному комплексу, но и другим комплексам; все то, без чего не обходится вообще любое промышленное предприятие, а не только полигон или стартовая позиция.

В частности, за пределами схем, показанных на рис. 9.1 и 9.2, остались автомашины для перевозки обслуживающего персонала, рация, телефонная связь и многое другое. Но главное, вне поля

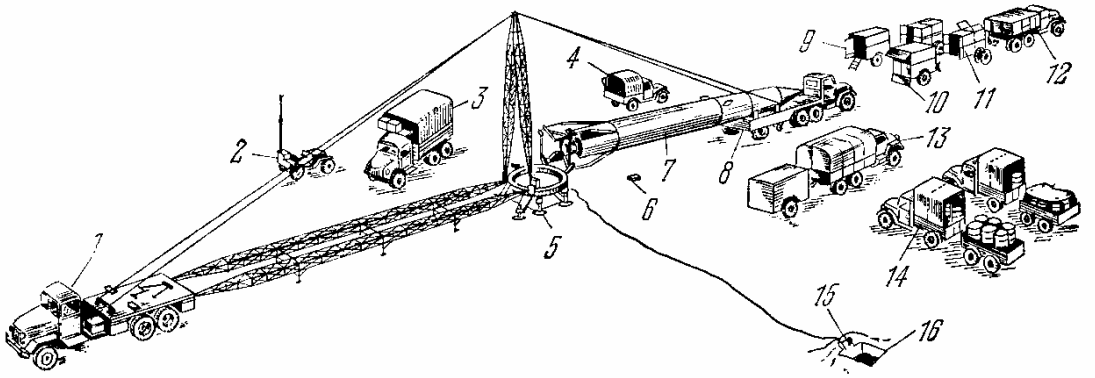


Рис. 9.2. Общий вид стартовой позиции перед установкой ракеты «Редстоун» на пусковой стол: *1* — монтажный грузовик, *2* — автомобиль связи, *3* — машина подготовки, *4* — заправщик перекиси водорода, *5* — пусковой стол, *6* — электрораспределительная коробка, *7* — ракета, *8* — полуприцеп с боевой головкой, *9* — прицеп с бортовыми батареями, *10* — электропреобразовательный агрегат, *11* — прицеп с дизель-электростанциями, *12* — компрессорная станция, *13* — грузовик с электроаппаратурой и твердой углекислотой, *14* — грузовики и прицепы с противопожарным оборудованием, *15* — выносной пульт пуска, *16* — окоп.

зрения осталась основная база, где производится приемка, хранение, сборка, проверка, испытания и комплектация ракет: монтажно-испытательные и складские помещения, мастерские, лаборатории, общее электросиловое и тепловое хозяйство, водоснабжение, промышленные стоки, канализация, транспортные средства общего назначения, гаражи и внутренняя служба дорог. Обслуживающий персонал на стационарных точках необходимо обеспечить также и бытовыми условиями. Нужен жилой городок, снабжение и многое другое. Все это входит в средства общетехнического оборудования.

Технические и организационные формы наземного обслуживания, сформировавшиеся уже при создании первых баллистических ракет, не оставались постоянными, а видоизменялись и совершенствовались в связи с изменением требований, предъявляемых к ракетным комплексам. Открытая позиция, длительная подготовка к пуску и большой объем предстартовых работ отно-

сились к наиболее уязвимым сторонам первых боевых ракетных комплексов. Поэтому последующие годы ушли не только на то, чтобы увеличить боевую эффективность, дальность и точность баллистических ракет, но и сделать ракеты удобными и простыми в боевом применении. В конструкцию ракет неизменно вводились и вводятся изменения, освобождающие предстартовую подготовку от ряда обременительных операций. Сюда относится в первую очередь отказ от вспомогательных топливных компонентов, о чем говорилось ранее. Завод-изготовитель стал брать на себя более высокие гарантийные обязательства, освобождающие предстартовую подготовку от некоторых контрольных операций. Давно отпала необходимость отдельной транспортировки наиболее чувствительных и ответственных приборных блоков. Новые конструктивные решения неизменно повышали весовую отдачу, и при том же боевом заряде и дальности уменьшался стартовый вес боевых ракет и их габариты, что позволило транспортировать их в более полном комплекте и без разделения на блоки.

Стартовые позиции боевых баллистических ракет стали прятаться под землю. Появились шахтные пусковые установки. Были разработаны и созданы ракетные комплексы для подводных лодок с запуском ракет из-под воды. Появились и многие другие виды ракетного оружия, отличающегося скрытностью, неуязвимостью и высокой степенью боевой готовности.

Ракетам-носителям с существующими боевыми баллистическими ракетами давно уже не по пути. У них другие задачи, другие цели, и иные предъявляются к ним требования.

Космодром

Наземный комплекс ракет-носителей прятать некуда, да и незачем. Он, как и испытательный ракетный полигон, должен иметь обширную территорию отчуждения, на которой можно было бы расположить многочисленные и развитые средства общетехнического оборудования. Он должен иметь достаточно развитые подъездные пути и вообще транспортные средства, связывающие его с промышленными центрами страны. И в его составе должно располагаться необходимое специальное оборудование для подготовки тяжелых ракет-носителей и космических аппаратов к пуску. Этот комплекс, впитавший в себя опыт организации и структурные принципы ракетных испытательных полигонов, в отличие от них, стал называться *космодромом* — название, широко распространенное в печати, но слабо прививающееся в разговорном общении.

Таким образом, так же как современные боевые баллистические ракеты и ракеты-носители имеют своим общим предком боевые баллистические ракеты первого поколения, так и

могущественный наземный комплекс ракет-носителей сегодняшнего дня берет начало своей родословной от полигонных средств прошлого.

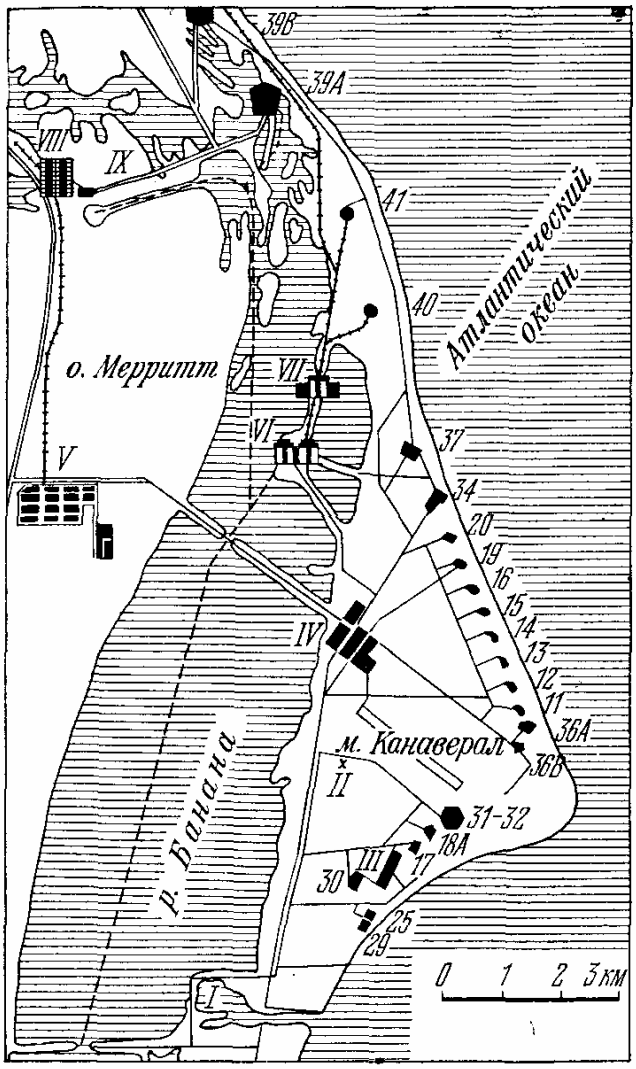


Рис. 9.3. Расположение стартовых и технических комплексов на мысе Канаверал: *I* — гавань, *II* — центр управления запусками пилотируемых спутников и космических кораблей, *III* — выставочная площадка для ракет, *IV* — район сборки и испытаний, *V* — административные службы, мастерские, район обслуживания и испытаний, *VI* — здание для вертикальной сборки носителей «Титан-III», *VII* — здание для сборки стартовых твердотопливных ступеней для ракеты «Титан-IIIC», *VIII* — пост управления и здание для вертикальной сборки ракет-носителей «Сатурн-V», *IX* — тракт для доставки «Сатурн-V» к стартовой площадке, *11*, *12*, ... — стартовые комплексы для испытания и пусков боевых ракет и ракет-носителей.

Территориальное расположение космодромов для пуска ракет-носителей определяется общим географическим рельефом крупной промышленно развитой страны, и далеко не в каждой имеются для этого подходящие условия.

Территория, на которой располагаются средства пуска ракет-носителей, должна быть достаточно удалена от промышленных центров и оживленных магистралей, но, сохраняя территориальную обособленность, иметь вместе с тем удобные и развитые транспортные пути для подвоза как обычных, так и некоторых нестандартных грузов. Расположение космодрома должно допускать выбор трасс пуска (преимущественно с запада на восток), проходящих над малонаселенными районами. При этом необходимо предусмотреть секторы для аварийного увода носителя и выбрать районы падения отделяющихся частей конструкции.

В основном всем этим требованиям удовлетворяет расположение отечественного государственного космодрома, обычно называемого «Байконур», в Казахстане, а также (быть может, даже в большей степени) расположение восточного ракетного полигона США на острове Мерритт и мысе Канаверал (рис. 9.3). Полуостровное расположение Флориды, а кроме того, русла рек Индиана и Банана обеспечивают этому комплексу относительную

территориальную обособленность, а береговое расположение допускает пуск ракет в сторону Атлантического океана в пределах угловой ширины сектора, достигающей 75°.

Для испытаний и пусков каждого типа ракет на полигоне отводятся, как правило, территориально обособленные зоны, имеющие самостоятельный комплекс сооружений, оборудования и стартовых площадок. По полигонной традиции им присваиваются номера. В частности, стартовые комплексы 40 и 41 предназначены для пусков носителя «Титан-IIIC», а для его сборки и подготовки предназначены технические комплексы, расположенные в корпусах VI и VII. Сборка и подготовка ракеты «Сатурн-V» производилась в сборочном корпусе VIII, а для пусков использовались стартовые комплексы 39A и 39B. Наземный комплекс (технический и стартовый вместе) для каждого носителя представляет собой обособленную зону космодрома. Таких зон на мысе Канаверал несколько. По мере закрытия определенного цикла работ некоторые комплексы консервируются или подвергаются переделкам под новый тип носителя. Так, например, в настоящее время стартовый комплекс ракеты «Сатурн-V» перестраивается для запусков космической системы многократного использования. Часть площадок на полигоне отводится под испытание баллистических ракет военного назначения.

К числу весьма важных вопросов расположения и организационной структуры наземного комплекса для ракет-носителей относится вопрос о средствах и способах доставки на полигон крупногабаритных блоков ракет. Удобнее всего, конечно, было бы воспользоваться для этой цели железнодорожным транспортом. Однако ракеты-носители в собранном виде ни по длине, ни по поперечным размерам в существующие габариты железных дорог не вписываются. Поэтому железнодорожный транспорт используется только для поблочной доставки ракет-носителей.

Такому способу транспортировки удовлетворяет, в частности, ракета СК. Это — одно из основных преимуществ пакетной схемы. Но и оно может быть использовано лишь в определенных пределах. По принятым нормам внешний поперечный размер вагонов не может превышать 3250 *мм*, а по высоте от головки рельса предельный размер составляет 4650 *мм*. В эти пределы должна вписываться сама железнодрожная платформа со скатами, корпус вагона, а внутри надо разместить блок ракеты. Для транспортировки ракеты СК используются многоосные вагоны, в которые через съемную крышу на специальные ложементы — полукруглые опоры — укладываются блоки ракеты. Крепление включает в себя также и необходимые средства амортизации.

Для транспортировки крупных блоков могут быть использованы и шоссейные дороги. Габаритные ограничения здесь не

столь строгие, и при специальном разрешении на перевозку поперечный размер автопоезда может быть доведен до 4 *м*, а высота до 5,4 *м* при полной длине автопоезда, достигающей 24 *м*. На транспортировку по шоссейным дорогам накладываются также и весовые ограничения — 60—70 *тс*.

Ракета «Сатурн-V», относящаяся к классу многоступенчатых ракет поперечного деления, имеет диаметр блока первой ступени более 10 *м*. Понятно, что транспортировать такие блоки

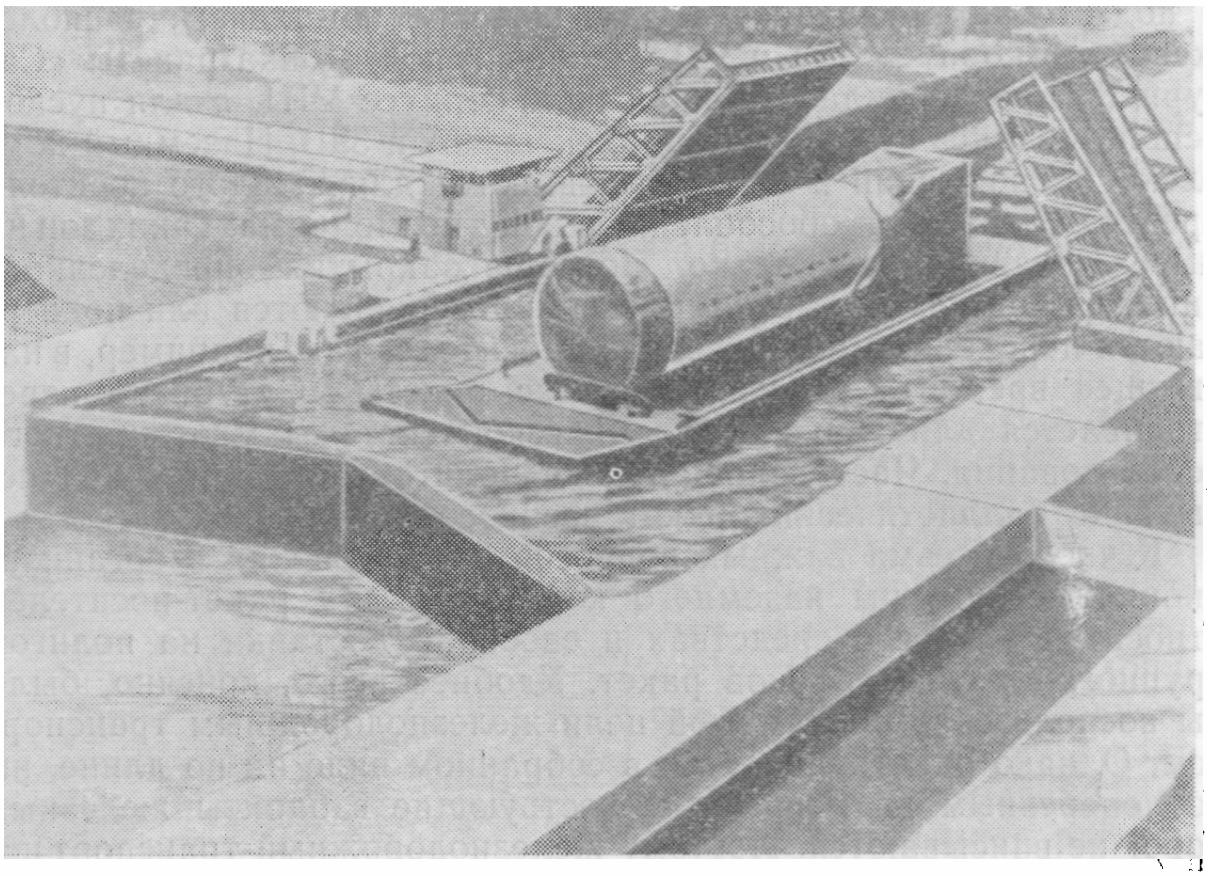


Рис. 9.4. Перевозка крупногабаритного блока на барже.

по железным и автомобильным дорогам невозможно. Но географическое положение мыса Канаверал позволяет доставлять их по воде на баржах (рис. 9.4). На рис. 9.3 пунктиром показан путь барж к месту сборки. Последний участок пути баржа проходит по специально прорытому для этой цели каналу. Канал заканчивается шлюзовой камерой, где подъемом воды уровень палубы выравнивается со съездными путями, после чего блок ракеты, установленный на транспортной платформе, доставляется тягачом в цех сборки.

Многие ракетные блоки могут доставляться на полигон и средствами авиации (рис. 9.5). Конечно, по грузоподъемности и по габаритам перевозимых грузов возможности авиации не превышают возможностей автотранспорта. Но у авиации есть бес-

спорное преимущество в скорости. Поэтому авиация играет, кроме всего прочего, и роль оперативного резерва. Нередки случаи, когда в период уже начатых летных испытаний при обнаруженных дефектах требуется срочная замена какого-то агрегата или приборного блока, а устранить неисправность на месте невозможно. Тогда на помощь приходит завод-изготовитель и авиация. Конечно, оперативная помощь подобного рода не исключает и работ на месте. Поэтому в составе космодрома должны находиться и свои технические средства —

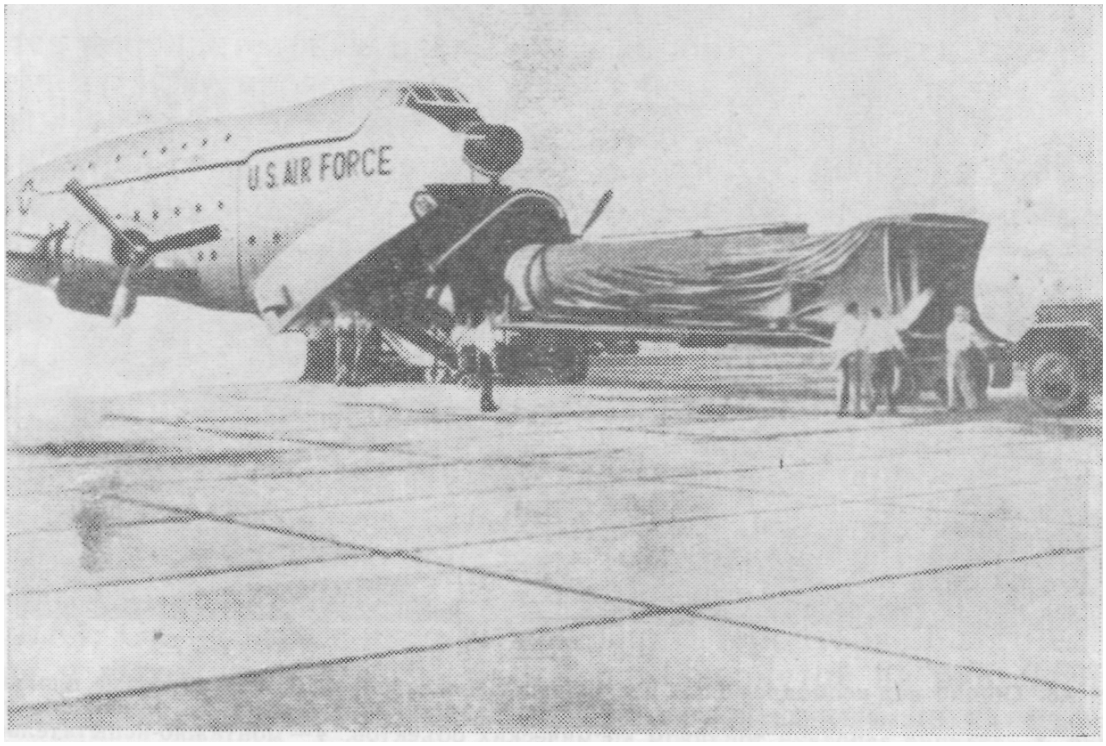


Рис. 9.5. Погрузка блока в самолет.

мастерские, станочный парк, электромеханическое и лабораторное оборудование.

Кроме требований доставки уникальных негабаритных блоков, подъездные пути космодрома должны также обладать необходимой пропускной способностью и для доставки многих грузов обычного типа. Как видим, космодром можно рассматривать как крупный промышленный центр, имеющий свой железнодорожный узел, аэродром и разветвленную систему внутренних дорог и связи.

На испытания и пуски ракет-носителей не накладываются требования скрытности. Сооружения космодрома располагаются на открытой местности свободно в соответствии с технической целесообразностью и требованиями общей безопасности.

На рис. 9.6 показана некоторая обобщенная, не претендующая на конкретность, схема расположения основных сооружений

зоны космодрома, предназначенной для определенного типа ракеты-носителя.

