И. П. БРАТУХИН

629.135
Б87

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ

Допущено
Главным управлением политехнических и машиностроительных вузов
Министерства высшего образования СССР
в качестве учебного пособия для втузов

38512
УАИ
Фундаментальная
библиотека

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1955

В книге изложены вопросы проектирования вертолета и его основных частей. Дана методика выбора и определения основных параметров и размеров вертолета. Рассмотрены общие соображения по компоновке и центровке вертолета и приведены примеры компоновок вертолетов различных схем.

Кроме того, книга содержит анализ основных схем вертолетов, таблицы статистических данных уже построенных вертолетов и описание конструкции отдельных частей вертолета (лопастей, втулок и демпферов несущих винтов, автоматов-перекосов, хвостовых винтов, трансмиссии, силовых установок, посадочных устройств и др.).

Описаниям конструкции предпосланы сведения о назначении частей вертолета и требованиях, предъявляемых к ним.

Книга рассчитана на студентов авиационных институтов и инженеров, работающих в области вертолетостроения.

Рецензенты: докт. техн. наук **М. Л. Миль**
и профессор **П. Д. Грушин**

Научный редактор канд. техн. наук доцент **В. Е. Касторский**

Зав. редакцией инж. *А. И. Соколов*

ПРЕДИСЛОВИЕ

Книга является учебным пособием по аналогичному курсу авиационных вузов.

В первой части книги дан обзор и анализ схем вертолетов и рассмотрены вопросы общего проектирования вертолета. Во второй части изложены соображения по проектированию основных частей вертолета, систематизированы и описаны их конструкции. Части вертолета, по конструкции аналогичные самолетным, совсем не рассматриваются. (—

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
51	10 снизу	0,3÷0,32	0,32÷0,34	авт.
72	2 снизу	$\frac{S_{верт}}{F_{ом}}$	$\frac{S_{верт}}{F_{ом}}$ %	авт.
72	1 снизу	$\frac{S_{гор}}{F_{ом}}$	$\frac{S_{гор}}{F_{ом}}$ %	авт.
83	5 сверху	0,01%	0,01	корр. изд-ва
108	1 снизу	вперед	назад	авт.
110	15 снизу	под загрузочной	над загрузочной	авт.
333	2 и 12 снизу	$\pm 6^c$	$\pm 8^c$	авт.

Заказ 512/1510

В конструкции втулки прочно удерживается шарнирное крепление лопастей, причем демпфирование относительно вертикального шарнира теперь осуществляется в большинстве случаев гидравлическими демпферами.

Довольно успешно стали применяться на вертолетах другие системы несущих винтов, например, несущие винты на кардане.

Для облегчения пилотирования и исключения вибрации ручки в систему управления вводятся бустерные системы и пружины, искусственно создающие нужный градиент усилия на ручке. С целью повышения устойчивости и управляемости употребляются серволопатки и стабилизирующие стержни в системе управления вертолетом, а также начали применяться автопилоты.

Развитие реактивной техники нашло отражение и в вертолетостроении. В последнее время появились реактивные вертолеты. Их развитие намечается по двум путям. Первый путь — это вертолеты с реактивными двигателями, установленными на концах лопастей несущего винта. Пока на таких вертолетах применяются прямоточные пульсирующие двигатели с большим удельным расходом топлива. Для тяжелых вертолетов с умеренным расходом топлива исследуются возможности установки на концах лопастей ТРД. Второй путь — реактивные вертолеты компрессорного типа, у которых силовая установка с компрессором размещена в фюзеляже и сжатый воздух подается к соплам, расположенным на концах лопастей. Струя воздуха, вытекая из сопел, создает реактивную силу, приводящую во вращение несущий винт. В большинстве случаев сжатый воздух дополнительно перед соплами нагревается в специальных камерах-горелках посредством сжигания топлива.

В реактивных вертолетах отсутствует трансмиссия. Весовая отдача у них выше, чем у вертолетов с механическим приводом. Недостатком их является чрезмерный расход топлива, правда, в случае компрессорной схемы или установки на концах лопастей ТРД этот недостаток менее значителен.

Реактивные вертолеты с двигателями на концах лопастей могут найти применение для полетов на короткие расстояния. По этой схеме можно построить крупные «вертолеты-краны». Реактивные вертолеты компрессорного типа также могут быть созданы больших размеров и с достаточно большой дальностью полета.

ЧАСТЬ I

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ

Глава I

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТОВ

§ 1. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТОВ

Проектирование вертолета — творческий инженерный труд, в процессе выполнения которого приходится решать много сложных задач, относящихся к различным областям авиационной техники.

По своей принципиальной сущности вертолет как летательный аппарат с большим диапазоном летных режимов не может быть конструктивно простым; он насыщен большим количеством сложных механических агрегатов. Конструктивные схемы вертолетов в настоящее время очень разнообразны и практикой пока еще наиболее удачные из них окончательно не выявлены. Статистика построенных аппаратов, являющаяся фундаментом при проектировании в области вертолетов, весьма ограничена. (Некоторые схемы вертолетов пока еще насчитывают не более одного или двух прототипов.) Если к этому добавить, что многие вопросы аэродинамики, динамики полета, динамической прочности вертолета находятся еще в стадии изучения и исследования, то станет ясно, что процесс проектирования вертолета действительно чрезвычайно сложен и требует от конструкторов большой изобретательности и обширных проектных изысканий.

Основной задачей при проектировании вертолета является правильный выбор его схемы, двигателя, типа трансмиссии, параметров несущего винта и размеров других частей вертолета, обеспечивающих достижение заданных летных данных.

Одним из главных показателей хорошего вертолета является его надежность в эксплуатации, поэтому вопросам статической и динамической прочности при проектировании должно быть уделено исключительное внимание. Нужно стремиться исключить недопустимые вибрации и обеспечить нормальный износ трущихся частей. При проектировании необходимо также предусмотреть меры устранения различного рода вибраций, которые могут выявиться уже при летных испытаниях.

Спроектированный вертолет должен обладать специфическими летными свойствами, т. е. вертикально взлетать, висеть на одном месте и перемещаться с заданной горизонтальной скоростью. При этом надо принять во внимание чувствительность вертолета на вертикальных режимах к увеличению взлетного веса и к изменению атмосферных условий. При выборе двигателя и назначений полезной нагрузки все это надо учесть. Были случаи, когда перетяжеленный всего на 10% вертолет уже не мог вертикально взлетать и садиться или в жаркий летний день при пониженном атмосферном давлении вертолет переставал выполнять эти режимы к огорчению конструктора, который проектировал его по стандартным условиям и не предусмотрел необходимого запаса мощности. В таком случае вертолет оказывается сезонной машиной. Двигатель, недодающий нескольких процентов мощности на самолете, незначительно снижает летные характеристики его, тогда как в случае вертолета, если двигатель потерял, скажем, 10—15% мощности, вертолет уже не в состоянии выполнить все свои основные режимы.

Управление вертолетом должно быть достаточно легким, а техника пилотирования достаточно простой и доступной летчику средней квалификации.

Опытный образец вертолета надо проектировать, принимая во внимание возможность постройки его в большой серии, поэтому технологии изготовления его должно быть уделено большое внимание. Нужно сделать необходимое число технологических разъемов, как того требует современное авиационное производство, обеспечить простоту изготовления и контроля, взаимозаменяемость деталей и агрегатов, свести к минимуму сортамент применяемых материалов, т. е. сделать все возможное для удешевления вертолета.

При проектировании нужно учесть и требования эксплуатации: обеспечить хороший подход для осмотра и демонтажа двигателя, редукторов, валов и других механических агрегатов, для пассажиров создать необходимые удобства — изолировать их от шума, газов и вибрации. Экипаж должен иметь хороший обзор. Необходимо предусмотреть аварийное беспрепятственное покидание кабины вертолета. Для транспортных и грузовых вертолетов нужно создать хорошие условия загрузки и выгрузки. Для санитарных и спасательных вертолетов предусмотреть удобное размещение носилок и подъемной лебедки.

На вертолеты, предназначенные для полета над городами и населенными пунктами, необходимо ставить шумо-пламегасители. Нужно принять во внимание, что шум на вертолете создается в основном выхлопом двигателя; несущий винт вертолета в отличие от пропеллера самолета не создает большого шума. Шумовой эффект от выхлопа на вертолете на режимах малой скорости или висении очень значителен. Шум от самолета наблюдатель слышит кратковременно, тогда как вертолет может на режиме висения длительно «трещать».

Для возможности эксплуатации зимой и летом, а также в разных климатических условиях требуется применение незамерзающих жидкостей и смазки, установка противообледенительных устройств, подогрев двигателя и смотровых лобовых стекол кабины, установка пылеулавливателей во всасывающем патрубке двигателя.

Перевозка и хранение также должны быть учтены при проектировании.

При проектировании вертолета специального назначения следует отразить специфику тактико-технических требований к нему.

В некоторых областях применения вертолета большое значение имеет экономичность эксплуатации; в этом случае необходимо при проектировании добиться наибольшей весовой отдачи, а именно максимальной платной нагрузки и большой дальности полета при том же расходе топлива. Здесь даже уместно допускать перегрузку вертолета; при этом вертикальный взлет может производиться до высоты всего в несколько метров и далее набор высоты происходит с поступательной скоростью (конечно, если рельеф местности позволяет это делать и соблюдены требования безопасности).

Ресурс современного вертолета пока еще недостаточен. Задачей конструкторов является резкое его увеличение. Нужно, чтобы трансмиссия, несущий винт могли работать надежно длительное время, равное двум-трем ресурсам двигателя, хотя бы с условием периодической замены наиболее изнашивающихся деталей. В связи с этим проектирование должно сопровождаться длительными испытаниями всех вращающихся и трущихся агрегатов с целью добиться их надежности в эксплуатации до выработки нужного ресурса.

Конструктор, проектируя вертолет по схеме уже существующих однотипных вертолетов, должен стремиться к тому, чтобы летно-технические данные вертолета его конструкции были выше, чем у существующего однотипного вертолета. Проект нового вертолета всегда должен являться шагом вперед в области развития вертолетов, он обязательно должен содержать в себе те или другие нововведения и усовершеиствования.

§ 2. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ВЕРТОЛЕТАМ

Технические требования (т. т.) к вертолету составляются исходя из назначения вертолета и должны соответствовать летно-техническим характеристикам, возможностям вертолета и нуждам эксплуатации. В технических требованиях должно быть указано назначение вертолета, тип двигателя и количество их, полезная нагрузка, экипаж, дальность на крейсерской скорости или продолжительность полета на каком-то определенном режиме. Также должны быть указаны летные характеристики: максимальная скорость горизонтального полета на рабочей высоте, статический и динамический потолок, скороподъемность при вертикальном полете, время подъема на рабочую высоту. Помимо летных характеристик, в них может содержаться ряд требований эксплуатационного характера.

Полезную нагрузку задают в виде перечня, в котором указывают состав экипажа, число пассажиров, багаж, вес груза и объем его, съемное оборудование и т. п.

Многое из оборудования берется по аналогии с самолетом, но кроме того, нужно включить дополнительное оборудование, свойственное только вертолету. Для ночных полетов, для полетов на малых скоростях для вертолета требуется оборудование, несколько отличное от самолета. Нужно считать обязательным устанавливать на транспортные и пассажирские вертолеты не менее двух двигателей. На многоцелевых и сельскохозяйственных вертолетах желательно иметь два двигателя, но допускается установка и одного при удовлетворительных характеристиках авторотации и при условии безопасной посадки на авторотирующих несущих винтах.

При двух двигателях на вертолете обязательной является возможность полета с одним работающим двигателем на экономической скорости без снижения. При использовании максимальной мощности одного двигателя скороподъемность должна быть не менее 1 *м/сек*. Это повышает безопасность полета, так как остановка одного двигателя не приведет к вынужденной аварийной посадке, как это будет с одномоторным вертолетом, если у него двигатель остановится над местностью, не имеющей подходящих открытых площадок для посадки с планирования. Остановка одного двигателя не должна мешать нормальной работе другого.

Общую часть т. т. нужно брать по аналогии с самолетом, с учетом особенностей вертолета. В т. т. желательно указывать допустимые вибрации для вертолета (по частоте и по амплитуде). Исключить вибрации полностью невозможно, так как на вертолете всегда имеются периодические силы от несущего винта, двигателя и других вращающихся частей. Нужно стремиться получать допустимые виброхарактеристики на отдельных частях вертолета, не опасные для их прочности.

Требования в отношении устойчивости и хорошей управляемости записываются в самой общей форме, так как пока еще нет окончательно установленных критериев устойчивости и управляемости вертолета.

В технических требованиях должен быть указан ресурс трансмиссии. Более длительный ресурс повышает надежность вертолета. Предельные температурные условия эксплуатации также надо указывать, чтобы учесть их при проектировании системы смазки и гидросистем вертолета. Желательно отразить требование установки автоматов на вертолете. К таким автоматам могут быть отнесены: регулятор постоянного числа оборотов, несущего винта, автопилот и др.

Следует оговорить удобства для пассажиров, размещение спецоборудования, обогрев и вентиляцию пассажирского помещения и т. д.

Проектируемый вертолет в основных чертах (исключая конструктивные формы) полностью определяется техническими требованиями, в особенности указанием назначения, характером полезной нагрузки. Зная это, можно иметь представление об условиях работы и основных особенностях вертолета.

§ 3. ЭТАПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Проектирование вертолета выполняется по этапам. Установившаяся практика проектирования самолета полностью применима к вертолетам. Здесь мы видим те же этапы, хотя содержание их имеет свою специфику. Весь процесс проектирования можно разбить на следующие этапы: 1) эскизный проект, 2) предварительный проект с постройкой макета и 3) исполнительный проект или изготовление рабочих чертежей. Эти этапы не разграничены резко между собой, они перекрывают друг друга.

Эскизный проект вертолета дает отправной материал для последующих этапов проектирования. В задачу эскизного проекта входит обеспечение летно-технических характеристик вертолета, заданных техническими требованиями, путем правильного выбора основных параметров и размеров вертолета. Основной частью эскизного проекта является компоновка вертолета. Исходным материалом для эскизного проекта служат т. т. и статистика существующих вертолетов данной схемы.

На этом этапе можно пользоваться приближенными методами определения летных характеристик вертолета. Для изыскания оптимальных параметров и рациональных размеров вертолета делается ряд последовательных вариантов эскизного проекта с различными параметрами с целью получения при данном двигателе или данных двигателях лучших летно-технических данных.

Предварительный проект. После утверждения эскизного проекта, учитывая замечания заказчика, выполняют предварительный проект. На этом этапе делают теоретические чертежи каркасных конструкций, производят расчет на прочность, подбирают размер силовых сечений, уточняют центровку. На основании расчетов в компоновочном чертеже делают необходимые исправления. На этой стадии проектируют и строят макет, на котором происходит увязка всех частей. На макете проверяют удобство размещения экипажа, пассажиров, груза, размещение управления и приборного оборудования, проверяют обзор из пилотской кабины. На макете обязательно нужно сделать всю проводку управления и разместить трансмиссию для проверки проходимости и удобства подхода ко всем узлам. Во время предварительного проекта, после уточнения центровки, кроме уточненного аэродинамического расчета, нужно провести расчет продольной статической устойчивости, вычисление балансировочных кривых для всех режимов полета. Также нужно проделать поверочные расчеты: а) крутильных колебаний системы

двигатель—трансмиссия—несущий винт; б) автоколебаний на земле и в полете и в) другие расчеты для обнаружения возможных резонансных колебаний с целью их предупреждения. Для уточнения расчета (а иногда без этой работы невозможно правильно определить некоторые летные характеристики) производят исследования экспериментального характера — испытывают в аэродинамической трубе модели вертолета и его отдельных частей (фюзеляжа, несущего винта и т. д.). Изготовляют опытные агрегаты, узлы для проверки технологии изготовления и для испытания на прочность. При разработке предварительного проекта проектируют основные части вертолета, вычерчивают общие виды агрегатов трансмиссии (редукторов, муфт, валов и т. д.), втулки, управления и других основных частей вертолета.

Исполнительный проект или изготовление рабочих чертежей. На этом этапе происходит конструктивная разработка узлов и частей вертолета и изготовление рабочих чертежей. Одновременно с изготовлением чертежей делают расчет на прочность узлов и деталей по действующим нормам прочности. Ответственные узлы и детали, такие, как, например, крепление лопастей, движущиеся детали управления, изготовляют и испытывают на динамическую прочность. Испытывают и определяют характеристики гидравлических силовых цилиндров, демпферов лопастей. В процессе проектирования большое значение имеет весовой контроль. Он заключается в сравнении и увязке проектного веса с весом, полученным при подетальном теоретическом подсчете весов по чертежам. Для вертолета весьма неприятно по последствиям перетяжеление, но даже и перераспределение веса также нежелательно из-за перемещения ц. т. по сравнению с его проектным положением. Предупреждение и устранение этого расхождения является задачей весового контроля.

Каркасные конструкции силовых частей вертолета проходят статические испытания на нагрузки, соответствующие нормам прочности вертолетов. Испытаниям динамическим (на усталость) обязательно подвергают лопасти, крепления их к втулке, демпферы, части трансмиссии и управления и др. детали, работающие при переменных нагрузках.

Глава II

ОБЗОР И АНАЛИЗ СХЕМ ВЕРТОЛЕТОВ

В настоящее время выявилось несколько схем вертолетов, которые чаще всего осуществляются в современных конструкциях и имеют перспективу на дальнейшее развитие. Почти все построенные и успешно летавшие вертолеты с механическим приводом выполнены по этим схемам. К ним относятся:

1. Одновинтовая схема с рулевым хвостовым винтом.

2. Двухвинтовая поперечная схема.
3. Двухвинтовая продольная схема.
4. Соосная схема.
5. Схема с перекрещивающимися винтами.
6. Многовинтовая схема (трех- и четырехвинтовая).

Кроме указанных схем, имеются:

7. Схема реактивного вертолета.
8. Схемы комбинированных вертолетов.
9. Схемы вертолетов-самолетов.

Комбинированные вертолеты и вертолеты-самолеты могут быть либо с механическим, либо с реактивным приводом несущего винта.

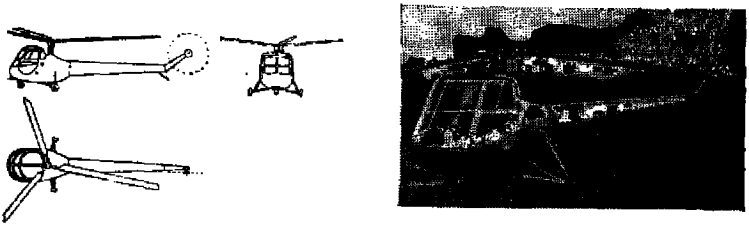
Внутри каждой из перечисленных схем возможны варианты в зависимости от числа и размещения двигателей, типа несущей системы, положения рулевого винта, схемы управления и т. п.

Различные способы уравновешивания реактивного крутящего момента несущего винта в вертолете с механическим приводом, как увидим далее, создают различные схемы вертолета. Способ погашения реактивного крутящего момента в основном определяет схему вертолета.

Мы не будем рассматривать здесь всех возможных схем вертолетов, опубликованных в литературе, и остановимся только на тех схемах, по которым строятся вертолеты в настоящее время.

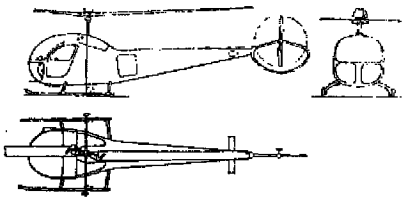
§ 1. ОДНОВИНТОВАЯ СХЕМА С ХВОСТОВЫМ ВИНТОМ

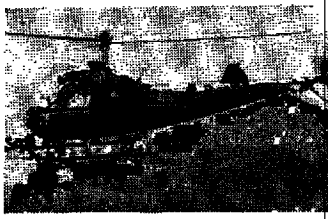
Предложенная в 1911 г. академиком Б. Н. Юрьевым одновинтовая схема вертолета с хвостовым рулевым винтом получила благодаря своей относительной простоте наибольшее распространение. Большая часть серийных вертолетов построена по одновинто-



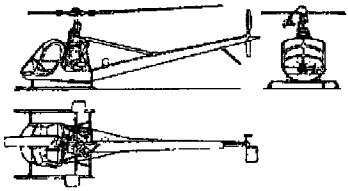
Фиг. 6. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, двухместный, взлетный вес 1000 *кг*.

вой схеме. Реактивный крутящий момент несущего винта в такой схеме уравновешивается моментом, создаваемым тягой хвостового винта, на привод которого тратится 7—10% мощности двигателя. На фиг. 6—15 показаны вертолеты этой схемы, различные по внешним формам и размерам.

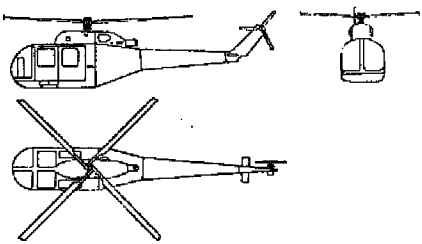


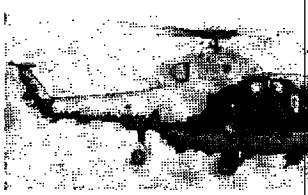


Фиг. 7. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, трехместный, взлет ный вес 1070 *кг*.

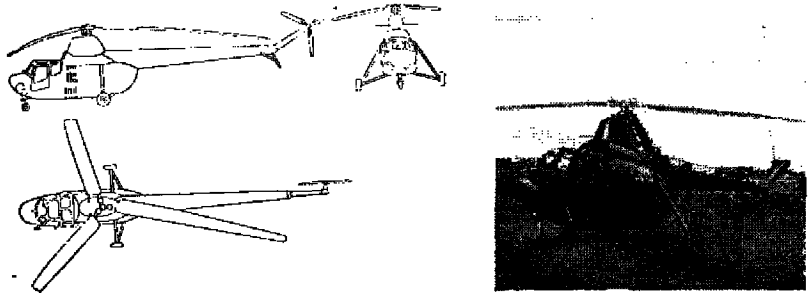


Фиг. 8. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, трехместный, взлет ный вес 1135 *кг*.

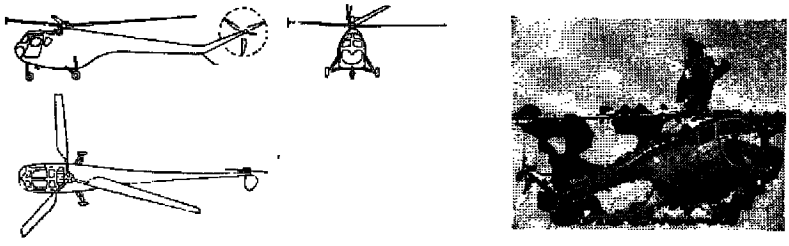




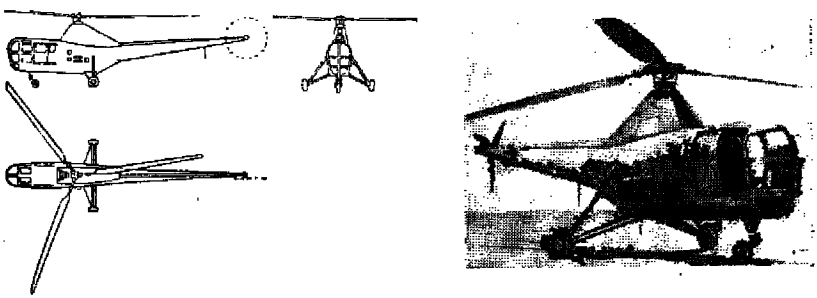
Фиг. 9. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, четырехместный взлетный вес 1600 *кг*.



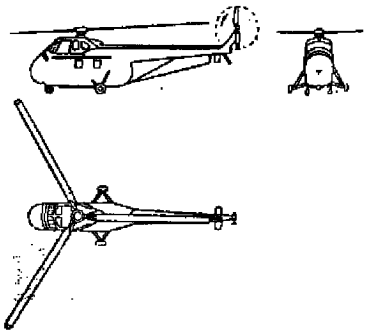
Фиг. 10. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, трехместный, взлетный вес 2240 *кг*.

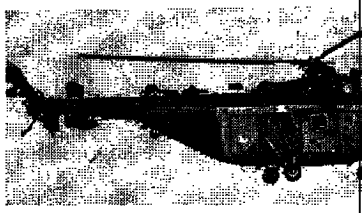


Фиг. 11. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, четырехместный, взлетный вес 2360 *кг*.

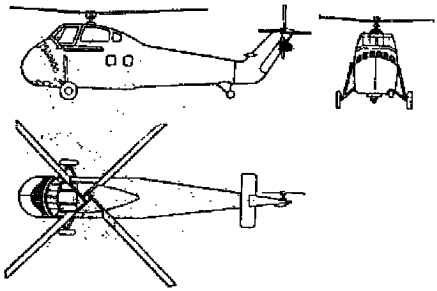


Фиг. 12. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, четырехместный, взлетный вес 2500 *кг*.

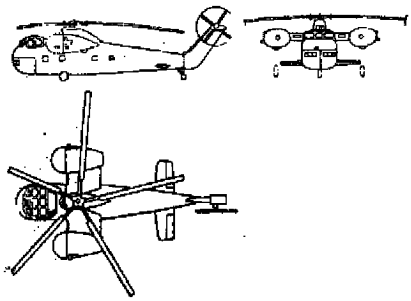




Фиг. 13. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, 10-местный, взлетны вес 3130 *кг*.



Фиг. 14. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, 15-местный.



Фиг. 15. Одновинтовой вертолет с хвостовым винтом, 26-местный, взле ный вес 13 000 *кг*.

Преимущества такой схемы:
1. Простая конструкция.
2. Простая система управления.
3. Относительно низкая стоимость.

Недостатки:
1. Потеря мощности на хвостовой винт.
2. Узкий диапазон возможных центровок.
3. Длинный хвост, увеличивающий габариты вертолета.

По одновинтовой схеме построены вертолеты со взлетным весом от 500 до 13 000 *кг*. Никаких ограничивающих пределов по увеличению полетного веса вертолетов этой схемы не установлено, но все же при приводе несущего винта от поршневых или турбовинтовых двигателей задачи проектирования несущего винта больших размеров и трансмиссии на передачу большой мощности весьма сложны. Поэтому некоторые конструкторы находят более целесообразным создавать грузоподъемные вертолеты с механическим приводом по другим схемам.

§ 2. ДВУХВИНТОВАЯ ПРОДОЛЬНАЯ СХЕМА

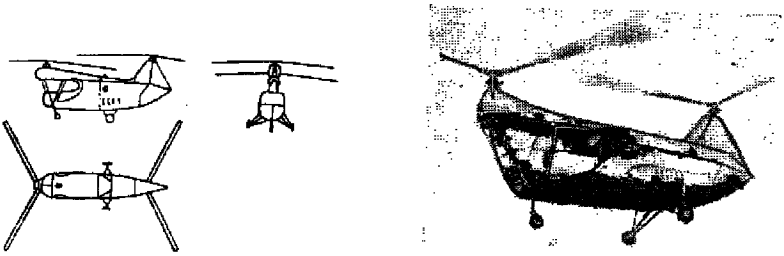
В этой схеме два несущих винта расположены один за другим вдоль фюзеляжа (тандем). Плоскость вращения заднего винта обычно располагают с превышением над плоскостью переднего. Иногда плоскости вращения обоих винтов лежат в одной наклонной плоскости, для чего втулки заднего винта размещают с превышением над втулкой переднего и оси винтов наклоняют вперед.

Вращаются несущие винты обычно в разных направлениях с одинаковыми оборотами, реактивные крутящие моменты их взаимно уравновешиваются. Такой способ погашения реактивного крутящего момента несущих винтов, если они не перекрыты, не требует потери мощности. В случае перекрытия несущих винтов потеря мощности будет от взаимовлияния «перекрытых» винтов. При перекрытии лопасти обоих винтов вращаются всегда синхронно, и в зоне «перекрытия» лопасть одного винта должна находиться между двумя лопастями другого; ни при каких условиях лопасти одного винта не должны соприкасаться с лопастями другого.

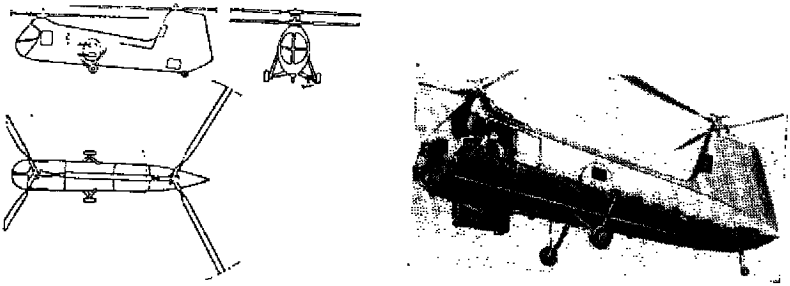
На фиг. 16—21 показаны вертолеты продольной схемы различных внешних форм и размеров.

Преимущества этой схемы:
1. Хорошая продольная устойчивость.
2. Широкий диапазон центровок.
3. Хорошая весовая отдача.
4. Большие объемы фюзеляжа (большая полезная емкость).

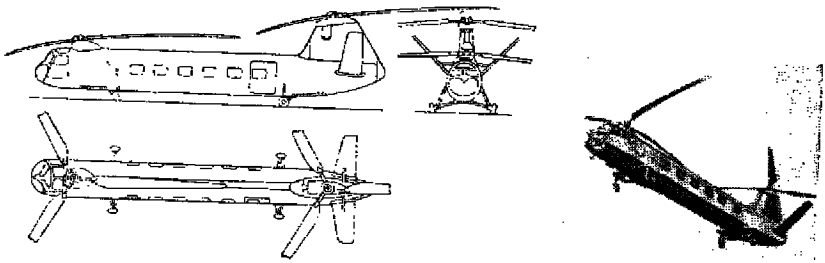
Недостатки:
1. Сложная система трансмиссии.
2. Большие индуктивные потери при полете с горизонтальной скоростью.



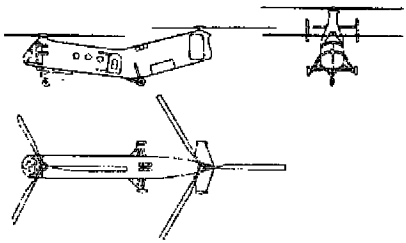
Фиг. 16. Двухвинтовой вертолет продольной схемы, двухместный, взлетный вес 1040 *кг*.

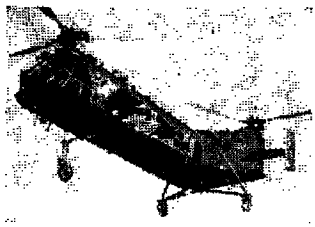


Фиг. 17. Двухвинтовой вертолет продольной схемы, семиместный, взлетный вес 2600 *кг*.

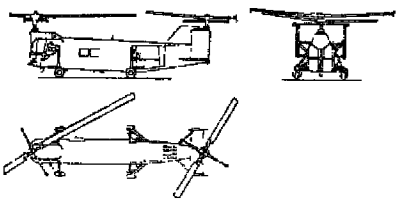


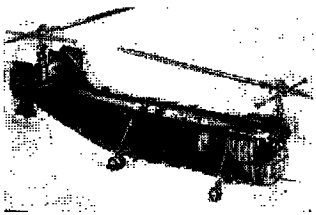
Фиг. 18. Двухвинтовой вертолет продольной схемы, 13-местный, взлетный вес 4820 *кг*.



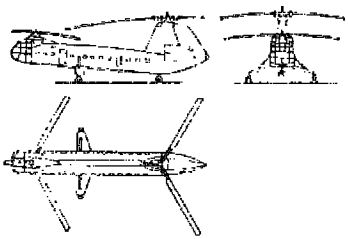


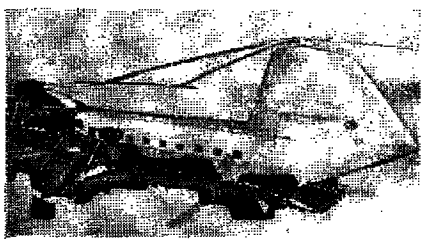
Фиг. 19. Двухвинтовой вертолет продольной схемы, 22-местный, взлетный вес 6000 *кг*.





Фиг. 20. Двухвинтовой вертолет продольной схемы.





Фиг. 21. Тяжелый пассажирский двухвинтовой вертолет продольной схемы, 43-местный, взлетный вес 16 000 *кг*.

3. Необходимость надежной синхронизации вращения несущи винтов.

4. Сложная посадка с планирования на авторотирующих винтах

По количеству построенных серийных вертолетов двухвинтова продольная схема занимает второе место за одновинтовой схемо с хвостовым винтом.

По двухвинтовой продольной схеме рационально строить круп ные грузоподъемные вертолеты. Уже построены по такой схем вертолеты со взлетным весом до 16 000 *кг*.