Прием и хранение блоков ракеты-носителя, ее сборка, подготовка космического объекта, его снаряжение и заправка расходными средствами жизнеобеспечения, а иногда и топливными компонентами, а также подготовка стартовых твердотопливных ступеней и твердотопливных вспомогательных двигателей — все эти работы выполняются на *технической позиции* (см. рис. 9.6, *Г*),

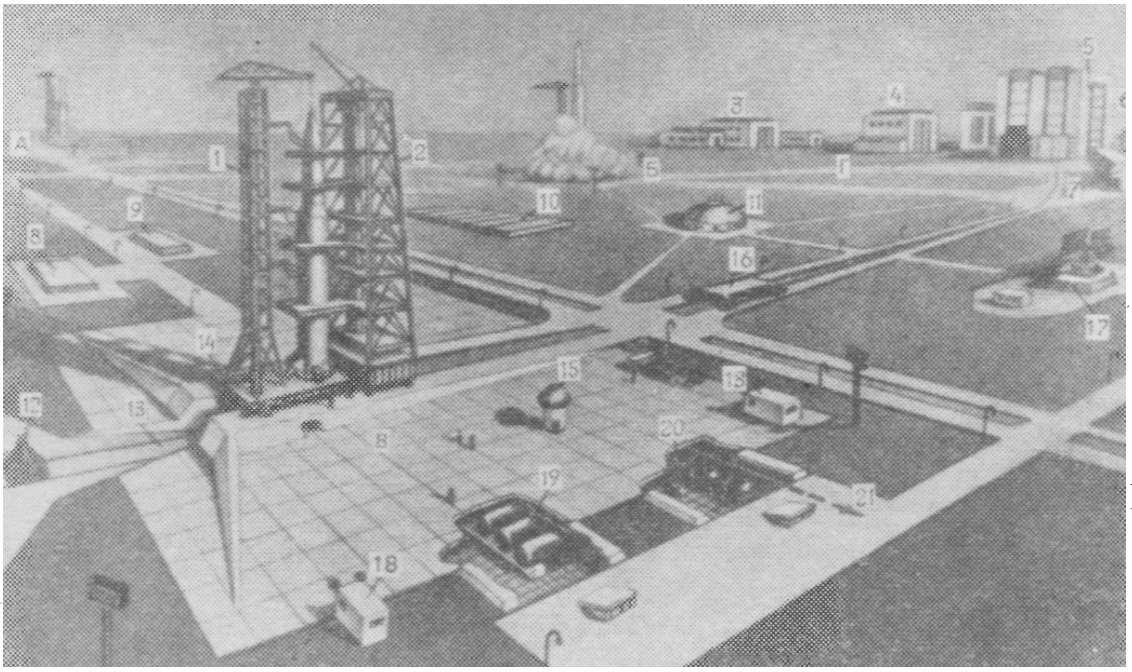


Рис. 9.6. Общий вид космодрома для пусков ракет-носителей; *А*, *Б*, *В* — стартовые площадки космодрома; *Г* — техническая позиция, *1* — кабель-заправочная башня, *2* — башня обслуживания, *3* — станция заправки топливом космических объектов, *4* — монтажно-испытательный корпус космических объектов, *5* — монтажно-испытательный корпус ракеты-носителя, *9* — компрессорная станция, *7* — выносной командный пункт, *8* — хранилище и заправочная станция окислителя, *9* — ресиверная, *10* — бассейн с водой системы пожаротушения, *11* — командный пункт, *12* — газоотражатель, *13* — газоотводный канал; *14* — пусковая система, *15* — башня для приборов наведения ракеты по азимуту, *16* — гусеничный транспортер, *17* — радиолокационная станция, *18* — укрытие для обслуживающего персонала, *19* — хранилище и заправочная станция горючего, *20* — хранилище и заправочная станция окислителя, *21* — коммуникации к испарительным площадкам водорода.

т. е. на территориально объединенном комплексе сооружений и технологического оборудования для сборки, проверки и подготовки ракеты и космического аппарата к пуску.

В основе организации работ, проводимых на технической позиции, как и на всяком крупном предприятии, лежит цеховой принцип. Для каждой категории работ требуется свое оборудование, своя контрольная измерительная аппаратура, свой инженерно-технический персонал, а также соблюдение специфических норм и правил техники безопасности. Хранение и подготовка твердотопливных блоков производится в специально предназначенных для этой цели хранилищах и боксах. Для сборки, ком-

плектации и испытаний космических объектов отводится специальный монтажно-испытательный корпус *4* (рис. 9.6), а в случае, если заправка топливом производится на технической позиции, то и обособленная заправочная станция *3*. Сборка ракеты-носителя производится в главном монтажно-испытательном корпусе *5*. Там же к ракете-носителю пристыковывается в укомплектованном виде и сам космический объект.

Из монтажно-испытательного корпуса по специальному профилированному бетонному покрытию или железнодорожному пути ракета доставляется на одну из стартовых площадок *А*, *Б* и *В*, где заправляется топливными компонентами и где производятся дополнительные предстартовые автономные испытания систем, а также проверка их взаимодействия (комплексные испытания).

Группа стартовых площадок объединяется обычно общим названием — *стартовая позиция*, а вся совокупность средств доставки собранной ракеты на стартовую площадку, включая подъездные пути, средства ее установки, заправки и предстартовых испытаний, представляет собой стартовый комплекс.

Таким образом, в укрупненно-территориальном плане наземный комплекс для пусков ракет-носителей подразделяется на техническую позицию и стартовую позицию. Границы между ними определяются как функциональными задачами, так и административной подчиненностью.

Кроме технического комплекса и стартового, в состав космодрома входят и элементы *командно-измерительного комплекса* (*КИК*). Он не имеет явно выраженного территориального единства и выходит далеко за пределы развернутой на рис. 9.6 панорамы. Да и вообще командно-измерительный комплекс — понятие не территориальное, а организационно-техническое. Это — высокоорганизованная и автоматизированная совокупность командных радиолиний средств измерений и обработки полученных данных. *КИК* принимает и реализует оперативные решения во время старта ракеты, ее выведения и окончательного формирования орбиты космического объекта. На *КИК* возлагается непрерывная работа с пилотируемыми космическими кораблями от момента пуска до посадки, а также со всеми функционирующими объектами, несущими зачастую очень длительную службу в космическом пространстве.

На космодроме как составная часть командно-измерительного комплекса располагается обычно один из командно-измерительных пунктов, в задачу которого входит передача на борт, прием с борта и запись контролируемых параметров бортовых систем ракеты-носителя и космического корабля, а также регистрация исполнения бортовых команд с привязкой всех событий к шкале единого времени. Полученная через радиоканал инфор-

мация необходима не только для оперативной работы во время пуска. Она становится предметом последующей обработки и анализа. По выявленным замечаниям делаются выводы о причинах возникновения неполадок, и конструкторы ракеты и корабля получают неоценимые объективные данные, которые кладутся в основу дальнейшего совершенствования бортовых систем.

Командно-измерительный пункт космодрома может вести работу с ракетой-носителем только в пределах радиовидимости. Поэтому в системе *КИК* предусматривается расположение командно-измерительных пунктов вдоль трассы выведения. Полученная ими информация передается в центр управления пуском ракеты-носителя.

Работа командно-измерительного комплекса с пуском ракеты не завершается, а только начинается. Основной объем работ приходится не на контроль за участком выведения, а на связь с космическим объектом и на управление им в соответствии с предусмотренной программой полета.

Итак, мы перечислили три основных комплекса. Два из них — технический и стартовый — образуют собственно космодром. Их задача — подготовить ракету к старту и осуществить пуск. Третий комплекс, т. е. командно-измерительный, подготовкой ракеты-носителя к пуску не занимается и включается в работу непосредственно перед стартом, когда начинает функционировать бортовое радиооборудование.

2. ПРЕДСТАРТОВАЯ ПОДГОТОВКА И ПУСК РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Технические средства сборки ракеты-носителя

Мы уже не раз говорили о том, что развитие ракетно-космической техники всегда ставило и продолжает ставить достаточно разнообразные задачи перед многими отраслями промышленности и народного хозяйства. С развитием ракетной техники возникла необходимость производства в больших количествах новых топливных компонентов, в частности, водорода. С развитием ракетной техники потребовалось и освоение новых технологических операций в металлообрабатывающей промышленности, таких, как например, электрохимическое фрезерование панелей или вакуумная пайка камер. Не обошла своим вниманием ракетная техника и такую важную отрасль тяжелого машиностроения, как подъемно-транспортное оборудование.

Методы подъема и транспортировки тяжелых и крупногабаритных объектов развивались тысячелетиями. Человека этот вопрос занимал давно (наверняка еще до сооружения египетских пирамид), а современная техника достигла в этой области невиданных успехов. Сейчас мы являемся свидетелями того, как пе-

редвигаются и тяжелейшие мостовые фермы, и домны, и многоэтажные жилые здания. Такие операции относятся к числу уникальных. Они длительно и тщательно готовятся. Вес перемещаемых грузов порой измеряется десятками тысяч тонн, и это поражает воображение. Но в ракетной технике этим удивить кого-либо трудно. То, что при других обстоятельствах представляется сенсационным, здесь стало нормой. Для транспортировки, например, собранной ракеты «Сатурн-V» используется платформа весом 5500 *тс*, из которых около 300 *тс* приходится на незаправленную ракету. Путь, который проходит это сооружение от цеха сборки до стартовой площадки, имеет протяженность около 5 *км*. Мобильная башня предстартового обслуживания ракеты весит примерно 4100 *тс*. Снаряженные твердотопливные блоки первой ступени проектируемой в США ракетно-космической системы многократного использования весят каждый по 600 *тс*. Эти блоки необходимо не только подвезти к месту сборки, но и установить в вертикальное положение и обеспечить общую сборку ракетной системы.

Суть дела, однако, заключается не только в весах передвигаемых и поднимаемых блоков, но и в ответственности операций, производимых при сборке и транспортировке ракет.

Блоки ракеты на монтажные, транспортировочные и сборочно-стыковочные усилия рассчитываются обычно не для того, чтобы усилить конструкцию, а в основном чтобы обосновать и сформулировать технические требования к проводимым подъемно-транспортным операциям. Вес ракеты считается на килограммы, и было бы неразумно повышать ее прочность и соответственно увеличивать вес только потому, что на Земле затруднительно произвести необходимые операции с должными мерами предосторожности.

Конструкция блоков ракеты-носителя тонкая и требует деликатного обращения. Достаточно сказать, что при большом весе и внушительных размерах блоков внешняя теплоизолирующая обшивка водородного бака, а в некоторых местах и стенки баков не выдерживают веса ступившего на них человека. Для того чтобы поднять, переставить и установить блок в вертикальное положение, необходимы специальные монтажно-силовые приспособления. На рис. 9.7 показана, например, укладка на транспортер блока третьей ступени ракеты «Сатурн-V» (он же — блок второй ступени для ракеты «Сатурн-IB»). Блок весит около 12 *тс*. Чтобы поднять его, изготавливаются специальные бандажные кольца *2*. Чтобы сохранить форму относительно гибких торцевых шпангоутов, вводятся специальные торцевые монтажные фермы и кольца *1* и *4*. Они являются силовыми элементами при установке блока в вертикальное положение. При транспортировке поверхность блока во избежание случайных повреждений

закрывается двустенным надувным чехлом, а поверх него надевается еще и плотный нейлоновый чехол, чтобы внутрь не попадала пыль и влага. При скреплении чехлов применяются застежки типа молния, достигающие длины 17 *м*.

От подъемно-транспортных средств требуется высокая точность регулирования скоростей сближения при стыковке блоков. Нагрузки на стыкуемые поверхности при сборке обусловливаются заранее установленными требованиями, а для контроля за их соблюдением в ряде случаев вводятся даже датчики контактных усилий.

От грузоподъемных средств требуется также и повышенная надежность. В отличие от обычных грузоподъемных кранов, опускание поднятого груза производится не в режиме торможения, а на работающих двигателях, число которых удваивается, с тем чтобы в случае неожиданного отказа одного из них работа могла бы быть закончена вторым. Такое дублирование требует, естественно, и расширения средств автоматики. И наконец, кроме всего прочего, проведение наземных работ вообще и монтажных, в частности, требует особой организованности и регламентированных во времени действий обслуживающего персонала.

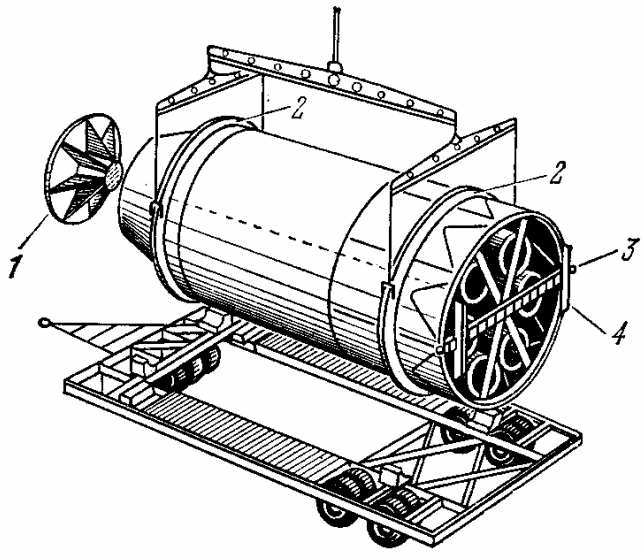


Рис. 9.7. Укладка блока третьей ступени ракеты-носителя «Сатурн-V» на транспортер: *1* — переднее опорное кольцо, *2* — кольцевые бандажи, *3* — цапфы, *4* — заднее опорное кольцо.

Тяжелых ракет-носителей к настоящему времени создано не так уж и много. И тем не менее можно считать, что уже выработались и установились три основных метода сборки ракет: горизонтальная — с последующей транспортировкой и установкой ракеты на стартовой позиции, открытая вертикальная сборка непосредственно на стартовой площадке, и, наконец, вертикальная сборка в монтажном корпусе с последующей транспортировкой ракеты к стартовой позиции в вертикальном же положении.

Наиболее проста и экономична горизонтальная сборка. Она берет начало от первых баллистических ракет, и в проведении и организации таких работ накопился более чем достаточный опыт.

Первые боевые баллистические ракеты, если они транспортировались на стартовую позицию поблочно, как ракета «Редстоун», собирались вблизи стартовой площадки на лафете уста-

новщика. Но большей частью сборка производилась в закрытом помещении монтажно-испытательного корпуса (сокращенно — *МИК*), и ракета доставлялась на стартовую позицию в собранном виде, но без головной части. Головная часть всегда транспортируется отдельно и пристыковывается к корпусу ракеты перед ее установкой в вертикальное положение, а в некоторых случаях и после того, как установка уже произведена.

Стыковка блоков, как при заводской сборке, так и на технической позиции, обычно производится с помощью стыковочных тележек. Один из примеров такой стыковки показан на рис. 9.8. Конструкция тележек не только обеспечивает соосное сближение блоков, но и дает возможность поворачивать их относительно

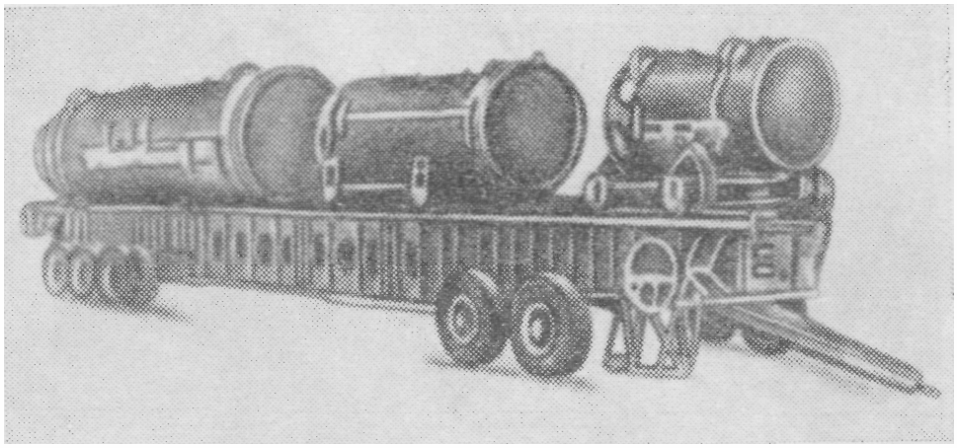


Рис. 9.8. Пятиосная платформа для стыковки блоков ракеты «Минитмен».

продольной оси, а если надо, то и несколько сдвигать в поперечном направлении до полного совмещения узлов крепления.

Такого рода приемы стыковки полностью сохранились и для ракет-носителей. Ракеты поперечного деления монтируются в горизонтальном положении опять же с помощью монтажно-стыковочных тележек, перемещаемых внутри *МИК*, как правило, по внутрицеховой железнодорожной колее. Эта операция технических затруднений не вызывает. Несколько сложнее обстоит дело с горизонтальной сборкой ракет, имеющих пакетную схему, таких, как например, ракета СК.

Сборка пакета производится на специальном стапельном устройстве, фиксирующем взаимное расположение блоков и обеспечивающем точное совмещение узлов крепления. На стапели сначала укладываются два боковых блока ракеты СК, затем — центральный. После их соединения сверху накладываются два остающихся блока и соединяются с тремя первыми. Когда пакет собран, а блоки надежно скреплены, вся ракета в сборе поднимается мощным внутрицеховым портальным краном и перекладывается на лафет установщика. Таким образом, в *МИК* при необходимости может быть собран не один, а несколько

пакетов, число которых соответствует задачам пусков, но ограничивается производственными площадями *МИК*. На рис. 9.9 показано внутреннее помещение *МИК* с двумя собранными носителями СК без пристыкованного блока третьей ступени и без космического объекта.

Подготовка и проверка космического объекта, как мы уже говорили, ведется одновременно со сборкой носителя в специально отведенном отсеке *МИК* или же в самостоятельном *МИК*, находящемся на технической позиции. Собранный и полностью

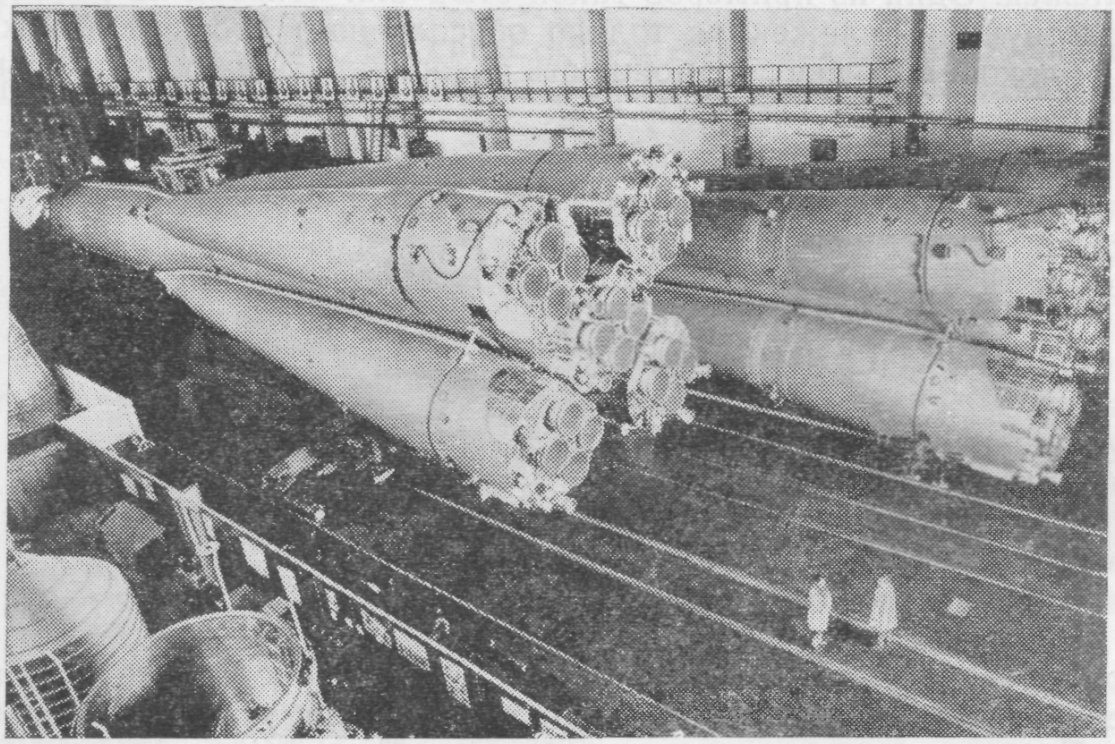


Рис. 9.9. Внутреннее помещение монтажно-испытательного корпуса.

оснащенный космический объект поступает затем в монтажный зал *МИК*, где пристыковывается к торцевому шпангоуту блока последней ступени. Эта операция выполняется с помощью специального манипулятора, обеспечивающего пространственное перемещение космического объекта по шести степеням свободы. На рис. 9.10 показано проведение заключительной операции стыковки электроразъемов системы аварийного спасения.

Пока блоки носителя транспортировались от завода-изготовителя до здания *МИК*, в них могли возникнуть технические неисправности. Вследствие длительных вибраций при перевозке может нарушиться герметичность соединения трубопроводов, не исключено замыкание цепей на корпус, могут нарушиться контакты в электроразъемах. Наконец, в недостаточно жестко закрепленных и потому сильно вибрирующих элементах возможно даже образование усталостных трещин; впрочем, это уже —

аварийное событие, для предотвращения которого заранее принимаются надлежащие меры. Так или иначе, но перед сборкой на технической позиции каждый блок проходит поагрегатный технический контроль и автономные испытания, а после сборки необходимы и комплексные испытания, цель которых проследить за прохождением всех команд системы управления и автоматики. Обнаруженные неисправности оперативно устраняются на месте с помощью средств, которыми оснащена техническая позиция. В *МИК* для проведения горизонтальных испытаний имеются колонки для присоединения пневмопитания и источники

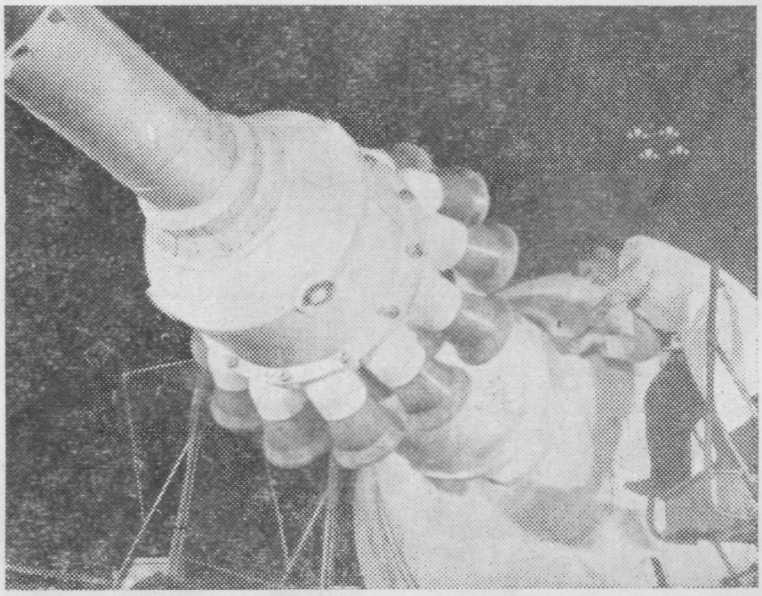


Рис. 9.10. Подключение цепей системы аварийного спасения к сети бортовой автоматики.

постоянного и переменного тока для испытуемых систем и для контрольно-измерительной аппаратуры.

Автономные и комплексные горизонтальные испытания в *МИК* не являются окончательными. Они могут быть повторены или продолжены и на стартовой площадке. Это служит целям устранения неполадок, которые могут возникнуть при перевозке ракеты, ее установке в вертикальное положение на стартовое устройство, а также в результате переключения бортовых систем на новые источники наземного питания.

После горизонтальных испытаний ракета считается подготовленной к отправке на стартовую позицию и вывозится из *МИК* в соответствии с утвержденным графиком проводимых работ. Это делается примерно за сутки до старта, иногда раньше, а иногда и позже, в зависимости от тех задач, которые преследуются предпринимаемым пуском. Более тяжелые носители, например, «Сатурн-V», вывозятся на стартовую позицию примерно за неделю до пуска.

Собранная ракета СК транспортируется по железнодорожной колее тепловозной тягой. На рис. 9.11 показан общий вид на стартовую площадку. По полотну к стартовой площадке направляется расположенная на лафете установщика ракета СК с пристыкованным к ней космическим кораблем «Союз». Перед стар-

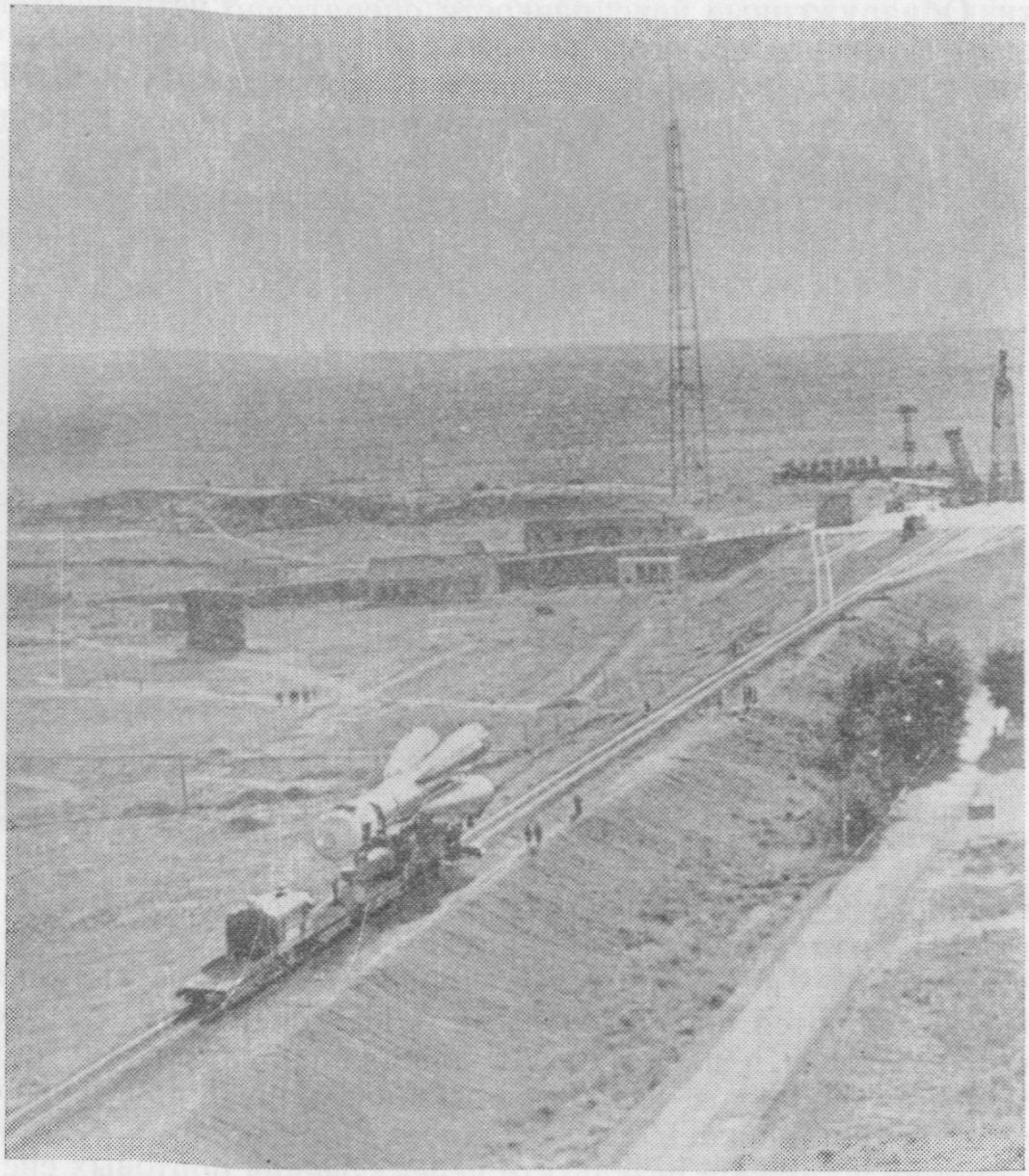


Рис. 9.11. Транспортировка собранной ракеты на стартовую позицию.

товой площадкой железнодорожная колея заканчивается пятью тупиковыми ветками. Средняя из них предназначена для установщика, а боковые — для заправщиков и цистерн с заправочными компонентами. Прибывший на стартовую площадку установщик фиксируется в строго определенном положении и жестко скрепляется с бетонным основанием. С помощью гидродомкра-

тов установщика лафет поднимает ракету (рис. 9.12) до тех пор, пока она не примет вертикальное положение, зависая над проемом стартового устройства. Именно в этом положении и экспонируется для посетителей Выставки достижений народного хозяйства в Москве ракетно-космическая система «Восток» (рис. 9.13). Ракета уже висит в вертикальном положении на

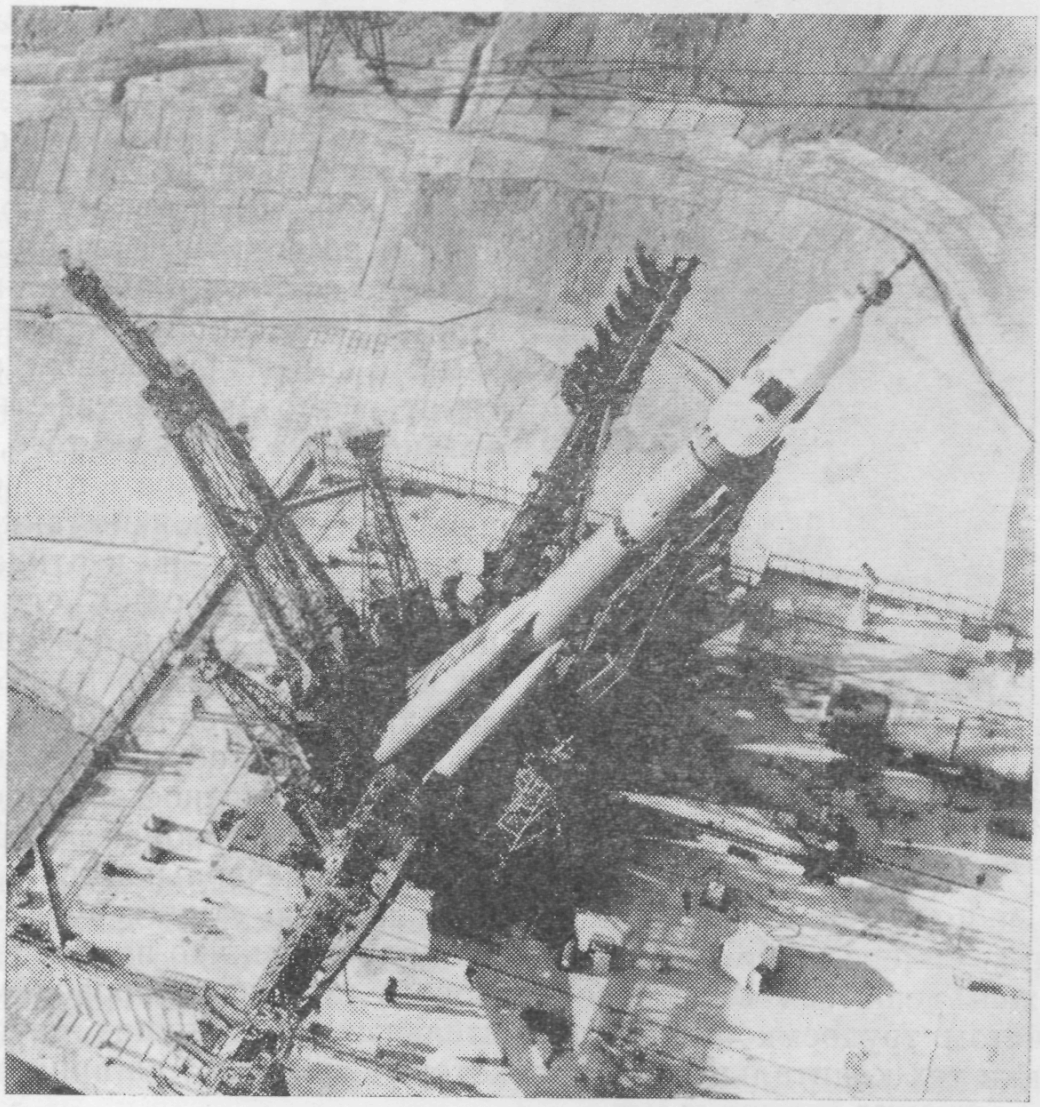


Рис. 9.12. Установка ракеты в вертикальное положение.

стреле лафета, но под нее еще не подведены опорные фермы. Описание процедуры установки ферм требует объяснения устройства стартовой системы ракеты СК, и на этом мы остановимся несколько позже.

Установка ракеты класса СК в вертикальное положение для современного наземного обрудования особых трудностей не представляет. Незаправленная ракета-носитель с космическим объектом весит свыше 30 тонн. По современным понятиям это не так

уж и много. Для более мощных и тяжелых носителей, однако, эта операция уже представляет известные трудности. Поэтому вполне уместным становится вопрос, что предпочесть — горизонтальную или вертикальную сборку ракетной системы. И эта тема заслуживает обсуждения.

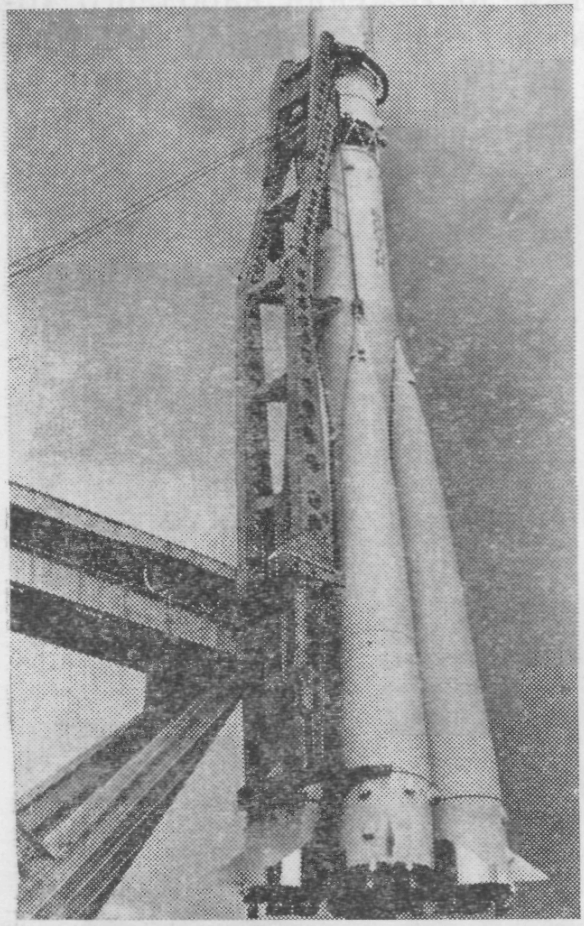


Рис. 9.13. Ракета, висящая на стреле установщика.

Наземный комплекс с вертикальной сборкой

Вертикальная сборка позволяет поднимать ракету по частям и возводить ее из блоков подобно современному зданию. При вертикальной сборке наземный комплекс освобождается от громоздкого лафетного установщика, а кроме того, отпадает необходимость проведения двух циклов испытаний — горизонтальных и вертикальных; образуется один единый цикл. Вместе с тем совершенно ясно, что для вертикальной сборки требуется новое и отнюдь не простое грузоподъемное и транспортное оборудование. Но этим проблема выбора далеко не исчерпывается. Метод сборки меняет облик и организационную структуру наземного комплекса в целом. Поэтому вопрос о том, что предпочесть, должен решаться на основе глубокого анализа, проводимого с учетом трудоемкости подготовительных и текущих работ и оценки тех капитальных затрат, которые вытекают из принимаемого решения.

Наиболее очевидной представляется вертикальная сборка носителя непосредственно на стартовой площадке (рис. 9.14). При этом нет нужды заботиться о последующей перевозке собранной ракеты. И это, казалось бы, — единственное разумное решение. Однако, если не транспортируется сама ракета, то, во всяком случае, надо отводить от стартовой площадки все грузоподъемные и монтажные средства, и — на достаточное расстояние. Этого требуют элементарные соображения безопасности. При взрыве ракеты на старте (а это — наиболее тяжелая и пагубная по своим последствиям авария) стартовое оборудование полностью

выходит из строя, а от взрывной волны могут пострадать и некоторые удаленные сооружения. Когда планируется общее расположение служб полигона, возможность подобных бед обязательно принимается во внимание, а их последствия приближенно оцениваются по величине тротилового эквивалента взорвавшейся на старте ракеты.

Сборка тяжелого носителя может продолжаться от одного до двух месяцев. Все это время стартовое оборудование и сама пусковая установка находится в ожидании конца монтажных работ и приводится в движение лишь в последние дни предстартовой подготовки. После пуска ракеты стартовая площадка частично ремонтируется, приводится в порядок и готовится к началу нового цикла сборочных работ. Следовательно, при таком методе сборки стартовая позиция имеет низкую пропускную способность и, чтобы обеспечить практически необходимую частоту пусков, одной площадкой обойтись нельзя. Необходимо несколько сборочно-стартовых площадок, оснащенных грузоподъемными и монтажными средствами. Что касается оборудования, то имеется возможность воспользоваться одной башней обслуживания на две или три площадки, перемещая по рельсовому полотну грузоподъемные фермы в соответствии со смещением цикла работ. Это дает несомненную экономию. Что же касается самих пусковых установок, то здесь сэкономить что-либо трудно. Правда, иногда можно воспользоваться передвижным газоотражателем. Но стартовая позиция для тяжелого носителя требует большого объема земляных и бетонных работ, и с этим связаны основные и очень большие капитальные вложения.

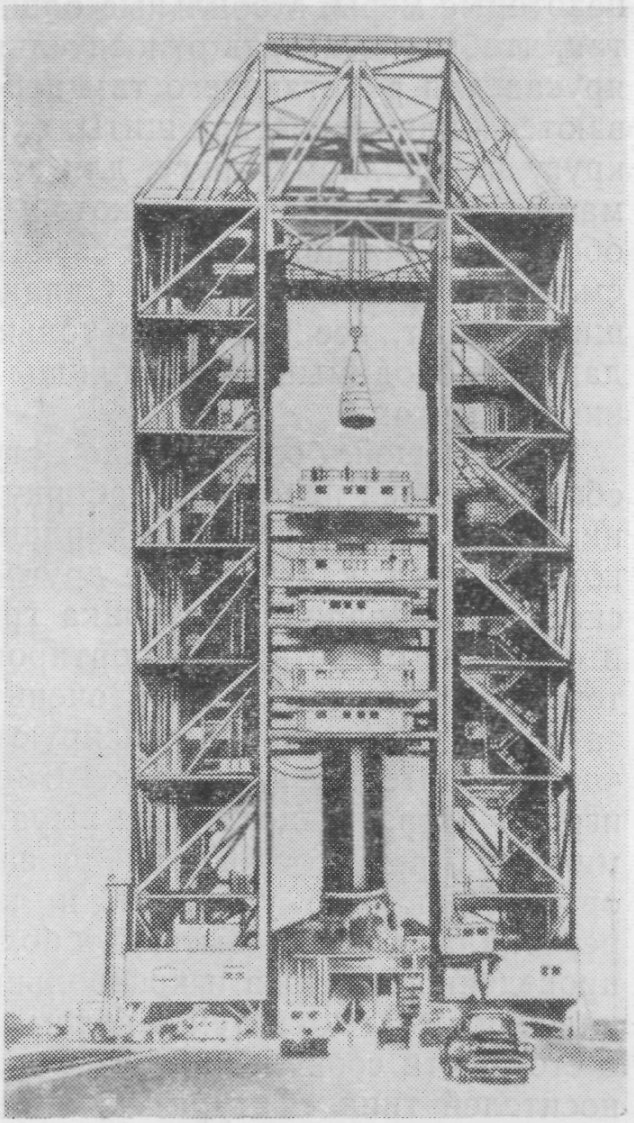


Рис. 9.14. Вертикальная сборка тяжелого носителя на стартовой площадке.

Монтажные работы, проводимые на открытой позиции, оказываются, естественно, в прямой и косвенной зависимости от климатических условий и метеорологической обстановки. Это не только создает очевидные неудобства, но в ряде случаев приводит и к срыву графика работ. Конечно, и здесь можно принять некоторые меры. Мобильные башни обслуживания выполняются так, чтобы обеспечить относительно сносные условия на верхних ярусах для работающего там персонала. На башнях устанавливаются цилиндрические щиты, охватывающие носитель по полукругу или полному кругу, для защиты от ветра — так называемая ветровая защита. В некоторых случаях наверху вблизи мест обслуживания можно даже создать полузамкнутый объем с приемлемым микроклиматом. Однако, как показывает уже имеющийся опыт, все эти меры только частично достигают цели и дают необходимый эффект лишь в районах с относительно мягким климатом.