На этом пути могут встретиться трудности проектировани несущих винтов большого диаметра и их привода, но при двухвин товой схеме по сравнению с одновинтовой при одних и тех ж заданных значениях взлетного веса и нагрузки на ометаемую площадь p и мощности на борту диаметр каждого несущего винт будет меньше диаметра винта одновинтового вертолета в $\sqrt{2}$ раз а мощность, подводимая к каждому винту, меньше в 2 раза.

При проектировании тяжелых вертолетов двухвинтовая схем позволяет применять меньшую нагрузку p, чем одновинтовая, чт дает более высокую весовую отдачу при одинаковой мощности. По двухвинтовой схеме можно создать (при освоенных размерах несу щего винта и привода для одновинтового вертолета) двухвинтово вертолет с взлетным весом, в 2 раза бо́льшим, чем одновинтовой

§ 3. ДВУХВИНТОВАЯ ПОПЕРЕЧНАЯ СХЕМА

Двухвинтовая поперечная схема имеет два несущих винта, рас положенных в одной плоскости по бокам фюзеляжа, которые вра щаются в разных направлениях с одинаковыми оборотами. Вслед ствие этого реактивные крутящие моменты несущих винтов взаимн уравновешиваются. Так же как в двухвинтовой продольной схем несущие винты в поперечной схеме могут располагаться с перекры тием при условии обеспечения надежной синхронности вращени обоих винтов.

На фиг. 22—23 показаны вертолеты поперечной схемы.

Преимущества этой схемы:

1. Хорошая управляемость и удовлетворительная устойчивост относительно продольной и поперечной осей.

2. Индуктивные потери при горизонтальном полете меньше, чем в других схемах, благодаря положительному взаимному влиянию винтов и, как следствие этого, бо́льшая экономичность и увеличени дальности.

3. Хорошие условия для обеспечения комфорта экипажа и пас сажиров при условии установки двух двигателей и выноса их по бокам фюзеляжа.

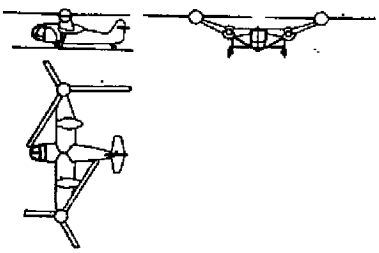
Недостатки:

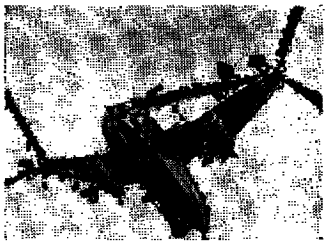
1. Сложная конструкция.

2. Сложная система управления.

3. Необходимость надежной синхронизации вращения несущих винтов, в особенности при наличии перекрытия.

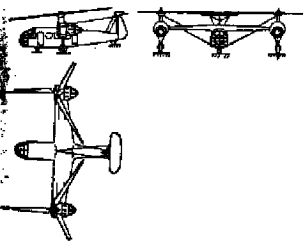
Двухвинтовая поперечная схема является аэродинамически симметричной, что благоприятно сказывается на устойчивости и управ-

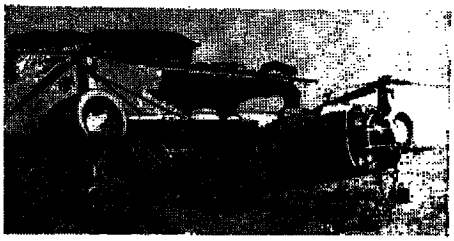




Фиг. 22. Двухвинтовой вертолет поперечной схемы с крылом, 10-местный, взлетный вес 4990 *кг*.

ляемости вертолета этой схемы. Применяя крыло в качестве поддерживающих конструкций для несущих винтов, по этой схеме можно получить более высокое аэродинамическое качество вертолета, чем в других схемах.





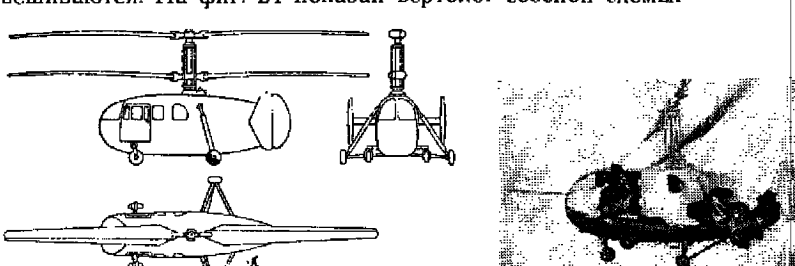
Фиг. 23. Двухвинтовой вертолет поперечной схемы с крылом, шестиместный, взлетный вес 4000 *кг*.

По двухвинтовой поперечной схеме были построены опытные вертолеты до 5000 *кг* взлетного веса. Развитие этой схемы в направлении увеличения размеров вертолетов и грузоподъемности ничем не ограничено.

Двухвинтовая схема с поперечным расположением несущих винтов при наличии неподвижного крыла и тянущих винтов, т. е. в варианте комбинированного вертолета, весьма перспективна в отношении увеличения дальности и скорости горизонтального полета, особенно при установке на вертолет газотурбинных двигателей.

§ 4. ДВУХВИНТОВАЯ СООСНАЯ СХЕМА

Соосная схема вертолета имеет два винта, расположенных на одной оси и вращающихся в разных направлениях с одинаковыми числами оборотов. Плоскости вращения винтов удалены друг от друга на такое расстояние, чтобы ни при каких режимах полета не могло быть столкновения между лопастями верхнего и нижнего винтов. Реактивные крутящие моменты винтов их взаимно уравновешиваются. На фиг. 24 показан вертолет соосной схемы.



Фиг. 24. Вертолет соосной схемы, шестиместный, взлетный вес 2450 *кг*.

Преимущества такой схемы:

1. Относительно меньшее лобовое сопротивление благодаря короткому фюзеляжу хорошей формы.
2. Малые габариты.

Недостатки:

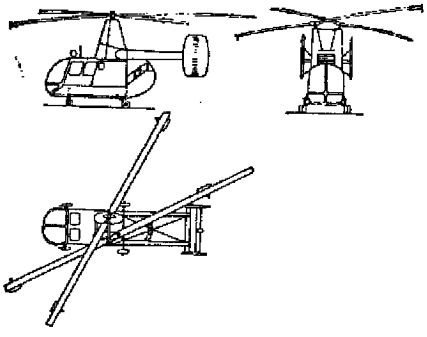
1. Сложная система управления и трансмиссии (особенно при больших машинах).
2. Вредное взаимное влияние несущих винтов.
3. Недостаточная устойчивость пути.
4. Опасность столкновения лопастей двух винтов (при шарнирном креплении лопастей).

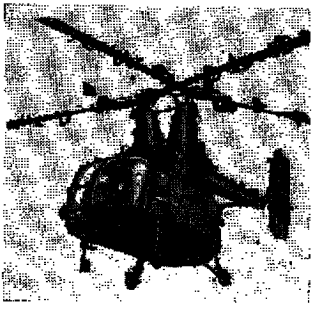
По соосной схеме принципиально возможно создание крупных грузоподъемных вертолетов, но пока вертолеты, построенные по этой схеме, не превышали взлетного веса ~2000 *кг*. Это объясняется, повидимому, сложностью конструкции привода и управления, а также трудностями в устранении вибрации. Благодаря тому что соосная схема имеет высокую весовую отдачу, она наиболее подходит для вертолетов малой мощности и малого взлетного веса; действительно, самые легкие и маломощные вертолеты строились по этой схеме.

§ 5. СХЕМА С ПЕРЕКРЕЩИВАЮЩИМИСЯ ВИНТАМИ

В этой схеме два несущих винта расположены по бокам фюзеляжа (их втулки находятся на близком расстоянии одна от другой). Оси несущих винтов наклонены наружу. Вращение винтов

синхронизировано (получается как бы зацепление комлей лопастей винтов, разумеется, без соприкосновения их друг с другом). Число оборотов несущих винтов одинаковое. Реактивные крутящие моменты несущих винтов уравновешиваются только относительно вертикальной оси вертолета, но относительно поперечной оси их компоненты складываются и дают на вертолет момент тангажа, который приходится принимать во внимание при расчете продольной статической устойчивости. Эта схема по существу представляет собой случаи предельного сближения двух несущих винтов поперечной схемы с перекрытием.





Фиг. 25. Двухвинтовой вертолет с перекрещивающимися винтами, четырехместный, взлетный вес 1600 *кг*.

На фиг. 25 показан вертолет с перекрещивающимися несущими винтами.

Преимущества этой схемы:

1. Сравнительно меньшее лобовое сопротивление благодаря короткому фюзеляжу хорошей формы.
2. Небольшие габариты.

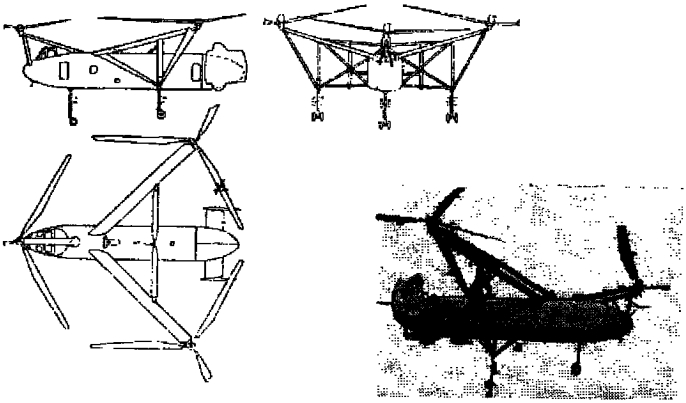
Недостатки:

1. Необходимость надежной синхронизации несущих винтов.
2. Сложная система трансмиссии.
3. Опасность для людей и возможность задевания за землю концами лопастей.
4. Возникновение продольного момента от реактивных крутящих моментов, что усложняет балансировку вертолета.

Вертолеты с перекрещивающимися винтами в небольших количествах строятся серийно. По этой схеме был построен один опытный вертолет с взлетным весом 5000 *кг*, но он так и не вышел из экспериментальной стадии. Эта схема более всего подходит для вертолетов небольшой мощности и малого веса. Она обладает довольно хорошей весовой отдачей и удовлетворительными характеристиками устойчивости и управляемости.

§ 6. МНОГОВИНТОВАЯ СХЕМА

Схема с тремя винтами (фиг. 26). В этой схеме реактивные крутящие моменты всех трех винтов суммируются, так как направление вращения всех винтов одинаковое. Числа оборотов также одинаковые. Уравновешивание суммарного реактивного момента происходит путем наклона силы тяги каждого несущего винта в нужном направлении. Составляющие тяг винтов создают момент относительно вертикальной оси, проходящей через ц. т. вертолета, который уравновешивает суммарный реактивный момент.



Фиг. 26. Трехвинтовой вертолет, 24-местный, взлетный вес 7940 *кг*.

Преимущества этой схемы:

1. Хорошая устойчивость и управляемость.
2. Однотипность лопастей и втулок всех несущих винтов.
3. Большой диапазон центровок.

Недостатки:

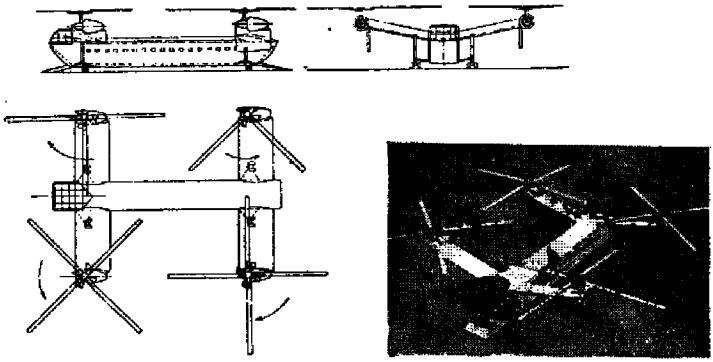
1. Сложность и громоздкость конструкции.
2. Большое лобовое сопротивление (в особенности если подкосы не имеют обтекателей).
3. Сложная система управления.
4. Большие габариты.

По трехвинтовой схеме был построен экспериментальный вертолет взлетным весом около 8000 *кг*.

Четырехвинтовая схема — построенных по этой схеме вертолетов нет. Имеются только проекты (фиг. 27). Четыре несущих винта должны вращаться попарно в разных направлениях. Таким образом, реактивные моменты несущих винтов могут быть уравновешены. Можно также исключать реактивные моменты способом, описанным

в трехвинтовой схеме. Преимущества и недостатки четырехвинтовой схемы примерно те же, что в трехвинтовой.

По этим схемам можно создавать очень крупные грузоподъемные вертолеты. Однако чем больше несущих винтов, тем сложнее



Фиг. 27. Проект четырехвинтового пассажирского вертолета (70-местный, взлетный вес 19 000 *кг*).

и более громоздкой делается конструкция вертолета, поэтому едва ли появятся в будущем многовинтовые вертолеты с механическим приводом с числом несущих винтов более четырех.

§ 7. СХЕМА РЕАКТИВНОГО ВЕРТОЛЕТА

Реактивным называется такой вертолет, у которого несущий винт приводится во вращение не механическим, а реактивным приводом. При реактивном приводе момент несущего винта от сил сопротивления воздуха уравновешивается моментом, создаваемым тягами реактивных двигателей или сопел, расположенных обычно на концах лопастей. Таким образом, суммарный крутящий момент на втулке реактивного несущего винта равен нулю. Поэтому хвостовой винт, который ставится на одновинтовых вертолетах с механическим приводом для уравновешивания реактивного крутящего момента несущего винта, на реактивном вертолете не требуется; на некоторых реактивных вертолетах хвостовые винты используются для путевого управления.

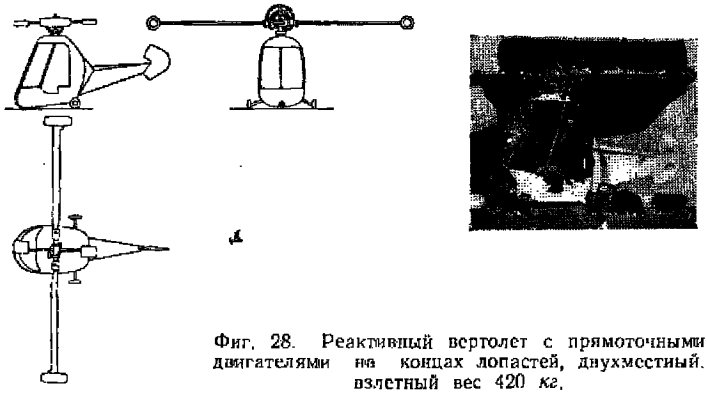
Возможны три типа реактивного привода несущего винта:

1. Посредством установки на лопастях (обычно на концах лопастей) прямоточных или пульсирующих двигателей или ТРД [1]. Топливо к двигателям подается из фюзеляжа через втулку и лопасти.

[1] Реактивные вертолеты с ТРД на концах лопастей пока еще не строились, имеются только проекты таких вертолетов.

2. Посредством установки на концах лопастей горелок и реактивных сопел. К горелкам подается через втулку и лопасти топливо и сжатый воздух под давлением от 1,5 до 4 *ат*. Специальный компрессор приводится во вращение поршневым или газотурбинным двигателем, расположенным вместе с компрессором в фюзеляже.

3. Посредством установки реактивных сопел или выходных щелей на концах лопастей, через которые выходят газы или сжатый воздух, подаваемые из фюзеляжа через втулку и лопасти газогенераторной установкой. В отличие от второго типа реактивного при-



Фиг. 28. Реактивный вертолет с прямоточными двигателями на концах лопастей, двухместный, взлетный вес 420 *кг*.

вода в этом случае топливо не сжигается в лопастях, т. е. горелки отсутствуют.

В соответствии с тремя типами привода реактивного несущего винта принято реактивные вертолеты делить также на три типа:

1. Реактивные вертолеты с прямоточными или пульсирующими двигателями или ТРД на концах лопастей.

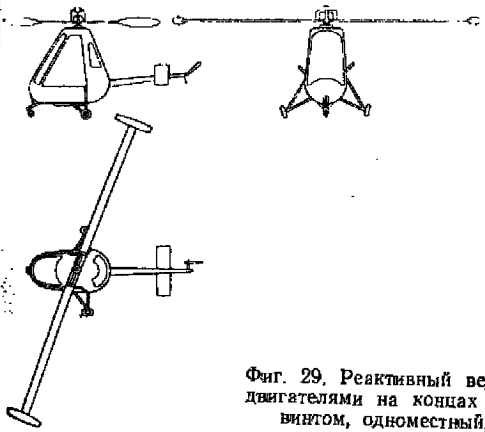
2. Реактивные вертолеты компрессорного типа с горелками на концах лопастей.

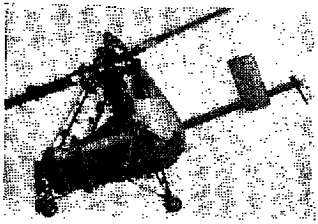
3. Реактивные вертолеты компрессорного типа с соплами или выходными щелями (без горелок) на концах лопастей.

Путевое управление в одновинтовых реактивных вертолетах осуществляется с помощью рулевой поверхности, расположенной в потоке от несущего винта, посредством специального хвостового рулевого винта или, наконец, путем использования реакции струи газов от газотурбинного двигателя (в случае реактивного вертолета компрессорного типа). На фиг. 28—33 показаны реактивные вертолеты различных типов.

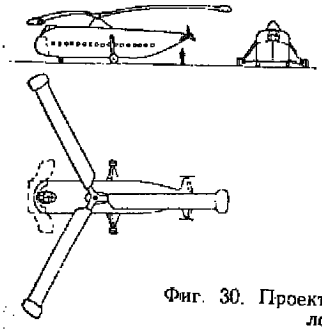
Преимущества реактивных вертолетов:

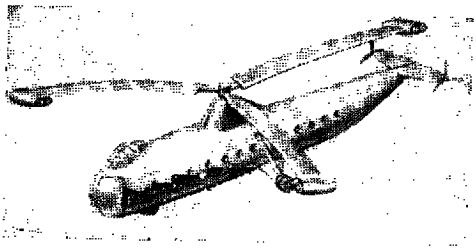
1. Отсутствие сложной трансмиссии.
2. Большая надежность.
3. Меньше источников для сил, возбуждающих вибрации.



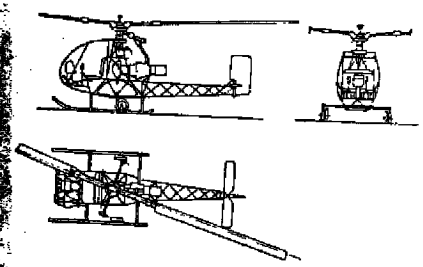


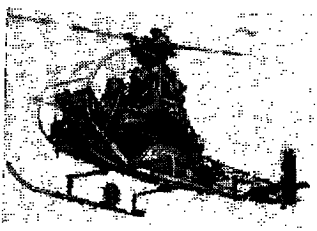
Фиг. 29. Реактивный вертолет с пульсирующими двигателями на концах лопастей и с хвостовым винтом, одноместный, взлетный вес 410 *кг*.





Фиг. 30. Проект реактивного вертолета с ТРД на концах лопастей, взлетный вес 94 000 *кг*.



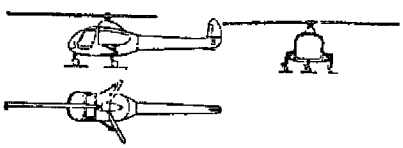


Фиг. 31. Реактивный вертолет компрессорного типа (без горелок в лопастях), двухместный, взлетный вес 630 *кг*.

4. Низкая стоимость.
5. Высокая весовая отдача.

Недостатки:

1. Большой расход топлива.
2. Сложность создания специальных двигателей, обеспечивающих нормальную работу в поле центробежных сил на концах лопастей.



Фиг. 32. Реактивный вертолет компрессорного типа, двухместный, взлетный вес 1275 *кг*.

3. Большой шум от реактивных прямоточных и пульсирующих двигателей.
4. Сложная конструкция втулки и лопасти несущего винта в случае подачи воздуха через них и необходимость уплотнения воздухопровода.

Фиг. 33. Тяжелый реактивный вертолет компрессорного типа («летающий кран»), взлетный вес 23 600 *кг*.

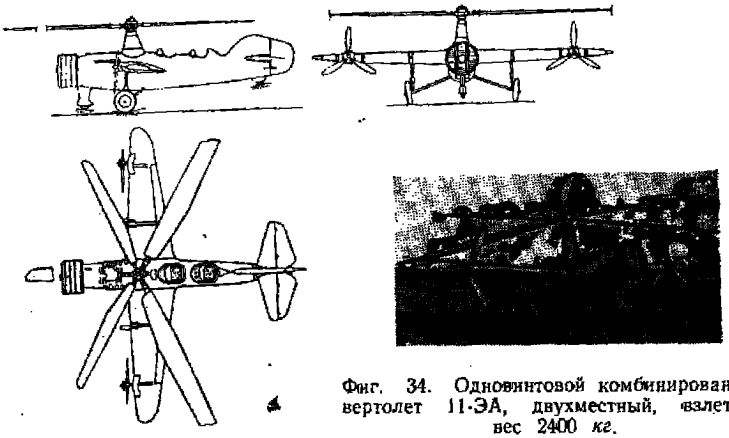
Из-за больших расходов топлива реактивные вертолеты с прямоточными или пульсирующими двигателями на концах лопасте пока можно использовать только на малую продолжительность полета или на короткие расстояния. Схема реактивного вертолета с двигателями на концах лопастей целесообразна для тяжелых вертолетов, так называемых «воздушных кранов». Реактивные вертолеты компрессорного типа, особенно тяжелые, целесообразно создавать для дальности до 400—500 *км*.

§ 8. СХЕМЫ КОМБИНИРОВАННЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

На вертолетах любой из разобранных выше схем горизонтальный полет осуществляется благодаря наклону несущего или несущих винтов относительно горизонта, когда тяга несущего винта дает составляющую, которая движет вертолет вперед. Окружная скорость концов лопастей несущего винта в современных вертолетах достигает $\omega R \approx 200$—220 *м/сек*, дальнейшее увеличение окружной скорости при полете с максимальной скоростью может привести к значительному влиянию сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики несущего винта и вертолета (максимальная скорость потока относительно сечения лопасти будет равна $\omega R + V_{max}$). Срыв потока с концов лопастей наступает при минимально необходимых $\frac{C_T}{\sigma}$ уже при $\mu = 0{,}3$—$0{,}35$, так что максимальная скорость на обычном вертолете не может быть больше 300 *км/час*. С другой стороны, для каждого угла установки лопасти и угла атаки диска несущего винта есть предельное значение μ, при котором горизонтальный компонент тяги равен нулю, а стало быть, при данном лобовом сопротивлении вертолета существует определенная граница скорости. Для увеличения скорости потребуется больше наклонить вперед ось несущего винта, а это в свою очередь увеличит лобовое сопротивление, так как наклон несущего винта при полете с максимальной скоростью частично достигается путем наклонения всего вертолета.

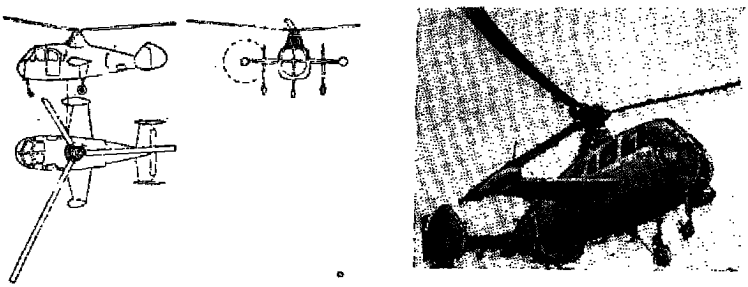
Для того чтобы получить максимальную скорость более 300 *км/час*, необходимо предотвратить срыв потока с лопастей винта или отодвинуть его на бо́льшие μ, например, на $\mu = 0{,}5 \div 0{,}6$. Это можно сделать, разгружая несущий винт в горизонтальном полете и освобождая его от функции движителя, т. е. создавая тяговую силу для преодоления лобового сопротивления вертолета пропеллером или реактивным двигателем. Разгрузить несущий винт выгодно посредством включения в вертолет неподвижного крыла небольших размеров. Крыло, разгружая несущий винт, позволяет ему работать на меньших углах установки лопастей при полете с большой скоростью, благодаря чему исключается срыв потока с концов лопасти. Осуществление в вертолете комбинации из несущего винта, неподвижного крыла и пропеллера создает комбинированный вертолет. На комбинированном вертолете можно достигнуть максимальной скорости горизонтального полета до 450 *км/час*, т. е. в полтора раза больше, чем на обычном вертолете. При проектировании комбинированного вертолета по любой схеме нужно наряду с получением высокой скорости горизонтального полета обеспечить вертолету его специфические летные свойства (вертикальный взлет и висение на месте) при достаточной весовой отдаче. На фиг. 34 изображен одновинтовой комбинированный вертолет с механическим приводом, спроектированный под руководством

автора и построенный в 1936 г. На фиг. 35 помещен другой одн винтовой комбинированный вертолет, построенный в Англ в 1947 г. фирмой Фэйри и названный «Джиродайн». Реактивн



Фиг. 34. Одновинтовой комбинированный вертолет 11-ЭА, двухместный, взлетный вес 2400 *кг*.

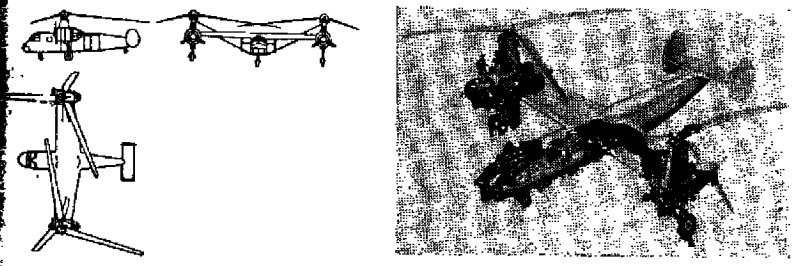
крутящий момент несущего винта в том и другом вертолетах пога шается моментом, создаваемым тягой одного пропеллера, как «Джиродайна» (фиг. 23), момент от которого равен силе тяги



Фиг. 35. Одновинтовой комбинированный вертолет, четырехместный, взлетный вес 2270 *кг*.

умноженной на расстояние между осями фюзеляжа и пропеллера или моментом, создаваемым двумя пропеллерами, как в 11-ЭА (см. фиг. 34), причем тяги пропеллеров на режимах висения, вертикального подъема и спуска направлены в разные стороны. При полете с горизонтальной скоростью тяга одного из пропеллеров, направленная назад, постепенно уменьшается, и при максимальной

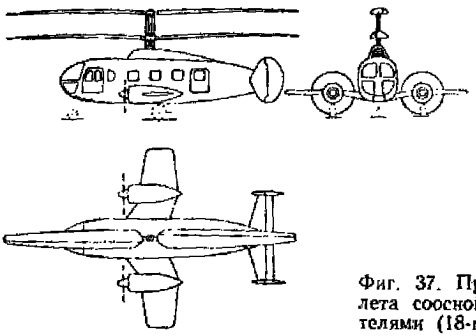
скорости соответственным изменением шага получают и на этом винте тягу, направленную вперед. Реактивный крутящий момент несущего винта по мере нарастания скорости уменьшается, так как большая часть мощности уже подается на пропеллеры; при максимальной скорости на несущий винт подается очень мало мощности, т. е. он находится в состоянии, близком к авторотации. С помощью двух пропеллеров можно изменять уравновешивающий момент в широких пределах: от максимума на режиме висения до незначительной величины на режиме максимальной скорости. В случае установки одного пропеллера мощность, расходуемая на него при режиме висения, будет больше, чем при двух пропеллерах, кроме

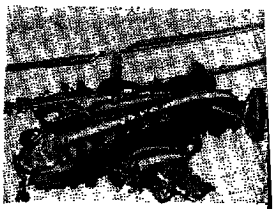


Фиг. 36. Проект двухвинтового комбинированного вертолета поперечной схемы с поршневыми двигателями (10-местный, взлетный вес 5800 *кг*).

того, момент от тяги пропеллера будет достаточно большой на максимальной скорости и его надо уравновешивать реактивным крутящим моментом несущего винта (т. е. подавать достаточную мощность на него) или отклонением вертикального оперения. Надо стремиться создавать комбинированные вертолеты с меньшей затратой мощности на уравновешивание реактивного крутящего момента на режиме висения, с тем чтобы увеличить весовую отдачу. С этой точки зрения выгоднее комбинированные вертолеты двухвинтовые (фиг. 36—38) или четырехвинтовые. Если на этих вертолетах выключать пропеллеры на режиме висения, то некоторое перетяжеление конструкции комбинированного вертолета вследствие установки крыла и пропеллера будет компенсировано экономией в мощности, и в конечном счете весовая отдача будет повышена. Можно пропеллеры не выключать на режиме висения, а ставить их на шаг нулевой тяги, тогда затрата мощности на них будет порядка 6% всей мощности, но зато конструкция будет упрощена (не нужны будут муфты включения пропеллеров). Весовая отдача комбинированных вертолетов с механическим приводом может быть не меньше, чем у обычных вертолетов, благодаря тому что у них на вертикальном взлете можно использовать оптимальный угол установки несущего винта и получить максимальный относительный к. п. д.,

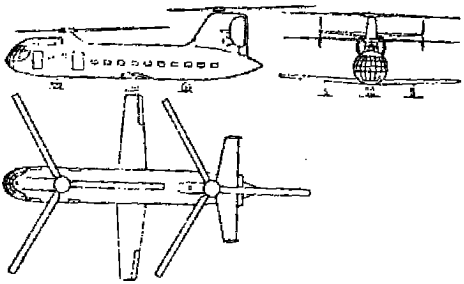
тогда как у обычных вертолетов по соображениям срыва потока лопастей винта на максимальной скорости такой возможности имеется.

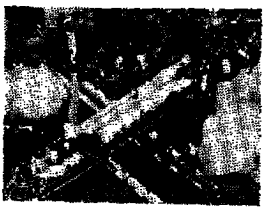




Фиг. 37. Проект комбинированного верт лета соосной схемы с поршневыми двига телями (18-местный, взлетный вес 5000 *кг*

Для комбинированного вертолета с механическим приводо несущих винтов наиболее рациональна поперечная схема, так ка крыло в этом случае будет являться силовой частью конструкции



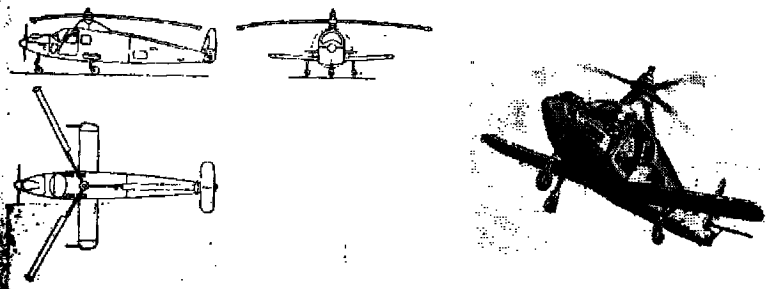


Фиг. 38. Проект двухвинтового комбинированного вертолета продольной схемы с механическим приводом от газотурбинных двигателей на 50—60 мест.

связывающей две гондолы с фюзеляжем. Качество комбинирован ного вертолета при полете с крейсерской скоростью при поперечной схеме будет выше, чем при других схемах, за счет уменьшения индуктивного сопротивления несущей системы. Одновинтовая схема комбинированного вертолета с механическим приводом имеет большие потери на вертикальном взлете. Соосная схема при боль ших скоростях полета будет иметь пониженное качество вследствие взаимовлияния винтов, которое может вызывать недопустимые вибрации. Продольная схема также имеет меньшее качество при горизонтальном полете вследствие влияния переднего винта на задний.

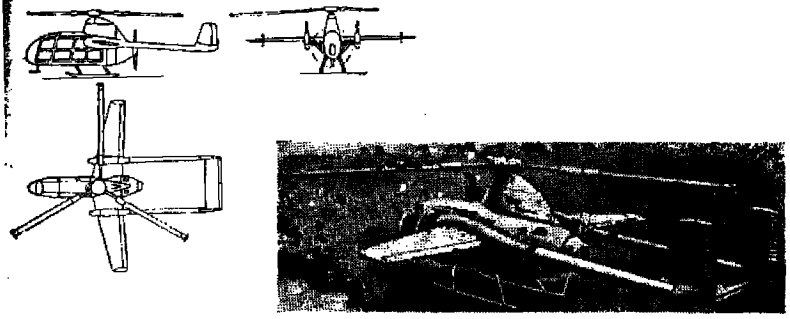
Комбинированные реактивные вертолеты выполняются по одновинтовой схеме.

На фиг. 39 показан построенный комбинированный реактивный вертолет, у которого имеются две независимых силовых установки:



Фиг. 39. Одновинтовой комбинированный реактивный вертолет компрессорного типа.