Следующей, более высокой ступенью развития вертикальной сборки явился переход на сборку носителя в закрытом помещении *МИК*. Такое решение кардинально меняет облик наземного комплекса, и, как и всякое другое, требует расчетно-экономического обоснования. Постройка громадного монтажного корпуса и создание средств транспортировки тяжелого носителя к стартовой площадке обходятся очень дорого. Высокие капитальные затраты частично компенсируются возможным уменьшением числа стартовых площадок. Вместе с тем существенную роль играют и преимущества, не выражаемые числовой мерой экономических расчетов. Сборка в закрытом помещении создает и организационные удобства, и комфорт для обслуживающего персонала. Отсюда вытекает более тщательное и качественное проведение монтажа и контрольных испытаний и более высокая надежность всех систем в целом. Поэтому, что бы ни говорилось о стоимости сооружений, все же для самых мощных и тяжелых носителей типа «Сатурн-V», а ныне и для космических систем многократного использования, современная ракетная техника все в большей мере склоняется к проведению основных монтажных работ в закрытом помещении.

Самое большое в настоящее время здание вертикальной сборки сооружено для ракеты «Сатурн-V». Изображение каркасной схемы этого корпуса, не претендующее на точность передачи деталей, но сохраняющее все основное и типичное для подобных сооружений, показано на рис. 9.15. Это только силовой скелет. Легко представить, что на нем смонтированы междуэтажные перекрытия, лифты, помещения, где оборудованы мастерские, лаборатории и, наконец, служебно-бытовые помещения для персонала.

Корпус состоит из двух частей. Высотная часть, где производится сама вертикальная сборка, имеет высоту 160 *м* и площадь основания 135 × 153 $м^2$. В более низкой части, высотой всего 64 *м*, производится приемка, комплектация, проверка и подготовка блоков к вертикальной сборке. Высотная часть оснащена двумя мостовыми кранами грузоподъемностью по 230 тонн каждый. Кроме того, на различных ярусах располагается еще несколько кранов меньшей мощности и до полусотни различных

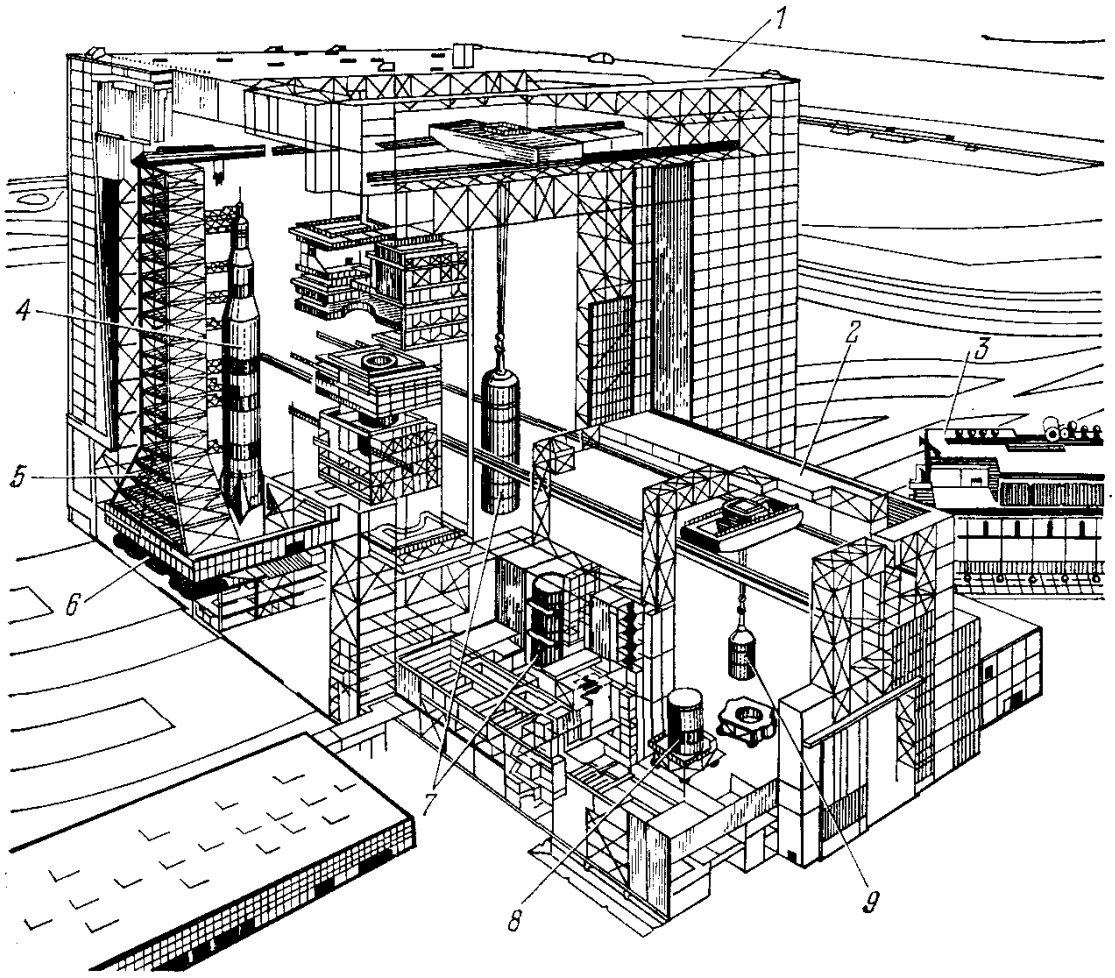


Рис. 9.15. Здание вертикальной сборки ракет: *1* — высотная часть, *2* — малый пролет, *3* — здание центра управления пуском, *4* — собранная ракета-носитель, *5* — кабель-заправочная башня, *6* — гусеничный транспортер, *7* — вторые ступени ракеты (одна находится на стадии проверки, другая переносится краном), *8* — третья ступень ракеты в процессе проверки, *9* — космический объект.

грузоподъемных приспособлений. Площадь и объем высотного отсека позволяют проводить монтаж сразу четырех носителей, находящихся на различной стадии сборки.

Сборка ракеты-носителя производится непосредственно на пусковой платформе, траспортируемой на стартовую позицию вместе с собранной ракетой и доставляемой обратно в монтажный корпус порожняком. Таким образом, платформа может рассматриваться одновременно и как транспортируемая верхняя

часть пусковой установки стартового комплекса и как монтажно-транспортное приспособление технической позиции. Верхняя палуба платформы имеет форму прямоугольника со сторонами 41×49 *м*. Примерно половину площади занимает монтируемая на платформе ракета. Для выхода струи газов в платформе имеется квадратный проем шириной 14 *м*. В этот проем примерно на 3 *м* углубляются сопла пяти двигателей первой ступени. Установленный блок первой ступени жестко крепится к платформе. Перед стартом крепление, естественно, снимается.

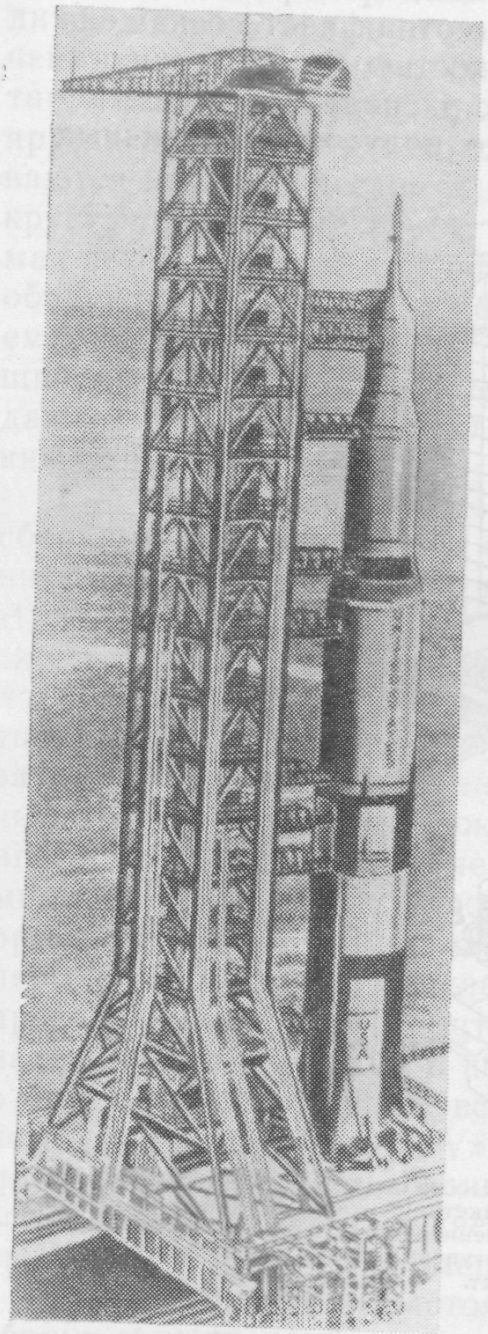


Рис. 9.16. Собранная ракета рядом с кабель-заправочной башней.

Вторая половина палубы занята кабель-заправочной башней, которая составляет с платформой единое целое, транспортируется вместе с ракетой и при старте ракеты остается на месте. Зазор между ракетой и башней колеблется в пределах от 14 до 18 *м* (рис. 9.16). На башне имеется 17 рабочих платформ и смонтировано два лифта. Для доступа к ракете предусмотрено несколько поворотных площадок, которые перед стартом отводятся. В нижней части башни предусмотрена спринклерная система, создающая водяную завесу для защиты наиболее ответственных узлов от воздействия горячих газов.

Пусковая платформа устанавливается на шесть опор, образующих внизу под платформой свободное пространство для въезда транспортера. На этих же опорах платформа крепится к основанию стартовой площадки. Общий вес платформы вместе с мачтой составляет 5250 *тс*.

Внутри платформы, имеющей высоту около 8 *м*, размещаются в два этажа служебные помещения, где расположены вычислительные устройства, испытательное оборудование, топливо-заправочные средства и гидравлические системы. Некоторые помещения снабжены звукоизоляцией и обеспечиваются кондиционированным воздухом, который забирается и подается из незагрязненной примесями

зоны, удаленной от стартовой позиции (перед пуском обслуживающий персонал, понятно, удаляется). Давление внутри помещений поддерживается несколько выше атмосферного, что исключает возможность скопления кислородно-водородной смеси, паров аэрозина и тетраоксида при проведении топливно-заправочных операций.

На стартовую позицию платформа доставляется специальным гусеничным транспортером (рис. 9.17). Длина транспортера 40 *м*, ширина 35 *м*, высота 6,1 *м*, а вес 2720 тонн. Транспортер подводится под стартовую платформу (рис. 9.18) и с помощью

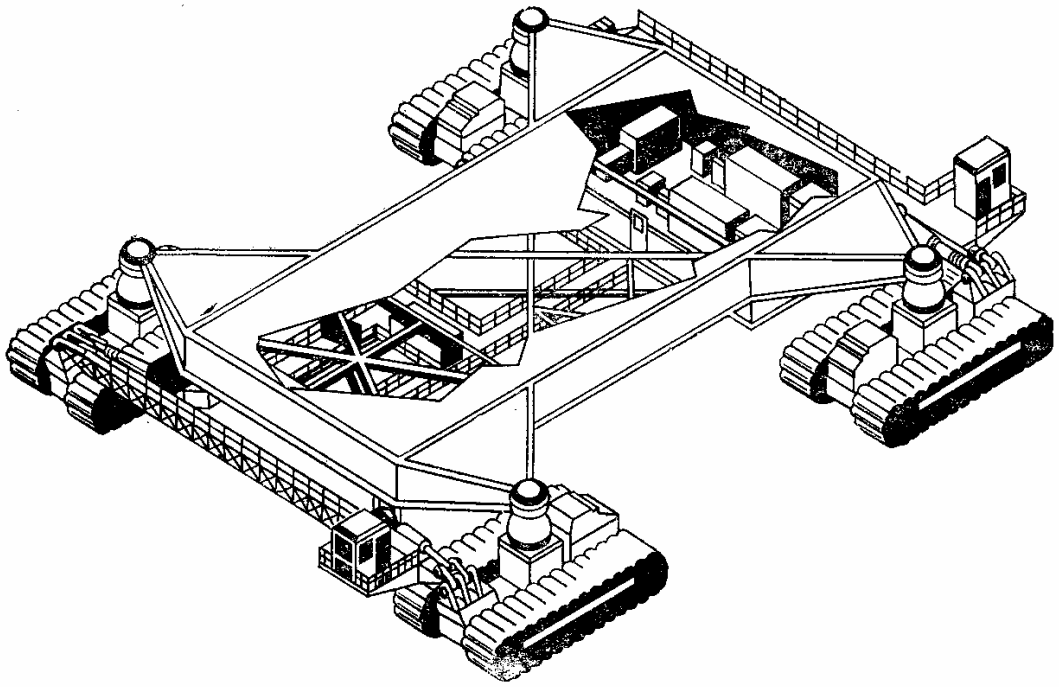


Рис. 9.17. Гусеничный транспортер.

выдвигаемых по четырем углам домкратов принимает на себя вес платформы вместе с ракетой и кабель-заправочной башней.

На транспортере установлено два дизельных двигателя по 2000 *квт* каждый. От них работают четыре генератора, питающие 16 тяговых двигателей. Через систему трансмиссий они приводят в движение четыре пары гусеничных лент. Кроме того, на транспортере установлено еще два дизеля мощностью по 800 *квт* с генераторами, обеспечивающими электроэнергией гидравлические домкраты, систему управления, вентиляцию, освещение и питание электронного оборудования. Две кабины для водителей находятся наверху и расположены в углах по диагонали. При холостом ходе скорость транспортера достигает 3 *км/час*. Перевозка ракеты производится со скоростью около 1,6 *км/час*.

Несмотря на то, что ракета доставляется на стартовую позицию по ровному, тщательно профилированному бетонному покрытию, необходим контроль за вертикальным положением

перевозимого сооружения. К этому обязывают не только ветровые нагрузки, но и возможность возникновения автоколебательных режимов. Вертикальное положение ракеты, а вместе с нею и кабель-заправочной башни, контролируется гироскопическими датчиками, а исполнительными органами являются выдвигаемые и опускаемые домкраты, на которых покоится платформа. Вертикальное положение системы выдерживается с точностью до 10 угловых минут. Таким образом, система стабилизации, необходимость которой, казалось бы, была присуща только траекторному этапу жизни ракеты, при современной технике проникла и

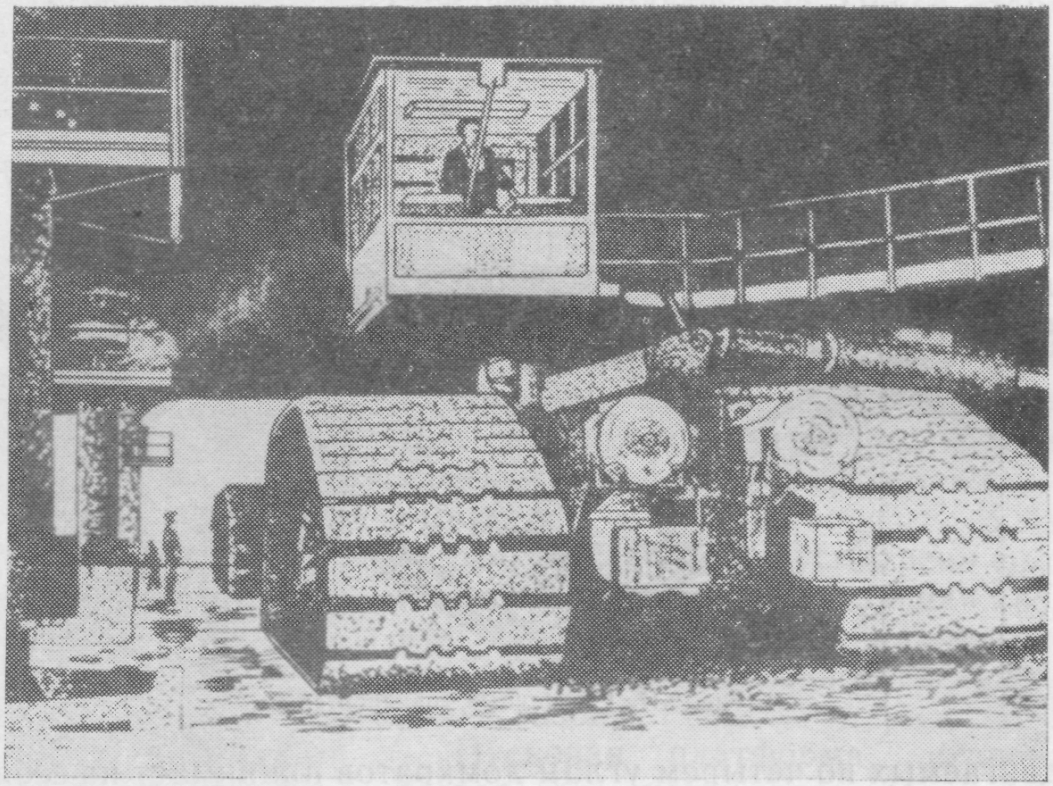


Рис. 9.18. Гусеничный транспортер под стартовой платформой.

в наземные транспортные средства. И несомненно, все те вопросы устойчивости системы регулирования, о которых говорилось в предыдущей главе, полностью относятся и к этой весьма своеобразной перевозке ракеты.

Гусеничный транспортер, закончив свой рейс к стартовой площадке, выполняет одновременно и функции установщика. Он останавливается в точно рассчитанном положении, домкраты опускаются, и платформа с установленной на ней ракетой занимает предназначенное ей место, где и закрепляется. Но работа транспортера на этом не заканчивается. Он выезжает из-под платформы и отправляется теперь за башней обслуживания, которую доставляет к стартовой позиции тем же способом, что и

платформу. На рис. 9.19 показан момент прибытия башни обслуживания. На фото хорошо видны расположенные в верхней части фермы площадки для обслуживания ракеты и щиты ветровой защиты. Они полезны, как видим, не только при описанной ранее открытой вертикальной сборке, но и при относительно недолговременной предстартовой подготовке ракеты, собранной в монтажном корпусе.

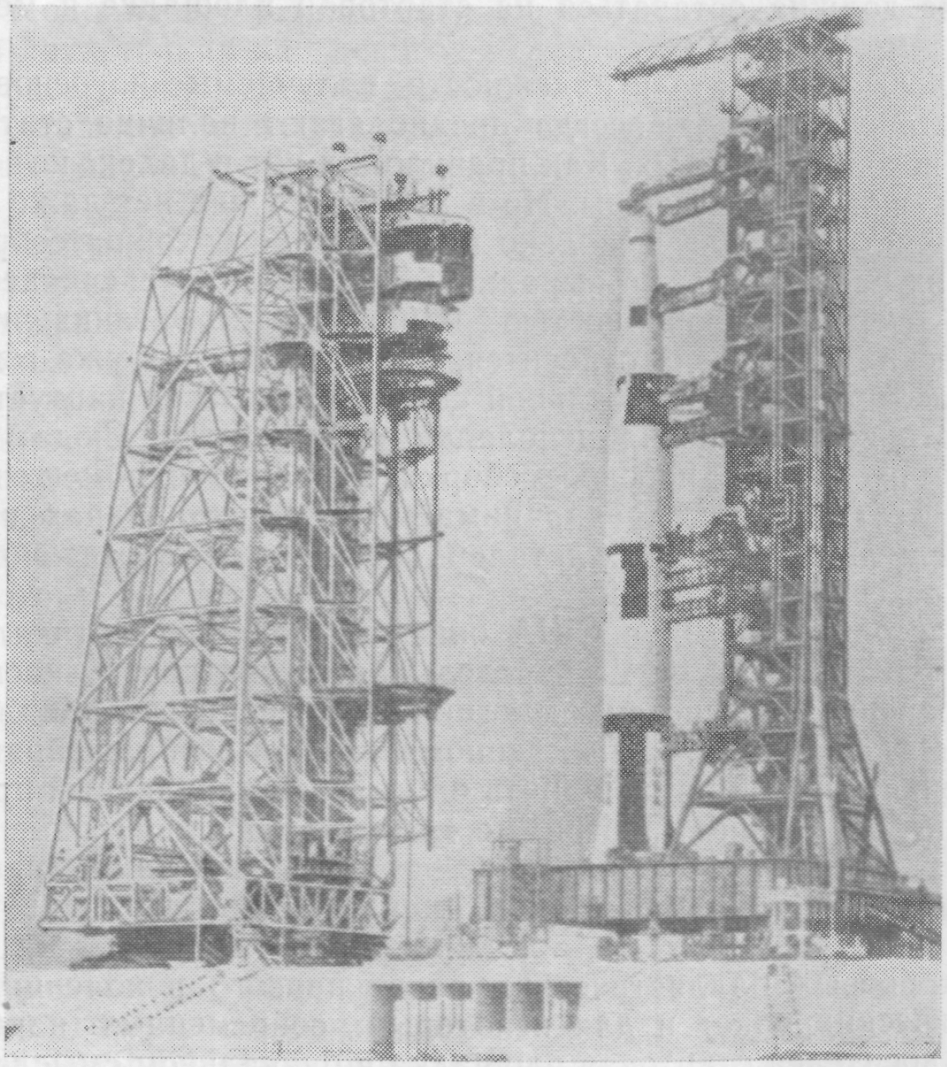


Рис. 9.19. Башня обслуживания подвозится транспортером к стартовой площадке.

Специально созданный гусеничный транспортер интересен сам по себе. Но вместе с тем описанный метод транспортировки дает повод и для общих размышлений. Это — пример технического решения, где наряду с экономическими расчетами лежит трезвая предусмотрительность, которая в принципе опять же не оценивается числовыми показателями, а основана на опыте и в какой-то мере и на инженерной интуиции в лучшем понимании этого слова. Экономические расчеты в данном случае могли бы,

например, склонить решение в пользу создания самоходной стартовой платформы. Но это противоречило бы тому, что принято называть здравым смыслом. Мощнейшая ходовая часть, имеющая в своей конструкции множество подвижных и сильно напряженных крупногабаритных деталей, должна рассматриваться как наименее надежный агрегат в системе предстартовой подготовки. Поэтому она должна допускать независимый ремонт и сменность на случай возникших неполадок, и конечно, ходовая часть не должна оставаться на стартовой площадке в момент пуска.

Числовые показатели надежности, получаемые на основе вероятностного подхода, всегда предполагают наличие статистических исходных данных. Как правило, их нет и далеко не всегда они могут быть и получены. Но в данном случае нет даже и самой статистики. Есть несколько ни на что не похожих сооружений, а их надежность, не выражаемая числом, обеспечивается в первую очередь совокупностью принимаемых организационно технических мер. Сюда относится, в частности, как уже говорилось, сам принцип вертикальной сборки: ракета не кантуется — опасность возникновения неполадок уменьшается. Сюда относится и решение о переносе сборки в закрытое помещение и многие другие меры, предпринимаемые на всех этапах производства мелких и крупных деталей, сборки, а также автономных и комплексных испытаний.

В настоящее время в США описанное здание вертикальной сборки ракеты «Сатурн-V» переделывается под сборку космической транспортной системы многократного использования. Это диктуется, с одной стороны, экономическими соображениями, а с другой, стремлением сохранить опыт, уже накопленный при работах по завершенной программе «Аполлон».

Подготовка ракеты к пуску

Для боевых баллистических ракет первого поколения, для геофизических ракет и для некоторых современных наиболее легких носителей стартовая площадка в буквальном смысле слова представляет собой бетонированную площадку, на которой установлен и закреплен пусковой стол. Площадка обеспечивает удобство подхода установщика, топливо-заправочного оборудования и вообще необходимых технических средств для проведения предстартовых работ.

Верхняя часть пускового стола (рис. 9.20) в принципе полностью повторяет конструкцию обычного упорного шарикоподшипника. Ракета устанавливается на верхней обойме и на время подготовительных работ соединяется с ней несколькими стяжками, так называемым ветровым креплением. Перед пуском оно

снимается. На рис. 9.20 видны также расчалки и поперечные штанги. В действительности на пусковом столе их нет. Это — только макетное крепление.

Относительно вертикальной оси ракета легко поворачивается с помощью простого рычажного механизма. Для этого верхнее опорное кольцо снабжено зубчатым ободом. Вертикальное положение ракеты корректируется винтовыми домкратами, либо по показаниям уровнемеров, расположенных на столе, либо же — теодолитов, установленных в двух точках на некотором расстоянии. Для отвода струи стол снабжен расположенным внизу газоотражателем.

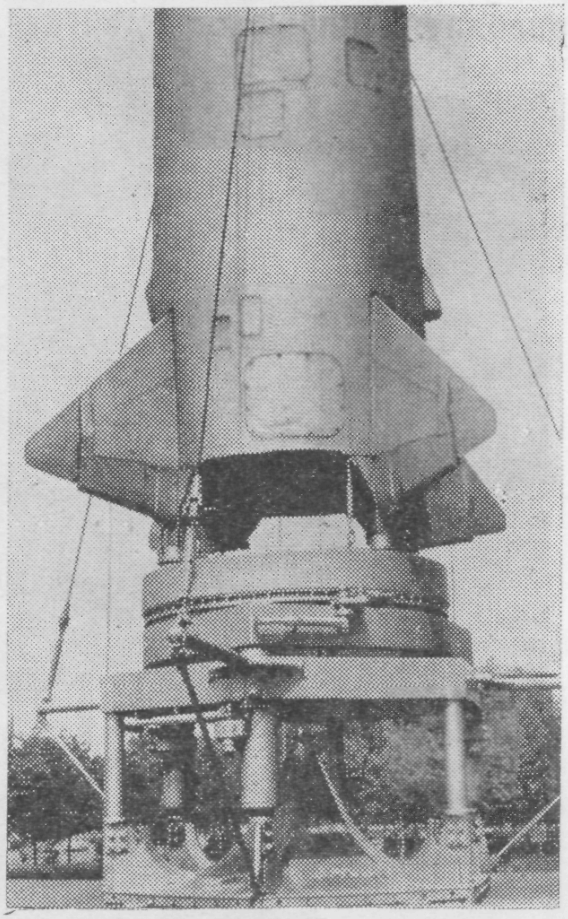


Рис. 9.20. Стартовый стол ракеты В5В.

Конструкция пускового стола отличается простотой, а подготовка бетонированной стартовой площадки не требует серьезных капитальных затрат, чего, конечно, нельзя сказать о транспортно-установочном и заправочном оборудовании.

С тяжелыми носителями дело обстоит сложнее. Установить тяжелую ракету на стол еще можно по частям при вертикальной сборке на месте. Если же сборка горизонтальная, то при подъеме ракеты ее центр тяжести получает большое вертикальное смещение. Это требует увеличения мощности привода и существенно усложняет кинематику установщика. Предпочтительнее хвостовую часть ракеты опускать вниз и выполнять пусковую установку в полузаглубленном варианте. Но при этом необходимо позаботиться об отводе струи газов. Эта задача может быть решена различными способами в зависимости от местных условий.

В районе космодрома «Байконур», в частности, глубокое расположение грунтовых вод позволяет вырыть большой котлован, а стартовую площадку для ракеты СК расположить над ним на железобетонной эстакаде (см. рис. 9.12). Нижняя часть ракеты при установке углубляется в проем стартового устройства. При запуске двигателей струя горячих газов свободно направляется вниз и попадает на односкатный газоотражатель с лотковым

газоотводным каналом. Стенки газоотражателя, во избежание размыва горячими газами, укреплены железобетонными плитами, а на наиболее теплонапряженных участках укладываются и скрепленные чугунные плиты.

Пока двигатели работают в режиме предварительной ступени и эжектирующее действие струи себя еще не проявляет, часть горячих газов естественной тягой, как в дымоходе, проникает вверх через проем и водяную завесу на стартовую площадку. К сколь-либо неприятным последствиям это, однако, не приводит. При выходе двигателей на главную ступень ракета

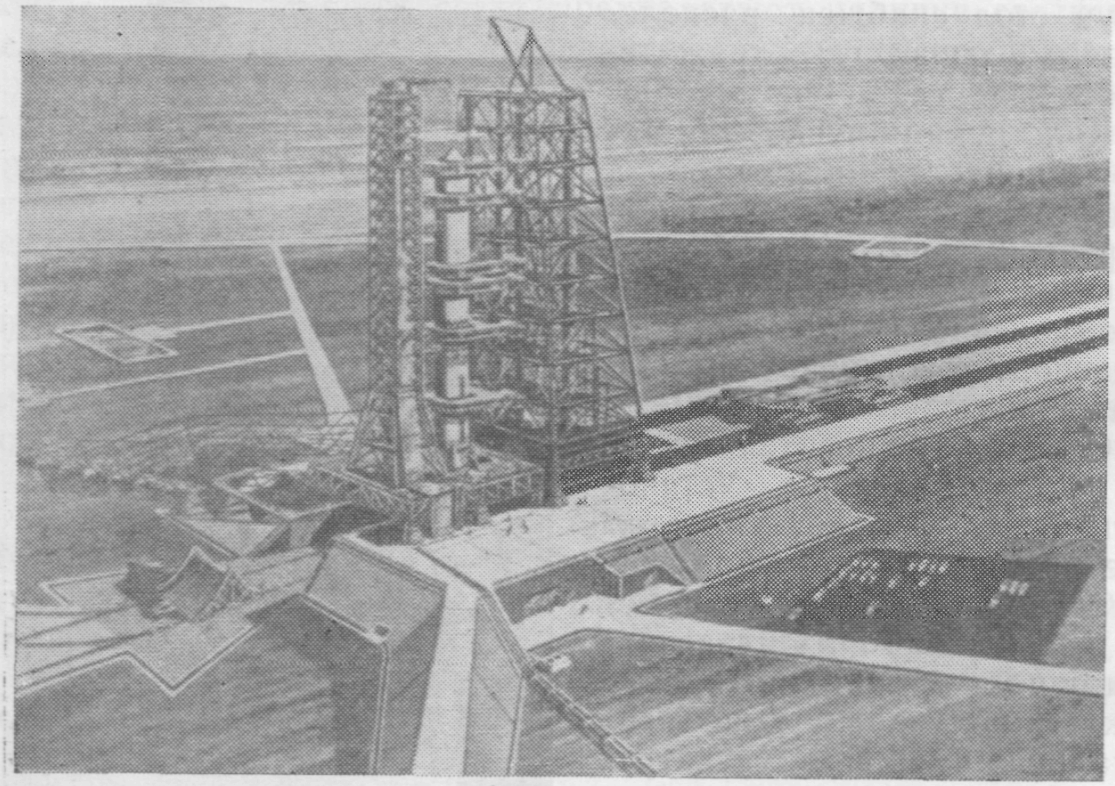


Рис. 9.21. Стартовая позиция ракеты «Сатурн-V».

начинает медленно подниматься, а мощная струя, оказывающая эжектирующее воздействие, отсасывает горячие газы от стартовой площадки обратно вниз через проем. Если быть внимательным, то это легко проследить даже на кадрах кинохроники, когда демонстрируется пуск ракеты-носителя.

В низменной приокеанской полосе мыса Канаверал грунтовые воды располагаются близко к поверхности, и поэтому стартовую площадку предпочтительнее было расположить на укрепленной свайным основанием и глубоко бетонированной насыпи (рис. 9.21). Гусеничный транспортер доставляет ракету, а следом за ней и ферму обслуживания по полого поднимающемуся бетонному тракту. Под стартовой площадкой располагается ши-

рокий газоотводный канал, и в него под ракету подводится газоотражатель. Струя разделяется им на два потока, истекающие справа и слева от ракеты.

Конечно, сложность стартовой позиции для тяжелого носителя определяется не только необходимостью отвода струи. Тяжелый носитель представляет собой многоблочную ракетно-космическую систему. Предстартовая подготовка требует заправки

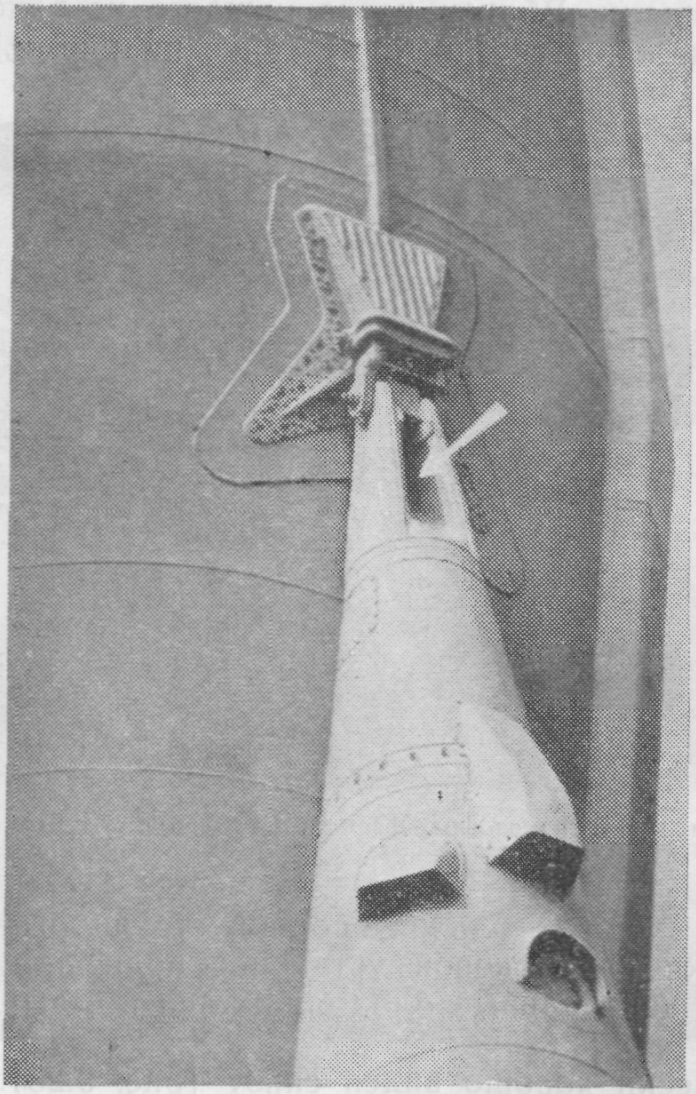


Рис. 9.22. Силовой узел ракеты СК.

топливом всех ракетных блоков и часто различными компонентами, требует подхода к ракете на многих уровнях. Отсюда — сложность высотных ферм и громадный объем металлоконструкций.

Мы уже достаточно много говорили о ракете СК, о ее неповторимой и оригинальной компоновке. Но не менее интересна и уникальна ее пусковая установка. Она, конечно, войдет в историю

ракетной техники и еще не раз будет описываться как уникальное техническое сооружение.

Пока мы остановились на том, как с помощью установщика ракета СК принимает вертикальное положение, зависая над котлованом в проеме стартовой площадки. Теперь посмотрим, что же представляет собой пусковая установка этой ракеты.

Ракета опирается не на нижний торцевой шпангоут, как обычно, а держится на силовом узле, которым центральный блок связан с боковыми. Вблизи носка каждого из боковых блоков имеется специальное гнездо, отмеченное на рис. 9.22 стрелкой.

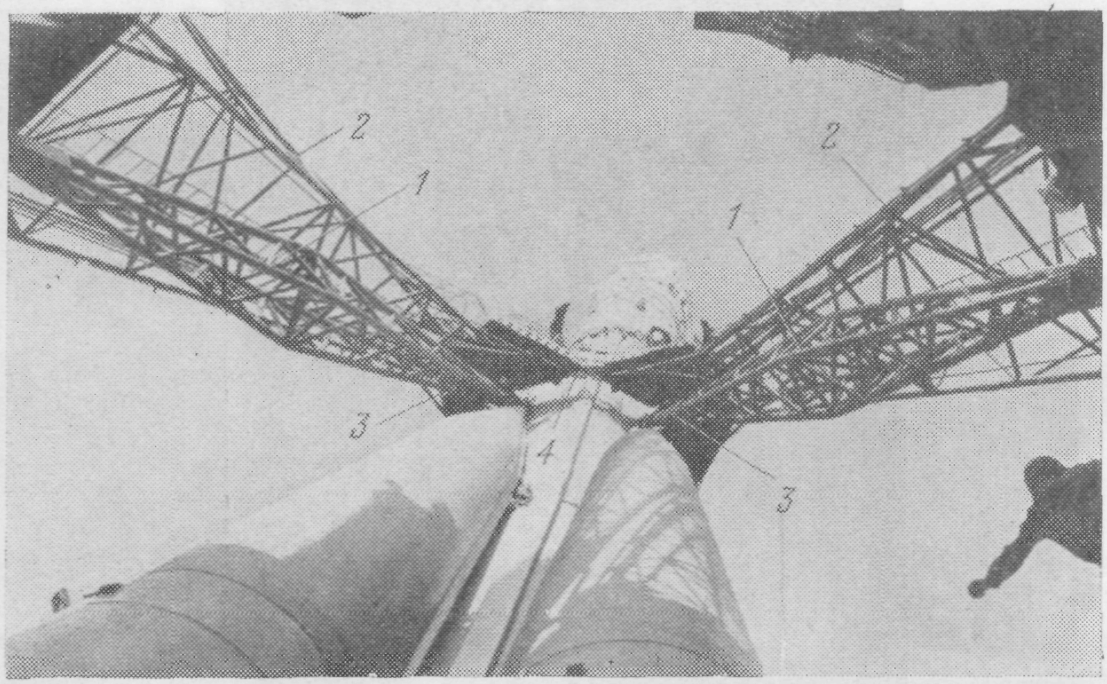


Рис. 9.23. Подвеска ракеты на опорных фермах: *1* — опорные стрелы, *2* — опорные фермы, *3* — разъемная платформа, *4* — узел стыковки секторов.

В это гнездо входит оголовок опорной стрелы. Таким образом, боковые блоки на пусковой установке подвешиваются за носовой узел, а центральный блок опирается в четырех точках на боковые.

Узел подвески хорошо виден снизу (рис. 9.23). Вес ракеты воспринимается ферменными стрелами *1*. Они наклонны по отношению к оси ракеты и дают четыре радиальные составляющие. Если бы эти составляющие были переданы на силовой шпангоут ракеты, они неизбежно смяли бы ее в поперечном направлении. Поэтому стрелы *1* связаны с опорными фермами *2*, положение которых фиксируется силовой разъемной платформой *3*, и радиальные силы от каждого сектора замыкаются друг на друга в точках разъема *4*. В итоге вес ракеты уравновешивается четырьмя вертикальными составляющими реакций опорных стрел, а радиальные силы на корпус ракеты не передаются.

Каждая опорная ферма снабжена противовесом (рис. 9.24), и вследствие этого ее центр тяжести вынесен наружу, за ось опоры. Поэтому фермы в свободном положении отброшены в стороны (см. рис. 9.12), а проем стартовой площадки открыт

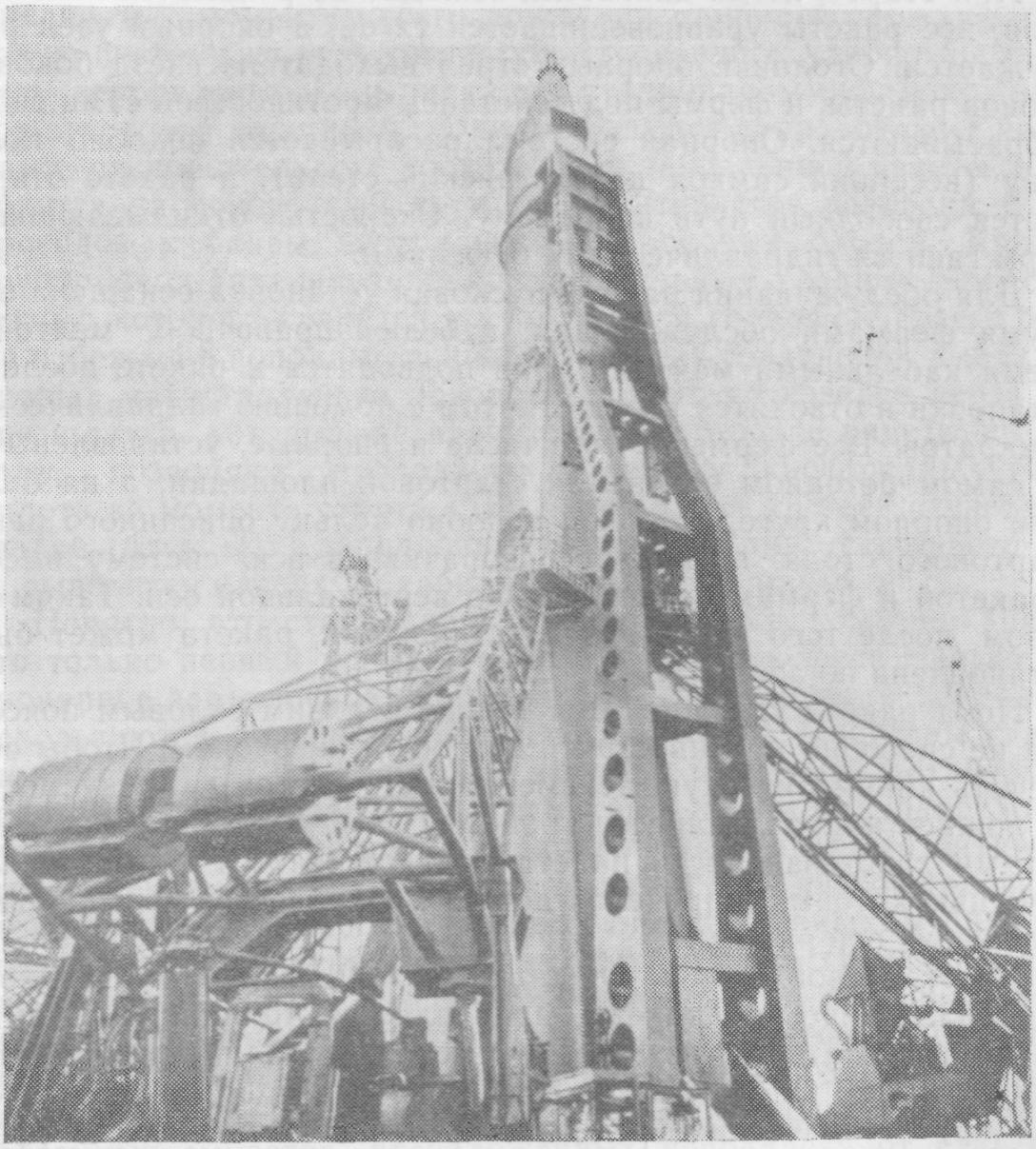


Рис. 9.24. Установка опорных ферм.