одна из них представляет газотурбинный двигатель с тянущим винтом, установленным в носу фюзеляжа; другая состоит из газотурбинного двигателя с компрессором, подающим сжатый воздух в горелки, находящиеся на концах лопастей.

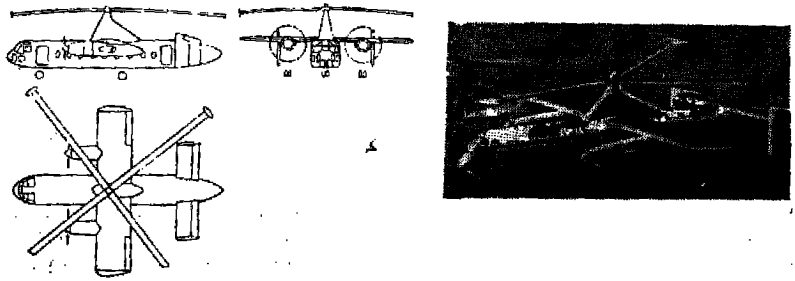


Фиг. 40. Одновинтовой комбинированный реактивный вертолет компрессорного типа.

На фиг. 40 показан комбинированный вертолет с толкающим винтом и силовой установкой, состоящей из поршневого двигателя и компрессора. На вертикальных режимах двигатель работает на компрессор и сжатый воздух подается в горелки на концах лопастей. При горизонтальном полете несущий винт авторотирует.

На фиг. 41 приведен проект комбинированного вертолета с двумя специальными турбовинтовыми двигателями, установленными на крыльях.

На вертикальных режимах турбовинтовые двигатели приводят во вращение тянущие винты, имеющие при этом нулевой шаг, и дополнительные компрессоры (которые входят в конструкцию ТВД и включаются в работу через гидравлическую муфту). Сжатый воздух от этих дополнительных компрессоров подается в горелки несущего винта. При полете с горизонтальной скоростью тянущие винты турбовинтовых двигателей потребляют всю мощность, при этом несущий винт авторотирует.



Фиг. 41. Проект комбинированного реактивного вертолета (40—50-местный, взлетный вес 19 000 *кг*).

При любых возможных схемах комбинированный вертолет надо проектировать так, чтобы вся располагаемая мощность использовалась как на режиме взлета и висения, так и на всех других режимах.

Комбинированные вертолеты будут выгодны как транспортные вертолеты с большой дальностью и крейсерской скоростью, приближающейся к скорости транспортных самолетов с поршневыми двигателями.

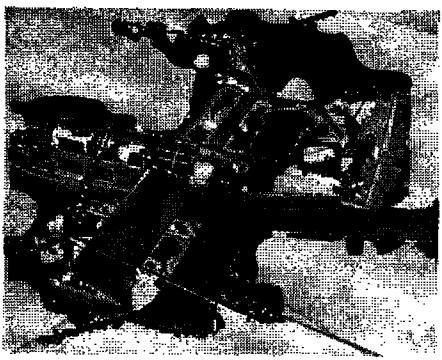
§ 9. СХЕМЫ ВЕРТОЛЕТОВ-САМОЛЕТОВ

Дальнейшим шагом по пути увеличения скорости полета является создание вертолета, преобразуемого во время полета в самолет, так называемого вертолета-самолета. Такой аппарат еще только выходит из стадии проектов и изысканий и начинает строиться в отдельных экспериментальных образцах. Идея вертолета-самолета заключается в том, что такой летательный аппарат взлетает вертикально, как вертолет, при помощи несущего винта, а затем переходит на скоростной горизонтальный полет путем поворота всего аппарата (фиг. 42) или несущего винта на 90°, причем несущий винт превращается в тянущий (фиг. 43). В других случаях несущий

винт останавливается и превращается в неподвижную несущую поверхность, причем тяга для полета создается пропеллером или

Фиг. 42. Проект вертолета-самолета с соосными винтами.

реактивным двигателем (фиг. 44). Садится вертолет-самолет вертикально. На вертолете-самолете предполагают достичь скорости полета 800—1000 *км/час*.



Фиг. 43. Вертолет-самолет с поворачивающимися на 90° несущими винтами.

К вертолетам-самолетам можно отнести самолеты, взлетающие вертикально (фиг. 45).

Таким образом, появляются летательные аппараты, в которых сочетаются летные свойства вертолета и самолета.

Фиг. 44. Проект реактивного вертолета-самолета, у которого при переходе к горизонтальному полету несущий винт превращается в крыло.

Фиг. 45. Вертикально взлетающий самолет во время перехода от вертикального взлета к горизонтальному полету.

Глава III

ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА

§ 1. СОДЕРЖАНИЕ ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТА

Целью эскизного проекта является определение основных параметров и размеров вертолета, дающих возможность удовлетворить всем техническим и летно-эксплуатационным требованиям, предъявляемым к вертолету заданного назначения. В эскизном проекте должны быть определены необходимые размеры для изготовления моделей вертолета и его частей (несущий винт, фюзеляж и т. п.), нужных для аэродинамических исследований.

Эскизный проект вертолета разрабатывают для определенной схемы и двигателя. Если тип и число двигателей не заданы заранее, то, приступая к эскизному проектированию, нужно сделать выбор их. После этого для выбранных схем вертолета и двигателя по заданной в т. т. полезной нагрузке определяют взлетный вес вертолета. Затем выбирают параметры несущего винта и намечают основные размеры частей вертолета: параметры хвостового винта в случае одновинтовой схемы, расстояние между несущими винтами и их взаимное расположение в случае двух- и многовинтовых схем. Намечают площадь оперения. После этого выполняют эскизную компоновку, составляя компоновочную схему, на которой намечают установку двигателя, схему трансмиссии, размещение втулки, посадочных приспособлений, экипажа, пассажиров, грузов и т. д. (если гондола двигателя отделена от фюзеляжа, например, при поперечной схеме, то компоновку фюзеляжа и гондолы делают отдельно). Далее производят центровку и затем вычерчивают общий вид вертолета в трех проекциях.

Эскизный проект вертолета содержит следующие работы:

1. Выбор и обоснование схемы вертолета.
2. Подбор и обработку статистических данных однотипных вертолетов.
3. Предварительное определение взлетного веса.
4. Определение и выбор основных параметров вертолета. Выбор двигателя. Выбор основных размеров частей вертолета.
5. Составление весовой ведомости.
6. Компоновку и центровку вертолета.
7. Вычерчивание общего вида вертолета в трех проекциях и предварительных монтажных схем трансмиссии и управления.
8. Определение аэродинамических данных вертолета.
9. Проектировочные расчеты (на прочность и др.).

Приведенный выше перечень работ по эскизному проекту отражает также и последовательность этих работ в ходе эскизного проектирования.

В эскизном проекте к ряду основных вопросов, как, например, определение размеров несущего винта, его оборотов, коэффициента

заполнения, определение взлетного веса вертолета и т. п., приходится возвращаться и делать повторные подсчеты, уточняющие первоначально принятые величины. Поверхностный, малопродуманный эскизный проект, в котором имеются неточности и ошибки, может отрицательно повлиять на выполнение последующей работы.

§ 2. ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ СХЕМЫ ВЕРТОЛЕТА

Если для большинства типов самолетов в настоящее время твердо установилась монопланная схема, как наивыгоднейшая, то для вертолетов еще не создалось такого положения; из большого разнообразия схем вертолетов практикой окончательно не отобрана наиболее рациональная схема. Пока еще на одно и то же задание можно спроектировать вертолет по нескольким схемам, и на первый взгляд все эти проекты могут быть признаны удовлетворительными. И только тщательный анализ их может показать достоинства и недостатки той или иной схемы и заставит сделать окончательный выбор наиболее пригодной схемы для вертолета данного назначения.

Как же правильно сделать выбор схемы вертолета и обосновать этот выбор?

В значительной степени выбор схемы определяется назначением вертолета и техническими и летно-эксплуатационными требованиями. Изложенный выше обзор преимуществ и недостатков различных схем в известной мере может помочь выбору схемы. У конструктора может быть своя, отличная от установившейся на ту или иную схему, точка зрения, которая может также повлиять на выбор схемы (иначе не было бы конструкций, выполненных по разным схемам на одно и то же задание). Иногда конструктор отдает предпочтение при равных данных той схеме, по которой у него больше опыта и материала и которую он больше всего изучил. Нужно выбирать схему сообразно назначению и техническим требованиям, производя сравнительную оценку и останавливая свой выбор на схеме, которая дает: 1) лучшую весовую отдачу, 2) меньшую потерю мощности, 3) более экономичный полет на дальность, 4) лучшую устойчивость и управляемость, 5) бо́льшую безопасность полета, 6) простую конструкцию и более низкую стоимость, 7) удобство для экипажа и пассажиров.

При выборе схемы соображения по достижению лучшей устойчивости и управляемости должны быть первостепенными, хотя каждая схема может быть улучшена по этому показателю, но все же, например, одновинтовая схема с рулевым винтом без специальных стабилизирующих приспособлений имеет меньшую поперечную устойчивость, чем двухвинтовая поперечная, и меньшую продольную устойчивость, чем двухвинтовая продольная.

При выборе схемы большую роль играет взлетный вес. Вертолеты небольшого взлетного веса правильнее проектировать по

одновинтовой или соосной схеме, так как весовая отдача у этих схем при таком взлетном весе будет удовлетворительной. Грузоподъемный транспортный вертолет с дальностью полета до 500 *км*, спроектированный по двухвинтовой продольной схеме, будет иметь хорошие летно-технические характеристики; если же тяжелый транспортный вертолет должен иметь сравнительно большую дальность (1000 *км*) и хорошую экономичность, то наилучшим образом этому заданию удовлетворит двухвинтовая поперечная схема с крылом.

Для переброски или переноски грузов на малые расстояния могут требоваться вертолеты —«воздушные» краны с большой весовой отдачей. Этому требованию удовлетворяют вертолеты многовинтовой схемы, а также реактивные вертолеты, у которых весовая отдача очень высока.

Если ставится задача создания скоростного вертолета, т. е. с максимальной скоростью выше 300 *км/час*, то нужно обращаться к схемам комбинированных вертолетов.

Эксплуатационные требования, как, например, требование размещения вертолета на палубе корабля, возможности укрытия его на ограниченной площадке в полной готовности к полету, а также требование удобств хранения и перевозки по шоссейным дорогам также влияют на выбор схемы. Когда нет т. т., выбор схемы становится неопределенным. Одно указание о целевом назначении вертолета уже упрощает задачу.

В некоторых случаях целесообразно проделать предварительную эскизную прикидку не по одной схеме, а, скажем, по двум схемам, более других удовлетворяющим назначению вертолета, и путем сравнения полученных показателей сделать окончательный выбор схемы.

§ 3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОГО ВЕСА ВЕРТОЛЕТА

Для определения взлетного веса в первом приближении исходными данными служат вес полезной нагрузки, запас топлива и смазки. Вес полезной нагрузки задается обычно в т. т.; в нее входят: экипаж, пассажиры, багаж, грузы, съемное оборудование. Вес каждого члена экипажа и пассажира принимают равным 80 *кг*. Вес члена экипажа с парашютом 90 *кг*.

Запас топлива и смазки можно определить по заданной дальности полета, продолжительности полета на экономическом режиме или продолжительности полета на режиме висения.

1. Относительный запас топлива $\left(\overline{G_т}=\frac{G_т}{G}\right)$ для заданной дальности у вертолетов с поршневыми двигателями можно определить из следующей приближенной формулы:

$$\overline{G_т}=A\cdot 10^{-4}L. \qquad (1)$$

Величина A меняется от 2,0 до 2,75. Нижний предел относится к вертолету, имеющему относительно хорошие аэродинамические формы и двигатель с умеренным удельным расходом топлива.

В табл. 1 приведены значения $\frac{\bar{G}_т}{L}$ для ряда вертолетов.

Таблица 1

Название вертолета	G кг	$G_т$ кг	$\bar{G}_т = \frac{G_т}{G}$	L км	$\frac{\bar{G}_т}{L}$
Одновинтовые с хвостовым винтом					
Сейбл S-4A	680	54	0,0795	330	$2{,}41 \cdot 10^{-4}$
Саундерс-Ро W-14 „Скитер" Мк3	900	80	0,089	320	$2{,}78 \cdot 10^{-4}$
Белл 47D1	1070	85	0,0795	275	$2{,}90 \cdot 10^{-4}$
Хиллер 360	1020	75	0,075	336	$2{,}24 \cdot 10^{-4}$
Хиллер HTE-1 (на поплавках)	1090	75	0,069	210	$3{,}28 \cdot 10^{-4}$
Сикорский S-52-2	1225	170	0,139	640	$2{,}16 \cdot 10^{-4}$
Белл XH-15	1270	140	0,11	640	$1{,}71 \cdot 10^{-4}$
Домэн LZ-1A	1360	210	0,154	640	$2{,}41 \cdot 10^{-4}$
Бристоль 171	2360	205	0,0865	500	$1{,}73 \cdot 10^{-4}$
Сикорский S-51	2500	310	0,124	480	$2{,}56 \cdot 10^{-4}$
Уэстленд-Сикорский WS-51	2590	310	0,1195	480	$2{,}50 \cdot 10^{-4}$
Сикорский S-55	3130	540	0,1725	800	$2{,}15 \cdot 10^{-4}$
Двухвинтовые поперечной схемы					
Плэтт-Ле-Пейдж P11	2290	283	0,1237	640	$1{,}93 \cdot 10^{-4}$
Фокке-Вульф „Ахгелис" Fa-223	4300	375	0,0873	320	$2{,}73 \cdot 10^{-4}$
Мак Доннелл XHJD-1	4990	550	0,110	560	$1{,}97 \cdot 10^{-4}$
Двухвинтовые продольной схемы					
Джованович JOV-3	610	34	0,056	220	$2{,}54 \cdot 10^{-4}$
Пясецкий HUP-2	2600	425	0,1645	550	$2{,}97 \cdot 10^{-4}$
Пясецкий HRP-1	3130	284	0,0907	420	$2{,}29 \cdot 10^{-}$
Бристоль 173 Мк3	6120	400	0,134	300	$2{,}18 \cdot 10^{-4}$
Пясецкий H-21C	6300	850	0,135	600	$2{,}1 \cdot 10^{-}$

Продолжение

Название вертолета	G кг	$G_т$ кг	$\overline{G}_т = \frac{G_т}{G}$	L км	$\frac{\overline{G}_т}{L}$
Двухвинтовые соосной схемы					
Джеисен 21	700	57	0,0811	320	$2{,}54 \cdot 10^{-4}$
Хиллер „Коммутер"	880	65	0,074	320	$2{,}32 \cdot 10^{-4}$
Джиродайн 2С	2450	284	0,116	430	$2{,}75 \cdot 10^{-4}$
Двухвинтовые с перекрещивающимися винтами					
Каман К-120	1135	90	0,79	380	$2{,}08 \cdot 10^{-4}$
Каман К-225	1225	90	0,074	320	$2{,}31 \cdot 10^{-4}$
Келлет XR-10	5000	500	0,102	560	$1{,}78 \cdot 10^{-4}$
Реактивные					
Американ Геликоптер XH-26 (с пульсирующими двигателями на концах лопастей)	410	136	0,333	170	$19{,}6 \cdot 10^{-4}$
Хиллер „Хорнет" (с прямоточными двигателями на концах лопастей)	410	102	0,25	80	$31{,}3 \cdot 10^{-4}$
SO 1120 „Арнель" 4 (компрессорного типа)	1275	300	0,236	250	$9{,}4 \cdot 10^{-4}$
SO 1221 „Джин" (компрессориого типа без дожигания топлива в реактивных соплах на концах лопастей)	630	142	0,224	140	$16{,}0 \cdot 10^{-4}$

2. Относительный запас топлива $\overline{G}_т$ при заданной продолжительности полета на экономическом режиме для вертолетов с поршневым двигателем можно определить из приближенной формулы

$$\overline{G}_т = 0{,}007\, t \sqrt{p}, \qquad (2)$$

а для заданной продолжительности висения на одном месте по формуле

$$\overline{G}_т = 0{,}012\, t \sqrt{p}, \qquad (3)$$

где t — продолжительность полета в часах, а
p — нагрузка на ометаемую площадь несущим винтом.

Топливо, необходимое для пробы двигателя, рулежки, взлета на рабочую высоту и спуск после полета, в приближенных формулах (1), (2) и (3) учтено. Запас смазки для поршневых двигателей приблизительно составляет 10% запаса топлива в килограммах.

В случае установки на вертолет с механическим приводом газотурбинных двигателей относительный запас топлива можно приближенно выразить так:

$$\overline{G}_{т(\text{ГТД})} = \overline{G}_{т(\text{ПД})} \frac{C_{e(\text{ГТД})}}{C_{e(\text{ПД})}},$$

где $C_{e(\text{ГТД})}$, $C_{e(\text{ПД})}$ — удельные расходы газотурбинного и поршневого двигателя.

Взлетный вес вертолета делят на две основные части: $G_{\text{пус}}$ — вес пустого вертолета и $G_{\text{в.п}}$ — вес полной нагрузки (которая состоит из $G_{\text{н}}$ — веса полезной нагрузки, $G_{\text{т}}$ — запаса топлива и смазки).

Отношение полной нагрузки к взлетному весу называется коэффициентом весовой отдачи вертолета:

$$k = \frac{G_{\text{в. п}}}{G} = \frac{G - G_{\text{пус}}}{G}. \qquad (4)$$

Чем выше у вертолета коэффициент весовой отдачи, тем удачнее он сконструирован с точки зрения веса его конструкции, тем конструкция его легче при данном взлетном весе, а полная нагрузка больше, что позволит иметь бо́льшую полезную нагрузку или бо́льшую дальность.

Теперь мы сможем выразить взлетный вес вертолета через полезную нагрузку, коэффициент весовой отдачи, относительный запас топлива и смазки:

$$G = \frac{G_{\text{н}}}{k - C\overline{G}_{\text{т}}}. \qquad (5)$$

Коэффициент C при $\overline{G}_{\text{т}}$ учитывает вес смазки для поршневых двигателей; он, как выше указывалось, равен 1,1.

По формуле (5) можно определить взлетный вес с достаточной для первого приближения точностью, если правильно оценить коэффициент весовой отдачи k и относительный запас топлива $\overline{G}_{\text{т}}$.

Коэффициент весовой отдачи k удобнее всего взять из статистики вертолетов, однотипных с проектируемым (для статистической обработки требуется взять данные не менее трех однотипных вертолетов).

Если нет прототипов для такой статистики, то можно пользоваться коэффициентами для вертолетов той же схемы, что и проектируемый, с последующим уточнением в процессе эскизного проектирования.

В табл. 2 приведены коэффициенты весовой отдачи современных вертолетов с поршневыми двигателями (в ней учтены серийные,

Таблица 2

	Одновинтовые вертолеты														
	Матра-Кантиньо МС-101	Сейбл S-4A	Саундерс-Ро W-14 „Скитер" Мк3	Саундерс-Ро W-14 „Скитер" Мк6	Белл 47B	SNCASE SE 3110	Хиллер 360	Белл 47D-1	SC-6	Хиллер HTE-1	Хиллер H-23B	SNCASE SE 3120	Сикорский S-52-2	Белл XH-15	Домэн LZ-1A
G кг	600	680	900	1000	950	950	1020	1070	1090	1090	1135	1150	1225	1270	1360
$G_{пус}$ кг	400	435	—	640	625	670	655	635	780	795	790	735	825	910	870
$C_{п.н}$ кг	200	245	—	360	325	280	365	435	310	295	345	415	400	360	490
k %	33,3	36,1	—	36,0	34,2	29,6	35,5	40,3	28,3	27,8	30,5	36,0	32,7	28,6	36
$N_{ном}$ л. с.	105	125	145	186	200	200	178	200	178	200	200	200	245	275	245
q кг/л. с.	5,7	5,43	6,2	5,4	4,75	4,75	5,74	5,3	6,1	5,05	5,56	5,75	5,0	4,62	5,55
D м	8	8,88	9,75	9,75	11,0	12,0	10,7	10,7	10,35	10,7	10,7	11,6	10,0	11,4	12,2
$F_{ом}$ м²	50	62	75	75	95,0	113	90	90	84,5	90	90	106	79	102	117
p кг/м²	12	10,95	12,1	13,3	10,0	8,5	11,45	12,0	12,9	12,2	12,75	10,8	15,5	12,45	11,6
$q\sqrt{p}$ кг$^{3/2}$/м л. с.	19,7	18,0	21,6	19,7	15,8	13,9	19,4	17,45	21,9	17,6	19,85	18,3	19,7	16,3	18,9
$V_{у\ верт}$ м	1,0	1,0	—	—	2,0	1,5	2,0	2,2	—	—	—	—	—	—	1,5
n об/мин	—	390	330	345	360	—	320	320	—	327	327	—	300	332	239
ωR м/сек	—	180	168	176	208	—	179	179	—	183	183	—	157	198	152
$V_{кр}$ км/час	105	96	130	160	128	130	120	128	120	112	112	110	155	128	137
$\mu_{кр}$	—	0,154	0,215	0,252	0,171	—	0,19	0,2	—	0,172	0,172	—	0,195	0,18	0,25
V_{max} км/час	—	105	150	185	147	177	135	155	135	135	135	130	180	—	177
μ_{max}	—	0,16	0,248	0,29	0,196	—	0,208	0,24	—	0,206	0,206	—	—	—	0,32
c	—	—	0,05	0,05	0,036	—	0,03	0,035	—	0,03	0,03	—	—	—	0,063

Продолжение табл. 2

	Одновинтовые вертолеты											Комбинированные вертолеты		Двухвинтовые вертолеты поперечной схемы		
	Домэн LZ-2A	Домэн УН-31	Белл 42	Домэн LZ-5	Бристоль 171 Мк3	Сикорский S-51 с лопастями смешанной конструкции	Сикорский S-51 (с металлическими лопастями)	Уэстленд Сикорский WS-51	Белл УН-12	Сикорский S-55	Сикорский S-56	Фейри „Джиродайн"	Джэкобс 104	Пласт-Ле-Пейдж Р-11	Фокке-Вульф „Ахгелис" Fa-223	Мак-Доннелл XHJD-1
G *кг*	1450	2000	2250	2270	2360	2405	2500	2590	3000	3130	12930	2185	1480	2290	4300	4990
$G_{пус}$ *кг*	815	1300	1565	1300	1710	1745	1730	1920	1905	2065	—	1570	895	1725	3150	3630
$C_{п.н}$ *кг*	635	700	685	970	650	660	770	670	1095	1065	—	615	585	565	1150	1360
k %	43	35	30,5	42,7	27,5	27,4	30,8	25,8	36,5	33,7	—	28,1	39,5	24,8	26,8	27,3
$N_{ном}$ *л. с.*	245	400	450	400	550	450	450	535	600	600	2×1800	525	350	450	850	2×450
q *кг/л. с.*	5,92	5,0	5,0	5,65	4,34	5,36	5,55	4,85	5,0	5,22	3,6	4,16	4,14	5,1	5,06	5,54
D *м*	13,72	14,63	14,5	14,63	14,45	14,63	14,94	14,7	14,48	16,15	27,4	15,6	11,0	9,3	12	14,0
$F_{ом}$ *м²*	148	168	165	168	164	168	176	170	165	203	590	191	95	2×68	2×123	2×155
p *кг/м²*	9,8	11,9	13,6	13,5	144	14,3	14,2	15,25	18,15	15,35	22	11,45	15,6	16,8	17,9	16,1
$q\sqrt{p}$ *кг$^{3/2}$/м л. с.*	18,5	17,25	18,4	20,7	16,5	19,9	20,8	18,9	21,3	20,4	17	14,1	16,3	20,9	21,4	22,2
$V_{y\ верт}$ *м*	—	—	—	—	4,4	1,0	1,0	1,2	2,3	1,5	—	—	5,7	—	—	2,0
n об/мин	—	—	257	—	269	194	194	—	256	—	—	300	—	378	270	—
ωR *м/сек*	—	—	195	—	203	148	151,7	—	202	—	—	245	—	184	170	—
$V_{кр}$ *км/час*	120	138	—	138	172	136	136	136	144	138	—	178	240	152	—	160
$\mu_{кр}$	—	—	—	—	0,235	0,247	0,249	—	0,198	—	—	0,202	—	0,23	—	—
V_{max} *км/час*	135	170	200	157	225	165	165	165	168	178	240	200	300	185	210	200
μ_{max}	—	—	—	—	0,308	0,30	0,302	—	0,232	—	—	0,226	—	0,28	0,343	—
σ	—	0,041	—	0,041	0,048	0,06	0,06	0,06	0,04	0,049	—	—	0,044	—	0,062	—

	Двухвинтовые вертолеты												
	продольной схемы								соосной схемы				
	Джованович JOV-3	Мак-Калоч МС-4С	Пясецкий HCP-2	Пясецкий HRP-1	Бристоль 173 Мк3 с крылом	Пясецкий H-21C	Белл XHSL-1	Пясецкий YH-16	Джексен 21	Хиллер „Коммутер"	Брентли B1	Бреге	Джиродайн GCA2C
G *кг*	610	1040	2600	3130	6120	6000	—	15900	700	880	950	2100	2450
$G_{пус}$ *кг*	395	703	1800	2270	3940	4000	—	—	477	626	646	1470	1633
$C_{п.н}$ *кг*	215	337	800	860	2180	2000	—	—	223	254	304	730	817
k %	35,3	32,5	30,8	27,5	35,7	33,3	—	—	32	29,2	32,2	34,7	33,3
$N_{ном}$ *л. с.*	125	200	550	550	2×870	1425	1900	2×1650	125	135	150	450	450
q *кг/л. с.*	4,88	5,02	4,74	5,7	3,6	4,2	4,9	4,82	5,62	6,22	6,35	4,67	5,44
D *м*	5,65	7,0	10,7	12,5	14,8	13,4	—	25,0	8,235	10,0	8,84	9,6	14,64
$F_{ом}$ *м²*	2×25	2×38	2×89	2×123	2×172	2×141	—	2×490	53*	79*	61*	73*	168*
p *кг/м²*	12,2	13,8	14,5	12,7	17,7	21,3	—	16,25	14,0	12,0	15,6	28,8	14,6
$q\sqrt{p}$ *кг$^{3/2}$/м л. с.*	17,05	18,65	18,0	20,3	15,1	19,4	—	19,4	21	21,5	25,1	25,0	20,1
$V_{уйерт}$ *м*	2,4	3,4	3,3	2,0	—	3,0	—	—	2,1	—	—	—	4,25
n об/мин	470	—	—	—	—	—	—	—	—	250	—	350	—
ωR *м/сек*	139	—	—	—	—	—	—	—	—	132	—	176	—
$V_{кр}$ *км/час*	117	136	—	136	220	167	160	—	134	120	153	173	143
$\mu_{кр}$	0,234	—	—	—	—	—	—	—	—	0,253	—	0,273	—
V_{max} *км/час*	160	177	145	167	245	215	220	—	160	144	—	215	176
μ_{max}	0,32	—	—	—	—	—	—	—	—	0,303	—	0,34	—
a	0,1	—	—	—	—	0,05	—	—	—	0,039	—	—	—

* Площади взяты для одного винта.

Продолжение табл. 2

	Двухвинтовые вертолеты с перекрещивающимися винтами						3-винтовые	Реактивные вертолеты								
	Флеттнер F1-282	Каман К-190	Каман К-225	Каман НТК-1	Келлет XR-8	Келлет XR-10	Сперва W-11 „Эр Хорс"	Мак-Доннелл ХН-20	Американ Геликоптер ХН-26	Хиллер „Хорнет"	Маркардт М-14	Американ Геликоптер Х-4-5	SO1221 „Джин"	SO1110 „Ариель" II	SO1120 „Ариель" IV	Хьюз ХН-17
G кг	1000	1135	1225	1135	1350	5000	7940	280	410	410	550	815	630	1050	1275	23600
$C_{пус}$ кг	640	770	816	795	1052	3718	5505	127	136	160	360	435	310	690	678	11200
$G_{п.н}$ кг	360	365	409	340	298	1282	2433	153	274	250	190	380	320	360	597	12400
k %	35,9	32,1	33,3	30,1	22,1	25,7	30,7	54,8	65,2	60,7	34	46,7	51	34,2	47,0	52,7
$N_{ном}$ л. с.	140	195	220	245	245	2×480	1620	—	70	69	—	190	—	—	—	—
q кг/л. с.	7,1	5,82	5,6	4,66	5,5	5,22	4,9	—	5,86	5,9	—	4,3	—	—	—	—
D м	12	11,6	11,6	11,6	11,0	19,8	14,33	6,9	8,23	7,01	8,84	10,97	10,0	10,8	10,8	41,5
$F_{ом}$ м²	113*	103*	103*	103*	95*	308*	3×162	37	53	38	61	95	78,5	92	92	1350
p кг/м²	8,8	10,8	11,7	11,1	14,2	16,2	16,1	7,6	7,7	10,5	7,4	8,6	8,0	10,4	13,6	17,5
$q\sqrt{p}$ кг$^{3/2}$/м л. с.	21	19,1	19,15	15,2	20,7	21,4	19,6	—	16,2	19,1	—	12,6	—	—	—	—
$V_{уверт}$ м	1,5	—	1,5	—	—	—	4,0	—	—	2,2	—	—	—	—	—	—
n об/мин	175	220	236	—	—	140	—	640	—	500	—	—	310	—	—	—
ωR м/сек	110	133	141	—	—	145	—	231	—	184	—	—	162	—	—	—
$V_{кр}$ км/час	109	112	105	—	—	145	187	80	120	112	105	112	100	124	135	—
$\mu_{кр}$	0,28	0,234	0,207	—	—	0,278	—	0,097	—	0,17	—	—	0,172	—	—	—
V_{max} км/час	144	153	117	120	160	192	225	—	130	136	—	130	130	170	180	96
μ_{max}	0,37	0,32	0,23	—	—	0,368	—	—	—	0,205	—	—	0,223	—	—	—
c	0,06	—	—	—	0,072	0,078	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

* Площади взяты для одного винта.

опытные и экспериментальные вертолеты). Коэффициенты весовой отдачи подсчитаны по фирменным данным. Не исключено, что некоторые из них завышены. Возможно также, что эти вертолеты перегружены, о чем говорит большое значение параметра $q\sqrt{p}$. Нужно отметить, что у вертолетов последних выпусков при том же взлетном весе намечается тенденция к повышению коэффициентов весовой отдачи.

У двухвинтовых вертолетов поперечной и продольной схем коэффициент k повышается при частичном перекрытии несущих винтов. У тяжелых вертолетов с механическим приводом надо ждать уменьшения коэффициентов весовой отдачи из-за увеличения относительного веса трансмиссии и несущего винта.

Сравнение вертолетов одной схемы по весовой отдаче нужно производить в одной весовой категории при одинаковых параметрах $q\sqrt{p}$. Тогда вертолеты будут иметь приблизительно одинаковые летные характеристики на вертикальных режимах. Если этим пренебречь, то можно впасть в заблуждение, считая удачной конструкцию вертолета, у которого высокая весовая отдача получена за счет перегрузки. Такой вертолет в действительности не будет иметь важнейших вертолетных качеств (вертикальный взлет и т. п.).

Из табл. 2 видно, что некоторые вертолеты, имеющие большие $q\sqrt{p}$, все же обладают не меньшей скороподъемностью вертикального полета, чем вертолеты такой же схемы (однотипные), но с меньшими $q\sqrt{p}$. Это нужно объяснить или более высоким к. п. д. несущего винта у первых или завышенными величинами скороподъемности вертикального полета, которые опубликованы фирмой.

Коэффициент весовой отдачи для вертолетов с поршневыми двигателями из табл. 2 можно приблизительно оценить следующими данными:

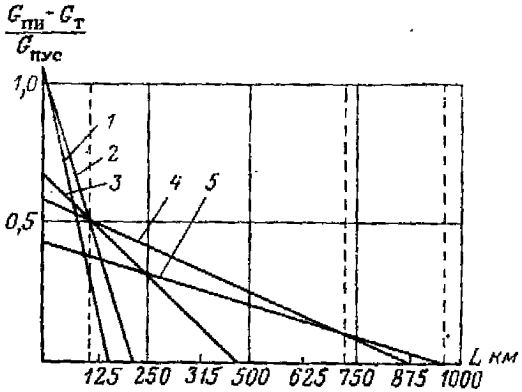
Одновинтовая схема с хвостовым винтом	0,28÷0,35
Двухвинтовая поперечная схема	0,26÷0,28
Двухвинтовая продольная схема	0,28÷0,35
Соосная схема	0,3 ÷0,32
Схема с перекрещивающимися винтами	0,32÷0,33

Коэффициент весовой отдачи вертолетов, снабженных газотурбинными двигателями с механическим приводом несущих винтов, выше, чем у того же вертолета, но имеющего поршневой двигатель, за счет меньшего веса самого двигателя, отсутствия выхлопных коллекторов, вентилятора и капотов, отсутствия затрат мощности на вентилятор, уменьшения расхода смазки и связанного с этим уменьшения веса маслорадиатора. Кроме того, в некоторых трансмиссиях с газотурбиной может отсутствовать муфта сцепления.

Ориентировочно коэффициент весовой отдачи вертолета при замене поршневого двигателя газотурбиной будет

$$k_{\text{ст}}=k_{\text{пд}}+0{,}04+0{,}2\Delta q, \qquad (6)$$

где $k_{\text{пд}}$ — коэффициент весовой отдачи при поршневом двигателе;
Δq — разность удельных весов поршневого и газотурбинного двигателей, взятых со своими редукторами.



Фиг. 46. Изменение дальности полета вертолета в зависимости от отношения полезной нагрузки к весу пустого вертолета.

1—для вертолета с прямоточными двигателями на концах лопастей; *2*—с пульсирующими двигателями; *3*—компрессорного типа; *4*—с ТВД с механическим приводом; *5*—с поршневым двигателем с механическим приводом.

Коэффициент весовой отдачи для реактивных вертолетов будет еще больше; он зависит от типа реактивного привода и возрастает в такой последовательности: вертолет с компрессорным циклом, вертолет с пульсирующими двигателями на концах лопастей, то же с прямоточными и, наконец, с жидкостными двигателями на концах лопастей.

Полезная нагрузка из (5) может быть представлена в таком виде:

$$G_{\text{н}}=(k-C\overline{G}_{\text{т}})\,G. \qquad (7)$$

На фиг. 46 показан график изменения отношения полезной нагрузки к весу пустого вертолета в зависимости от дальности полета для вертолета со взлетным весом 1000 *кг* и различными типами приводов несущих винтов. Из этого графика и выражения (7) следует, например, что при очень больших весовых отдачах реактивных

вертолетов большая полезная нагрузка может быть взята на борт только на малое время полета или на короткие расстояния, так как относительный запас топлива при большой дальности будет очень велик из-за высоких удельных расходов топлива реактивных двигателей.

§ 4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ И ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЕРТОЛЕТА

В задачу правильного выбора основных параметров вертолета с механическим приводом входит прежде всего получение наибольшей грузоподъемности вертолета на режимах висения и вертикального взлета при данной мощности при том условии, чтобы у вертолета с выбранными параметрами отсутствовал срыв потока с лопастей несущего винта в полете с максимальной скоростью и на динамическом потолке. Само собой разумеется, что выбранные параметры и размеры вертолета должны быть конструктивно целесообразны и выполнимы.

Основными параметрами, которые требуется правильно наметить или определить для проектируемого вертолета, являются:

нагрузка на ометаемую несущим винтом площадь $p=\frac{4G}{\pi D^2}$ *кг/м*^{2},

удельная нагрузка на мощность двигателя $q=\frac{G}{N}$ *кг/л. с.*

и параметр $q\sqrt{p}$ *кг*$^{3/2}$*/м л.с.*

Кроме того, подлежат определению параметры несущего винта D, $n_{\text{в}}$, σ и φ.

Тяга несущего винта выражается известной формулой Вельнера

$$T=\left(75\sqrt{\rho}\sqrt{\frac{\pi}{2}}\eta_{\text{I0}}N_{\text{в}}D\right)^{\frac{2}{3}}, \tag{8}$$

где $\eta_{\text{I0}}=\frac{C_{\text{т}}^{\frac{3}{2}}}{2m_{\text{к}}}$ — относительный к. п. д. винта при работе на месте;

$N_{\text{в}}$ — мощность на винте.

На режиме висения у земли имеем $T=G$ и $\rho=0{,}125$; тогда из формулы (8), выразив в ней $N_{\text{в}}$ через мощность двигателя N ($N_{\text{в}}=\zeta N$, где ζ — коэффициент всех потерь), получим

$$(q\sqrt{p})_0=37{,}5\zeta\eta_{\text{I0}}. \tag{9}$$

Формула (9) дает потребное без учета влияния земли значение параметра $(q\sqrt{p})_0$, при котором вертолет может висеть на уровне моря. Из формулы видно прямое влияние на эту величину качества

несущего винта и коэффициента потери мощности. Чем выше η_0 и меньше потери (чем больше ζ), тем лучше вертолет, тем больше значение $q\sqrt{p}$, при котором возможно висение, тем меньше он требует мощности для поддержания данного веса или при данной мощности будет больше поднимать полезной нагрузки.

Для любой высоты на режиме висения

$$(q\sqrt{p})_н = (q\sqrt{p})_0 A\sqrt{\Delta}, \tag{10}$$

где $A\sqrt{\Delta}$ — величина, зависящая от высоты полета и атмосферных условий.

Это выражение может служить для определения статического потолка вертолета. Оно указывает, какой нужно иметь параметр $(q\sqrt{p})_н$, чтобы статический потолок вертолета был равен высоте, соответствующей определенному значению $A\sqrt{\Delta}$.

Параметр $(q\sqrt{p})_\lambda$, потребный для создания скорости V_y при вертикальном взлете, можно выразить приближенно так:

$$(q\sqrt{p})_\lambda = \frac{(q\sqrt{p})_0}{1+\frac{\eta_0}{3}\frac{V_y}{\sqrt{p}}}, \tag{11}$$

где η_0 — относительный к. п. д. на висении.

Из формул (10) и (11) видно, что для получения нужной скороподъемности вертикального взлета и заданного статического потолка вертолета необходимо, чтобы параметры $(q\sqrt{p})_н$ и $(q\sqrt{p})_\lambda$ имели определенное значение, меньшее по величине, чем $(q\sqrt{p})_0$, через который они выражаются. Поэтому прежде всего следует определить по формуле (9) параметр $(q\sqrt{p})_0$, потребный для висения вертолета данного веса, для чего нужно правильно оценить ζ и взять η_0, соответствующий определенному $\frac{C_т}{\sigma}$ или $\varphi°$, при которых несущий винт проектируемого вертолета не будет иметь срыва на концах лопастей на всех режимах полета.

Предварительно ζ — коэффициент всех потерь мощности — можно оценить так.

Для вертолета с поршневым двигателем одновинтовой схемы с хвостовым винтом он равен

$$\zeta = \zeta_т \zeta_{охл} \zeta_{хв},$$

где $\zeta_т$ — коэффициент потерь на трение в трансмиссии $0{,}95 \div 0{,}96$;
$\zeta_{охл}$ — коэффициент потерь на охлаждение $0{,}94 \div 0{,}95$ [1];
$\zeta_{хв}$ — коэффициент потерь на хвостовой винт $0{,}91 \div 0{,}93$.

[1] В случае, когда вентилятор с капотом включен в систему поршневого двигателя и мощность двигателя дана с учетом потерь на охлаждение, $\zeta_{охл} = 1{,}0$.

Для двухвинтовых вертолетов поперечной и продольной схем без перекрытия (то же и для многовинтовых)

$$\zeta = \zeta_т \zeta_{охл}.$$

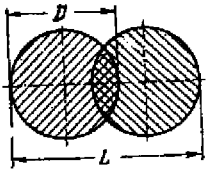
Коэффициенты $\zeta_т$ и $\zeta_{охл}$ — такой же величины, как в случае одновинтового вертолета.

Для вертолетов соосной схемы и с перекрещивающимися винтами, а также для вертолетов с частичным перекрытием винтов, кроме потерь мощности на трение в трансмиссии и на охлаждение, имеются еще потери на взаимовлияние винтов.

В этом случае

$$\zeta = \zeta_т \zeta_{охл} \zeta_{пер},$$

где $\zeta_{пер}$ — коэффициент, учитывающий потери на взаимовлияние при перекрытии.



Фиг. 47. Перекрытие несущих винтов.

Приближенно его можно оценить по формуле

$$\zeta_{пер} = \left(0{,}13\frac{L}{D} + 0{,}74\right)^{\frac{3}{2}},$$

где $\frac{L}{D}$ — отношение расстояния между концами ометаемых дисков к диаметру (фиг. 47).

Если винты установлены без перекрытия, то $\frac{L}{D} = 2$ и коэффициент $\zeta_{пер} = 1$, т. е. потерь на взаимовлияние нет.

Для соосных винтов $\frac{L}{D} = 1$ и $\zeta_{пер} = (0{,}87)^{\frac{3}{2}} = 0{,}81$, что соответствует согласно (8) уменьшению общей тяги соосно расположенных винтов на расстоянии друг от друга на $0{,}1D$ по сравнению с изолированными винтами ($T_{общ} = 1{,}74 T_{изолир}$).

Для вертолета с механическим приводом от турбовинтового двигателя $\zeta_{охл} = 1{,}0$.

Относительный к. п. д. η_0 несущего винта, входящий в формулу (9), зависит от геометрических параметров винта; сужения ε, заполнения σ, закрутки φ_1, угла установки φ_0 и характеристик профиля. Он должен быть таким, чтобы соответствующий ему коэффициент $\frac{C_T}{\sigma}$ несущего винта не превосходил для данного вертолета при горизонтальном полете на максимальной скорости предельного значения, определяемого из условия срыва потока на конце лопасти на азимуте 270° (с учетом высоты полета). Максимальное значение η_0 может достичь у оптимального винта величины 0,8, но если даже взять $\eta_0 = 0{,}75$ и $\zeta = 0{,}81$ для одновинтового вертолета, то потребная величина параметра $(q\sqrt{p})_0$ для висения будет рав-

на 22,8. Однако ограничения по срыву вынуждают брать для обычного вертолета меньшие $\frac{C_т}{\sigma}$, которым соответствует более низкий η_0, стало быть, и меньшее значение $(q\sqrt{p})_0$ для режима висения. Чтобы использовать $\eta_{0\,max}$ несущего винта, необходимо для исключения срыва потока на V_{max} иметь возможность разгрузить несущий винт (т. е. иметь на вертолете неподвижное крыло) или понизить $\frac{C_т}{\sigma}$ путем увеличения оборотов несущего винта при V_{max} по сравнению с оборотами на режиме висения и вертикальном взлете. Для этого нужно было бы иметь коробку скоростей в системе трансмиссии или иметь возможность изменять обороты двигателя на номинальной мощности, как, например, у двухвального турбовинтового двигателя. Для предварительного определения потребного для висения параметра $(q\sqrt{p})_0$ обычного вертолета следует принять η_0=0,7 для закрученных лопастей и η_0=0,65 для плоских.

После того как определен параметр $(q\sqrt{p})_0$, надо определить p и q. При выборе p нужно, чтобы вертикальная скорость у вертолета при планировании на режиме авторотации была в допустимых пределах. Желательно, чтобы она была не более 6—8 *м/сек* при V по траектории 120—150 *км/час* и соответственно угол планирования на авторотации был не более $\theta_{пл}$=10—14°. Следует заметить, что при подрыве общим шагом несущего винта при посадке вертолета допускаемая величина $V_а$ может быть несколько повышена.

Вертикальная скорость снижения при авторотации выражается следующей формулой:

$$V_а = 1{,}48\sqrt{\frac{p}{\Delta}} \qquad (12)$$

Из табл. 2 видно, что почти все вертолеты с одним двигателем со взлетным весом до 5000 *кг* имеют нагрузку p от 10 до 16 *кг/м²*. Исключение составляют некоторые двухвинтовые вертолеты, у которых нагрузка в силу конструктивных соображений повышена. У вертолетов с двумя двигателями нагрузка может быть также увеличена, поскольку вынужденная посадка на режиме авторотации для таких вертолетов почти исключена (одновременная остановка двух двигателей — большая редкость).

Для вертолетов с одним двигателем со взлетным весом от 5000 до 10 000 *кг* нагрузку p приходится повышать до 20 *кг/м²*, а с двумя двигателями — до 25 *кг/м²*.

С дальнейшим увеличением взлетного веса и размеров вертолета нагрузку p по необходимости придется еще больше увеличивать, чтобы не получить конструктивно трудно выполнимых размеров несущего винта и механического привода, но при этом силовая установка должна иметь обязательно два или более двигателей.

При выборе p следует также помнить, что при заданной мощности поднимаемый несущим винтом груз будет обратно пропорционален $\sqrt{p}$. Это следует из выражения (9), которое можно представить так:

$$G = 37{,}5\,\eta_0 \zeta \frac{N}{\sqrt{p}}.$$

Таким образом, для повышения полезной нагрузки при данной мощности следует стремиться к меньшим нагрузкам p (в каждой весовой категории вертолетов), принимая во внимание конструктивные соображения.

После выбора нагрузки p на ометаемый диск и вычисления $(q\sqrt{p})_0$, $(q\sqrt{p})_н$ и $(q\sqrt{p})_\lambda$ из формул (9), (10) и (11) можно определить удельные нагрузки на мощность q_0, $q_н$ и q_λ, соответственно потребные для висения у земли, для получения заданного статического потолка и для получения нужной скорости вертикального взлета.

Зная удельные нагрузки на мощность, можно определить потребную мощность силовой установки проектируемого вертолета из следующих выражений:

мощность, необходимая для висения у земли,

$$N = \frac{G}{q_0}; \tag{13}$$

мощность, необходимая для получения статического потолка,

$$N = \frac{G}{q_н}; \tag{14}$$

мощность, необходимая для вертикального взлета со скоростью V_y,

$$N = \frac{G}{q_\lambda}. \tag{15}$$

Транспортные пассажирские вертолеты следует проектировать так, чтобы без влияния земли они могли висеть на уровне моря на номинальной мощности в жаркий летний день. Вертикальный взлет, как режим кратковременный, нужно производить тогда на максимальной или взлетной мощности. При таком условии у вертолета будет наилучшая весовая отдача.

Даже у тех вертолетов, которые по заданию должны иметь длительный вертикальный полет на номинальной мощности, нужно, конечно, также использовать максимальную и взлетную мощность (в течение 5 мин.) для вертикального взлета и набора высоты.

В табл. 2 приведены величины располагаемых $q\sqrt{p}$ и q для ряда существующих вертолетов; из нее видно, что удельная нагрузка на мощность для легких вертолетов всех схем берется в пределах от 5 до 6 *кг/л. с.*, для средних вертолетов — от 4,25 до

5,0 *кг/л. с.* Для тяжелых вертолетов, как было указано выше, нагрузка на ометаемую площадь несущих винтов будет по необходимости расти; в то же время для сохранения параметра $q\sqrt{p}$ на нужном уровне придется удельную нагрузку на мощность q понижать.

Диаметр несущего винта. При известном взлетном весе и выбранной нагрузке p на ометаемую площадь диаметр несущего винта определяется из простого выражения

$$D=\sqrt{\frac{4G}{\pi p}}.$$

Обороты несущего винта. Кроме указанных параметров, характерных для вертолетов всех схем, при проектировании нужно определить обороты n и заполнение σ несущего винта.

Обороты несущего винта или соответствующую окружную скорость ωR надо выбрать исходя из того соображения, чтобы несущий винт работал на режиме висения с достаточно высоким к. п. д. и в то же время на максимальной скорости полета не было срыва потока с лопастей.

Для тяжелых вертолетов и вертолетов с максимальными скоростями 220—250 *км/час* нужно брать ωR не менее 200 *м/сек*. Для легких и менее скоростных вертолетов ωR=160—180 *м/сек*. Задавшись окружной скоростью ωR, можно определить $C_т$:

$$C_т=p\frac{2}{\rho(\omega R)^2}. \qquad (16)$$

Коэффициент заполнения несущего винта. Определив обороты и $C_т$ винта и зная предельно допустимые $\frac{C_т}{\sigma}$, можно определить коэффициент заполнения:

$$\sigma=\frac{C_т}{\left(\frac{C_т}{\sigma}\right)}. \qquad (17)$$

$\frac{C_т}{\sigma}$ выбираем из условия недопущения срыва на конце лопасти при значении μ, соответствующем максимальной скорости вертолета с учетом высоты полета.

На выбор коэффициента заполнения влияют конструктивные соображения. При слишком малом заполнении и больших оборотах нельзя сконструировать прочную лопасть или она будет иметь профили с большой относительной толщиной, что приведет к большим потерям на профильное сопротивление несущего винта. Большое заполнение при сниженных оборотах также связано с конструктивными трудностями — сложнее сделать лопасть с достаточной жест-

костью на кручение. На практике величина σ весьма разнообразна (см. табл. 2); она колеблется от 0,03 до 0,07. У двухлопастных винтов $\sigma \approx 0{,}03$, у трех-—четырехлопастных больше. Среднее значение коэффициента заполнения на одну лопасть, наиболее часто встречающееся в последних конструкциях, равно 0,015—0,018.

Обороты и заполнение несущего винта связаны друг с другом: чем больше обороты при одной и той же мощности на несущем винте заданного диаметра, тем меньше должно быть заполнение, чтобы сохранить угол установки лопасти, при котором еще будет достаточно хороший к. п. д., и, наоборот, чем меньше обороты, тем больше заполнение.

До последнего времени существовало мнение о том, что обороты несущего винта при моторном полете должны быть выше оборотов несущего винта на режиме авторотации, чтобы исключить опасную потерю оборотов и облегчить вынужденный переход с моторного полета на полет с авторотирующим винтом, но введение в систему управления общим шагом регулятора постоянных чисел оборотов и других приспособлений, автоматически сбрасывающих общий шаг при остановке двигателя, снимает это требование.

Определив $C_т$, мы найдем и φ_0 — угол установки лопасти на режиме висения, так как $C_т$ зависит от φ_0, и эта зависимость дается на графике характеристик несущего винта.

При выборе оборотов или окружной скорости ωR нужно принять во внимание сжимаемость воздуха; нельзя допускать, чтобы на конце лопасти возникал волновой кризис, так как при этом увеличивается профильное сопротивление несущего винта и перемещается центр давления по хорде лопасти. Аэродинамические характеристики несущего винта будут ухудшены. Поэтому весьма важно наметить границу значений ωR и μ, через которую не следует переходить во избежание больших потерь на несущем винте вследствие влияния сжимаемости.

Помимо увеличения профильного сопротивления несущего винта, влияние сжимаемости может сказаться и в появлении вибраций на вертолете, так как волновое сопротивление будет некоторой периодической функцией с частотой, равной kn, где k — число лопастей. Каждая лопасть, проходя через азимутальное положение, где возникает волновой кризис, получает импульс. Эти импульсы приводят к вибрациям вертолета и вибрациям в цепи управления; в особенности сильным это влияние может оказаться в случае лопастей с шарнирным креплением ко втулке.

§ 5. ВЫБОР ДВИГАТЕЛЯ

В большинстве случаев в т. т. указывается двигатель, который следует установить на вертолете. Тогда необходимую мощность, определенную по взлетному весу и удельной нагрузке на мощность из (13), (14) и (15), нужно сравнить с мощностью, заданной в т. т.,

и установить, соответствует ли полезная нагрузка, дальность или продолжительность полета заданной мощности. В случае несоответствия нужно изменить полезную нагрузку или дальность.

Для получения необходимой мощности можно ставить два двигателя. Вес силовой установки при этом в процентах от веса конструкции будет несколько больше, но зато, если обеспечить возможность горизонтального полета на одном двигателе, увеличивается безопасность полета. Так, например, установлено, что вероятность вынужденной посадки из-за неисправности двигателя у самолета с двумя двигателями во много раз меньше по сравнению с одним двигателем (конечно, при условии, если возможен полет на одном двигателе). Это полностью применимо к вертолетам. Поэтому на пассажирских вертолетах рекомендуется ставить два двигателя.

Остановимся на вопросе о необходимости взлетной (форсажной) мощности для вертолетного двигателя и условиях ее использования при эксплуатации вертолета.

Неправильно рассматривать взлетную мощность только как резерв и пользоваться ею в исключительных случаях. Вертолет в таком случае получится как бы перетяжеленным, так как расчет на прочность трансмиссии и других узлов приходится вести по взлетной мощности, а расчетные летные характеристики определять исходя из номинальной мощности.

Правильнее считать, что взлетную мощность нужно всегда использовать как при вертикальном взлете, так и при взлете с горизонтальной скоростью в случае перегруженного вертолета. Взлет вертолета продолжается не более 5 мин., в течение которых можно непрерывно работать на взлетном режиме двигателя. Желательно, чтобы взлетная мощность не превышала номинальную более чем на 15—20%.

Вертикальный взлет и подъем будут осуществляться на взлетной мощности, так как они протекают кратковременно. При вертикальных снижениях также можно кратковременно воспользоваться взлетной мощностью. Режим висения должен осуществляться на $0{,}92N_н$ номинальной мощности по МСА; это требование равносильно тому, что мы проектируем вертолет, который еще сохраняет свои вертолетные свойства также и летом в жаркую погоду; он может висеть непрерывно на одном месте (без влияния земли) в пределах номинального режима двигателя. (Летом при $t=30°$ С и $p=730$ *мм* рт. ст. тяга несущего винта понижается на 5% по сравнению со стандартными условиями, а потребная мощность увеличивается приблизительно на 8%). Ошибка в выборе мощности двигателя приведет к тому, что мы получим сезонный вертолет, который может висеть и взлетать вертикально только зимой.

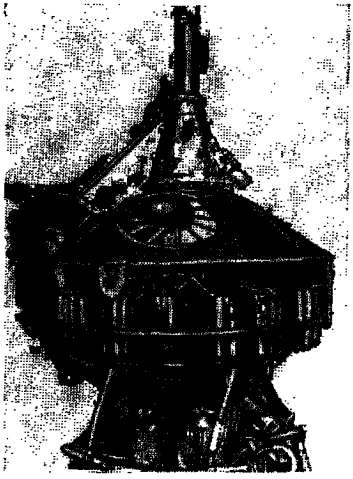
Высотность вертолетного двигателя. Для транспортного, пассажирского или почтового вертолета достаточна высотность 1500—2000 *м*. Бóльшая высотность двигателя может

потребоваться в специальных случаях, для полетов в высокогорных районах или для полетов на бо́льшую высоту, чем высоты, достигнутые на современных вертолетах. Требование создания вертолета с большим статическим потолком потребует большой высотности двигателя, но с увеличением высоты полета создаются условия для срыва потока с лопастей; поэтому скорость горизонтального полета с высотой должна уменьшаться или обороты несущего винта увеличиваться. При большой высотности двигателя создаются трудности в проектировании вертолета; приходится обеспечивать возможность работать на разных оборотах вблизи номинальной мощности двигателя, иначе несущий винт на высоте не сможет работать на полной мощности без срыва потока с лопастей; потребуется вводить в трансмиссию вертолета коробку скоростей или осуществлять другие меры, отодвигающие срыв потока с лопастей на больших высотах и на режимах полета с максимальной скоростью.

В заключение рассмотрения вопроса о выборе двигателя для вертолета нужно сказать, что осуществление специфических режимов висения и вертикального взлета требует для вертолета больше мощности, чем для самолета такого же взлетного веса. Точно так же вес силовой установки при равных взлетных весах у вертолета больше, чем у самолета (речь идет о самолете и вертолете, сравнимых по летным характеристикам и назначению).

Требования к конструкции вертолетного двигателя. Почти все построенные современные вертолеты имеют поршневые двигатели воздушного охлаждения преимущественно с звездообразным расположением цилиндров. Для вертолетов желательно иметь многоцилиндровые двигатели, имеющие меньшую степень неравномерности крутящего момента. Это имеет большое значение для устранения крутильных колебаний и вибраций в системе трансмиссии. С этой точки зрения желательно, чтобы двигатель для вертолета имел маятниковый демпфер на коленчатом валу. Также больше подходит для вертолета высокооборотный двигатель, так как высокие обороты позволяют подобрать вентилятор для охлаждения с лучшим к. п. д., не вводя специального редуктора к нему от коленчатого вала, и более компактно его расположить. В ранних конструкциях вертолетов ставились двигатели, предназначенные для самолетов. Поэтому муфты включения, свободного хода и редукторы выполнялись отдельно от двигателя. В последнее время появились двигатели, специально приспособленные для вертолетов. На фиг. 48 и 49 показаны специальные двигатели с вертикальным расположением оси коленчатого вала с вентилятором и капотом для охлаждения и муфтой включения. На фиг. 48 показан двигатель, скомпонованный вместе с редуктором несущего винта.

Конструкция двигателя с вертикальным расположением коленчатого вала является желательной, так как она уменьшает вес силовой установки и упрощает трансмиссию вертолета.



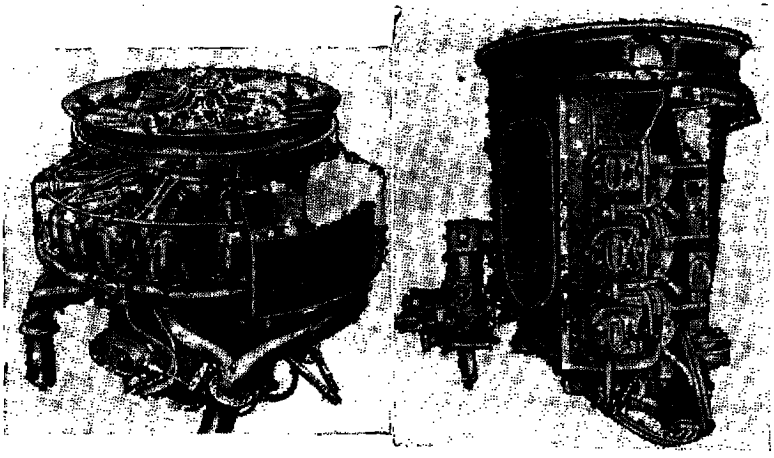
Фиг. 48. Вертолетный двигатель с вертикальным расположением коленчатого вала.

Для некоторых схем вертолетов более приемлемой может оказаться двигатель с горизонтально расположенным коленчатым валом (фиг. 50) (например, для комбинированных вертолетов; для вертолетов, у которых двигатели находятся в отдельных вынесенных гондолах).

При выборе двигателя должны приниматься во внимание следующие показатели:

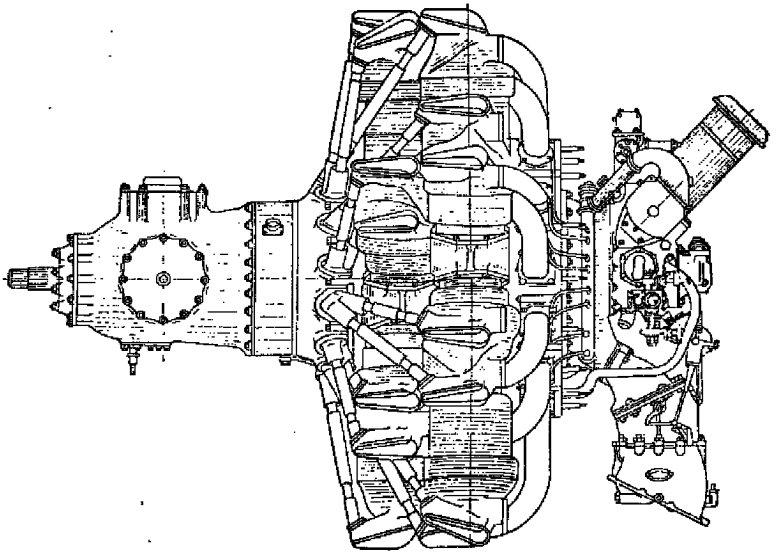
1. Удельный вес двигателя.
2. Удельный расход топлива.
3. Надежность и долговечность.
4. Удобство эксплуатации.
5. Уравновешенность двигателя и равномерность его крутящего момента.
6. Приемистость.
7. Возможность запуска без нагрузки и вращающихся масс, выполняющих роль маховика.
8. Стоимость.

Малый удельный вес и малый удельный расход двигателя особенно важны для вертолета, так как его силовая установка, как



Фиг. 49. Вертолетные двигатели с вертикальным расположением коленчатого вала.

было сказано выше, получается тяжелее, чем у самолета, а дальность вследствие невысокого качества всего вертолета также невелика.



Фиг. 50. Вертолетный двигатель с горизонтальным расположением коленчатого вала.

Возможно, что в ближайшем будущем место поршневых двигателей на вертолетах займут газотурбинные (турбовинтовые) двигатели. Перспективы применения их в качестве силовой установки на вертолетах весьма заманчивы.

Выше отмечалось, что у вертолета с турбовинтовыми двигателями повысится весовая отдача за счет значительного понижения веса силовой установки, хотя вес трансмиссии несколько повышается вследствие увеличения передаточного отношения. Он будет иметь также лучшие виброхарактеристики, так как неравномерность у турбовинтовых двигателей меньше (исключаются источники вибрации, так как отсутствует возвратно-поступательное движение масс и газовая неравномерность от чередующихся вспышек в цилиндрах, как у поршневых двигателей). Турбовинтовой двигатель не требует специального вентилятора для охлаждения. Дополнительная тяга реактивного сопла может способствовать увеличению максимальной скорости горизонтального полета.

Шум от работы газотурбинных двигателей меньше, чем от выхлопа поршневого двигателя. Что же касается необходимого запаса топлива для полета на дальность, то разница будет невелика, и она будет уменьшаться в дальнейшем, так как над усовершенствованием газотурбинных двигателей сейчас усиленно работают, и в дальнейшем следует ожидать существенного снижения удельного расхода топлива. Пока еще имеются единичные случаи установки на вертолетах газотурбинных двигателей, но уже строится и проектируется большое количество вертолетов, особенно тяжелых, с механическим приводом несущих винтов от турбовинтовых двигателей.

§ 6. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И МЕСТА РАСПОЛОЖЕНИЯ ХВОСТОВОГО ВИНТА ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА

Хвостовой винт у одновинтового вертолета уравновешивает реактивный крутящий момент несущего винта и служит средством путевого управления, заменяя собой руль поворота, а также выполняет роль килевой поверхности, стабилизируя вертолет при горизонтальном полете в путевом направлении (относительно оси Y).

Диаметр d и обороты хвостового винта, а также коэффициент заполнения σ определяют исходя из того, чтобы получить достаточную тягу для уравновешивания реактивного крутящего момента несущего винта и для путевого управления при минимальной мощности, затрачиваемой на хвостовой винт.

Необходимая тяга хвостового винта для уравновешивания максимального реактивного крутящего момента должна быть увеличена в расчете на путевое управление вертолетом при неблагоприятном направлении ветра (в особенности на висении при боковом ветре и при развороте хвостом на ветер).

Максимальная тяга хвостового винта на режиме висения должна быть не меньше:

$$P = 1{,}25\frac{M_к}{L_{хв}}, \qquad (18)$$

где $M_к$ — максимальный крутящий момент;

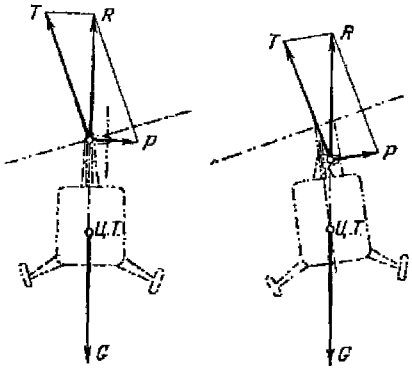
$L_{хв}$ — плечо тяги хвостового винта, приближенно можно считать

$$L_{хв} = \frac{D+d}{2}.$$

Исходя из этой величины тяги нужно подобрать параметры хвостового винта.

Диаметр винта. В табл. 3 приведены значения отношения диаметра хвостового винта к диаметру несущего винта у построенных вертолетов. Они находятся в пределах 0,16—0,2. Чем больше $\frac{d}{D}$, тем меньше в процентном отношении мощность, затрачиваемая на хвостовой винт.

Обороты и коэффициент заполнения σ хвостового винта. Обороты и σ можно наметить исходя из допустимой окружной скорости винта ($\omega\frac{d}{2}$), которую нужно выбирать так, чтобы на всех режимах полета отсутствовали срыв потока с концов лопастей и влияние сжимаемости потока. В табл. 3 приведены значения $\omega\frac{d}{2}$ и σ для некоторых вертолетов. Направление вращения хвостового винта рекомендуется брать таким, чтобы реактивный крутящий момент от него был кабрирующим.



Фиг. 51. Влияние выноса втулки рулевого винта в плоскость вращения несущего винта на крен вертолета.

Выбор места расположения хвостового (рулевого) винта. Рулевой винт, расположенный на хвостовой балке, создает на вертолете, кроме момента, еще и боковую силу. Чтобы не было крена фюзеляжа при висении и при вертикальном взлете, нужно втулку рулевого винта располагать в плоскости, проходящей через центр втулки несущего винта и перпендикулярной к оси несущего винта. На фиг. 51 [1] показан крен фюзеляжа вертолета, появляющийся в случае, когда втулка рулевого винта не лежит в плоскости вращения несущего винта. Вынос рулевого винта вверх желателен еще и потому, что при этом улучшается поперечная

[1] Фиг. 51 относится к вертолету, у которого втулка несущего винта не имеет разноса ГШ, и ц. т. вертолета лежит на оси вращения несущего винта. В действительности, кроме боковой силы рулевого винта, на крен фюзеляжа будет влиять разнос ГШ и положение ц. т. вертолета.