для установки ракеты. После того как лафет установщика поставит ракету в вертикальное положение, приводятся в действие гидравлические домкраты, фермы поднимаются и сводятся, образуя единую четырехопорную систему (см. рис. 9.23 и 9.24). Затем с помощью расположенных внизу электродомкратов опорные стрелы, скользя по направляющим в опорных фермах, выдвигаются вверх. Оголовки четырех стрел входят в гнезда боковых блоков и воспринимают на себя вес ракеты. Равномерность

распределения сил между четырьмя стрелами контролируется датчиками. Когда установка закончена, освобожденная стрела лафета опускается на платформу установщика, и он может быть удален со стартовой площадки. Его задача выполнена.

При старте, когда двигатели выходят на режим главной ступени, вес ракеты уравновешивается тягой, а опорный узел разгружается. Оголовки опорных стрел выходят из гнезд боковых блоков ракеты, и фермы под действием противовесов сами собой отбрасываются. Опорная система раскрывается подобно тюльпану (весенний символ казахстанской степи), и ракете открывается свободный путь к подъему. Скорость откидывающихся ферм гасится гидравлическими буферами.

Для обслуживания ракеты пусковая установка оснащена еще двумя фермами обслуживания, кабель-заправочной мачтой и тремя кабельными мачтами. Они подводятся к ракете после ее установки и отводятся перед стартом с помощью гидравлических домкратов. Все фермы, в том числе и опорные, установлены не на самом бетонном основании стартовой площадки, а на большом опорном круге, который, подобно кольцу описанного ранее стартового стола, позволяет поворачивать всю систему вместе с ракетой и фермами относительно вертикальной оси. Таким образом, после того как отведен установщик, ракета может быть установлена по азимуту.

Пока ракета удерживается только верхним силовым поясом, она не способна противостоять ветровым нагрузкам. Чтобы обеспечить кинематическую неизменяемость системы, предусмотрено нижнее направляющее устройство. Это — четыре рычага, которыми хвостовая часть пакета поддерживается по бокам и с помощью которых в пределах допуска сохраняется вертикальное положение оси ракеты.

На стартовой позиции ракета-носитель, как и все жидкостные баллистические ракеты, заправляется топливными компонентами и сжатыми газами. Для этого необходимо заправочное оборудование. Оно образует самостоятельный и четко очерченный круг технических средств стартового комплекса. В сферу задач, которые решаются заправочным оборудованием, входит хранение, термостатирование, физический и химический анализ, перевозка и дозированная подача топливных компонентов, а также сжатых и сжиженных газов. Заправочное оборудование решает не только прямую задачу заправки, но и обратную; оно должно обеспечить также и слив компонентов из заправленной ракеты в случае несостоявшегося пуска.

Заправочное оборудование ракет-носителей видоизменялось и развивалось вместе с наземным комплексом в целом. С увеличением стартового веса носителей, а также с возрастающей регулярностью пусков космических объектов в заправочное обору-

дование в настоящее время все более широко внедряется принцип стационарности, тогда как на первом этапе развития ракетной техники заправочные средства были только подвижными: подвижные цистерны с топливом, подвижные насосные установки, подвижные компрессорные станции. Уже для носителя СК имевшего к моменту своего рождения наиболее сложную стартовую систему из всех тогда существовавших, удобно было сделать заправочные коммуникации стационарными, проложив их под стартовой площадкой. Они начинаются заправочными колонками, расположенными поодаль от установленной ракеты, и выводятся на поворотный круг, где монтируется разводка трубопроводов к бакам центрального и боковых блоков. Каждый трубопровод заканчивается наполнительным соединением, с помощью которого крепится к заправочной горловине своего бака. Во избежание дополнительных разъемных соединений вывод топливных магистралей на поворотный круг произведен через гибкие шланги, которые, не препятствуя установке ракеты по азимуту, позволяют продолжать подпитку кислородных баков вплоть до момента старта. Для баков блока третьей ступени носителя (блок «И») заправочные коммуникации от опорного круга выводятся наверх по кабель-заправочной мачте.

Понятно, что стационарные заправочные коммуникации — это только первый шаг к стационарности, но вовсе еще не стационарное заправочное оборудование. Для заправки ракеты СК используются подвижные средства заправки. Цистерны с жидким кислородом и с керосином вместе с насосными установками подвозятся к заправочным колонкам по железнодорожному пути. При эпизодических пусках прошлого это было оптимальным решением. Однако с увеличением частоты пусков транспортный поток подвозимого топлива становится слишком большим, возникают затруднения с точным соблюдением графика поставки, и соответственно становятся ощутимыми и потери низкокипящих компонентов. Поэтому следующим шагом к развитию принципа стационарности явился переход к накоплению и хранению керосина и жидкого кислорода в теплоизолированных подземных емкостях, расположенных неподалеку от стартовой площадки. Подача кислорода в этом случае производится стационарными насосами по подземным трубопроводам. На стартовой позиции ракеты «Сатурн-V» имеются стационарные хранилища не только для кислорода, но и для жидкого водорода, а также и керосина. Однако заправка космического корабля системы «Аполлон» (баков служебного отсека основного блока корабля и лунной кабины) высококипящими компонентами производится с помощью обычных подвижных автотранспортных средств. Дальнейшее развитие стационарного заправочного оборудования неизбежно приведет в некоторых случаях к располо-

жению вблизи стартовой позиции также и заводов для производства сжиженных газов.

Естественная предусмотрительность подсказывает, что заправку тяжелого носителя следует начинать с многочисленных мелких емкостей с последующим тщательным контролем за герметичностью. Лунная кабина и служебный отсек системы «Аполлон» заправляются также первыми, на стартовой позиции, примерно за три дня до пуска. Затем наступает очередь заправки ракеты основными, сначала высококипящими компонентами. Только за несколько часов до пуска приступают к заправке низкокипящими топливными компонентами. Ракета «Сатурн-V», в частности, начинает заправляться кислородом за 8, а водородом за 5 часов до старта.

Заправке низкокипящими компонентами предшествует продувка магистралей инертными газами и захолаживание трубопроводов и баков, что достигается предварительной подачей относительно небольшого объема компонента. Затем следует заправка до 95% емкости, после чего скорость подачи снижают, с тем чтобы получить возможность произвести более точную дозировку. Количество заправленного топлива определяется дистанционно с помощью тарированных датчиков расхода и по показаниям уровнемеров, расположенных в баках. Не исключено применение и весовых датчиков. В систему заправки могут включаться также и вычислительные устройства, о наличии которых было упомянуто, в частности, при описании внутренних помещений стартовой платформы ракеты «Сатурн-V». Вычислительные средства позволяют согласовать объем поданного топлива с задачами предстоящего пуска.

Емкости с низкокипящими компонентами по окончании заправки не отключаются. Пока ракета находится на пусковой установке, необходима автоматизированная подпитка. Испаряющаяся часть газов свободно вытекает через дренажные клапаны, которые закрываются только перед запуском двигателей, когда начинается наддув баков.

До заправки, во время и после нее с помощью контрольно-пускового оборудования непрерывно ведутся предстартовые испытания бортовых систем. Эти операции, как и заправочные, подчиняются строгому графику. Каждая группа специалистов отвечает за проведение определенного цикла работ. Графиком задается начало и окончание каждой операции. Привести здесь их полный перечень практически невозможно. Это заняло бы не один десяток страниц сухого и понятного только специалистам текста. Сюда входят совместные проверки бортовых командных систем и систем управления пуском, испытание бортовых радиосистем траекторных измерений, проверка гироплатформ, взведение уже установленных запалов пиротехнических устройств,

проверка навигационно-вычислительных средств, проверка линий аварийных блокировок, испытание насосов, испытание средств подвода электроэнергии, проверка телеметрической системы и многое, многое другое, кроме того, что мы перечислили только для наглядности. Некоторые из бортовых систем задействованы на контрольно-измерительную аппаратуру и функционируют еще до полета под неослабным контролем из центра управления пуском.

Время от времени по всем службам, как космодрома, так и всем средствам командно-измерительного комплекса, подается общая информация готовности: «Объявляется пятичасовая готовность», «... десятиминутная готовность».

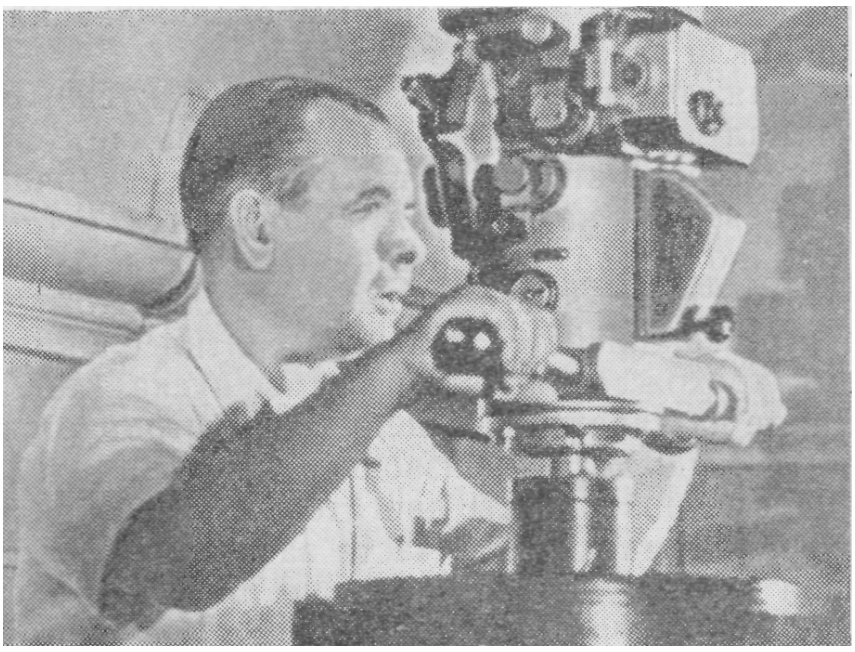


Рис. 9.25. У перископа в бункере управления запуском.

Подготовка к пуску достигает апогея, когда руководитель пуска подает команду «Ключ на старт!». Момент подачи такой команды, уже ставший достоянием истории, показан на фотографии (рис. 9.25). Л. А. Воскресенский *) подает команду на пуск корабля.

В первое время в бункере управления пуском еще не было телевизионных установок, и наблюдать за стоящей на старте ракетой можно было только с помощью перископа.

По сложившейся традиции стартовый ключ находится отдельно от пульта управления запуском. Иногда, во избежание

*) Леонид Александрович Воскресенский — бессменный помощник С. П. Королева и его заместитель по испытаниям — скоропостижно скончался зимой 1965 г. за месяц до кончины самого Сергея Павловича. Именем Л. А. Воскресенского назван один из кратеров на обратной стороне Луны.

случайной подачи этой ответственной команды, имеется даже не один, а два одновременно используемых ключа. Предосторожность не столько необходимая, сколько символическая. С момента подачи команды на пуск последующие операции ведутся уже автоматически в соответствии с так называемой циклограммой автоматики старта. Это — собственно говоря, алгоритм запуска. В него входит последовательность операций включения и снятия блокировки перед исполнением ряда команд. Это — наддув баков, переход на бортовое питание, включение бортовой автоматики, включение телеметрических систем, контроль исходного состояния систем, запуск двигателей в той последовательности исполнения команд, которая была описана в гл. III, и срабатывание механизмов стартового устройства, в частности у ракеты СК — отвод кабельной мачты. Фермы обслуживания отводятся заранее вне цикла автоматики.

Современная техника в автоматизации пуска пошла еще дальше. Сигнал на начало циклограммы задает специальный временно́й механизм старта (*ВМС*). На нем заблаговременно устанавливается, или как говорят, набирается *уставка* «время старта». Начало пуска выдерживается по астрономическому времени с точностью до сотых долей секунды. Команда руководителя на пуск заключается только в снятии блокировки *ВМС*.

Во время прохождения циклограммы пуска (как и в последующем полете на участке выведения) регистрируется не только исполнение команд, но и производится телеметрическая запись основных параметров работы двигательной установки. Система пуска в своей автоматической части заблокирована, и в случае неисполнения предыдущей команды не проходит и следующая. Происходит, как говорят, сброс схемы, а все системы возвращаются к исходному состоянию. Если это произошло уже после того, как начали работать двигатели, сброс схемы отождествляется с аварийным выключением двигателя — проходит сокращенно называемая команда *АВД*. Прервать последовательность исполнения команд циклограммы пуска можно и с пульта управления.

Сведущий зритель, находящийся на отдаленном наблюдательном пункте, может и визуально судить о прохождении некоторых команд. Команда «Дренаж», означающая закрытие дренажных клапанов, фиксируется по исчезновению клубов холодного пара, истекающего из кислородных баков. В течение последующих, всего-навсего нескольких, но очень тягостных секунд, происходит наддув баков, открываются топливные магистрали, раскручиваются турбины, яркая вспышка пламени указывает на то, что прошла команда на зажигание, и после короткой паузы мощный рев двигателей возвещает о том, что они вышли на режим главной ступени. Начинается подъем ракеты.

Функции командно-измерительного комплекса при пуске ракеты-носителя

В своем рассказе о наземном комплексе мы коснулись работ, проводимых на технической и стартовой позициях и, говоря о пуске ракеты, уже частично вторглись в сферу вопросов, которыми занимается командно-измерительный комплекс (*КИК*).

Функции *КИК* можно условно разделить на две части: работа с носителем в процессе выведения и формирования орбиты космического объекта и непрерывная работа с самим космическим объектом на протяжении его длительной эксплуатации, продолжающейся в ряде случаев несколько лет. Мы остановимся кратко только на первой части проводимых *КИК* работ, связанных с выведением космического объекта.

При выведении ракеты-носителя все службы пуска выполняют в основном контрольные функции. Автоматика ракеты сама по себе достаточно автономна. Как и в циклограмму стартовых операций, в нее заранее заложены правила поведения в нормальных (штатных) условиях полета и при возникновении непредвиденных отказов. Как и в циклограмме пуска, многие операции бортовой автоматики заблокированы. Одним из основных показателей бортовых неисправностей служит нарушение угловой ориентации ракеты, независимо от причин, его вызывающих. Это — сигнал на аварийное выключение двигателей, который поступает от ограничительных контактов гиросистемы. Он может быть выдан и другими датчиками. После выключения двигателей (в случае пилотируемого полета) срабатывает система аварийного спасения, отводящая космический корабль от носителя, а дальнейшее возлагается на систему управления спуском и посадкой. Но сколь бы совершенной ни была система блокировки, за руководством пуска сохраняется право не только наблюдать за происходящим, но и оперативно вмешаться и прервать полет, если в этом возникает необходимость.

Контуры организационной структуры управления пуском ракеты-носителя представлены на рис. 9.26. Руководство пуском осуществляется группой управления пуском, которая располагается в бункере стартовой позиции. В составе служб космодрома, как уже говорилось, находится один из командно-измерительных пунктов (*КИП*), образующих глобальную сеть для наблюдения и связи с космическим объектом. Часть *КИП* располагается по трассе выведения, а остальные — в различных отдаленных от космодрома точках земного шара. На территории Советского Союза, в частности, имеются *КИП* в Евпатории, Уссурийске, Петропавловске-на-Камчатке и в других местах. В США используются КИП в Мадриде, на Гавайях и пр. Имеются и подвижные *КИП*, базирующиеся на плавучих средствах

в океане, в частности, на таких всем хорошо известных кораблях, как «Академик Сергей Королев», «Космонавт Юрий Гагарин», «Космонавт Владимир Комаров» и др.

Для передачи команд на борт служат имеющиеся при каждом *КИП* командные радиолинии (*КРЛ* — см. рис. 9.26). Кстати, наличие или отсутствие *КРЛ* и является основным признаком, отличающим командно измерительный пункт (*КИП*) от измерительного пункта (*ИП*).

В составе *КИК* для увязки всех операций предусмотрена служба единого времени. Это — совокупность средств передачи

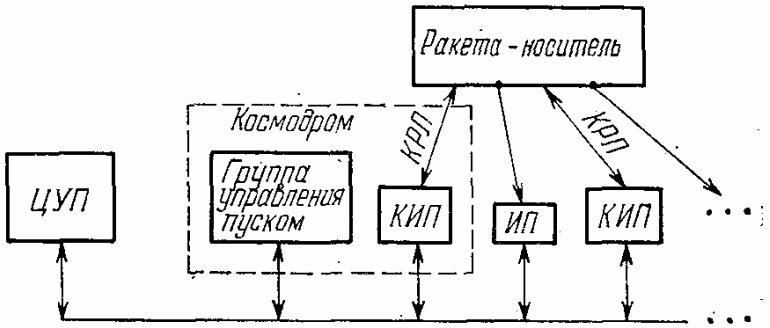


Рис. 9.26. Структурная схема управления пуском ракеты-носителя.

и приема образцовых сигналов точного времени с единым началом отсчета, за которое, как мы знаем, принимается момент отрыва носителя от пусковой установки.

На первом этапе выведения группа управления пуском получает информацию от расположенного на космодроме *КИП*. За пределами радиовидимости информация поступает от следующих, расположенных по трассе выведения *КИП* и *ИП*.

Для проведения баллистических измерений на *КИП* имеются средства радиолокации и радиоизмерительные устройства, работающие с бортовыми ответчиками. Через *КИП* осуществляется передача радиокоманд на борт ракеты и на космический объект. На *КИП* возложен также прием, а в ряде случаев и предварительная обработка полученной с борта телеметрической информации с последующей ее передачей группе управления пуском и в центр управления полётом (*ЦУП*). Объем телеметрической информации, принимаемой *КИП*, зависит от сложности носителя и от степени его отработки, а число расположенных на борту датчиков может меняться от нескольких сотен до тысяч.

Телеметрические датчики обеспечивают контроль за параметрами систем управления движением ракеты, за работой автоматики и пневмогидросистем двигательных установок, контроль за работой конструктивных элементов: отделение блоков ступеней и законов их относительного движения, отделение отсеков, обтекателей, головной части и пр. Датчики измеряют и кон-

тролируют температурные режимы наиболее ответственных узлов, замеряют давление, вибрации, перегрузки и многие другие параметры.

Гигантский поток телеметрической информации, направляемый с борта на Землю, обязывает принять меры к тому, чтобы направить его в регулируемое русло. Пропускная способность каналов радиосвязи ограничена. Поэтому вводится система бортовой коммутации, с помощью которой ведется поочередной опрос датчиков. Фиксируется только мгновенное показание датчика, после чего опрашивается следующий. Поэтому телеметрические данные, передаваемые через радиоканал, представляют собой цепочку зашифрованных сигналов с определенной последовательностью опроса. Обычно на каждом блоке ракеты имеется свой локальный коммутатор, находящийся на том же блоке, что и опрашиваемые датчики. Показания от локальных коммутаторов поступают на основной коммутатор, расположенный на блоке последней ступени, далее — на преобразователь и на бортовой радиопередатчик. Для наиболее сложных носителей, особенно на стадии их отладки, возможны структуры телеметрических систем, имеющих собственные передатчики на блоках каждой ступени.