Таблица 3

	Матра-Кантинью МС-101	Сейбл S-4A	Сиерва W-14 „Скитер" Мк3	Белл 47B	SE3110	Хиллер 360	Белл 47D-1	Сикорский S-52-2	Белл XH-15	Домэн LZ-1A	Белл 42	Бристоль 171 Мк3	Сикорский S-51 с лопастями смешанной конструкции	Сикорский S-51 с металлическими лопастями	Белл УН-12	Сикорский S-55
G кг	600	680	900	950	950	1020	1070	1225	1270	1450	2020	2360	2406	2497	3000	3130
D м	8	8,84	9,75	11,04	12	10,7	10,7	10,0	11,38	13,72	14,5	14,45	14,63	14,94	14,48	16,15
N л. с.	105	125	145	200	200	178	200	245	275	245	450	525	450	450	600	600
d м	1,68	1,68	1,63	1,73	2,4	1,67	1,73	1,62	1,9	2,44	2,3	2,93	2,56	2,64	2,59	2,64
n об/мин	—	—	—	1800	—	1875	1800	—	1800	1200	1460	—	1222	1220	1400	—
$\omega \frac{d}{2}$	—	—	—	163	—	166	157	—	179	155	176	—	164	168	190	—
$\frac{d}{D}$	0,21	0,19	0,167	0,148	0,2	0,155	0,162	0,162	0,15	0,177	0,159	0,202	0,175	0,177	0,179	0,163
σ	—	—	—	0,095	—	—	0,092	—	—	—	—	—	—	—	—	0,094

устойчивость вертолета. Кроме того, вынос удаляет лопасти рулевого винта от земли и устраняет опасность задевания ими за землю при поломке костыля. Правда, при таком расположении тяга рулевого винта нагружает хвостовую балку на кручение, требует загнутой вверх консоли хвостовой балки и установки дополнительного редуктора в месте излома хвостовой балки, что утяжеляет и усложняет конструкцию вертолета, но для улучшения управляемости и устойчивости во всех последних конструкциях одновинтовых вертолетов втулку хвостового винта располагают именно в плоскости, перпендикулярной к оси несущего винта и проходящей через центр его втулки. При установке рулевого винта можно немного наклонить его ось так, чтобы тяга рулевого винта давала кабрирующий момент на вертолете. Это будет улучшать продольную статическую устойчивость.

§ 7. ВЫБОР РАССТОЯНИЯ МЕЖДУ НЕСУЩИМИ ВИНТАМИ И ИХ ВЗАИМОРАСПОЛОЖЕНИЕ В ДВУХВИНТОВЫХ И МНОГОВИНТОВЫХ ВЕРТОЛЕТАХ

Вертолет поперечной схемы

Эта схема является симметричной относительно потока, поэтому несущие винты располагают на одном уровне. Наклонять оси винтов наружу или внутрь нет необходимости; оси их параллельны. Если винты не перекрываются, то зазор между ометаемыми дисками нужно брать 0,1—0,2 *м*, т. е. расстояние между осями винтов должно быть от $D+0{,}1$ *м* до $D+0{,}2$ *м*.

Вертолет поперечной схемы без перекрытия винтов, если брать нагрузку на ометаемую поверхность в принятых пределах, получается очень громоздким, с большим лобовым сопротивлением (особенно в случае, если консоли, поддерживающие несущие винты, выполнены в виде фермы). Чтобы получить компактную конструкцию, приходится увеличивать нагрузку на ометаемую площадь, т. е. уменьшать диаметр винтов, что ведет к снижению коэффициента весовой отдачи. Синхронизированное перекрытие винтов в поперечной схеме необходимо, так как оно делает эту схему не только конкурентноспособной по весовой отдаче, но при применении консолей, поддерживающих несущие винты, в форме крыла более выгодной для полета на дальность и более устойчивой на всех режимах полета.

Перекрытие определяется отношением L/D (см. фиг. 47). Предельным сближением осей для поперечной схемы надо считать такое, когда еще нет опасности задевания лопастей одного винта за лопасти другого, при этом надо принять во внимание возможность отклонения лопастей относительно вертикальных шарниров навстречу друг другу, а также деформацию кручения синхронизирующего вала и все люфты в зубчатых колесах трансмиссии, выбранные

в направлении сближения лопастей. Следует учесть и деформацию кручения консолей, соединяющих два несущих винта. Предельная величина сближения осей зависит также и от числа лопастей несущего винта.

Предельно возможное сближение будет тем больше, чем меньше число лопастей. Для двухлопастных винтов оно будет самым бо́льшим. Следовательно, в этом случае $\frac{L}{D}$ будет наименьшим и приближается к значению $\frac{L}{D}=1{,}5$. Для трех- и четырехлопастных несущих винтов употребительным является перекрытие $\frac{L}{D}=1{,}7\div1{,}8$.

В области перекрытия элементы лопасти работают в особых условиях. Теоретически при этом должны возникнуть периодические силы, однако при практически возможных перекрытиях они едва ли будут иметь существенное значение. Вращение несущих винтов для взаимного уравновешивания реактивных крутящих моментов должно быть противоположным. Правильнее выбрать направление вращения таким, чтобы лопасти, идущие вперед в горизонтальном полете, находились в области перекрытий. Это будет способствовать уменьшению махового движения лопастей, так как индуктивные скорости в зоне перекрытия будут больше. Кроме того, при вводе в вираж путем дифференциального изменения общих шагов винтов разница в крутящих моментах обоих винтов будет способствовать входу вертолета в вираж; при обратном направлении вращения этот момент будет мешать входу в вираж.

Вертолет продольной схемы

При расположении несущих винтов вдоль фюзеляжа (тандем) задний винт устанавливается с превышением над передним приблизительно на $0{,}1D$. Это делается по соображениям уменьшения влияния переднего винта на задний при полете с горизонтальной скоростью, так как задний винт работает в скошенном потоке от переднего. Оси винтов параллельны. В последних конструкциях вертолетов продольной схемы оси обоих винтов наклоняются вперед, так что ометаемые диски лежат в одной наклонной плоскости. Закрытый соответствующим обтекателем высокий кабан заднего несущего винта представляет килевую поверхность, способствующую улучшению поперечной и путевой устойчивости. Перекрытие несущих винтов в этой схеме тоже выгодно, так как это уменьшает длину фюзеляжа и, как следствие этого, вес конструкции и вредное сопротивление вертолета. Объем и полезная емкость укороченного фюзеляжа и при перекрытии вполне достаточны.

Продольная схема отличается большим объемом фюзеляжа, который получается вынужденно, так как расстояние между винтами определяет длину фюзеляжа. Длина фюзеляжа сильно влияет

на величину лобового сопротивления, особенно если при полете с горизонтальной скоростью фюзеляж имеет наклон к горизонту. При компоновке надо стремиться к тому, чтобы при крейсерском полете ось фюзеляжа была направлена по траектории полета; тогда получится наиболее экономический полет. Эти соображения и заставляют оси несущих винтов не располагать перпендикулярно к продольной оси фюзеляжа, а наклонять вперед на 5—8°.

При наклоне вперед осей несущих винтов и при передней центровке вертолета фюзеляж будет находиться почти в горизонтальном положении при висении и вертикальном взлете.

Перекрытие несущих винтов при превышении заднего винта над передним происходит не всегда в одной плоскости, как в случае перекрытия в поперечной схеме, необходимо делать его во всех случаях также синхронизированным. Предельное сближение осей приблизительно такое же, как и в случае поперечной схемы, так как при наклоне обоих винтов вперед или завале плоскостей вращения посредством автомата-перекоса вперед ометаемые диски обоих винтов будут в одной плоскости. При выборе величины сближения осей, т. е. перекрытия несущих винтов, нужно так же, как в поперечной схеме, принять во внимание деформацию кручения синхронного вала, фюзеляжа, люфты в зубчатых колесах трансмиссии и отклонение лопастей навстречу друг другу; если все эти условия выполнены, то лопасти одного винта не должны соприкасаться с лопастями другого.

Направление вращения несущих винтов может быть любое, но взаимно противоположное.

Вертолет соосной схемы

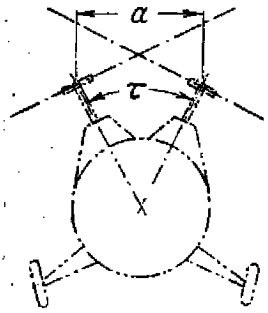
При шарнирном креплении лопастей несущих винтов расстояние между втулками соосных несущих винтов должно быть не меньше $0{,}1D$.

Возможно, что при больших диаметрах винтов (D=20 *м* и более), учитывая деформации лопастей, это расстояние придется увеличить. Во всяком случае расстояние между винтами должно быть таким, чтобы ни при каких условиях полета не было столкновения лопастей нижнего и верхнего несущих винтов (опасность столкновения может иметь место при резком порыве ветра на режиме висения или в случае резкого крена или тангажа вертолета). При несущих винтах на кардане расстояние между винтами может быть уменьшено, так как ограничение взмаха для лопастей каждого винта будет общим, и предельный угол отклонения вверх можно сделать меньшим, чем в случае лопасти с шарнирным креплением. Увеличение расстояния между винтами больше того, чем этого требует безопасность, нежелательно вследствие утяжеления конструкции. В целях уменьшения расстояния между несущими винтами в соосной схеме предпринимались попытки вводить при-

способление, предохраняющее от столкновения лопасти нижнего и верхнего винтов. В соосной схеме очень важно так подобрать одержение управления несущими винтами, чтобы при горизонтальном полете плоскости вращения несущих винтов оставались параллельными друг другу.

Вертолет с перекрещивающимися винтами

Втулки несущих винтов в вертолете этой схемы расположены на небольшом расстоянии друг от друга и на одном уровне. Оси несущих винтов наклонены наружу и имеют между собой угол τ. Оси несущих винтов пересекаются. Угол между осями τ и расстояние a между втулками (фиг. 52) выбирают из конструктивных соображений; стремятся τ и a сделать как можно меньше. Предельные расстояния a и угол τ определяют из условия свободного вращения лопастей одного винта над втулкой другого (поэтому комли лопастей иногда делаются без обтекателей).



Фиг. 52. Схема двухвинтового вертолета с перекрещивающимися несущими винтами.

Установка осей несущих винтов под углом τ создает момент тангажа, равный

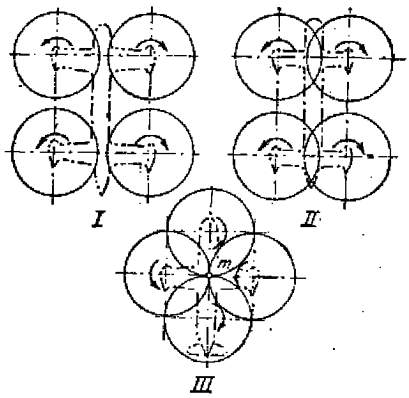
$$M = 2M_к \sin\frac{\tau}{2}.$$

Поэтому выбор направления вращения не безразличен. Правильнее выбрать направление вращения винтов таким, чтобы этот момент был кабрирующим. На вертолеты этой схемы следует ставить достаточно мощный стабилизатор, который позволит сбалансировать вертолет при всех режимах. Взаиморасположение винтов в этой схеме вполне определяется расстоянием a между втулками и углом τ между осями.

Многовинтовые вертолеты

В трехвинтовом вертолете винты должны быть расположены в одной плоскости с необходимым зазором между ометаемыми поверхностями. Вращение винтов происходит в одном направлении. Это позволяет лопасти всех трех несущих винтов сделать одинаковыми. При трех винтах синхронизированное перекрытие можно осуществлять только у двух передних или у двух задних винтов, но тогда вращать их нужно в разные стороны. Третий же винт будет от первых двух размещен с необходимым зазором между ометаемыми поверхностями. Реактивные моменты несущих винтов уравновешиваются в таких схемах соответствующим наклоном плоскостей вращения несущих винтов посредством автомата-перекоса.

Четырехвинтовые вертолеты. Может быть несколько вариантов размещения четырех несущих винтов; они могут попарно перекрываться. Задние винты должны иметь превышение над передними. Такой вертолет можно рассматривать как соединение двух вертолетов поперечной или продольной схемы, поэтому все соображения по взаиморасположению одной пары винтов, изложенные для продольной и поперечной схем, здесь применимы. На фиг. 53 даны возможные схемы взаиморасположения четырех несущих винтов и показаны возможные перекрытия. Можно иметь синхронизированное перекрытие для всех четырех винтов; для этого нужно иметь одинаковое направление вращения у винтов, расположенных по диагонали; предельное перекрытие будет тогда, когда ометаемые винтами окружности будут почти касаться друг друга в точке *m*.



Фиг. 53. Схемы взаиморасположения четырех несущих винтов.

§ 8. ВЫБОР РАЗМЕРОВ И МЕСТА РАСПОЛОЖЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Назначение хвостового оперения у вертолета такое же, как и у самолета — обеспечить при полете с горизонтальной скоростью продольную статическую устойчивость.

На режиме висения и при полете с малыми поступательными скоростями оперение мало эффективно,— небольшое положительное влияние оно оказывает на динамическую устойчивость и на этих режимах, но это влияние трудно оценить. Поэтому выбор размеров хвостового оперения нужно вести для режимов полета вертолета с горизонтальной скоростью. Хвостовое оперение влияет и на управляемость вертолета, улучшая ее. Хвостовое оперение расширяет диапазон возможных центровок. Оперение на вертолете играет роль триммеров, позволяя балансировать вертолет в большом диапазоне скоростей и центровок. В последнее время на всех вертолетах ставят хвостовое оперение. Статистические данные по размерам хвостового оперения уже построенных вертолетов приведены в табл. 4.

На вертолетах одновинтовой схемы с хвостовым винтом применяют только горизонтальное оперение, т. е. один стабилизатор, так

Таблица 4

Схема вертолета	Одновинтовые вертолеты					Двухвинтовые вертолеты					
						продольной схемы	поперечной схемы		с перекрещивающимися винтами		соосной схемы
Название вертолета	Белл 47B	Белл 47G	Бристоль 171	Сикорский S-55	Фейри „Джиродайн"	Бристоль 173 Mk1	Фокке-Вульф „Ахтелис" Fa-223	Мак-Доннел XHJD-1	Келлет XR-10	Каман HTK-1	Брегет
Площадь оперения вертикального $S_{верт}$ в $м^2$	—	—	—	—	2,8	($V_{пол}$ = =45°)	2,87	2,1	9,0	3,5	1,0
горизонтального $S_{гор}$ в $м^2$	2,46	0,372	0,274	0,423	2,38	4,49	3,2	3,64	3,06	1,35	1,0
Расстояние от оси несущего винта до оперения L в $м$	5,2	4,6	9,9	8,43	3,496	—	7,37	9,1	5,29	3,0	5,3
Относительное расстояние $\frac{L}{R}$	0,97	0,86	1,34	1,05	0,448	—	1,23	1,2	0,535	0,52	1,23
Относительная площадь оперения											
вертикального $\frac{S_{верт}}{F_{ом}}$	—	—	—	—	1,465	1,25	1,27	0,6	1,47	3,5	1,38
горизонтального $\frac{S_{гор}}{F_{ом}}$	0,274	0,41	0,158	0,206	1,245		1,415	1,05	0,495	1,35	1,38

как хвостовой винт выполняет функции киля и руля поворота. Поверхность стабилизатора берут небольшой (см. табл. 4).

Для вертолетов поперечной, продольной, соосной схем и схемы с перекрещивающимися несущими винтами требуется горизонтальное и вертикальное оперение достаточно больших размеров. Предварительный выбор площади хвостового оперения можно сделать исходя из статистики.

Размещать хвостовое оперение по конструктивным соображениям почти всегда приходится в скосе потока от несущих винтов. Вынос оперения из области потока от несущего винта хотя и желателен, но привел бы к длинным хвостовым балкам или фюзеляжам. При наличии на вертолете крыла нужно оперение располагать так, чтобы крыло не могло его затенить.

Горизонтальное оперение на вертолете обычно представляет собой один стабилизатор, угол установки которого изменяется в полете.

В некоторых вертолетах изменение угла установки стабилизатора кинематически связано с изменением общего шага несущего винта для облегчения перехода с моторного полета на режим авторотации, а также для упрощения управления при полете с горизонтальной скоростью. Одним из возможных средств улучшения управляемости вертолета является также применение управления, связывающего изменение угла установки стабилизатора с движением ручки управления.

§ 9. ВЫБОР ТИПА ШАССИ И ЕГО РАЗМЕЩЕНИЕ

Практикой эксплуатации вертолетов в какой-то степени уже проверена целесообразность того или иного типа и размещения шасси, которое здесь выполняет те же функции, что и на самолете, т. е. воспринимает удары при посадках и во время рулежки на земле; шасси имеет масляно-воздушные амортизаторы и колеса с тормозами. На вертолетах ставят одно или два передних колеса. Ориентирующиеся передние колеса являются в основном противокапотажными и служат для рулежки; обычно на них посадки не делают. Задние колеса или костыли также являются предохранительными, хотя при посадке с планирования вертолет может коснуться земли сначала задним колесом или костылем.

Тормоза на основных колесах нужны только для затормаживания колес при посадке на наклонную площадку, так как для разворотов во время рулежки пользуются путевым управлением, а не тормозами.

Подбирать колеса для вертолета нужно несколько иначе, чем для самолета, учитывая, что у вертолета нет такого разбега и пробега, как у самолета, а также скорость рулежки у вертолета небольшая, причем колеса во время рулежки сильно облегчены за счет тяги несущих винтов. Подбор колес для вертолета можно ве-

Схема и название вертолета	Одновинтовые вертолеты с хвостовым винтом						Двух поперечной схемы	
	Сейбл S4A	Саундерс-Ро „Скитер" Мк3	Белл 47D-1	Бристоль 171 Мк3	Сикорский S-51	Сикорский S-56	Фокке-Вульф „Ахгелис" Fa-223	Мак Доннел XHJD-1
Колея в *м*	2,5	2,3	2,2	2,75	4,1	3,35	5	5,6
База в *м*	3,5	1,5	1,8	2,6	3,6	3,2	2,5	5,6

сти по таблице колес для самолетов, давая им перегрузку до 25%. Для колес вертолета не нужно таких мощных тормозов, как для современных самолетов, так как торможение пробега после посадки производится несущими винтами, которые в таком случае представляют собой мощные воздушные тормоза.

Часто вместо колес ставят поплавки или полозья для посадки на воду или вязкий грунт. Желательно поплавки комбинировать с колесами, чтобы при безмоторной посадке на сушу не было капотирования (колеса обеспечат необходимый пробег). Схемы посадочных приспособлений для вертолетов довольно разнообразны, некоторые заимствованы у самолета.

Применяют также трехколесное и четырехколесное шасси по типу автомобиля с управляемыми передними колесами. У некоторых вертолетов все колеса ориентирующиеся на 360°. На наш взгляд это не является необходимым — достаточно иметь ориентирующиеся на 180° передние колеса. Ход шасси делают сейчас в пределах 0,25—0,35 *м*, стояночное обжатие амортизационной стойки допускают до 60%. Эти величины близки к самолетным, в бо́льших ходах нет нужды, так как вертикальная посадка делается только при работающих двигателях; она может быть грубой, но скорость приземления не будет больше 4 *м/сек*. Для погашения такой скорости указанных ходов вполне достаточно, а при безмоторной посадке с планирования вертикальная скорость приземления будет меньше 4 *м/сек*. Поэтому по размерам амортизационные стойки вертолета будут близки к амортизационным стойкам самолета равного взлетного веса.

Размещение колес — выбор колеи и базы — диктуется соображениями устойчивого положения вертолета на земле при работе на месте, рулежке и пробеге. Малая колея приводит к опрокидыванию вертолета на бок, такой случай возможен в момент отрыва от зем-

Таблица 5

винтовые вертолеты							Трехвинтовой вертолет	Комбинированные вертолеты	
продольной схемы			соосной схемы		с перекрещивающимися винтами				
Мак-Каллох Мс-4С	Бристоль 173 Мк1	Пясецкий Н-21	Джиродайн GCA2C	Бреге	Каман К-190	Келлет XR-10	Сикорский S-11 „Эр Хорс"	Фейри „Джиролайн"	Джэкобс 104
—	2,9	4,5	3,6	2,8	2,75	3,1	3,4	3,05	2,65
2,0	8,1	7,7	2,6	—	—	2,2	6,35	2,65	—

ли при неблагоприятном боковом ветре. Малая колея иногда делается по соображениям хранения и перевозки вертолета по шоссейным и железным дорогам. Для эксплуатации лучше иметь более широкую колею и достаточную базу, чтобы исключить возможность опрокидывания вертолета на земле.

В табл. 5 приведены размеры колеи и базы у построенных вертолетов.

§ 10. ВЫБОР РАЗМЕРОВ КРЫЛА В ПОПЕРЕЧНОЙ СХЕМЕ ВЕРТОЛЕТА

Неподвижное крыло небольших размеров, как дополнительную несущую поверхность, естественнее всего включать в вертолет поперечной схемы, где крыло выполняет роль конструкции, поддерживающей несущие винты. Однако улучшение летных характеристик вертолета, которое дает крыло, может сделать необходимым постановку его и на вертолеты других схем. Уже появляются опытные вертолеты и проекты вертолетов одновинтовой и продольной схем с неподвижным крылом, не говоря уже о комбинированных вертолетах, где крыло совместно с пропеллером позволяет достигать больших скоростей горизонтального полета. Правильно установленное по отношению к оси несущего винта крыло повышает аэродинамическое качество вертолета, отодвигает срыв потока с лопастей несущих винтов на бо́льшие скорости, так как разгружает несущие винты. Установка крыла повышает дальность полета вертолета, улучшает режим планирования на авторотации. У вертолета поперечной схемы крыло получается с относительно толстым профилем. Заклинение его по отношению к оси несущего винта нужно делать, учитывая скос потока от несущего винта и угол наклона оси винтов в полете. Нужно стремиться к тому, чтобы крыло всегда давало по-

ложительную подъемную силу и на всех режимах повышало аэродинамическое качество вертолета. Площадь крыла, если оно несет 30% веса на максимальной скорости, будет составлять 6—8% площади, ометаемой несущими винтами. Размах крыла определяется разносом несущих винтов.

При наличии перекрытия несущих винтов площадь крыла может быть увеличена за счет увеличения хорды, это к тому же уменьшит относительную толщину крыла.

Крыло вертолета поперечной схемы удобно для размещения топливных баков, благодаря чему в фюзеляже размещается только полезная нагрузка. Отсутствие топлива в фюзеляже увеличивает комфорт для пассажиров и экипажа, особенно когда и двигатели вынесены из фюзеляжа в отдельные мотогондолы. Установка крыла увеличивает вес конструкции вертолета, но это утяжеление может быть компенсировано лучшей отдачей несущих винтов при вертикальном взлете, так как в случае вертолета с крылом несущие винты будут работать с более высоким τ_m, чем на вертолете без крыла.

Профиль для крыла нужно выбирать с большим углом атаки нулевой подъемной силы, т. е. с большой кривизной. Тогда установка крыла и сопряжение его с фюзеляжем и мотогондолами будут конструктивно проще.

При полете с максимальной горизонтальной скоростью наклон оси винтов у вертолета с крылом должен быть больше, чем у вертолета без крыла. Это и ограничивает размеры крыла и максимальную скорость вертолета с крылом.

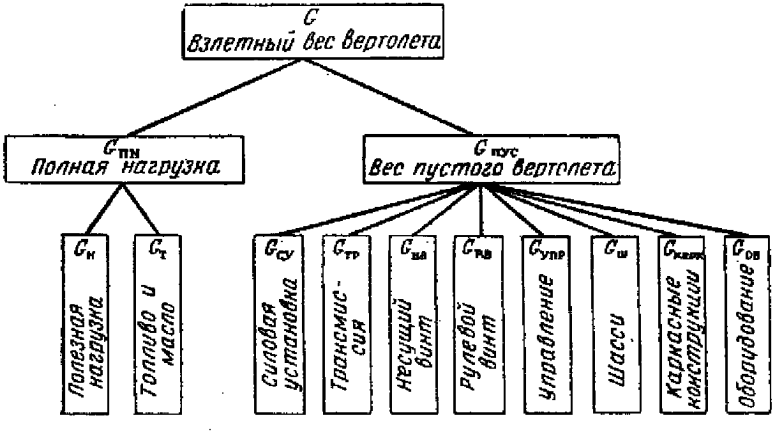
§ 11. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСА ЧАСТЕЙ ВЕРТОЛЕТА

Весовая ведомость

Для уточнения взлетного веса вертолета, предварительно определенного по весовой отдаче, нужно составить весовую ведомость вертолета, в которой должны быть указаны веса частей вертолета. Весовая ведомость необходима также для весовой компоновки и определения центра тяжести вертолета. Наиболее надежный путь для подсчета веса частей вертолета — использование статистики весов частей однотипных построенных вертолетов. Однако, используя такую статистику, нужно помнить, что она поможет составить удовлетворительную весовую оценку проектируемого вертолета только тогда, когда проектируемый вертолет имеет одинаковые с прототипом основные параметры q и p, одинаковую схему, тип конструкции, материал, двигатель и такое же назначение.

Чем больше проектируемый вертолет отличается от прототипа, тем осторожнее нужно использовать статистические данные. Если проектируемый вертолет сильно отличается от прототипа или совсем не имеет прототипа, то определить вес частей вертолета будет слож-

но. В этом случае необходимо более подробно сделать эскизы агрегатов и по ним подсчитать веса. При использовании эмпирических формул и номограмм для определения веса частей вертолета нужно помнить, что они в какой-то мере условны и их нужно применять очень осторожно, проверяя по фактическим весам частей существующих вертолетов. Такие эмпирические формулы и номограммы могут быть полезны для получения сравнительных весовых данных, когда нужно оценить взлетные веса различных вариантов проектируемого вертолета, при изменении основных размеров. В начальной стадии



Фиг. 54. Классификация веса вертолета.

проектирования желательно как можно точнее определить вес вертолета и его частей; большая ошибка, допущенная при эскизном проектировании в определении веса, неблагоприятно скажется на последующих этапах проектирования. Практика проектирования вертолетов показала, что обычно ошибка в подсчете весов в большинстве случаев направлена в сторону преуменьшения весов. Вес конструкции построенных вертолетов всегда на 5—10% больше веса, подсчитанного во время проектирования.

При обработке весовых данных построенных вертолетов веса агрегатов следует выражать в процентах от взлетного веса вертолета.

При подсчете веса агрегатов трансмиссии нужно пользоваться удельным весом, т. е. весом, приходящимся на 1 *л. с.* передаваемой мощности двигателя.

Весовую ведомость для проектируемого вертолета нужно составлять, разбивая вес вертолета в соответствии с приведенной на фиг. 54 классификацией на группы с перечислением отдельных агре-

гатов внутри группы. Примерная форма весовой ведомости дана в табл. 6. Чем подробнее ведомость, тем точнее будет подсчет веса конструкции вертолета. Вес готовых изделий, как то: двигатели, колеса, электро-радиооборудование, приборы, радиаторы и др. можно взять точно, а они вместе с полной нагрузкой составят не менее 50% взлетного веса вертолета, так что только 50% взлетного веса нужно оценить по весовым коэффициентам и данным статистики. В весовой ведомости мелкие веса оборудования и проводки следует заменять одним суммарным весом. Оценку веса отдельных групп вертолета для составления весовой ведомости можно делать, используя приводимые ниже весовые коэффициенты по отдельным весовым группам и агрегатам, которые являются осредненными и получены в результате обработки статистики одновинтовых вертолетов с полетным весом до 3000 *кг* и двухвинтовых с полетным весом до 5000 *кг*.

Вес силовой установки. К весу силовой установки относят веса следующих агрегатов и частей:

1. Двигатели.
2. Рамы двигателей.
3. Управление двигателями.
4. Система охлаждения (с вентилятором).
5. Система топлива (с пустыми баками).
6. Система смазки (с пустыми баками).
7. Капоты.
8. Система выхлопа.
9. Система запуска.
10. Система всасывания.

В вес двигателя входят все укрепленные на нем агрегаты, необходимые для его работы, а также вес смазки в картере. Вес рамы двигателя берется с амортизаторами подвески двигателя. К управлению двигателем относят пульт управления двигателями в кабине летчика и всю цепь управления до двигателя. Система охлаждения состоит из вентилятора, капотов, радиатора (при жидкостной системе охлаждения), регулировки охлаждения.

Вес системы смазки силовой установки состоит из веса следующих агрегатов: масляных баков, масляных радиаторов, арматуры, маслопроводов, дренажа, протектора (если таковой предусмотрен), а также веса крепления этих агрегатов к фюзеляжу и веса масла, находящегося в системе смазки.

Вес двигателя, поскольку он задан или выбран, известен. При эскизном проектировании вес остальных частей и агрегатов силовой установки можно наметить из статистики вертолетов с однотипными двигателями. Для некоторых агрегатов и систем силовой установки можно использовать даже весовую статистику однотипной силовой установки самолета. Надо заметить, что в силовую установку входит много готовых агрегатов и деталей, веса которых известны. Поэтому вес силовой установки можно подсчитать довольно точно.

Таблица 6

Весовая ведомость вертолета

№ по пор.	Наименование групп и подгрупп	Количество штук	Вес 1 шт.	Суммарный вес
	А. Вес пустого вертолета			
	Силовая установка			
1	Двигатели			
2	Рама двигателя			
3	Управление двигателями			
	и т. д.			
	Трансмиссия			
1	Редуктор несущего винта			
2	Редуктор хвостового винта			
3	Редуктор промежуточный			
	и т. д.			
	Несущие винты			
1	Лопасти			
2	Втулка с креплением			
	и т. д.			
	Рулевой винт			
	Лопасти			
	и т. д.			
	Управление			
1	Автомат-перекос			
2	Управление общим шагом			
3	Продольно-поперечное управление			
	и т. д.			
	Шасси			
1	Главные ноги шасси			
	а) стойка			
	б) колесо			
	и т. д.			
2	Передняя нога шасси			
	и т. д.			
	Каркасные конструкции			
1	Фюзеляж			
	а) передняя часть			

Продолжение

№ по пор.	Наименование групп и подгрупп	Количество штук	Вес 1 шт.	Суммарный вес
	б) средняя часть			
	в) хвостовая балка			
	и т. д.			
2	Стабилизатор			
3	Крыло			
	и т. д.			
	Оборудование			
1	Электрооборудование			
2	Радиооборудование			
	и т. д.			
	Итого вес пустого вертолета			
	Б. Полная нагрузка			
1	Топливо			
2	Смазка			
3	Полезная нагрузка			
	а) экипаж			
	б) пассажиры			
	и т. д.			
	Итого вес полной нагрузки			
	Взлетный вес			

Вес силовой установки с поршневым двигателем ориентировочно можно выразить через взлетный вес:

$$G_{с.у} = k_{с.у} G,$$

а также через номинальную мощность двигателя:

$$G_{с.у} = k'_{с.у} N_{ном}.$$

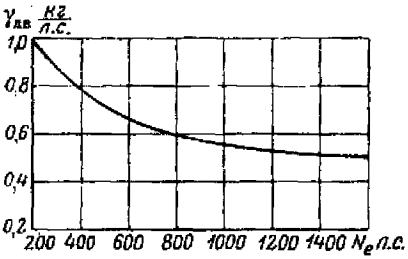
Для вертолетов $k_{с.у}$=0,14—0,22, $k'_{с.у}$=0,66—1,20 *кг/л. с.* Малые значения коэффициентов соответствуют тяжелым вертолетам, большие — легким.

Для приблизительной оценки весов отдельных агрегатов силовой установки можно использовать следующие удельные веса их, отнесенные к номинальной мощности двигателя:

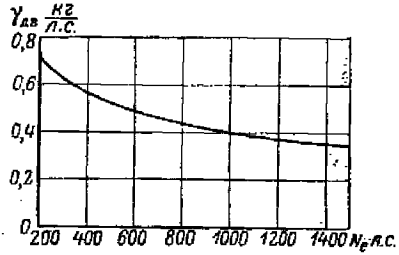
Рама двигателя с креплениями	0,025—0,035	*кг/л. с.*
Вентилятор для охлаждения двигателя	0,022—0,03	„
Капот двигателя и дефлекторы	0,020—0,03	„
Система питания	0,043—0,062	„
Система выхлопа и всасывания	0,015—0,025	„
Масло- и бензопроводка	0,012—0,024	„
Управление двигателями	0,0083—0,0118	„
Система запуска	0,015—0,033	„

Большие удельные веса соответствуют вертолетам с маломощными двигателями, а малые — вертолетам с мощными двигателями.

Осредненные значения удельного веса γ поршневых двигателей даны на фиг. 55, а осредненные значения удельного веса газотурбинных двигателей — на фиг. 56 с учетом веса редуктора, необходимого для снижения числа оборотов вала турбины до 3000 об/мин.



Фиг. 55. Осредненные значения удельного веса поршневого двигателя в зависимости от взлетной мощности.



Фиг. 56. Удельный вес ГТД в зависимости от взлетной мощности.

Вес трансмиссии. В трансмиссию входят все редукторы, валы, муфты, опоры валов, муфта включения, муфта сцепления, муфта свободного хода и тормоз несущего винта, а также масло, находящееся в системе смазки редукторов. Иногда муфты включения, муфты сцепления и муфты свободного хода включаются в конструкцию двигателя, специально приспособленного к установке на вертолете.