Сигналы телеметрии, принятые на *КИП*, согласуются с сигналами единого времени и в ряде случаев без предварительной обработки по телефонному кабелю передаются для обработки на космодром, а затем в *ЦУП*. Когда для передачи необходимо пользоваться узкополосным каналом связи, телеметрическая информация, прежде чем быть отправленной, обрабатывается на вычислительном центре *КИП*. Сомнительные и явно выпадающие из нормы данные отбрасываются, а информация, образно говоря, очищается и сжимается.

Обработка полученной информации производится в двух режимах. Прежде всего есть информация, обрабатываемая в экспресс-режиме, т. е. в темпе приема. Информационно-вычислительный комплекс тут же передает результаты обработки на средства отображения, чтобы специалисты имели возможность оперативно и в наглядной, легко воспринимаемой форме получить необходимое представление о работе подведомственных им систем. Полученные данные документируются. Эта обработка производится только для тех параметров, по отклонению которых от нормы могут быть выданы управляющие команды.

Более обширная информация обрабатывается в послеполетный период. Она необходима как для определения фактических характеристик ракеты в целом, так и для суждения о работе отдельных систем в условиях полета. По результатам этой обработки принимаются решения на дальнейшее совершенствование или доработку бортовых систем.

Пока ракета-носитель не вышла на начальную орбиту, центр управления полетом несет только контрольные функции, не вмешиваясь в работу космодрома. Вместе с тем он получает информацию, необходимую для прогнозирования будущей орбиты космического объекта, а также случай вынужденного прекращения полета: располагая текущей информацией, можно сделать выводы о районе аварийного спуска космического корабля и установить район его поиска.

После того как космический объект выведен на начальную орбиту, группа управления пуском свою работу прекращает, и дальнейшее руководство полетом принимает на себя территориально не связанный с космодромом *ЦУП*. Космодромный

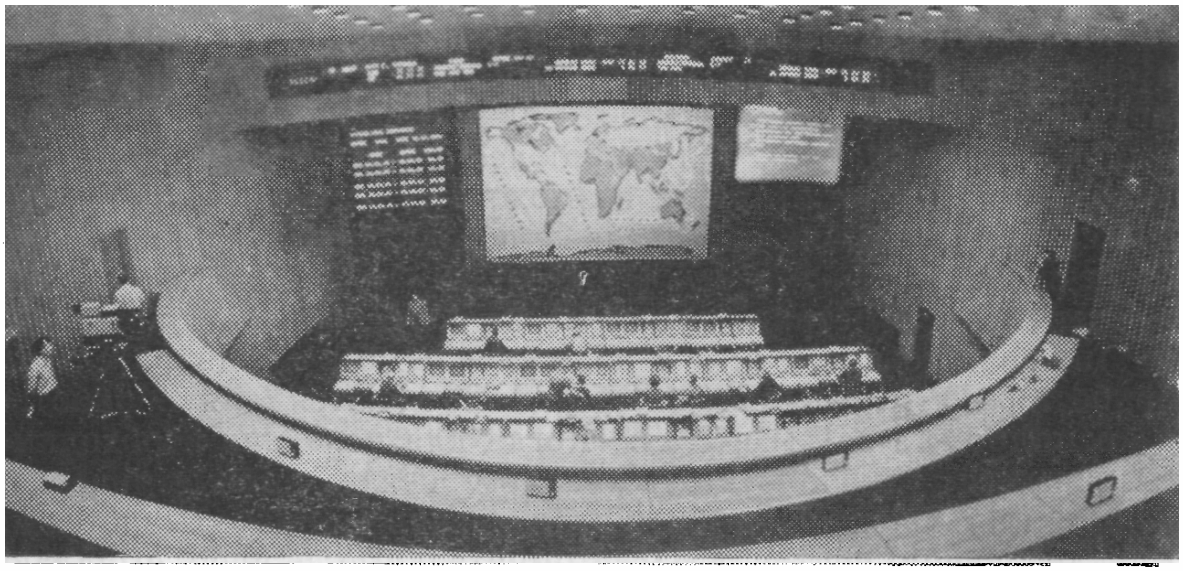


Рис. 9.27. Главный зал центра управления полетом.

КИП, ведущий до того активную работу с носителем, становится одним из многих командно-измерительных пунктов в системе глобального руководства полетом.

В центре управления полетом космического корабля располагаются многие службы, в функции которых входит подготовка к пускам, прием, обработка и отображение информации и принятие оперативных решений по управлению полетом или вынужденному его прекращению.

Для общего представления на рис. 9.27 приведена фотография главного зала управления *ЦУП*. Наверху, на балконе, с которого сфотографирован этот зал, размещаются в основном посетители — специалисты, представители организаций, разрабатывавших космический объект. Они выполняют функции консультантов. Внизу, куда доступ крайне ограничен, работают специалисты по управлению полетом. Для каждого отводится пульт, с помощью которого можно вызвать на экраны мониторов необ-

ходимую для данного специалиста информацию о состоянии бортовых систем. На общий большой экран выводится информация, необходимая для всех специалистов, — например, развернутая карта земного шара с трассами текущего и последующих витков и с указанием сиюминутного положения космического корабля. На карте точками отмечается и положение командно-измерительных пунктов с указанием зон радиовидимости. Справа и слева и над экраном выводится информация о характерных, наиболее важных и общих параметрах полета, об основных полетных операциях, времени их проведения, задействованных *КИП* и т. д.

Рассказ о том, какие работы выполняет *ЦУП* с космическим объектом, как происходит подготовка к полету, какие задачи ставятся перед техническим персоналом и экипажами космических кораблей, — все это уже не наша задача. Это должно быть описано в другой книге. Если кто-то возьмется ее написать, то скорее всего она будет называться «Техника космического полета» или что-нибудь в этом духе.

ПОСЛЕСЛОВИЕ

Наше повествование подошло к концу. Мы говорили о многом: о принципах и методах, о способах и технических средствах — обо всем том, что позволило Человеку преодолеть гравитационный барьер планеты, на которой он родился, вырос и возмужал. Но хочется сказать еще...

Вместе с силой и мужеством к Человеку начала приходить и мудрость. Новые мысли, а вместе с ними и сомнения стали посещать его. Он начал понимать, сколь многим он обязан родной Земле. Своим тяготением, как заботливая мать, долгие тысячелетия вела она его, еще неразумного и неокрепшего отрока, за руку, а вовсе не обрекала на вечную жизнь в колыбели. И не от юношеского ли задора — призывы победить, покорить, преобразовать природу и завоевать все околосолнечное пространство! Как не задуматься, что за этими метафорами может скрываться не только разумное, но и безрассудное и безудержное стремление властвовать над всем и над всеми?

Впервые самостоятельно выйдя за порог родного дома, Человек воочию увидел, как мал в этом бездонном пространстве островок жизни, где он родился; как неповторимо прекрасна и вместе с тем беззащитна оберегающая его и дарующая всему жизнь голубая кислородная пленка Земли. И не покорять, не перевоспитывать родную мать следует, а заботливо и тактично обращаться с ней надо, как и подобает возмужавшему и уже убеленному первыми сединами сыну. Надо, чтобы святая мечта о новых далеких полетах и новых достижениях разума пробуждалась гордостью не за грубую, а разумную и справедливую силу, за доброту и мудрость всеобъемлющего познания, без которого не жить Человеку.

Хочется, чтобы над этим задумался каждый, у кого хватило терпения дочитать эту книгу до конца, и особенно — тот, кому предстоит еще выбрать место своей работы и жизни на этом громадном континенте, название которому — ракетная техника.

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Глушко В. П. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. — М.: Изд. АПН, 1973.
2. Космонавтика. Маленькая энциклопедия. — М.: Советская энциклопедия, 1970.
3. Березиков В. В. и др. Конструкция управляемых баллистических ракет. — М.: Воениздат, 1969.
4. Бургресс Э. Баллистические ракеты дальнего действия. — М.: Воениздат, 1963.
5. Варфоломеев В. И. и др. Проектирование и испытание баллистических ракет. — М.: Воениздат, 1970.
6. Морозов К. В. Ракеты-носители космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975.
7. Разумеев В. Ф., Ковалев Б. К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. — М.: Машиностроение, 1976.
8. Ануреев Г. И. Ракеты многократного использования. — М.: Воениздат, 1975.
9. Алемасов В. Е. и др. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969.
10. Синярев Г. Б., Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. — М.: Оборонгиз, 1957.
11. Авдуевский В. С. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. — М.: Машиностроение, 1975.
12. Зарубин В. С. Температурные поля в конструкции летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1978.
13. Зрелов В. Н., Серегин Е. П. Жидкие ракетные топлива. — М.: Химия, 1975.
14. Дмитриевский А. А. и др. Движение ракет. — М.: Воениздат, 1968.
15. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. — М.: Высшая школа, 1969.
16. Гладкий В. Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. — М.: Наука, 1969.
17. Балабух Л. И. и др. Основы строительной механики ракет. — М.: Высшая школа, 1969.
18. Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. — М.: Наука, 1966.
19. Колесников К. С. Жидкостная ракета как объект регулирования. — М.: Машиностроение, 1969.
20. Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б. Тепловая защита. — М.: Энергия, 1976.
21. Рабинович Б. И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975.
22. Ишлинский А. Ю. Инерциальное управление баллистическими ракетами. — М.: Наука, 1968.
23. Фролов В. С. Инерциальное управление ракетами. — М.: Воениздат, 1975.
24. Назаров Б. И., Хлебников Г. А. Гиростабилизаторы ракет. — М.: Воениздат, 1975.

25. Вольский А. П. и др. Космодром. — М.: Воениздат, 1977.
26. Маликов В. Г. и др. Наземное оборудование ракет. — М.: Воениздат, 1972.
27. Михайлов В. П., Назаров Г. А. Развитие техники пуска ракет. — М.: Воениздат, 1976.
28. Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. — М.: Наука, 1974.
29. Белецкий В. В. Очерки о движении космических тел. — М.: Наука, 1972.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Автоколебания 140, 360
Автомат курса 367
— стабилизации 48, 246, 277, 364, 391, 406
— управления дальностью 430
Автопилот 366
Агрегат турбонасосный 49, 50, 110, 115
Аккумулятор давления жидкости 108
Акселерометр 365, 384
— интегрирующий маятниковый 384
— с гидродинамическим подвесом массы 386
Алюминий 234
Анализ весовой 43
Аномалия истинная 320
Апогей 322
Апоселений 322
Апоцентр 322
Аппарат летательный ракетный 12
— спускаемый 73, 335
Аппроксимация полиномами 307
Арматура двигателя 126
Атмосфера земная 246
— стандартная 251
Афелий 322
Аэрозин 230

«Байконур» 446, 469
Бак топливный несущий 55, 59
— — подвесной 47, 51
Баланс весовой 43
Баллон торовый для перекиси водорода 58
Башня кабель-заправочная 464
— обслуживания 467
Бериллий 234, 236
Блок ступени 64
Боеголовка 330
БЦВМ 435

Вариатор коэффициентов 413
Вдув газа в сопловую часть камеры 292
Вектор состояния 433
Вес двигательной установки удельный 13
— кажущийся 345
Весы аэродинамические 271
Ветер, влияние на полет 352
Вкладыш графитовый 91
Влияние аэродинамических сил 34
— барометрического давления 34
— ветра на динамику ракеты 254
— нецентрального поля тяготения на орбиту 324
— силы земного тяготения 32
Водород газообразный 231
Водород жидкий 118, 226
— шугообразный 232
Волна возмущения 163
— граничная слабых возмущений 264
— ударная 166, 180, 265
Вольфрам 91
Воронкогаситель 84
«Восток», космический корабль 335
Впрыск жидкости в сопло 93—95, 292
Вход в атмосферу 53, 330
— ударной волны в сопло 181
Выведение 66
— стационарных спутников 312
Выключение двигателя 137
Выставка платформы 391
Вязкость 270
— воздуха 251, 259
— потока 188

Габарит железных (шоссейных) дорог 447
Газогенератор 114, 135
— восстановительный 134
— окислительный 134
Газообразование топлива 218
Гаситель поперечных колебаний жидкости 61
Гелий 83, 85
— жидкий 113
Генератор горячих газов 108
Гесса закон 206
Гибкость корпуса 418
Гидразин 230
Гироблок 389
Гировертикант 392
Гирогоризонт 392
Гироскоп 324, 365, 371
— двухстепенной 376
— поплавковый 374
— трехстепенной 373
Гиростабилизатор 387
Головка форсуночная 109, 122
Горение 197
— вибрационное 139
— металлов 219
— стационарное 152
Горизонт местный 240
— стартовый 37, 240
Горючее 204
Градиент падения температуры 249
— скоростей 254
Графит 343
Гурвица критерий 409

Давление 259
— барометрическое 21, 34

Давление в камере 45
— критическое 172
— наддува 112
— парциальное 212
— подачи 348
Даламбера принцип 345
Дальность ортодромная 240, 296, 300
Датчик бесконтактный (индукционный) 374
— давления 114
— инерциальный 371, 378
— команд 390, 393
— контактный (потенциометрический) 374
— момента 381, 389
— перегрузок 365
— солнечной ориентации 73
— углов 389
— угловой скорости 370
— уровня 86, 391
Двигатель воздушно-реактивный 13
— вспомогательный 79, 88
— ионный 199, 200
— маршевый 79
— на химическом топливе 196
— первой ступени 30
— плазменный 199
— поворотный твердотопливный 93
— поршневой авиационный 13
— ракетный 12, 103
— — жидкостной (ЖРД) 50, 103
— — твердотопливный 144
— — электрический 199
— РД-101 58
— РД-107 70, 84, 113, 224
— РД-108 70, 84, 113, 224
— рулевой 73
— с малой тягой 200
— с регулируемой (нерегулируемой) тягой 284
— секционный 153
— системы обеспечения запуска 86
— — управления 79
— стабилизирующий 389
— твердотопливный тормозной 61, 74, 85
— термический 197
— турбовинтовой 13
— управляющий 61
— электростатический 200
— ядерный 196
— F1 84, 185
— J2 87
Движение возмущенное 295, 352
— колебательное жидкости 298
— плоское 243
— прецессионное 372
— ракетное 17
— тела с одной неподвижной точкой 371
— точки переменной массы 17
Движитель 11
Действие прямое 12
Деление блоков поперечное, продольное 64
Демодулятор 400
Демпфер воздушный 142
— колебаний окислителя 86
Дефлектор 93
Деформация корпуса упругая 417
— необратимая 357
— ползучести 153
Диметилгидразин несимметричный 227
Динитрогликоль, динитротолуол 234
Диссоциация 159, 202, 218, 337
— термическая 208
Дренаж контролируемый 233
Дроссель 135, 136, 185
Дублирование 401, 426

Жесткость конструкции (оболочки) 51, 123
Живучесть 89
Жизнеобеспечение 73
ЖРД с дожиганием 120

Зависимость давления (плотности) от высоты 248
Задача баллистическая 38
— Кеплера 317
— краевая 37
— о сползании цепи 19
Зажигание 138
Закон всемирного тяготения 17, 287
— Гесса 206
— действующих масс 211
— Кеплера 324
— Ньютона 18
Запас статической устойчивости 277
— — — головной части 331
— топлива гарантийный 27
Заправка топливом 353
Запуск двигателя 137
Заряд 148, 151
— вкладной 151
— воспламенительный 152
— скрепленный 151
— твердотопливный 91
Затухание линейное 361
Защита ветровая 462
— орбитального аппарата тепловая 100
— тепловая 187, 336
Земля 288
Зона отрыва 261
«Зонд», космический корабль 15

Излучение 338
— тепловое 338
— ультрафиолетовое 250
Изоляция керамическая, пластмассовая 93
Импульс последействия 63
— силы 164
— удельный (тяги ЖРД) 24, 25
Интегратор гироскопический 379
— электролитический 381
Интегрирование уравнений движения 304
— численное по Адамсу 305
Ионизация 199
Ионосфера 249
Использование носителей многоразовое 98
Испытания комплексные 451
— поагрегатные 71

Кабель-мачта 73
Кавитация 112
Калориметрирование 204
Камера двигателя 121, 151, 156
— основная 70
— поворотная 291
— разгонная 199, 200
— рулевая поворотная 114
— управляющая 70
Канаверал мыс 446

Карбид кремния 343
Кардан 84
Катализатор 58, 113
Каучук 234
Качество конструкции весовое 27
Кеплера задача 317
— закон 324
Керосин 204, 231
Кислород жидкий 49, 50, 58, 113, 204, 219, 230
Кислота азотная 204, 228, 233
Клапан горючего (окислителя) 114
— дренажный 86
— отсечки 131—132
— пуска 133
Колебания внутрикамерные высокочастотные 143
— жидкости (поперечные) 63, 414
— корпуса продольные 142
— низкочастотные 141
— осевые 155
— поперечные 63
— радиальные 155
Количество движения 18
Кольцо поворотное 94
— рулевое 48
Коммутация 409
Компас гиромагнитный 376
Комплекс командно-измерительный 451, 478
— наземный 441
— — с вертикальной сборкой 460
— ракетный 441
— — «Катюша» 442
— расходный 174
— стартовый 451
Компоненты топливные низкокипящие 60, 230
Компоновка корабля «Аполлон» 79
Конвекция 188, 338
Консервативность системы 207
Константа гравитационного поля Земли 288
— равновесия 208, 212
— скорости разложения 211
— —рекомбинации 212
Конструкция вафельная 61, 356
— оболочечная 353
Контейнер головной 57
— грузовой 101
— отделяющийся 56
Конус Маха 264
— предохранительный 80
Конусность сопла 159
Концентрация молярная 210—211
Корабль космический 73
— — транспортный 99, 101
— лунный 76
— обитаемый 76
— орбитальный 101
Корпус монтажно-испытательный 455
— силовой внешний 51
— топливного отсека 49
Коррекция гироскопа 376
Космодром 445
Коэффициент аэродинамический 268
— боковой силы 256
— весового качества безразмерный 27
— восстановления 340
— вязкости 251
— демпфирующего момента (безразмерный) 279
— запаса 54, 353
— — по пределу текучести 355
— избытка окислителя 221
— лобового сопротивления 256
Коэффициент осевой перегрузки 346
— перегрузки 344
— подъемной силы 256
— полезного действия винта 13
— — — термический 178
— пустотной удельной тяги 175
— статического момента 276
— теплоотдачи 189, 190, 339
— теплопроводности 191
— формы 257
— эффективности системы вдува 293
Коэффициенты аэродинамических сил 254
— весовые основные 44
Крен 239
Крепление ветровое 468
Критерий Гурвица 409
— подобия 271
— устойчивости (технический) 363

Лаваля сопло 170
Лед водородный 233
Ле-Шателье принцип 213
Линия прямого (обратного) потока 261
— узлов 418
Литий 199
Литье в камеру 91
— топлив 150
Лонжерон 51
Лоренца сила 199
Лучеиспускание 188

Макетирование 128
Масса конечная, относительная 26, 27
— переменная 17
— стартовая 26
Материал керамический, органический 343
Маха конус 264
— угол 265
— число 166, 257, 330, 340
Машина вычислительная бортовая цифровая (БЦВМ) 435
— рулевая 48, 84, 290, 395, 402
Медь 124, 192
Мембрана (принудительного, свободного прорыва) 129, 130
— разрывная 117
Мера химической энергии 207
Метан 231
Метеодиапазон топлив 228
Метод Адамса — Штермера 307
— малых возмущений 359
— спектральный определения теплот образования 208
Механизм горения 146
— программный 394
Мидель 35, 256
Минимизация (максимизация) функционалов 216
Моделирование 410, 413
Модель дренированная 273
Модулятор 399
Молибден 91
Момент аэродинамический внешний (результирующий, статический) 242, 275, 279
— внутренний 346
— демпфирующий 275
— — внутренний 279
— дестабилизирующий (опрокидывающий) 275

Момент изгибающий 52, 354
— количества движения 372
— кориолисовых сил (демпфирующий) 245
— позиционный 275
— сопротивления 354
— стабилизирующий (восстанавливающий) 275
— управляющий 243
— шарнирный 242, 290
Моменты, действующие в полете 237
Мотор шаговый 394
Мультипликатор 114