Если муфта свободного хода несущего винта конструктивно включена в редуктор несущего винта, то и вес ее учитывается в весе редуктора несущего винта. То же самое может быть и с тормозом несущего винта.

Вес трансмиссии ориентировочно можно выразить через полетный вес

$$G_{тр}=k_{тр}G$$

или через номинальную мощность

$$G_{тр}=k'_{тр}N_{ном},$$

можно принимать значения $k_{тр}=0{,}078—0{,}093$ и $k'_{тр}=0{,}42—0{,}5$.

Малые значения соответствуют трансмиссиям, имеющим планетарные редукторы.

Для приблизительной оценки веса отдельных агрегатов трансмиссии можно пользоваться следующими цифрами удельных весов в *кг/л. с.*:

Редуктор несущего винта	0,23—0,3
простой	0,3
планетарный	0,23
Редуктор хвостового винта	0,024—0,028
промежуточный (в приводе хвостового винта)	0,01—0,016
1 *пог. м* длины:	
главного вала	0,028—0,038
синхронного вала (в вертолете с двумя двигателями)	0,0165—0,025
хвостового вала	0,0058—0,0085
Карданное сочленение (одно)	0,028—0,032
Муфта сцепления	0,07—0,09
Муфта свободного хода	0,012—0,02
Тормоз несущего винта	0,003—0,004

Вес несущего винта. К весу несущего винта относят веса лопасти и втулки винта с креплением лопастей и демпферами.

Вес несущего винта (или несущих винтов) ориентировочно можно также выразить через взлетный вес:

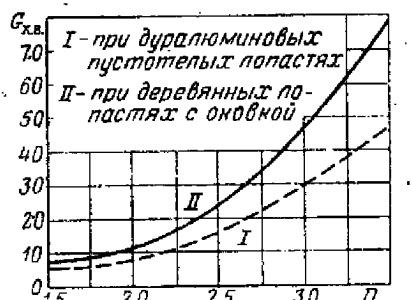
$$G_{н.в} = k_{н.в} G.$$

Величина $k_{н.в}$ имеет следующие значения для несущих винтов с шарнирными лопастями:

для трехлопастного винта одновинтового вертолета	0,09—0,13
для двухлопастного винта (на кардане, включая вес стабилизирующей штанги)	0,14—0,18
веса отдельных частей несущего винта в % от веса несущего винта:	
шарнирная лопасть трехлопастного винта смешанной конструкции	14—16
шарнирная лопасть металлической конструкции	15—18
шарнирная лопасть деревянной конструкции с заполнителем	17—20
втулка с шарнирным креплением лопастей	35—54
демпферы гидравлические (комплект)	4,9—5,7

Вес хвостового (рулевого) винта. Вес хвостового винта складывается из веса лопастей, втулки и механизма управления общим шагом хвостового винта.

Вес хвостового винта изменяется с изменением диаметра винта. На фиг. 57 даны кривые веса трехлопастных хвостовых винтов с шарнирным креплением лопастей в зависимости от диаметра винта. Вес хвостового винта составляет ориентировочно 0,01% взлетного веса вертолета.



Фиг. 57. Вес хвостовых винтов в зависимости от диаметра.

Вес управления. В группу управления входит автомат-перекос, ручка управления, педали и рычаг шаг-газа в кабине летчика, проводка продольного, поперечного и путевого управления и управления общим шагом. В вес управления также нужно включать веса следующих агрегатов (если они имеются на вертолете): регулятор постоянных чисел оборотов, приспособление для сброса общего шага (для перехода на авторотацию), элементы бустерного управления, демпферы и разгрузочные механизмы в цепи управления, управление стабилизатором и т. п.

Приближенно вес группы управления можно выразить через взлетный вес:

$$G_у = k_у G.$$

Величина $k_у$ имеет следующие значения:

для одновинтовых с рулевым винтом	$k_у = 0{,}03—0{,}038$
для двухвинтовых продольной и поперечной схем	$k_у = 0{,}038—0{,}059$

Вес шасси. В эту группу входят главные ноги шасси, одна или две передних ноги шасси, заднее колесо с установкой или хвостовой костыль. Вместо колес главных ног шасси могут быть поплавки или полозья.

Приближенно вес шасси можно выразить через взлетный вес

$$G_ш = k_ш G.$$

Величину $k_ш$ можно брать, руководствуясь следующими данными:

трехколесное шасси (с передней ногой и костылем)	0,046—0,058
четырехколесное шасси	0,058
шасси с поплавками (и с соответствующими креплениями)	0,048—0,058

Вес каркасных конструкций. Каркасными конструкциями вертолета являются: фюзеляж с хвостовой балкой, крыло, хвостовое оперение, подредукторные рамы и кабаны для редукторов несущих винтов.

Вес фюзеляжа. Вес фюзеляжа складывается из веса каркаса, обшивки, креплений для груза и спецоборудования, внутренней отделки дверей люков, обтекателей кабанов и зализов.

В начальной стадии проектирования трудно правильно оценить вес фюзеляжа. Весьма ориентировочно можно принять следующие данные:

1. Вес фюзеляжа одновинтового вертолета (с хвостовой балкой и подредукторной рамой) составляет 12—16% взлетного веса. К хвостовой балке относится крепление опор хвостового вала и отъемная концевая балка, на которой крепится редуктор.

Вес хвостовой балки составляет 13—16% веса фюзеляжа.

2. Вес фюзеляжа двухвинтового вертолета продольной схемы (с подредукторной рамой) составляет 13—16% взлетного веса.

3. Вес фюзеляжа двухвинтового вертолета поперечной схемы (двигатели установлены вне фюзеляжа) — 7—9% взлетного веса.

Более правильно можно оценить вес фюзеляжа при предварительной компоновке вертолета, когда выявится силовая схема и объем фюзеляжа, а также тип конструкции.

Крыло. В вес крыла включается вес подкосов, несъемных узлов крепления опор управления, опор синхронного вала (при поперечной схеме). Вес крыла, как и в самолете, лучше всего относить к его площади.

Ориентировочно можно принимать вес одного квадратного метра площади крыла равным $p_к$=17—21 *кг/м²*.

Оперение. Так же как и вес крыла, вес оперения удобнее всего оценивать, относя его к площади оперения. Можно принимать вес одного квадратного метра площади горизонтального оперения (стабилизатора) $P_{г.о}$=5,5—6,3 *кг/м²*, вертикального оперения (киля) $P_{в.о}$=4,0—4,6 *кг/м²*.

Подредукторные рамы и кабины. Вес этих отъемных конструкций правильнее всего оценивать во время предварительной компоновки, когда можно выявить их силовую схему, тип конструкции и размеры.

На начальной стадии проектирования весовая оценка частей вертолета может быть выполнена лишь сугубо приближенно; она необходима для того, чтобы произвести центровку вертолета. При компоновке вертолета вес его частей будет до некоторой степени уточнен. Он также будет уточняться и на последующих этапах проектирования, когда уже наметится конструкция агрегатов и частей вертолета.

Оборудование. В оборудование включается приборная доска с приборами и проводкой к ним, радио- и фотооборудование, высотное оборудование, электрооборудование с электропроводкой, автопилот, приборы для слепого полета, системы вентиляции и обогрева кабины, бытовое оборудование, сиденья экипажа и пассажиров.

Вес группы оборудования (без автопилота) составляет 4,6—5,7% взлетного веса.

Иногда вертолеты оборудуются гидролебедкой. Ее вес при грузоподъемности в 500 *кг* равен 30 *кг*.

§ 12. КОМПОНОВКА И ЦЕНТРОВКА ВЕРТОЛЕТА

Требования к компоновке

Задача компоновки вертолета состоит в изыскании наиболее выгодного с точки зрения требований прочности и эксплуатации размещения экипажа, пассажиров, грузов, специального оборудования, силовой установки, трансмиссии, шасси и основных силовых элементов конструкции частей вертолета и их взаимной увязки, а также в выявлении и увязке внешних форм вертолета в соответствии с требованиями аэродинамики.

К компоновке предъявляется много разнообразных требований. Конструктор при компоновке должен найти наилучшее решение, удовлетворяющее основным из них.

Требования в отношении размещения экипажа, пассажиров, грузов и спецоборудования сводятся к следующим:

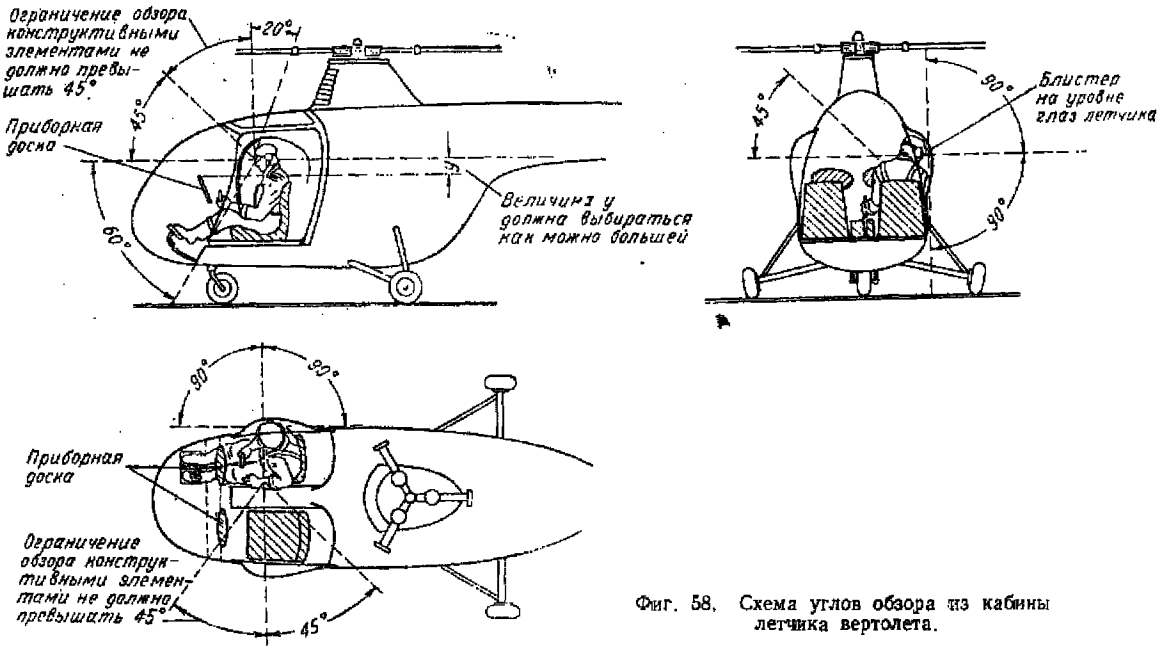
1. Хороший обзор из кабины летчика. Вертолет может взлетать и садиться вертикально, а также висеть в воздухе среди строений, деревьев, утесов и т. п., поэтому для летчика нужно создать исключительно хороший обзор. Вертикальная посадка или посадка с крутого планирования на ограниченную площадку требует хорошего обзора вперед, вниз и в стороны. На других режимах полета желателен обзор еще и вверх и назад. На фиг. 58 приведены углы обзора из кабины летчика, принятые для пассажирских вертолетов за рубежом. Для пассажиров вертолета достаточно обеспечить обзор нижней полусферы.

2. Удобство посадки экипажа и пассажиров. Посадка летчика должна быть такой, чтобы все рукоятки, штурвалы, кнопки и др., которыми он пользуется в полете, были у него под рукой, чтобы до них не нужно было тянуться или поворачиваться.

Сиденье летчика нужно делать удобным и регулируемым под рост. Кабина экипажа должна быть достаточно просторна для экипажа в зимней одежде.

Пассажиры должны быть размещены с учетом существующих требований в отношении комфорта.

Размеры кабин экипажа и пассажиров, расстояние между креслами и сиденьями, ширину проходов и т. п. следует намечать исходя из практики проектирования и эксплуатации самолетов в соответствии с принятыми для них т. т. Пассажирская кабина, а также кабина экипажа должны быть изолированы от шума двигателя, от газов и паров бензина, должны иметь вентиляцию и отопление.



Фиг. 58. Схема углов обзора из кабины летчика вертолета.

Для устранения неудобств, создаваемых экипажу и пассажирам вибрациями, не опасными для конструкции вертолета, желательно в узлы соединения кабин с отсеками силовых установок вводить амортизаторы; этого можно достигнуть амортизацией сидений.

3. Удобство покидания вертолета при авариях. В целях безопасности экипажа и пассажиров при компоновке нужно предусмотреть удобный выход и покидание вертолета при авариях, особенно, если вертолет проектируется для применения в боевых условиях.

4. В крупных многоместных вертолетах в целях улучшения эксплуатации вертолета желательно обеспечить сообщение (внутренний проход) между кабиной экипажа, пассажирским помещением и отсеками для двигателей.

5. Возможность быстрой загрузки и выгрузки грузов и надежность крепления их. Особенно важно обеспечить это для тяжелых транспортных вертолетов. Весьма целесообразно в некоторых случаях применение съемных прицепных контейнеров.

6. Удобный доступ к специальному оборудованию и удобство пользования им, а также легкость его монтажа и демонтажа.

При компоновке нужно также обеспечить следующие требования производства и эксплуатации.

Предусмотреть разъемы фюзеляжа по длине в целях расширения фронта работы на производстве и удобства ремонта.

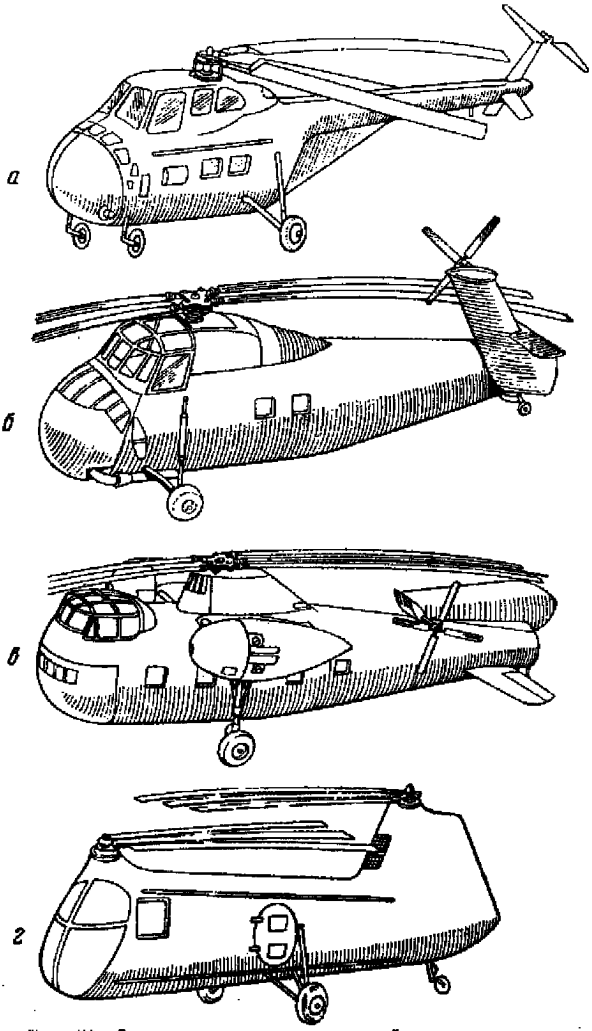
Намечать разъемы, принимая во внимание возможности транспортировки вертолета по железной дороге. Предусмотреть узлы для крепления перевозочных приспособлений, возможность перевозки вертолета по шоссейным дорогам на своих колесах (требует определенного размера колеи шасси).

Для хранения вертолета в условиях ограниченных помещений и площадок (палуба корабля и др.) требуется обеспечить возможность уменьшения габаритов посредством складывания лопастей несущего винта, как это изображено на фиг. 59, и даже складывания конца хвостовой балки вместе с хвостовым винтом.

Втулку несущего винта нужно располагать на такой высоте от земли, чтобы лопасти, находясь на нижнем ограничителе и медленно вращаясь при остановке или запуске несущего винта, не представляли опасности для окружающих людей.

Необходимо обеспечить легкий монтаж и демонтаж двигателя и агрегатов трансмиссии и удобный доступ для их осмотра.

Размещение вентилятора и заборника воздуха для охлаждения двигателя, воздушных каналов и маслорадиатора должно обеспечивать эффективное охлаждение двигателя и масла на всех режимах полета в соответствии с инструкцией для двигателя.



Фиг. 59. Схемы складывания лопастей несущих винтов.
а—на одновинтовом вертолете с трехлопастным несущим винтом: одна лопасть устанавливается вдоль фюзеляжа и две складываются с поворотом вниз; *б*—на одновинтовом вертолете с четырехлопастным несущим винтом: две лопасти складываются вперед и две назад; киль с хвостовым винтом складывается поворотом вбок; *в*—на одновинтовом вертолете с пятилопастным несущим винтом: три лопасти складываются назад вдоль фюзеляжа и две вперед; киль с хвостовым винтом складывается сверху фюзеляжа; *г*—на двухвинтовом вертолете продольной схемы с трехлопастными несущими винтами: все лопасти устанавливаются вдоль фюзеляжа.

При компоновке вертолета нужно стремиться к таким внешним формам фюзеляжа и выступающих частей вертолета, которые имеют меньшее лобовое сопротивление, так как хотя вертолет по сравнению с самолетом имеет малые скорости горизонтального полета, тем не менее влияние лобового сопротивления на летные характеристики вертолета значительно.

Шасси следует размещать также в процессе компоновки, выбирая размеры колеи и базы такими, чтобы была исключена опасность опрокидывания вертолета на земле.

Нужно также обеспечить устойчивую рулежку вертолета. При загрузке и разгрузке вертолета не должно быть перекидывания фюзеляжа с носовой на хвостовую опору и наоборот.

Помимо удовлетворения требования по размещению экипажа, пассажиров, грузов и спецоборудования, вытекающих из условий комфорта и эксплуатации, в задачу компоновки входит обязательное получение нужной центровки вертолета. Для этого иногда приходится выполнять несколько вариантов компоновок, добиваясь нужной центровки путем последовательных приближений.

Компоновка

Приступая к компоновке, необходимо иметь установочный чертеж двигателя, чертежи с указанием габаритов грузов и специального оборудования с нанесенными на них центрами тяжести. Желательно знать также приблизительные габариты редукторов несущего винта и других агрегатов трансмиссии (если нет подобных узлов у прототипа, то необходимо сделать эскизы агрегатов трансмиссии).

Компоновка завершается составлением компоновочного чертежа — продольного разреза вертолета (бокового вида). Для тяжелых или сложных по схеме вертолетов компоновочный чертеж вычерчивается в двух проекциях (кроме бокового вида, вид в плане) с рядом сечений. Если двигатели находятся в отдельных гондолах, вне фюзеляжа, то нужно дать также компоновочный чертеж гондолы.

На первоначальной стадии проектирования компоновка вертолета носит эскизный характер, затем в ходе проектирования на последующих этапах компоновка уточняется, на компоновочный чертеж наносятся более подробно агрегаты трансмиссии, управление, проводка управления, оборудование и элементы конструкции после их взаимной увязки в натуру на макете.

При компоновке в целях уменьшения веса конструкции нужно стремиться намечать минимальные, но достаточные объемы каркасных конструкций. Размещая экипаж, пассажиров, грузы, баки с топливом, следует наносить контуры их на компоновочный чертеж, тогда точнее можно наметить их центры тяжести, что будет способствовать большей точности центровки.

При размещении силовой установки, трансмиссии и шасси выявятся силовые элементы фюзеляжа. Силовой каркас обязательно нужно наметить на компоновочном чертеже.

Маслобаки и радиатор для масла необходимо размещать возможно ближе к двигателю.

На компоновочном чертеже должны быть нанесены внешние обводы, так как компоновочный чертеж вместе с общим видом вертолета (в трех проекциях) служит основой для вычерчивания теоретических чертежей фюзеляжа и его сопряжения с другими частями вертолета.

Компоновка вертолета зависит от схемы вертолета, его назначения, типа двигателя, числа двигателей и многих других факторов. Кроме того, основные агрегаты вертолета (силовая установка, трансмиссия, несущий винт) связаны между собой, их нельзя размещать произвольно, независимо друг от друга; поэтому удовлетворительная компоновка может получиться не сразу — только путем последовательных приближений можно достигнуть желаемого результата.

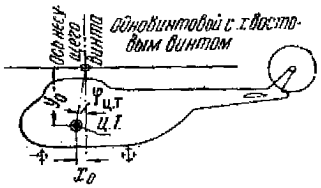
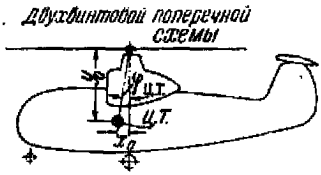
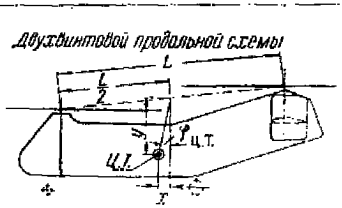
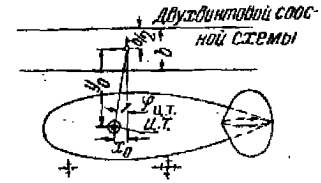
Центровка

Процесс центровки неразрывно связан с компоновкой вертолета, он сопровождает компоновку. Удачная компоновка определяется именно тем, что наряду с удовлетворением указанных выше требований, предъявляемых к компоновке, достигается желаемое положение центра тяжести вертолета, причем перемещение его вследствие выгорания топлива или изменения полезной нагрузки находится в допустимых пределах. Наличие на вертолете горизонтального оперения увеличивает допустимые пределы перемещения ц. т. по сравнению с вертолетом без оперения. Для вертолетов продольной схемы по сравнению с вертолетами других схем диапазон центровок значительно расширяется благодаря возможности дифференциального изменения общих шагов переднего и заднего несущих винтов.

На диапазон центровок вертолета влияет разнос ГШ втулки несущего винта. Чем больше разнос ГШ, тем больше допустимое перемещение ц. т. вертолета. Удовлетворительность полученной при эскизной компоновке центровки окончательно проверяется расчетом устойчивости и управляемости вертолета.

На фиг. 60 приведена таблица центровок для вертолетов различных схем, которые можно считать ориентировочно нормальными. В той же таблице приведены допустимые перемещения центра тяжести вертолета.

Центровку вертолета производят следующим образом. На боковом виде вертолета отмечают точками центры тяжести отдельных частей вертолета, грузов, экипажа, пассажиров и т. д. Мелкие грузы удобно объединять в одну группу, например, агрегаты оборудования, проводку, приборную доску с приборами. Далее составляют

Схема вертолета		Нормальная центровка	Предельно допустимая передняя центровка	Предельно допустимая задняя центровка
		Без стабилизатора $\left(\text{при } \frac{y_0}{D}=0{,}105-0{,}125\right)$		
	$\varphi_{\text{ц. т.}}$	−3,0°	−4,0°	1,0°
		Со стабилизатором $\frac{S_{\text{ст}}}{F_{\text{ом}}}=0{,}004$ $\left(\text{при } \frac{y_0}{D}=0{,}105-0{,}125\right)$		
	$\varphi_{\text{ц. т.}}$	−3,0°	−6,0°	2,0°
		Со стабилизатором $\frac{S_{\text{ст}}}{F_{\text{ом}}}=0{,}015$ $\left(\text{при } \frac{y_0}{D}=0{,}115-0{,}135\right)$		
	$\varphi_{\text{п. т.}}$	−3,0°	−6,0°	2,0°
		Со стабилизатором $\frac{S_{\text{ст}}}{F_{\text{ом}}}=0{,}015$ $\left(\text{при } \frac{y_0}{D}=0{,}11-0{,}13\right)$		
	$\varphi_{\text{ц. т.}}$	−5,0°		
		Со стабилизатором $\frac{S_{\text{ст}}}{F_{\text{ом}}}=0{,}015$ $\left(\text{при } \frac{y_0}{D}=0{,}12-0{,}14\right)$		
	$\varphi_{\text{ц. т.}}$	−3,0°	−5,0°	−2,0°

Фиг. 60. Таблица центровок вертолетов различных схем.

центровочную ведомость, в которую заносят веса и координаты центров тяжести, отмеченных на центровочном чертеже точками,

причем номер в центровочной ведомости должен быть тем же, что и на чертеже. За оси координат лучше принять ось несущего винта и перпендикулярную ей ось, проходящую через центр втулки.

Координаты центра тяжести вертолета определяются из следующих соотношений:

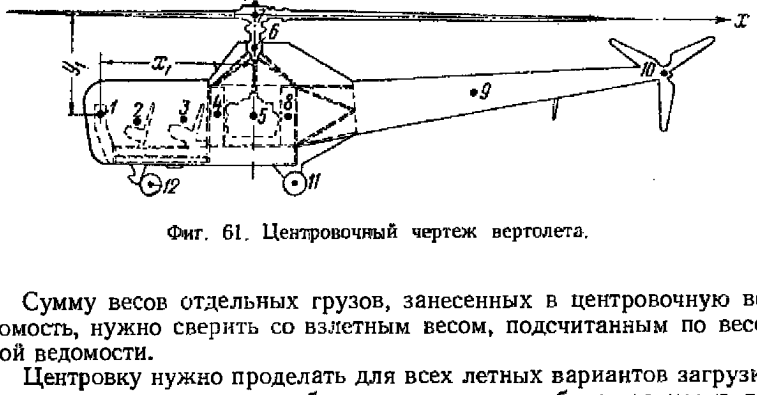
$$x_0 = \frac{\sum G_n x_n}{G},$$

$$y_0 = \frac{\sum G_n y_n}{G}.$$

Удобно также выразить центровку вертолета через угол $\varphi_{ц.т.}$ образованный осью несущего винта и линией, соединяющей центр втулки с ц. т. вертолета:

$$\varphi_{ц.т.} \approx \frac{x_0}{y_0}.$$

Пример центровочного чертежа и центровочной ведомости приведен на фиг. 61 и в табл. 7.



Фиг. 61. Центровочный чертеж вертолета.

Сумму весов отдельных грузов, занесенных в центровочную ведомость, нужно сверить со взлетным весом, подсчитанным по весовой ведомости.

Центровку нужно проделать для всех летных вариантов загрузки вертолета и определить наиболее переднее и наиболее заднее положение ц. т.; нужно также знать положение центра тяжести для пустого вертолета, чтобы правильно разместить шасси.

Центр тяжести топлива необходимо стремиться совместить с ц. т. вертолета, точно так же желательно и полезную нагрузку размещать так, чтобы при ее изменении ц. т. вертолета перемещался не-

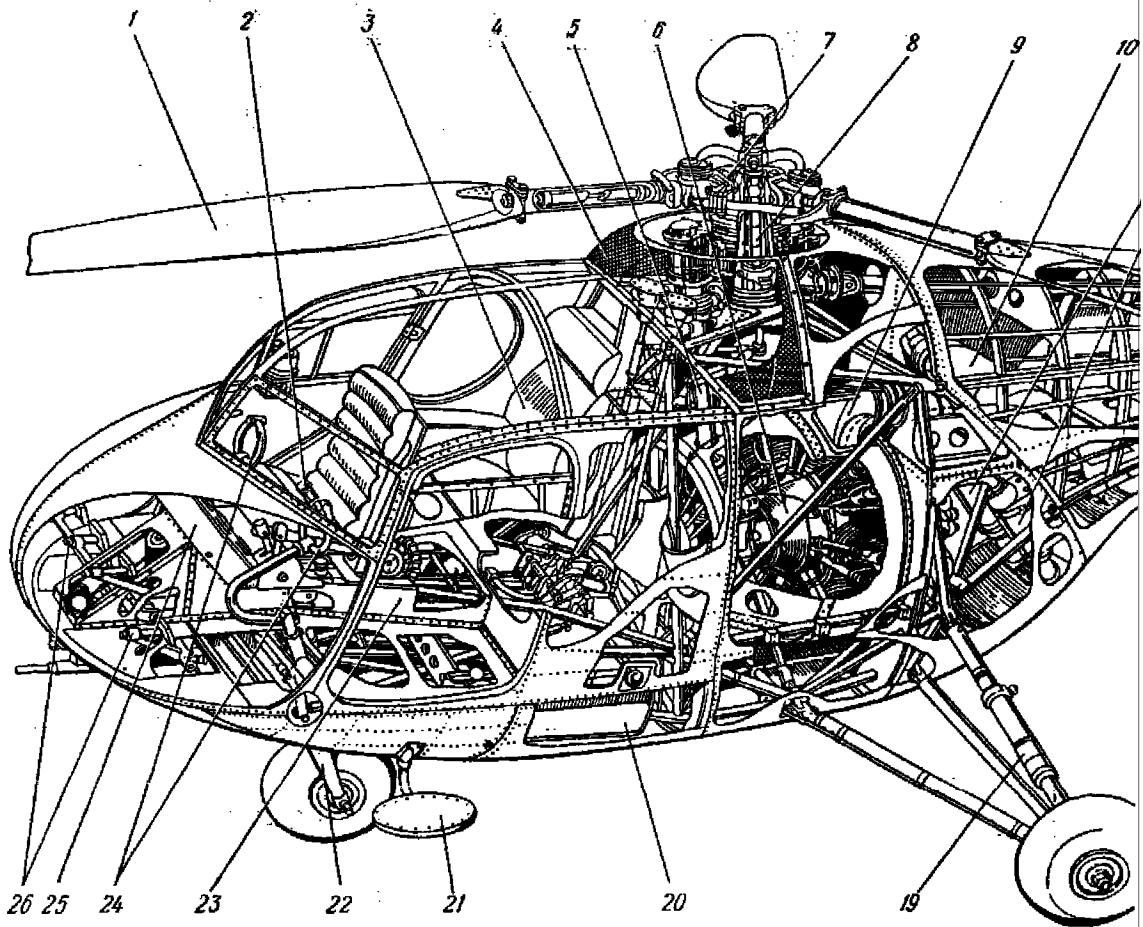
Таблица 7

Центровочная ведомость вертолета

№ точек	Название груза	Вес в *кг* G_n	x_n в *мм* непосредственно по чертежу	$G_n x_n$	y_n в *мм* непосредственно по чертежу	$G_n y_n$
1	Приборная доска					
2	Экипаж, передняя часть фюзеляжа					
3	Пассажиры					
4	Топливо (передний бак)					
5	Двигатель, центральная часть фюзеляжа					
6	Главный редуктор					
7	Втулка несущего винта, лопасти, автомат-перекос					
8	Топливо (задний бак)					
9	Хвостовая балка					
10	Хвостовой винт, редуктор хвостового винта					
11	Главные ноги шасси					
12	Стойка передней ноги шасси					
	и т. д.					
				$\Sigma G_n x_n$		$\Sigma G_n y_n$

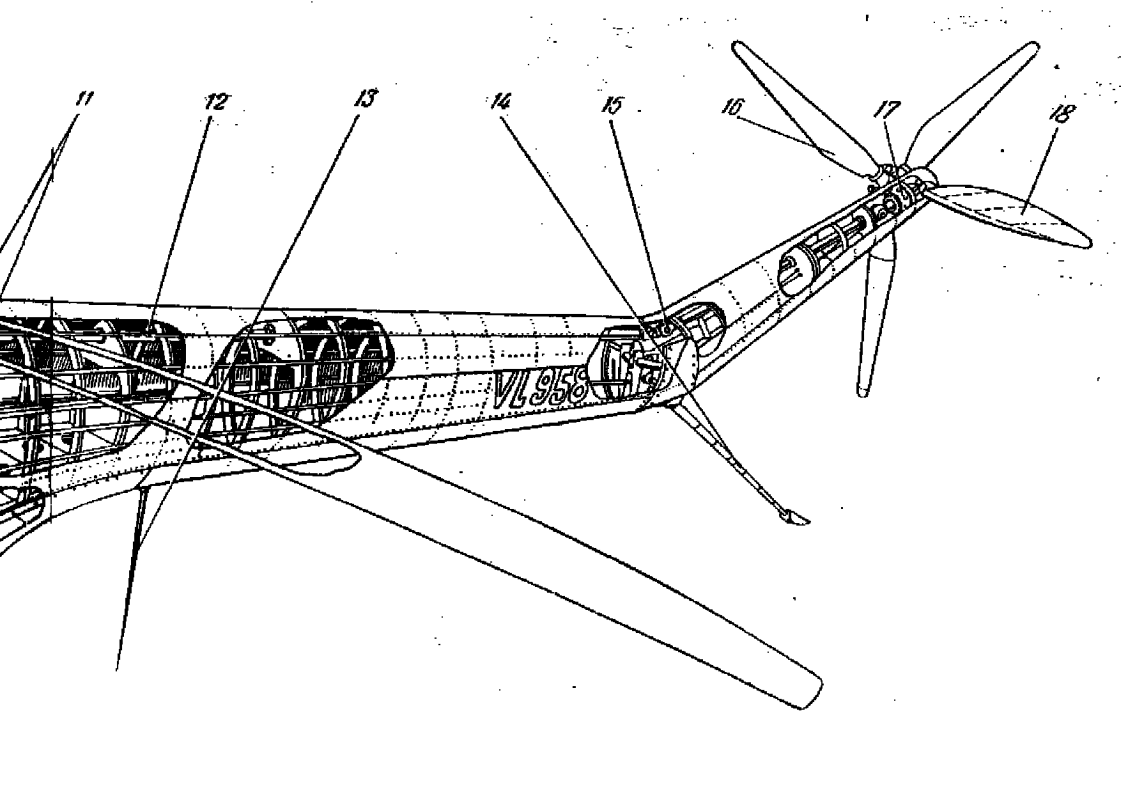
значительно или в крайнем случае в допустимых пределах. Сбрасываемую нагрузку, внешне подвешенные и переносимые грузы надо крепить обязательно вблизи центра тяжести вертолета.