Набор стрингерный 356
Наведение 237, 364
Навигация космическая 73, 438
Нагрев аэродинамический 336
Нагружение квазистатическое 344
Нагрузка осевая 346
— поперечная 254, 349
— предельная, разрушающая 357
— расчетная 54
— стартовая на мидель, на тягу 29, 34, 40
Наддув баков 86, 112, 347
Надежность двигателя 71
Накопление необратимых деформаций 357
Напряжение главное, изгибное, касательное, окружное 351—354
— опорное 400
— осевое 354
— температурное, усадочное
— эквивалентное 355
Напыление плазменное 91
Насадок дозвуковой 181
Насос бустерный 118
— горючего 111
— лопаточный центробежный 109
— многоступенчатый 119
— центробежный 50
— эжекторный 118
Настройка автомата стабилизации 246, 406
Неадиабатичность 159
Недорасширение 183
Неизменяемость кинематическая 69
Неустойчивость статическая 277
Нитроглицерин, нитрогруппа, нитроклетчатка, нитроцеллюлоза 94, 149, 233
Нить стеклянная 91
Носитель многоразового использования 98
— серии «Космос» 65
Ньютона закон 18

Обечайка 61
Облет Венеры, Луны, Марса 66
Оболочка 356
— стеклопластиковая 91
— фенольная 85
Оборудование технологическое 444
Обтекание безотрывное, со срывом потока 260
— дозвуковое, сверхзвуковое 259, 263
Объект стабилизации 389
Огибающая семейства ударных волн 265
Однородность заряда 148
Окись азота 250
Оплетка металлическая 128
Определение аэродинамических коэффициентов 268
— дальности 326
Опрессовка статическая 96
Орбита начальная 82
— оскулирующая 325
Ориентация головной части 334
Ортоводород 231
Ортодрома 240
Осадка топлива 86
Оскулирование 325
Ось боковая, поперечная, продольная 238
— стабилизации 389
Отвод тепла излучением 337
Отделение головной части 53
Отклонение в дальности 433
— струи 94
Отрыв пограничного слоя 261
Отсек командный 76
— межбаковый 59, 348
— приборный 48, 59, 73
— служебный 77
— топливный 48, 49
— хвостовой 48
Охлаждение водородом 193
— двигателя 187, 190
— емкостное 195
— зональное (секционное) 192
— камеры 126
— проточное 126, 190
— щелевое внутреннее 192, 194
Ошибка инструментальная, методическая 425

Парадокс торможения спутника 325
— Эйлера — Даламбера 259
Параводород 231
Параметры баллистического подобия 39
— номинальные 295
— оскулирующие 325
— проектно-баллистические, проектно-конструктивные 38, 43
— состояния газа 166
Парогаз 111
Парогазогенератор 50, 111, 112
Патрубок выхлопной 111
Пайка в вакууме 125
Пенопласт 85
Перевозка ракеты в сборе 353
Перегородка межбаковая 86
Перегрузка (осевая) 344, 346
Перекись водорода 49, 50, 111, 113, 197, 293
Перемещение кажущееся 379
Перерасширение 182
Перестройка отсеков траекторная 80
Переходник 80
Перигелий, перигей, периселений, перицентр 322
Перманганат натрия 49, 50, 111, 113
Перхлорат аммония, лития, нитрозила, нитронила, нитрония 94, 234—236
Пилон 54, 59
Пирозаряд 92, 128
Плазмогенератор 199
Пластик армированный 343
Пластификатор 150
Пластичность топлива 234
Платформа гиростабилизированная 431
Плоскость тангажа 244
Плотность воздуха 246
— газа 339

Плотность массовая 159
— теплового потока 188
Площадь выходного, критического сечения 173
— миделя 35
Пневмоклапан электромагнитный 130
Поглотитель тепла графитовый 93
Подача вытеснительная 55, 106, 181
— — с жидкостным аккумулятором давления 108
— замкнутого типа 119
— насосная 113
— турбонасосная 55, 109
Подвес карданов 371
Подвеска на газовой подушке 374
Подготовка предстартовая 452
Подобие аэродинамическое, геометрическое 270
Подпитка 60
Подход феноменологический 201
Подшипник трехобойменный 374
Позиция стартовая, техническая 450, 451
Показатель адиабаты 159, 161, 251
— процесса 179
Покрытие защитное 95, 228
— теплостойкое пассивное 343
Поле температурное 341
— тяготения центральное 316
— электростатическое, электромагнитное 199
Полет за пределами атмосферы 316
Полиуретан 94
Порох нитроглицериновый, пироксилиновый, черный 90, 234
Порошок металлический 220, 235
Посадка мягкая 74
— — на Луну 66
Постоянная газовая 165, 251
Потенциометр задающий 314
Потери аэродинамические 35
Потеря тяги на органах управления 242
Поток газа несжимаемый 162
— одномерный 158
— сверхзвуковой в цилиндрическом канале 172
— тепла удельный 188
— тепловой 338
— — радиационный 189
— — удельный суммарный 190
Предел прочности, текучести, упругости 356, 357
Преднасос 118
Преобразование энергии 196
Преобразователь 399
— координат 401
Прецессия 324, 371
Прибор гироскопический 373
Привод поворотных сопел 95
— силовой 366
Принцип Даламбера 345
— движения реактивный 11
— Ле Шателье 213
Присадка металлических порошков 220
Прицел стыковочный 77
Программа «Аполлон», «Аполлон — Союз» 16, 75
— выведения 311
— — гибкая 436
— жесткая 395
— изменения угла рыскания 312
— — — тангажа 37, 245, 300, 312
— «Интеркосмос» 16
Продувка гелием 85
— моделей 268, 273, 350
Профилирование газодинамическое 184
Процесс адиабатический, изотермический, политронический 165, 249
— стабилизация 331
Прочность конструкции 46, 51
— несущего бака 354
— твердотопливного заряда, твердых топлив 150, 153
— усталостная 357
Пуск опытный 71
— ракеты-носителя 452

Работа сопла 173
Равновесие устойчивое, неустойчивое 278
Разворот по крену, тангажу 312
Разделение блоков «горячее», «холодное» 86
Разложение химическое покрытия 343
Разрушение усталостное 158
Ракета 12
— «Атлас» 66, 68
— баллистическая 14
— — на твердом топливе 90
— бесстабилизаторная 277
— «Восток» 62
— B2A 55, 224
— B5A 59, 60, 113, 224, 469
— геофизическая B2A 55—57
— жидкостная одноступенчатая 47
— метеорологическая B5B 59
— «Минитмен» 455
— многоступенчатая 30, 64
— «Поларис A-3» 94
— «Протон» 15
— «Райнботе» 90
— «Редстоун» 442, 454
— «Сатурн» 393
— «Сатурн I», «Сатурн-IB» 81, 453
— «Сатурн V» 67, 75, 81, 145, 185, 292, 348, 446, 448, 453, 457, 468, 475
— СК 67, 69, 70, 72, 113, 291, 447, 455, 456, 458, 471
— составная 64
— «Союз» 62
— «Титан», «Титан-II, -III, -IIIC» 66, 97, 153, 446
— «Тор» 60, 65, 66, 417
— трехступенчатая 65
— «Фау-2» 27, 47, 49, 90, 110, 113, 224, 281, 289, 393, 395, 397, 427
Ракета-носитель 15
Рама двигателя силовая 49
Раскрутка роторов гироскопов 93
Распределение слабых волн в дозвуковом (сверхзвуковом) потоке, в неподвижной среде 264
Расчет двигателя термодинамический 213
— на прочность 52, 237, 352
— тепловой 175
Расход весовой секундный 20, 146, 173, 176, 189
— массовый секундный 245
— — удельный 170
— массы секундный 19
— топлива предстартовый 285
— «Тор» 60
Расходомер 429
Расширение адиабатическое 159, 167
— газа в сопловой части 176
Реактор 108
Реакция догорания 203
— прямого действия 12

Реакция разложения, рекомбинации 159, 197, 203
Регулирование 358
— кажущейся скорости 427
— траектории спуска 74
— тяги 132, 284, 427
Регулятор расхода 135, 136, 138, 286
Редуктор 107, 111, 129
Режим автоколебательный 139
— выключения 156 — 157
— запирания 171
— пусковой 156
— сопла расчетный 183
— тепловой стационарный, нестационарный 187
Резонанс 144, 420
Рекомбинация 197
Ресурс ракетного двигателя 100
Рейнольдса число 271, 333, 341
Ротор 371
Рубидий 199
Руль воздушный, газоструйный 48, 49, 242, 289, 290
— кольцевой 93
Рыскание 239, 368

Сброс схемы 139, 478
Связь обратная (гибкая) 368, 370
Селитра 235
Сепарация 198
Сервопоршень пневматический 131
Сеть кабельная 69, 128
Сечение выходное, критическое 126, 171
— миделево 35, 256
Сжатие адиабатическое 337
— осевое 283
Сжимаемость 270
Сигнал возмущающий 420
Сила 17
— архимедова 385, 387
— аэродинамическая (местная, полная) 34, 240, 269
— боковая, нормальная, осевая (продольная) 241
— *внутренняя* 346
— давления 240, 259
— даламберова 325, 345
— кориолисова 279
— лобового сопротивления 34
— Лоренца 199
— массовая (объемная), поверхностная 345
— «нескомпенсированная» 174
— осевая сжимающая 51
— отдачи 11
— подъемная (рулей) 241, 242
— реактивная 20
— трения 240, 259
— тяги 283
— тяжести 287
— управляющих органов 240
Сильфон 121, 128
Силы, действующие в полете 237
— от управляющих органов 242
Система аварийного спасения 74, 80
— «Аполлон» 227
— внешних сил квазиравновесная 346
— зажигания 137
— инерциальная 365
— координат баллистическая (стартовая), подвижная полярная 238, 240
— — гелиоцентрическая, геоцентрическая, инерциальная, селеноцентрическая, стартовая 328, 329
Система координат полярная инерциальная 316
— — поточная (скоростная), связанная 238, 239
— — цилиндрическая 158
— космическая транспортная 100
— наведения 95, 364, 423
— подачи (баллонная) 106, 107
— ракетная «Венера», «Луна», «Марс» 72
— — «Восток», «Восход», «Союз» 68, 72, 74, 459
— — многоступенчатая 15
— — «Протон» 66
— ракетно-космическая (комбинированная) 64, 90
— — многократного использования 16, 98
— — «Сатурн — Аполлон» 75
— управления (автономная) 60, 358, 364
Скачок прямой (косой) уплотнения 266, 267
Скорость ветра 254
— горения 146, 234
— звука (в газах, в потоке) 163, 168, 247, 263
— — местная 168, 171
— истечения (максимальная, сверхзвуковая, эффективная) 21, 23, 167, 171
— кажущаяся 286, 378
— критическая 168
— круговая (первая космическая), параболическая (вторая космическая) 321
— обтекания местная 339
— *переносная* 329
— потока 166
— прецессии угловая 372
— ракеты идеальная 26, 30
— секториальная 318
— суточного вращения Земли угловая 329
— характеристическая 28
Скрепление оболочек 123
Слой пограничный, пристеночный 188, 194, 339
Сменность экипажей 74
Смесеобразование 122
Смесь восстановительная, кислая 134
— гремучая 233
Смола бакелитовая, эпоксидная 91, 343
Соль азотной, хлорной кислоты 235
Соотношение компонентов стехиометрическое 221
Сопло 126, 156, 181
— Лаваля 170
— массовое, полумассовое 172
— обратное 93
— сверхзвуковое 169, 179
— тепловое 173
— управляющее 73
Сопротивление волновое 266
— лобовое (пластинки), головное, донное 34, 241, 254, 262, 263, 274
— рулей 242
— стенки тепловое 190 191
— тепловое 123
Составляющая скорости радиальная 158
Состояние напряженное двухосное 354
— равновесное 211
— стандартное 205
— тепловое 187
«Союз», космический корабль 335, 458
Спасение отброшенных блоков 98
Спин ядерный 231
Спирт этиловый 49, 50, 113, 204, 231

Сплав алюминиево-магниевый 356
— медный 192
Сплошность заряда 148
Способность стенок отражательная 189
Спутник «Интеркосмос» 32
— «Космос» 32
— Луны искусственный 66
— стационарный 312
Среда сплошная 157
Срез донный 262
Стабилизатор 388
Стабилизация 48, 237, 331, 358, 365, 391
— гироскопическим эффектом 277
— изгибающейся ракеты 63
— спускаемого аппарата 335
— угловая 364
Стардатизация 127
Станция обитаемая 74
Старт с орбиты 74
Стартер 115
Стенка вольфрамовая пористая 200
— потеющая 194
Степени свободы двигателей 85
Степень дисперсности 235
— нитрации 233
— расширения сопла 46, 180
Стрингер 51
Строение атмосферы 246
Структура сопла слоистая 92
Струхаля число 333
Ступень кислородно-водородная 85
— полета 64
— ракеты 64
— стартовая твердотопливная 97
Стыковка космических объектов 74
Сублимация покрытия 343
Сфероид 288
Схема вкладная 152
— двухступенчатая 67
— мостовая 272
— оболочечная, скелетная 51
— одномерного течения 158
— отделения боковых блоков ракеты Р7 69
— пакетная (двухступенчатая) 64
— перестройки отсеков системы «Аполлон» 81
— переходная 53
— пневмогидравлическая 128
— принципиальная ЖРД 104
— — трехступенчатой ракеты 65
— с подвесными баками 47
— силовая 50, 344
— — с несущими баками 53
— скрепленная 152
— стабилизации 365
— твердотопливной ракеты силовая 145
— умножения 411
— центробежного насоса 110

Тангаж 37, 239
Тележка стыковочная 455
Телеметрия 480
Тело рабочее 12, 20, 217
Температура восстановления 340
— газа 192
— горения 218
— жидкости 192
— заряда 147
— торможения 337
Тензодатчик сопротивления 271
Теорема об изменении количества движения 18
Теория ракетного движения 17
Тепловосприимчивость 223
Теплоемкость, теплопроводность, теплообмен 161, 187, 190, 218, 338
— *при неизменном объеме, при постоянном давлении* 160, 161
Теплоизоляция внутренняя 344
Теплоотдача, теплопередача 187, 189
Теплота образования 204, 205, 232, 233, 235
Теплотворность 204, 206
Термостатирование заряда, шахтное 147
Термостойкость лопаток турбины 116
Тетраоксид азотный 227
Техника безопасности 224
Течение газа по соплу 160
— дозвуковое, сверхзвуковое 166
— квазистационарное, стационарное, установившееся 156, 157
— ламинарное, турбулентное 339, 340
— одномерное 158
— продуктов сгорания 156
Токсичность топлива, НДМГ 225, 229
Толкатель пружинный 56
Топливо 148
— баллиститное 149
— высококипящее, низкокипящее 226, 227
— гетерогенное, гомогенное, гранулированное 150, 233
— жидкое, твердое 227, 233
— кислородно-водородное (криогенное) 226, 231
— кислородно-керосиновое 61, 70
— на основе низкокипящих компонентов 230
— ракетное 196, 217
— самовоспламеняющееся 137
— смесевое 149, 233, 234
— ядерное 197
Торможение потока пограничное 158
Точность входа в атмосферу 335
— гироскопа 376
Точка переменной массы 17
Траектория 36, 295, 326
— возмущенная, номинальная 302
— «убегания» 322
Тракт запольцовки 132
Транспортер гусеничный 465
Транспортировка ракеты 353
Трение вязкое 259, 339
Тропосфера 249
Труба аэродинамическая 268
Трубопровод, горючего, дренажный, рециркуляционный 86, 114
— окислителя 86, 111, 114
Турбина газовая 50, 110, 111, 115
Турбулентность потока 157, 188
Тяга двигателя 17, 20
— пустотная 22
— удельная 24, 25, 104
Тяговооруженность 29
Тяготение всемирное, земное 17, 32, 283, 287

Углеводороды, углерод 231, 236
Угол атаки 37, 257, 280, 333
— входа в верхние слои атмосферы 335
— крена 237
— Маха 265
— наклона траектории 37
— поворота рулей 289
— полярный 240

Угол программный 37
— рыскания 239
— скольжения 240
— тангажа (программный) 37, 38, 239
Удлинение 63
Узел колебаний 418
— стыковочный 77, 79
Унос массы (с поверхности) 96, 343
Управление 237, 358
— вектором тяги, дальностью 292, 423
Упругость паров, топлив 112, 150
Уравнение весового баланса 43
— вращательного движения 245
— движения точки переменной массы 19
— расхода 162
— состояния идеального газа 162, 212
— управления 407
— энергии 162, 203
Уравнения баллистики в вариациях 299, 301
— гидродинамики 415
— соотношения масс элементов 215
— Эйлера 371
Уровень орбиты энергетический 322
Уровнемер 429
Усилие управляющее 242, 283, 288, 290
Усилитель на транзисторах 400
— обратной связи 383
— системы коррекции, стабилизации 389, 390
Ускорение кориолисово, переносное, центростремительное 238, 328, 329
— стартовое 30
Условие затухания, устойчивости 356, 408, 409
Условия выведения ракеты 245
— прочности 46
Установка двигательная 105
— ракеты в вертикальное положение 459
Установщик 442
Устойчивость 358
— аэродинамическая 277
— бака 348
— горения 154
— движения 240, 246
Устройство моделирующее 410
— переходное шлюзовое 74
— разгонное длительного действия 200
— стопорное 379
— стыковочное 74
Участок активный, атмосферный 36
— выведения 36, 295
— входа в атмосферу 37
Учет вращения Земли 329

Ферма опорная 472
Форкамера 111, 123
Форма камеры 235
— колебаний свободной балки 418
— сверхзвукового сопла 169
— удобообтекаемая 261
Форсунка газогенератора 121
Фотографирование обратной стороны Луны 73
Фрезерование механическое, химическое 61
Фреон 94
Фтор 219, 225

Характеристика амплитудно-фазовая, амплитудно-частотная 410, 421
— высотная, дроссельная 184, 185
— двигателя 156, 184
— тяги 144

Цезий 199, 200
Целлюлоза 233
Центр давления 276
— управления пуском 479
Центровка ракеты 95
Цепь дифференцирующая 395

Часть боевая 48
— головная (отделяющаяся) 54, 330
Четырехокись азота 98, 243
Число Маха 166, 257, 333, 340
— Рейнольдса 271, 333, 341
— Струхаля 333

Шайба мерная 135
Шасси посадочное 77
Шашка топливная 149, 151
Шпангоут силовой 49, 51
Штуцер (входной, выходной) 129, 130

Щиток тормозной 55

Эйлера — Даламбера 259
Эйлера уравнения 371
Экзосфера 249
Экран теплозащитный 86, 99
Эксцентриситет 320
— тяги 93
Электрод коаксиальный 199
Энергия 53
— внутренняя 160, 202
— кинетическая 53
— струи кинетическая 167
— химическая 201, 202
Энтальпия (полная, газовой смеси) 160, 201, 203, 207, 208
Эпюра изгибающего момента, поперечных сил 351
Эффективность высококипящих топлив 230

Юстировка 421

Ячейка дифференцирующая, интегрирующая, множительная 411
LC-, *RC*-ячейка 385
RC-цепь 397

Всеволод Иванович Феодосьев

ОСНОВЫ ТЕХНИКИ РАКЕТНОГО ПОЛЕТА

М., 1979 г., 496 стр. с илл.

Редактор *М. С. Флорианский*
Технический редактор *В. Н. Кондакова*
Корректоры *О. А. Бутусова, В. П. Сорокина*

ИБ № 11265

Сдано в набор 19.10.78. Подписано к печати 14.05.79. Т-08985. Бумага 60×90¹/₁₆, тип. № 1. Литературная гарнитура. Высокая печать. Условн. печ. л. 31. Уч.-изд. л. 31,7. Тираж 7 500 экз. Заказ № 1331. Цена книги 1 р. 40 к.

Издательство «Наука»
Главная редакция физико-математической литературы
117071, Москва, В-71, Ленинский проспект, 15

Ордена Трудового Красного Знамени Ленинградская типография № 2 имени Евгении Соколовой «Союзполиграфпрома» при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли. 198052, Ленинград, Л-52, Измайловский проспект, 29

Издательство «НАУКА»

ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

117071, Москва, В-71, Ленинский проспект, 15

Выйдут в свет в 1979—1980 гг.

Бахшиян Б. Ц., Назиров Р. Р., Эльясберг П. Е. Определение и коррекция движения.— 1980.

Белоцерковский С. М., Кочетков Ю. А., Красовский А. А., Новицкий В. В. Введение в аэроавтоупругость.—1980.

Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации. — 1979.

Кемурджиан А. Л., Авотин Е. В., Болховитинов И. С. и др. Динамика планетохода./Под ред. Б. Н. Петрова и А. Л. Кемурджиана.— 1979.

Красовский А. А., Белоглазов И. Н., Чигин Г. П. Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем.— 1979.

Макеев В. П., Гриненко Н. И., Павлюк Ю. С. Динамика и прочность летательного аппарата при наземной транспортировке.—1980.

Максимов Г. Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов.— 1980.