Полученная центровка редко может сразу совпасть с требуемой. Исправлять центровку можно перемещением грузов или смещением оси несущего винта относительно ц. т. вертолета. В некоторых случаях ось несущего винта связана с положением двигателя (вертикальное положение двигателя). Поэтому перемещение втулки винта повлечет за собой перемещение двигателя или усложнение трансмиссии. Совершенно недопустимо исправлять центровку добавлением «мертвых» грузов, приводящих к утяжелению вертолета. В целях выявления конкретных особенностей компоновки вертолетов различных схем ниже рассмотрены соответствующие примеры компоновок.



Фиг. 63. Компоновочная схема одновинтового вертолета с дви

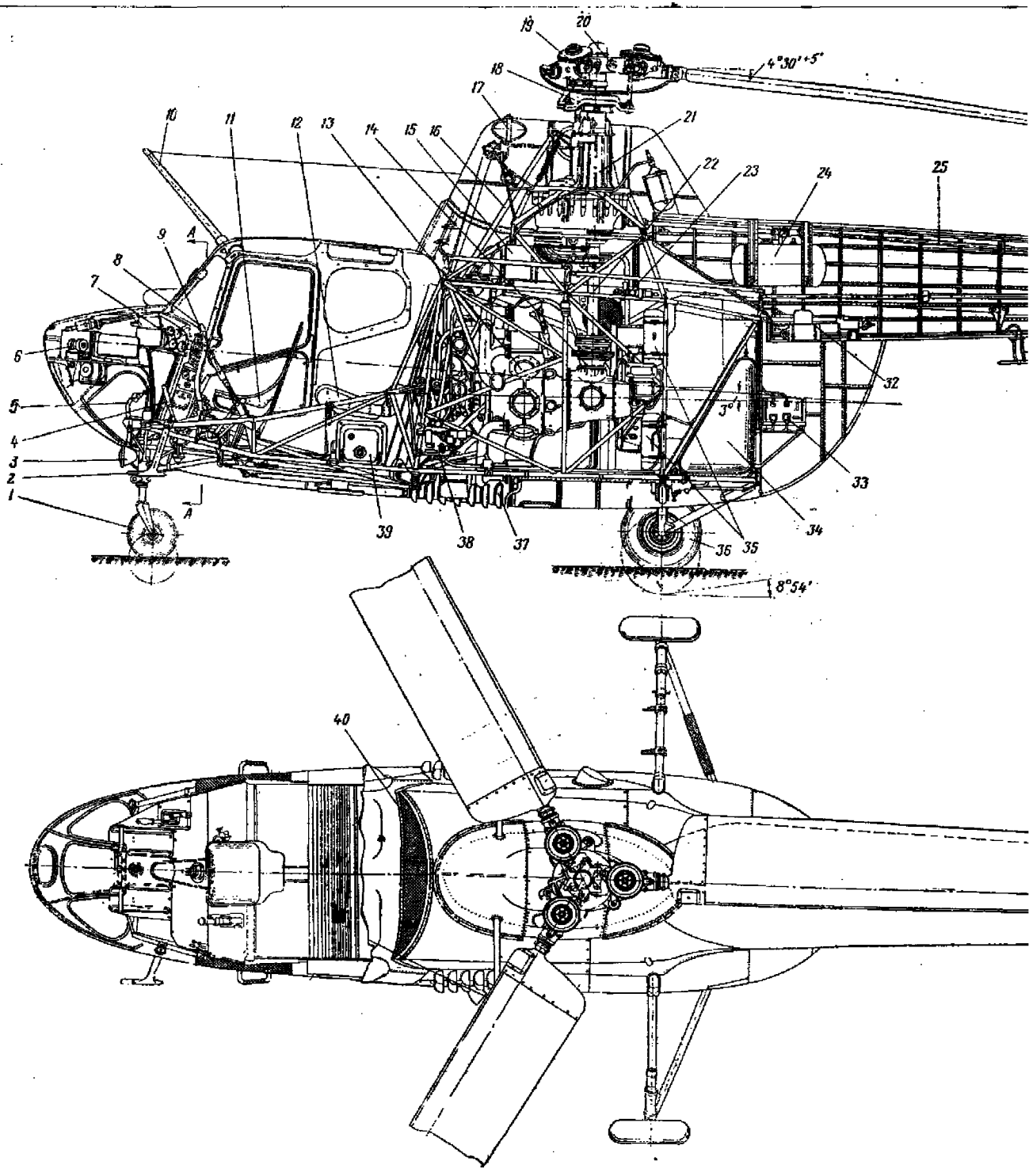
1—лопасть несущего винта; *2*—рычаг управления общим шагом; *3*—сиденья пассажиров; *4*—воздухозаборник; *5*—ведущий вал; *6*—двигатель; *7*—втулка; *8*—главный редуктор; *9*—маслорадиатор; *10*—маслобак; *11*—глушители; *12*—вал привода к хвостовому



гателем, установленным горизонтально (носком вперед).

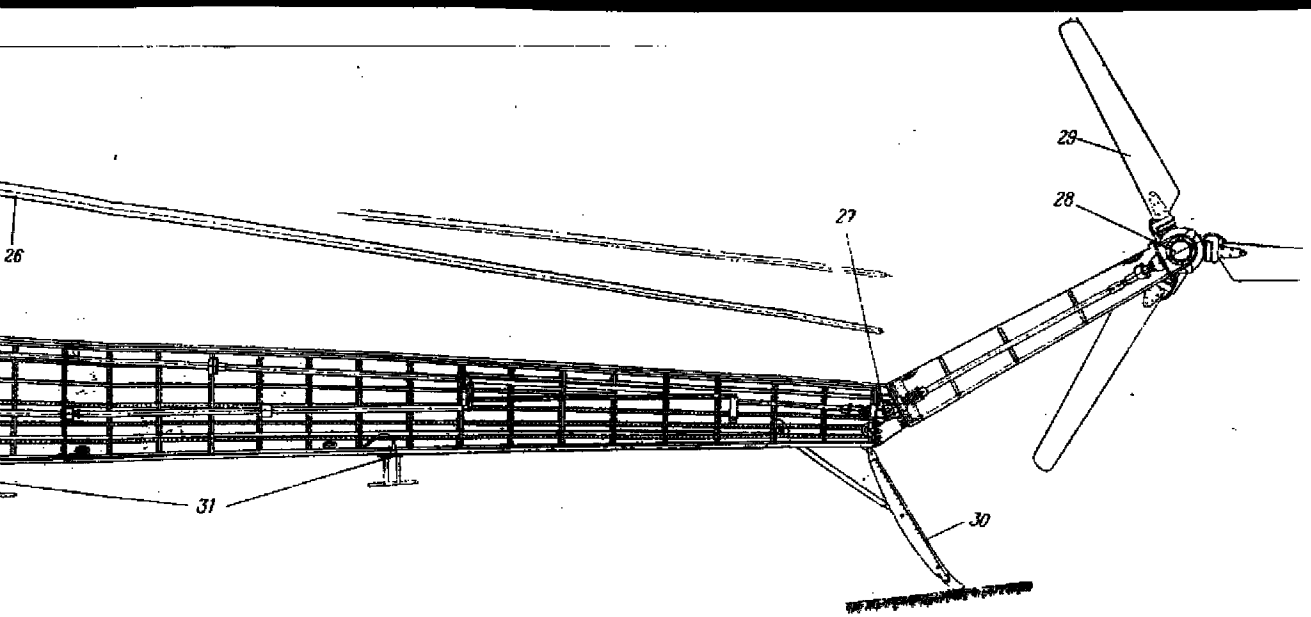
винту: *13*—антенна; *14*—хвостовая опора; *15*—универсальные шарниры; *16*—хвостовой винт; *17*—редуктор хвостового винта; *18*—стабилизатор; *19*—главные ноги шасси; *20*—топливный бак; *21*—подножка; *22*—переднее колесо; *23*—дверь; *24*—ручка управления циклическим шагом; *25*—приборная доска; *26*—ножное управление.

И. П. Братухин

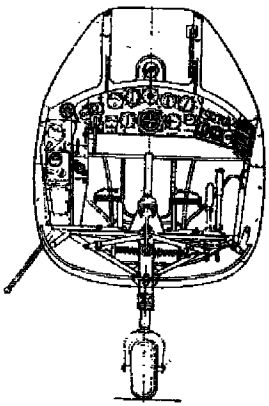


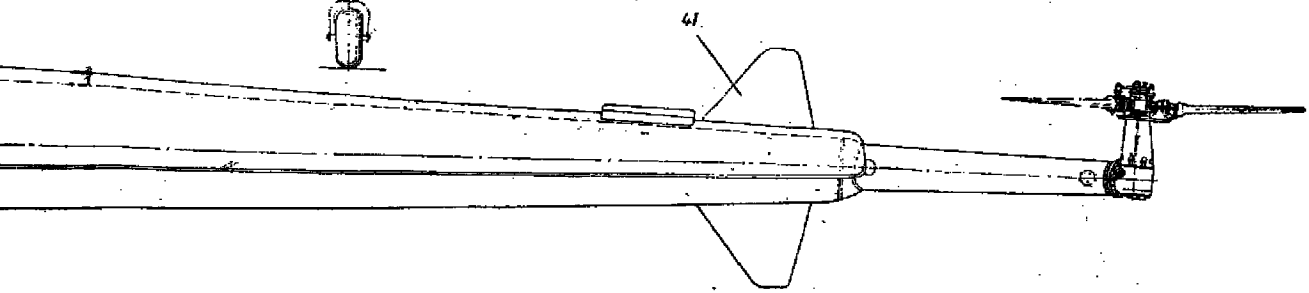
Фиг. 62. Компоновочная схема вертолета с двига

1—передняя нога шасси; *2*—приемник скоростного напора; *3*—посадочная фара; *4*—рукоятка включения муфты сцепления; *5*—педали ножного управления; *6*—приемник; *7*—приборная доска; *8*—ручка циклического шага; *9*—рукоятка шаг-газа; *10*—антенна; *11*—сиденье летчика; *12*—сиденье пассажиров; *13*—двигатель с угловым редуктором; *14*—тормоз трансмиссии; *15*—маслобак; *16*—тяга управления общим шагом; *17*—бачок противообледенительной системы; *18*—автомат-перекос; *19*—фрикционный демпфер; *20*—втулка несущего винта; *21*—главный редуктор; *22*—вал; *23*—масло-



Сечение по А-А





телем, установленным горизонтально (носком назад).

радиатор; *24*—бак с противообледенительной жидкостью; *25*—вал привода хвостового винта; *26*—лопасть несущего винта; *27*—промежуточный угловой редуктор; *28*—хвостовой редуктор; *29*—хвостовой винт; *30*—хвостовая опора; *31*—антенна высотомера; *32*—умформер; *33*—приемо-передатчик высотомера; *34*—топливный бак; *35*—баллоны со сжатым воздухом; *36*—главные ноги шасси; *37*—решетка для выхода охлаждающего воздуха; *38*—бортовая панель системы воздушного запуска; *39*—аккумулятор; *40*—воздухозаборник; *41*—стабилизатор.

§ 13. ПРИМЕРЫ КОМПОНОВОК ВЕРТОЛЕТОВ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ

Вертолеты одновинтовой схемы с хвостовым винтом

На фиг. 62 приведена компоновка одновинтового многоцелевого вертолета конструкции М. Л. Миля (общий вид этого вертолета показан на фиг. 10).

К средней силовой части вертолета, сваренной из стальных труб, присоединена хвостовая балка и легкая несиловая обшивка носовой части. К ферменной средней части крепятся стойки главных ног шасси, передней ноги шасси и подредукторная рама. Двигатель установлен в горизонтальном положении и обращен носком назад. Такое расположение двигателя упрощает центровку вертолета, позволяя получить носовую часть более короткой. Кроме того, отсутствие пассажиров при такой компоновке мало влияет на положение ц. т. Однако такое расположение двигателя приводит к сложной канализации охлаждающего воздуха и кабина для пассажиров и экипажа получается тесной. Расположенный у самой задней стенки выхлопной коллектор, нагревая кабину, снижает комфорт для пассажиров, так же как и вибрации от двигателя ввиду близости его к кабине. Топливный бак установлен позади центра тяжести вертолета.

Главные ноги шасси пирамидальной схемы. Носовая стойка крепится к ферменной силовой части фюзеляжа. Шасси имеет достаточно большую колею.

Хвостовая балка полумонококовой конструкции заканчивается изогнутой концевой балкой, на которой установлены редуктор хвостового винта и хвостовой винт. На хвостовой балке установлен управляемый стабилизатор, связанный с управлением общим шагом. Хвостовая опора предотвращает возможность удара хвостового винта о землю.

Вертолет имеет кабину автомобильного типа, в которой расположены сиденье летчика и диван для пассажиров. Хорошее остекление кабины обеспечивает обзор передней полусферы. Блистеры в бортовых окнах делают возможным обзор назад. В кабине имеется две двери, по одной с каждого борта. Приборная доска на вертолете обычная, самолетного типа.

На фиг. 63 дана компоновочная схема вертолета, в основном отличающаяся от предыдущей тем, что горизонтально расположенный двигатель обращен носком вперед. Фюзеляж здесь тоже разделен на три части: переднюю часть, являющуюся кабиной для экипажа и пассажиров, среднюю силовую часть, где размещена силовая установка, и хвостовую балку несколько иной формы. Конец хвостовой балки отогнут вверх, чтобы втулка хвостового винта оказалась в плоскости вращения несущего винта. В месте излома балки кре-

пится хвостовая опора, предохраняющая хвостовой винт от задевания за землю. На хвостовой балке имеется небольшой стабилизатор. Благодаря размещению автомата-перекоса внутри втулки вне обтекателя остается только втулка.

Формы фюзеляжа плавные. По отношению к оси хвостовой балки плоскость вращения несущего винта наклонена вперед, что дает меньший мидель при горизонтальном полете.

Кабина вертолета четырехместная, звукоизолированная. Панели из прозрачного пластика обеспечивают хороший обзор. Между задними сиденьями и двигателем установлена противопожарная перегородка из листовой стали толщиной 0,5 *мм*, другая противопожарная перегородка расположена позади силовой установки.

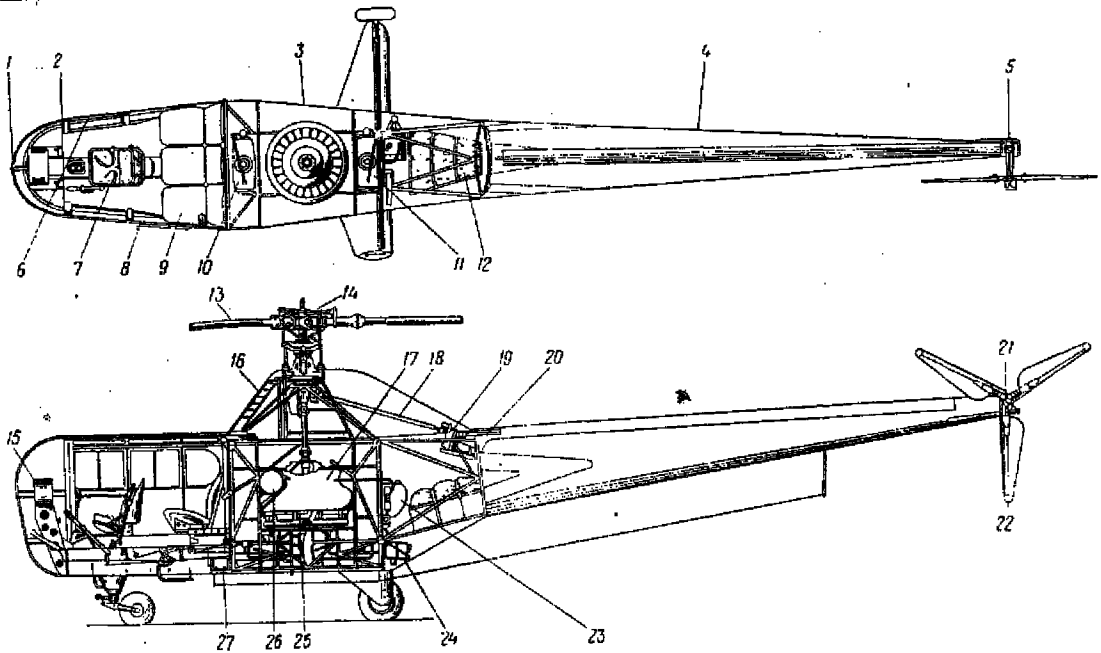
Бензобак размещен впереди оси несущего винта под общим сиденьем пассажиров. Воздух для охлаждения двигателя поступает через воздухозаборник непосредственно в отсек силовой установки, охлаждение двигателя регулируется на выходе воздуха из средней части фюзеляжа.

Размещение двигателя сзади оси несущего винта усложняет центровку, неизбежно приводит к удлинению носа и к пустотам в фюзеляже за перегородкой у заднего сиденья, но зато кабину легче изолировать от шума и газов двигателя.

На фиг. 64 показана компоновка многоцелевого вертолета, фюзеляж которого состоит также из трех основных частей, соединенных между собой. Средняя силовая часть фюзеляжа, сваренная из стальных труб, служит для размещения двигателя и топлива, для крепления главных ног шасси и подредукторной рамы редуктора несущего винта. К средней силовой части спереди присоединяется кабина пассажиров и летчика, а сзади — хвостовая балка с расположенным на ее конце редуктором хвостового винта и винтом. Кабина летчика и пассажиров остеклена, летчик имеет хороший обзор вниз и вверх. Для пассажиров сделан общий диван. Дверь летчика — с правой стороны, дверь для пассажиров — с левой. Летчик сидит просторно. Приборная доска крепится на узкой колонке, установленной на полу, и мало мешает обзору. Крепление и форма приборной доски характерны для вертолетов подобной компоновки. Передняя часть фюзеляжа состоит из силовой конструкции, расположенной ниже пола и надстройки над ней, в виде остекленного каркаса. В лобовой части обтекателя подредукторной рамы расположен воздухозаборник со створками для регулирования воздуха. Двигатель установлен так, что коленчатый вал его направлен вертикально. Такое положение двигателя упрощает трансмиссию и делает ее более легкой.

Хвостовой вал проходит сверху хвостовой балки и хорошо доступен для осмотра и монтажа (съемный кожух).

Главные ноги шасси — пирамидальной схемы. Два нижних подкоса взяты в обтекатель. Переходный отсек между средней частью



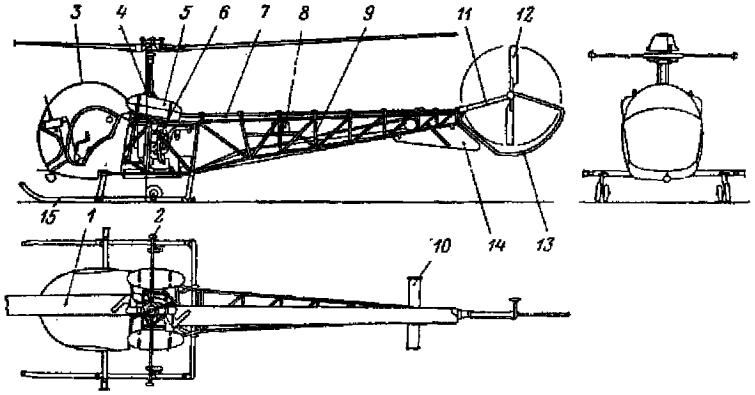
Фиг. 64. Компоновка одновинтового вертолета с двигателем, установленным вертикально.

1—носовая часть; *2*—кабина; *3*—средняя часть; *4*—хвостовая балка; *5*—редуктор хвостового винта; *6*—дверь летчика; *7*—сиденье летчика; *8*—дверь для пассажиров; *9*—сиденье пассажиров; *10* и *11*—топливные баки; *12*—багажное помещение; *13*—лопасть несущего винта; *14*—втулка; *15*—приборная доска; *16*—жалюзи воздухозаборника; *17*—капот двигателя; *18*—вал; *19*—привод генератора; *20*—вал привода хвостового винта; *21*—втулка хвостового винта; *22*—лопасти хвостового винта; *23*—маслобак; *24*—аккумулятор; *25*—двигатель; *26*—маслорадиатор; *27*—радиостанция.

фюзеляжа и хвостовой балкой использован под багажное отделение, в нем также размещены маслобак и аккумулятор.

Топливные баки размещены по обеим сторонам двигателя, почти симметрично относительно оси несущего винта; центр тяжести топлива находится приблизительно в центре тяжести вертолета, поэтому при выгорании топлива центровка не изменяется.

Рассматриваемая компоновка является типичной для легких и средних одновинтовых вертолетов.



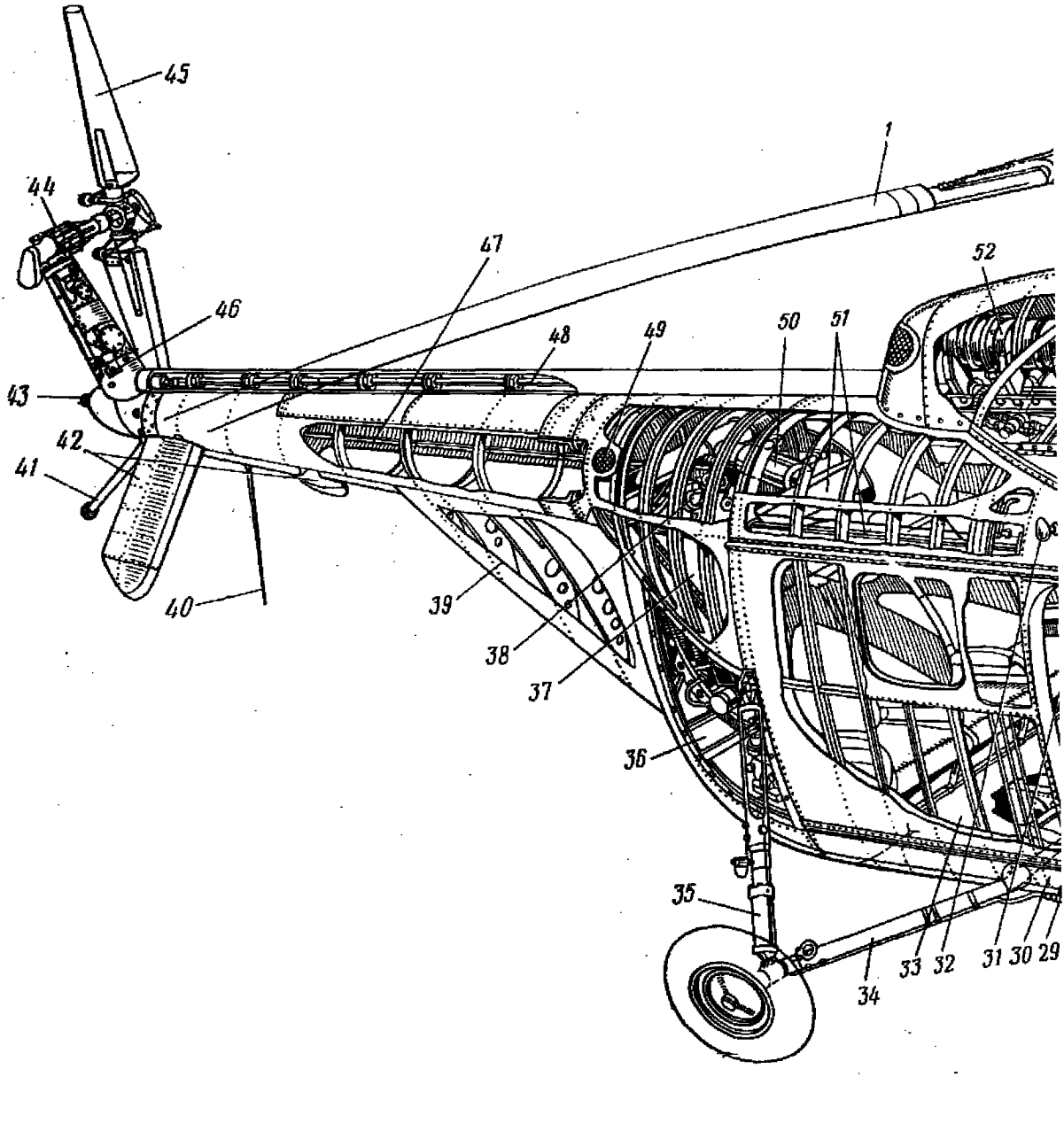
Фиг. 65. Компоновка одновинтового двухместного вертолета.

1—лопасть несущего винта; *2*—стабилизирующий стержень; *3*—кабина; *4*—редуктор; *5*—топливный бак; *6*—двигатель; *7*—вал привода хвостового винта; *8*—аккумулятор; *9*—хвостовая ферма; *10*—стабилизатор; *11*—концевая балка; *12*—хвостовой винт; *13*—предохранительная опора; *14*—килевая поверхность; *15*—полозковое шасси с колесами.

Недостатки компоновки: нет обзора назад, на полу в кабине пассажиров имеется выступающая часть, внутри которой спрятана проводка управления; пассажиры могут покидать вертолет только через одну дверь; отсутствует хвостовая опора, вследствие чего при посадке с планирования на авторотации может поломаться хвостовой винт, отсутствует хвостовое оперение (стабилизатор), что сужает диапазон центровки и снижает характеристики устойчивости и управляемости.

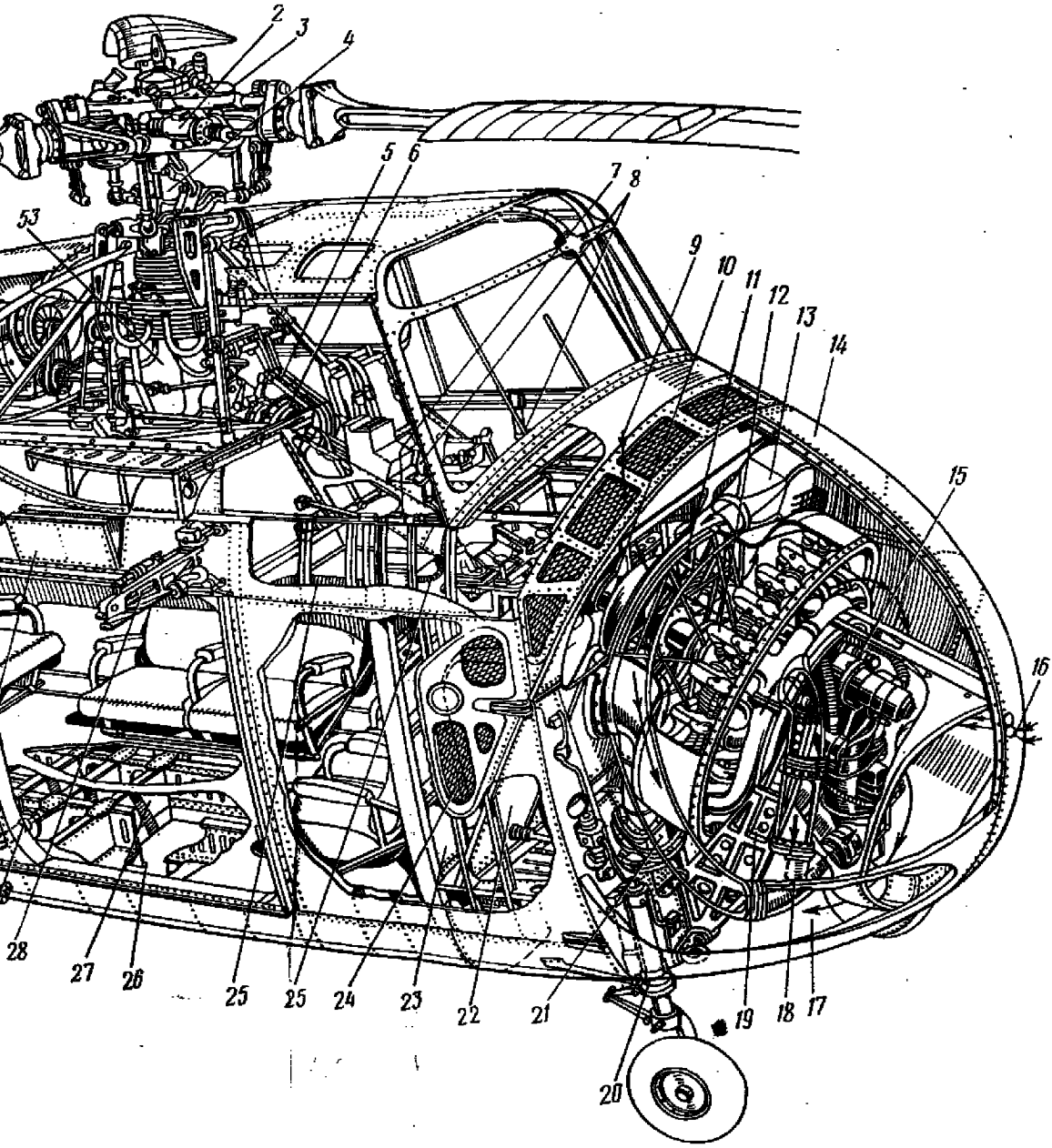
Недостатком является также и то, что нет наклона оси несущего винта вперед от перпендикуляра к горизонтальной оси фюзеляжа. Это приводит в полете к большому наклону фюзеляжа и увеличению лобового сопротивления. Наклон вперед оси позволил бы поднять вверх хвостовую балку и тем самым хвостовой винт или увеличить зазор между хвостовой балкой и лопастями несущего винта.

На фиг. 65 дана компоновка двухместного вертолета, имеющего двухлопастный несущий винт на кардане. Фюзеляж его также со-



Фиг. 66. Компоновка одновинтового вертолета с

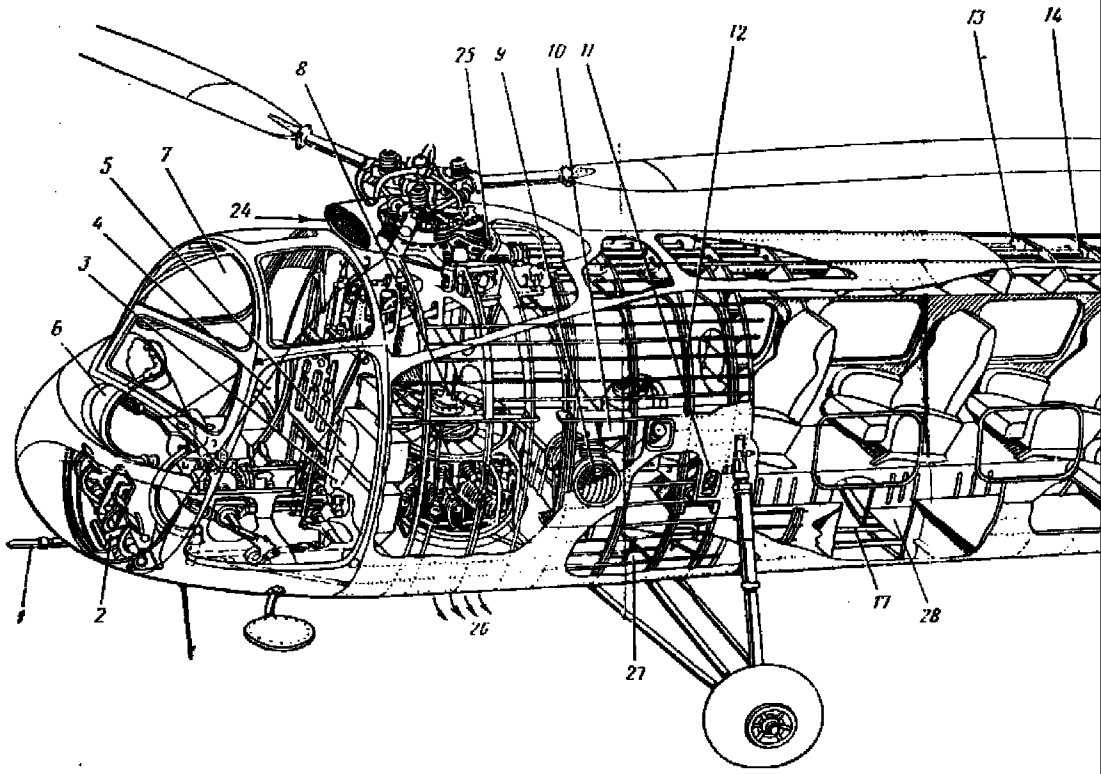
1—лопасть несущего винта; *2*—гидравлический демпфер с пополнителем; *3*—пересекающийся вертикальный и горизонтальный шарнир; *4*—вал несущего винта; *5*—тяги управления циклическим шагом; *6*—тормоз несущего винта; *7*—рычаг шаг-газа; *8*—ручки управления циклическим шагом; *9*—окна для воздуха, охлаждающего двигатель; *10*—вал привода несущего винта; *11*—вентилятор с муфтой сцепления; *12*—двигатель; *13*—забор воздуха в карбюратор; *14*—открывающиеся в сторону створки для доступа к двигателю; *15*—кольцевая рама двигателя с амортизационными узлами; *16*—вход воздуха для охлаждения вспомогательных агрегатов, установленных на двигателе; *17*—окна для выхода охлаждающего воздуха; *18*—система подогрева воздуха, поступающего в карбюратор; *19*—балка для крепления рамы двигателя и выхлопной системы; *20*—передняя нога шасси; *21*—маслорадиатор; *22*—наклонная стенка; *23*—противопожарная перегородка; *24*—масло-



двигателем, установленным в носу фюзеляжа.

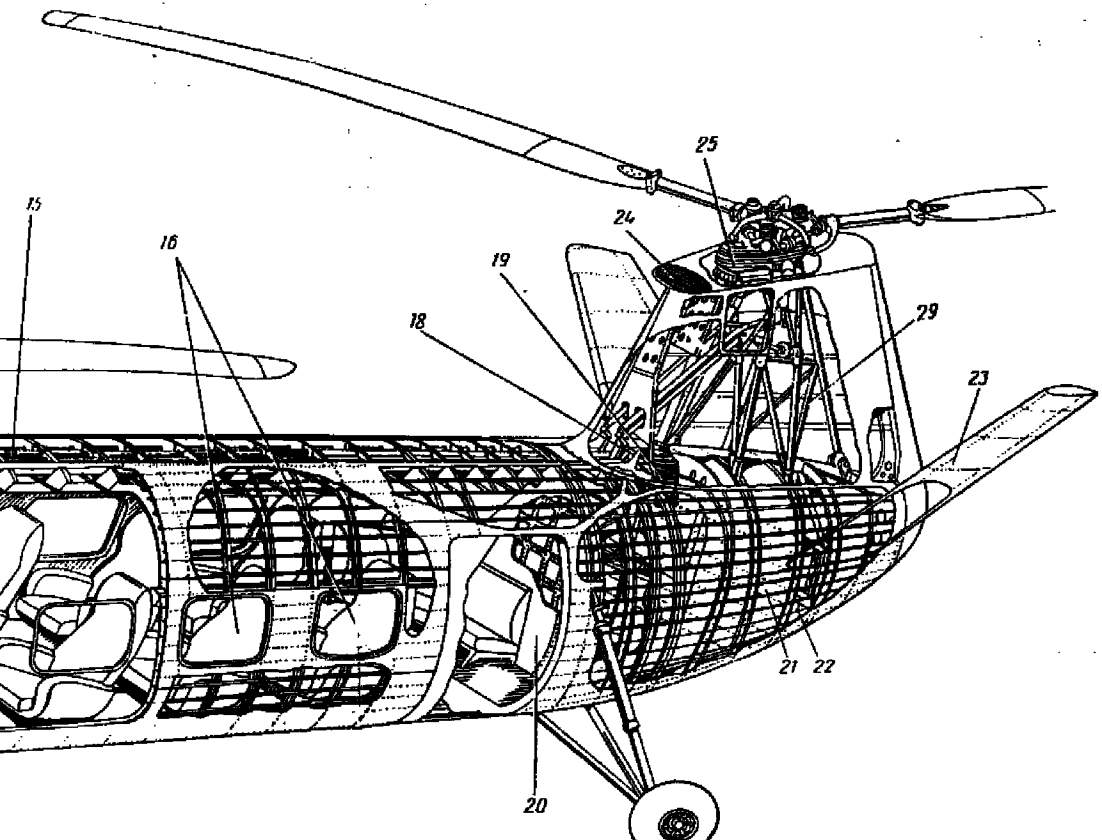
бак; *25*—магистраль обогрева кабины летчиков; *26*—опоры под домкрат; *27*—отсеки поля, в которых размещаются топливные баки; *28*—гидравлическая лебедка; *29*—опоры крепления рычажных стоек главного шасси; *30*—нижний лонжерон; *31*—выдвижная подножка; *32*—осветительная лампа; *33*—пассажирская кабина; *34*—изогнутая балка главного шасси; *35*—амортизационная стойка; *36*—радиооборудование и посадочные фары; *37*—багажное помещение; *38*—гидравлический насос; *39*—ребро; *40*—антенна; *41*—хвостовая опора; *42*—V-образный стабилизатор; *43*—хвостовая фара; *44*—хвостовой редуктор; *45*—хвостовой винт; *46*—промежуточный редуктор; *47*—проводка управления шагом хвостового винта; *48*—вал привода хвостового винта; *49*—вход воздуха в систему обогрева; *50*—обогреватель; *51*—магистраль обогрева пассажирской кабины; *52*—маслорадиатор редуктора; *53*—главный редуктор.

И. П. Братухин



Фиг. 70. Компоновочная схема двухвинтового верт

1—приемник скоростного напора; *2*—ножной насос для муфт включения; *3*—сиденье первого летчика; *4*—сиденье второго летчика; *5*—радиооборудование; *6*—приборная доска; *7*—сдвижная дверь; *8*—вал от двигателя к редуктору; *9*—маслорадиатор; *10*—маслобак и горловина бака (маслобак у заднего двигателя расположен с правой стороны фюзеляжа); *11*—горловина бензобака (горловина бака заднего двигателя расположена на правой стороне фюзеляжа); *12*—противопожарные перегородки с дверями; *13*—подшипники тяг управления; *14*—опора



олета продольной схемы с двумя двигателями.

синхронизирующего вала (на каждом втором шпангоуте); *15*—соединения частей синхронизирующего вала; *16*—окна; *17*—топливопровод между передними и задними баками; *18*—промежуточный редуктор; *19*—генератор; *20*—задняя противопожарная перегородка; *21*—багажное отделение; *22*—люк; *23*—оперение; *24*—вход воздуха для охлаждения двигателя; *25*—задний редуктор; *26*—выход охлаждающего воздуха; *27*—отсек топливных баков; *28*—проход в кабине; *29*—пилон заднего несущего винта.

И. П. Братухин

стоит из трех частей: передней части, средней и хвостовой. Экипаж и пассажиры размещены в передней части, а двигатель установлен в средней. На хвостовой балке установлен стабилизатор. Экипажу обеспечен хороший обзор вниз, вверх, вперед, в стороны. Шасси полозковое с двумя колесами для руления.

Во всех приведенных выше компоновках двигатель находится рядом с пассажирской кабиной, которая обычно изолирована от него противопожарной перегородкой. Изоляция от шума, газов и вибрации недостаточна. Подход к двигателям и их монтаж и демонтаж также затруднены.

Принципиально другой является компоновка многоцелевого вертолета Сикорский S-55 (фиг. 66), предназначенного для перевозки почты, грузов, пассажиров, для спасательных работ и санитарной службы. При этой компоновке полная нагрузка (пассажиры, грузы, топливо) располагается близко к ц. т. вертолета. Двигатель установлен в носовой части фюзеляжа, под углом 45°. Весьма удобный подход к двигателю, а также удобство монтажа и демонтажа его отличают эту компоновку от предыдущих; это достигается тем, что обшивка носовой части фюзеляжа выполнена в форме двух раскрывающихся створок. Экипаж размещен несколько впереди над пассажирской кабиной; кресло первого летчика, в отличие от самолетов, находится справа. Покидание вертолета экипажем возможно через большое отодвигающееся боковое окно. Вход в кабину экипажа возможен через это же окно, а также через пассажирское помещение.

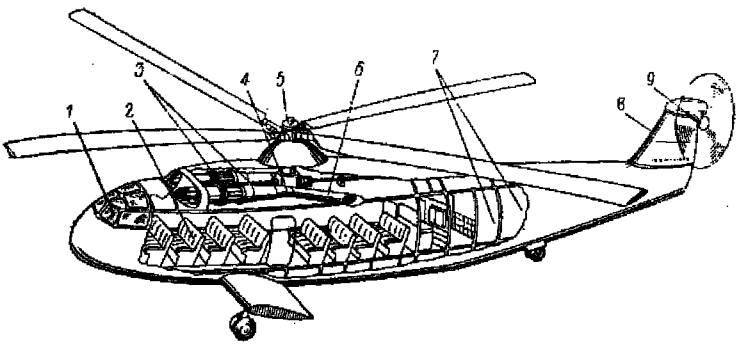
Обзор обеспечен удовлетворительно, хотя вперед и вниз несколько хуже, чем в ранее приведенных компоновках, но зато возможен обзор назад. Ось несущего винта наклонена вперед для уменьшения лобового сопротивления вертолета на крейсерском полете. Большая дверь пассажирского (грузового) помещения сдвигается назад. Снизу хвостовой балки, в сопряжение ее со средней частью фюзеляжа, введено ребро, для того чтобы исключить срыв потока с задней нижней части фюзеляжа и уменьшить лобовое сопротивление. Пассажирская кабина достаточно удалена от двигателя, ее легче изолировать от шума, газов и вибраций. Кабина экипажа менее удобна; за спиной летчиков находится главный редуктор, между ними проходит вал, поэтому вибрации и шум в кабине экипажа устранить трудно. С точки зрения центровки это весьма удачная компоновка, так как изменение веса нагрузки почти не перемещает ц. т. вертолета. Фюзеляж можно расчленить на следующие части: передняя часть (до шпангоута, отделяющего ее от средней части фюзеляжа); затем средняя часть (с кабинами летчиков, пассажиров, с креплением редукторной рамы и главных ног шасси), далее отъемная хвостовая балка.

Из кабины летчиков возможен доступ к агрегатам трансмиссии, а из пассажирской кабины через съемную панель в противопожарной перегородке имеется доступ к вентилятору и носку двигателя.

Длина пассажирской кабины 3,05 *м*, ширина 1,68 *м*, высота 1,83 *м*, общий объем 9,6 *м*³.

В санитарном варианте в пассажирской кабине размещается 6 носилок.

На правом борту фюзеляжа под окном летчика установлена лебедка с механическим приводом для принятия на борт грузов и носилок с ранеными.



Фиг. 67. Компоновочная схема одновинтового тяжелого вертолета с турбовинтовыми двигателями (проект).

1—кабина летчиков; *2*—пассажирская кабина; *3*—турбовинтовые двигатели; *4*—главный редуктор; *5*—втулка несущего винта; *6*—выхлопные трубы; *7*—багажное помещение; *8*—киль; *9*—хвостовой винт.

Позади пассажирской кабины имеется багажное отделение, здесь же размещены системы вентиляции и обогрева. Доступ в багажное отделение возможен из пассажирской кабины и снаружи.

Шасси четырехколесное. Передние колеса ориентирующиеся и самоцентрирующиеся. Вместо колес могут быть установлены поплавки. На конце хвостовой балки расположен управляемый стабилизатор, состоящий из двух поверхностей в виде перевернутого V.

Установка турбовинтовых двигателей, имеющих небольшие габариты по сравнению с поршневыми, позволяет получить более удобную компоновку вертолета.

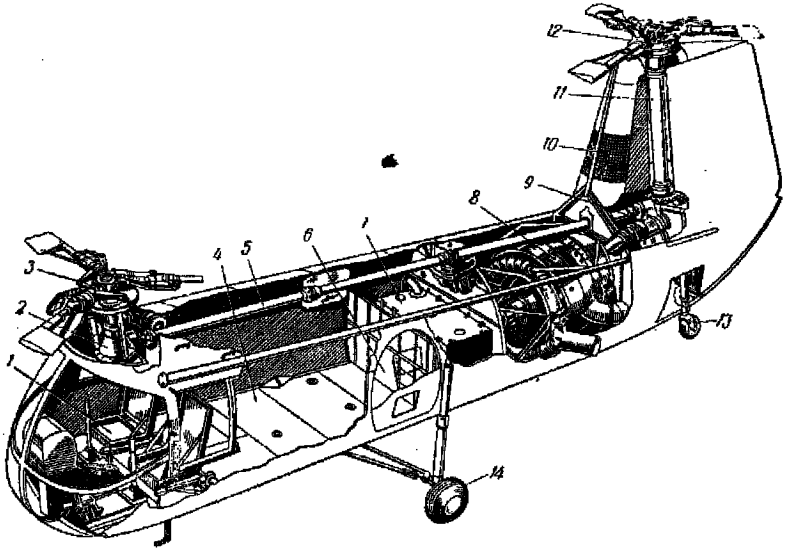
На фиг. 67 приведена компоновочная схема такого вертолета (проект). Два двигателя и трансмиссия установлены в верхней части фюзеляжа, благодаря чему весь объем фюзеляжа используется под пассажирскую кабину и багажные помещения. Воздух в двигатели поступает через заборники в верхней части фюзеляжа. Валы от обоих двигателей выводятся к главному редуктору. Вертолет имеет плавные аэродинамические формы, приближающиеся к самолетным. Хвостовая часть фюзеляжа заканчивается килем, на котором установлен хвостовой винт.

В случае необходимости можно двигатели разместить по бокам фюзеляжа, как, например, сделано у вертолета, показанного на фиг. 15, где двигатели в гондолах расположены на концах крыла небольшого размаха.

В этом случае фюзеляж освобождается от силовой установки.

Вертолеты двухвинтовой продольной схемы

На фиг. 68 показана компоновочная схема пассажирского двухвинтового вертолета продольной схемы. Двухместная кабина летчиков вынесена немного вперед относительно оси переднего несущего



Фиг. 68. Компоновочная схема пассажирского двухвинтового вертолета продольной схемы с одним двигателем.

1—сиденье летчика; *2*—редуктор переднего винта; *3*—втулка переднего винта; *4*—пассажирская кабина; *5*—вал привода к переднему винту; *6*—дверь; *7*—топливный бак; *8*—двигатель; *9*—главный редуктор; *10*—решетка воздухозаборника; *11*—вал привода к заднему винту; *12*—втулка заднего винта; *13*—хвостовое колесо; *14*—главные колеса.

винта и хорошо остеклена. Над головами летчиков размещен редуктор переднего несущего винта. Пятиместная пассажирская кабина примыкает с одной стороны к кабине летчиков, а с другой к отсеку, где расположен бензобак, который находится почти в центре тяжести вертолета. Далее, ближе к хвосту, помещается багажное отделение. Двигатель установлен наклонно и находится в задней части фюзеляжа. Заборник охлаждающего воздуха для двигателя находится в носке киля. Киль имеет довольно большую поверхность и

служит одновременно кабаном для заднего винта. Шасси трехколесное. Отсутствие переднего колеса является недостатком компоновки, так как при рулежке возможно повреждение нижней обшивки носовой части. Несущие винты наклонены вперед. Задний винт имеет превышение над передним.

На фиг. 69 показана другая компоновочная схема вертолета продольной схемы с одним двигателем. Экипаж размещен в носовой части, за ним пассажирское или грузовое помещение. Двигатель установлен почти горизонтально (носком вперед) в задней части фюзеляжа. Задний винт поднят над передним посредством излома фюзеляжа посредине. Задняя часть фюзеляжа сужается в плане и служит килевой поверхностью. На концах стабилизатора размещены шайбы для повышения путевой устойчивости. Бензобак размещен вблизи центра тяжести вертолета.

На фиг. 70 изображена компоновочная схема вертолета продольной схемы с двумя двигателями (Бристоль 173). Этот вертолет как по внешним формам, так и по внутреннему размещению скомпонован весьма рационально. В передней части фюзеляжа расположена кабина летчиков, за ней передний отсек двигателя и пассажирское помещение и далее задний отсек двигателя. Сиденья летчиков расположены рядом, между ними — пульт с рукояткой управления двигателями, механизмами снятия нагрузок с ручки, рукоятки управления тормозами колес, управление радиоаппаратурой и др. На задней стенке кабины летчиков размещено радиооборудование. Справа — дверь для прохода в моторный отсек. С каждой стороны кабины летчика — двери, которые сдвигаются назад.

Оси роторов наклонены вперед на 5° от вертикали. Передняя и задняя установки двигателей взаимозаменяемы.

Пассажирская кабина имеет 10 кресел с каждой стороны и диван на трех человек в задней части кабины. Высоты кабины 1,74 *м*, ширина 1,6 *м*, объем 17,8 $м^3$. Размеры двери удовлетворяют требованиям грузового варианта вертолета, высота ее 1370 *мм*, ширина 1120 *мм*.

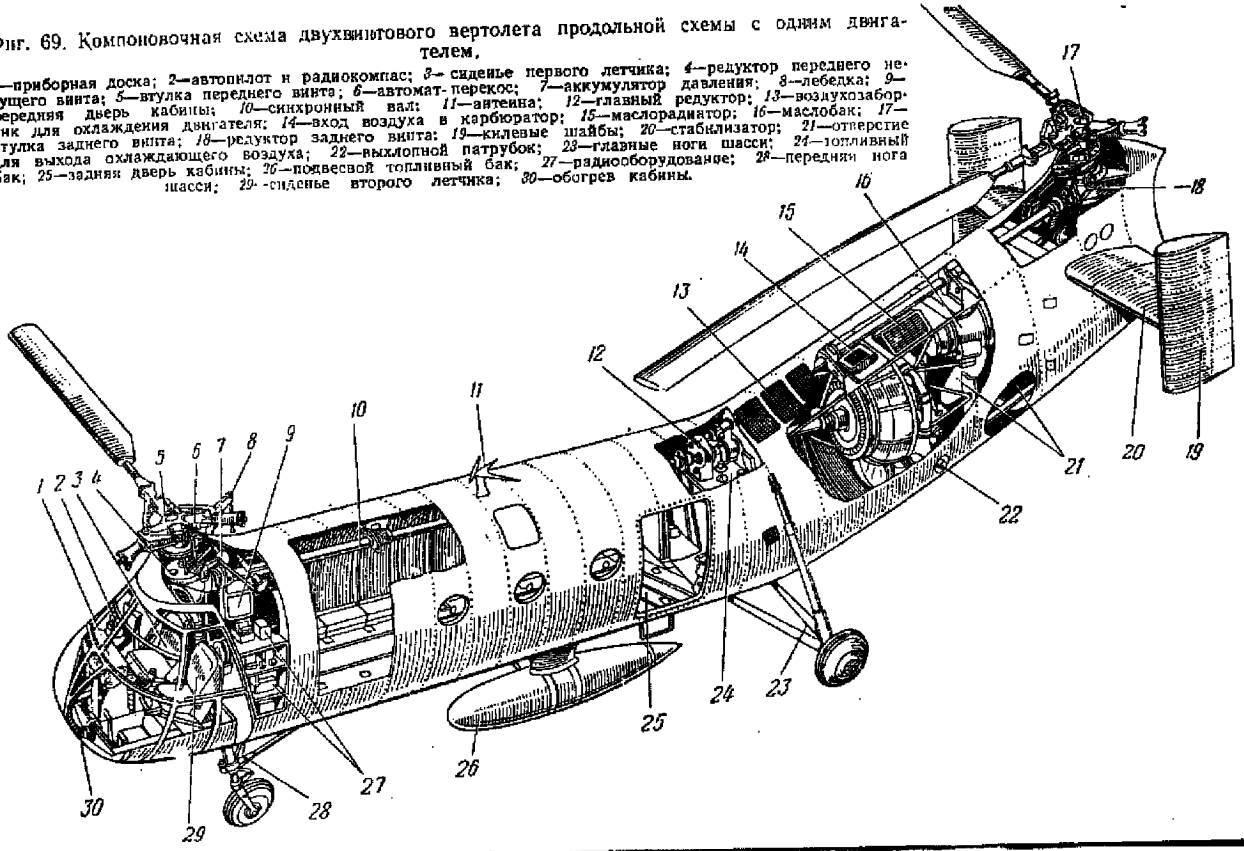
Шесть окон размером 740×480 *мм* дают хорошую освещенность внутри кабины и хороший обзор для пассажиров.

Фюзеляж состоит из продольного и поперечного наборов. В нижней части фюзеляжа расположены две угловые балки, а вверху — замкнутый контур, внутри которого проходят синхронизирующий вал и тяги управления. Расстояние между шпангоутами в зоне пассажирской кабины 395 *мм*, расстояние между стрингерами 114 *мм*.

Задний несущий винт имеет превышение над передним, он располагается на кабане, образованном из стальных труб. Доступ к заднему двигателю возможен из багажного отделения. Вертолет имеет четырехколесное шасси с масляно-пневматической амортизацией. Передние колеса ориентирующиеся. База колес 8 *м*. Колея выбрана в 2,88 *м* исходя из соображений перевозки вертолета по шоссейным дорогам. Несущие винты имеют перекрытие (расстояние

Фиг. 69. Компоновочная схема двухвинтового вертолета продольной схемы с одним двигателем.

1—приборная доска; *2*—автопилот и радиокомпас; *3*—сиденье первого летчика; *4*—редуктор переднего несущего винта; *5*—втулка переднего винта; *6*—автомат-перекос; *7*—аккумулятор давления; *8*—лебедка; *9*—передняя дверь кабины; *10*—синхронный вал; *11*—антенна; *12*—главный редуктор; *13*—воздухозаборник для охлаждения двигателя; *14*—вход воздуха в карбюратор; *15*—маслорадиатор; *16*—маслобак; *17*—втулка заднего винта; *18*—редуктор заднего винта; *19*—килевые шайбы; *20*—стабилизатор; *21*—отверстие для выхода охлаждающего воздуха; *22*—выхлопной патрубок; *23*—главные ноги шасси; *24*—топливный бак; *25*—задняя дверь кабины; *26*—подвесной топливный бак; *27*—радиооборудование; *28*—передняя нога шасси; *29*—сиденье второго летчика; *30*—обогрев кабины.



между осями их 12,4 *м*, диаметр винта 14,8 *м*). Лопасти могут складываться внутрь между втулками несущих винтов. Мягкие бензобаки расположены около двигателей. Оба бака соединены трубопроводом так, что могут питать любой двигатель. В нижней части фюзеляжа имеются люки, через которые монтируют и демонтируют двигатели, а также обслуживают их установки.

Для поднятия и опускания двигателей над ними, вверху фюзеляжа, предусмотрены узлы для крепления лебедки. Заборники охлаждающего воздуха расположены в обтекателях редукторов несущих винтов. Воздух по пути к двигателям, омывая оребренные поверхности редукторов, охлаждает их.

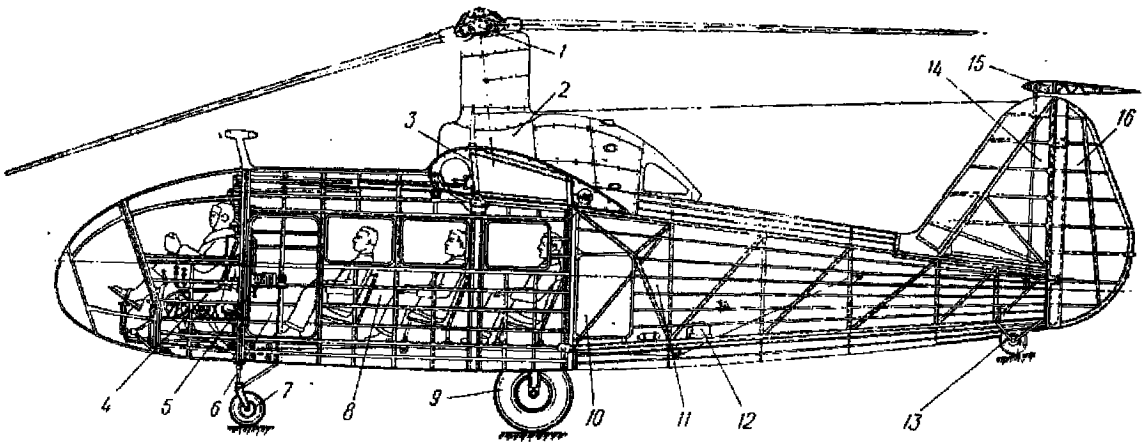
Шасси крепятся к усиленным шпангоутам, служащим одновременно и противопожарными перегородками, отделяющими пассажирскую кабину от отсеков с двигателями. Хвостовое оперение состоит из V-образного стабилизатора (V=90°) и киля, который одновременно является обтекателем заднего кабана. Размещение двигателей, топлива и полезной нагрузки симметрично относительно центра тяжести вертолета и дает возможность легко обеспечить требуемую центровку вертолета. В вертолетах продольной схемы с двумя двигателями иное размещение силовой установки можно видеть на тяжелом транспортном вертолете (фиг. 21), где силовая установка состоит из двух двигателей, расположенных в задней части фюзеляжа; заборники воздуха для двигателей расположены с боков хвостовой части фюзеляжа. Пассажирское помещение устроено так же, как у любого пассажирского самолета. В носовой части размещен экипаж, для него создан хороший обзор. В задней части фюзеляжа, снизу, имеется люк-трап для загрузки и выгрузки габаритных грузов (автомашин и др.).

Вертолеты двухвинтовой поперечной схемы

На фиг. 71 изображена компоновка пассажирского вертолета с двумя двигателями двухвинтовой поперечной схемы конструкции И. П. Братухина (общий вид его дан на фиг. 23). При компоновке была учтена необходимость создать для пассажиров и экипажа максимальные удобства. С этой целью силовые установки были помещены в отдельные гондолы. Шум и вибрации от двигателя при такой компоновке до кабин не доходят. Две самостоятельные силовые установки, соединенные между собой крылом, внутри которого проходит синхронный вал, создают совершенно отдельную силовую часть, к которой в четырех точках крыла подвешен фюзеляж. Все это позволяет легко приспосабливать вертолет для разных целей, вплоть до замены фюзеляжа, так как при этом не затрагивается силовая часть вертолета.

Монтаж, демонтаж двигателей и подход к ним и ко всем агрегатам силовой установки в эксплуатации удобен.

Топливные баки размещены в крыле, ц. т. топлива находится почти в центре тяжести вертолета и при выгорании топлива не пе-



Фиг. 71. Компоновка двухвинтового вертолета поперечной схемы.

1—втулка; *2*—мотогондола; *3*—крыло; *4*—сиденье летчика; *5*—радиостанция; *6*—дверь; *7*—передняя нога шасси; *8*—пассажирская кабина; *9*—главные ноги шасси; *10*—грузовая дверь; *11*—грузовой отсек; *12*—аккумулятор; *13*—хвостовое колесо; *14*—киль; *15*—стабилизатор; *16*—руль поворота.

ремещается. Центровка при такой компоновке весьма проста, так как есть возможность перемещать фюзеляж относительно крыла или относительно осей несущих винтов. Таким путем можно получить любую желательную центровку. Благодаря остеклению носовой части фюзеляжа для экипажа создан хороший обзор. В пассажирской кабине сделаны большие окна, обеспечивающие обзор нижней полусферы и частично верхней. Главные ноги шасси размещены под гондолами двигателей для уменьшения нагрузки на крыло при посадке, так как вес гондолы двигателя с редуктором и несущим винтом приходится непосредственно на опору. Крыло работает только от веса фюзеляжа и находящихся в нем грузов. В полете крыло также работает только от веса загруженного фюзеляжа, так как гондолы двигателей находятся под несущими винтами. Под носовой и хвостовой частями фюзеляжа расположены противокапотажные колеса. Переднее колесо ориентирующееся — используется для рулежки по земле. Большая колея колес главных ног шасси и достаточная база исключают опасность опрокидывания вертолета на земле при взлете и посадке.

Фюзеляж состоит из двух частей. Передняя часть дуралюминовая, клепаной балочной конструкции. Задняя часть представляет сварную ферму с каркасом для полотняной обшивки.

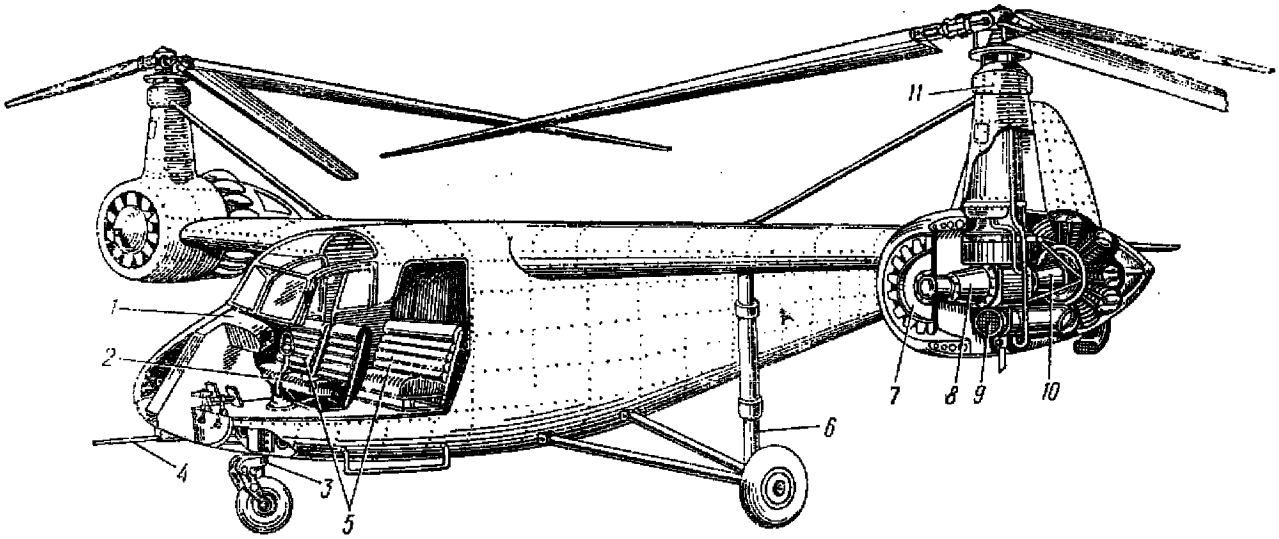
Хвостовое оперение самолетного типа. Стабилизатор с изменяемым в полете углом установки вынесен высоко с целью устранения влияния на него потока от несущих винтов.

Трансмиссия по числу агрегатов и схеме при такой компоновке получается простой. Она включает в себя два одинаковых верхних редуктора и синхронный вал. Выводные валы редукторов правого и левого двигателей имеют разное направление вращения, чтобы получать вращение несущих винтов в разные стороны.

Компоновка гондолы этого вертолета показана на фиг. 169. Капот гондолы несимметричен относительно оси двигателя для уменьшения лобового сопротивления.

Установка крыла по отношению к фюзеляжу должна быть такой, чтобы крыло при максимальной скорости развивало 30% общей подъемной силы. Угол установки его равен 10°. Оси несущих винтов наклонены по отношению к оси фюзеляжа вперед на 8°. Это создает весьма экономичный полет на крейсерском режиме, так как фюзеляж в этом случае имеет минимальное лобовое сопротивление. Такая компоновка вертолета поперечной схемы с двумя двигателями может быть применена и для более крупных вертолетов.

На фиг. 72 дана компоновочная схема четырехместного вертолета поперечной схемы с двумя двигателями. Особенностью этой компоновки является установка обычного самолетного двигателя без какой-либо переделки. Центральный редуктор крепится к крылу, к редуктору крепится рама двигателя. При объединении редуктора в один агрегат с двигателем компоновка гондолы может быть выполнена еще проще (см. фиг. 170). Главные ноги шасси размеще-



Фиг. 72. Компоновочная схема двухвинтового вертолета поперечной схемы.

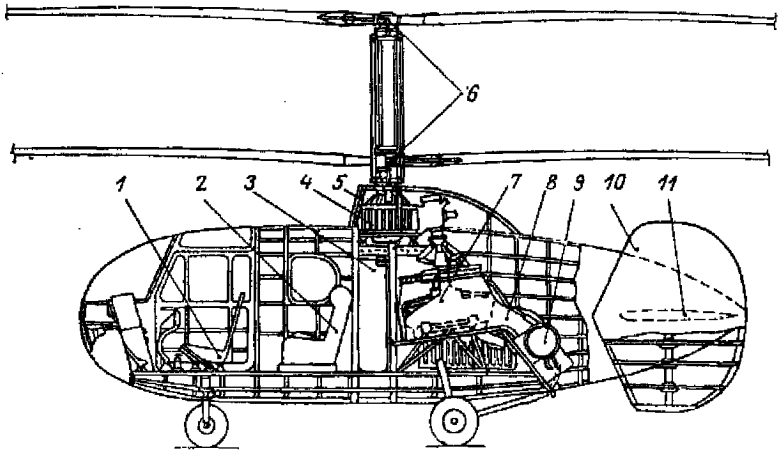
1—приборная доска; *2*—сиденье летчика; *3*—носовое колесо; *4*—приемник скоростного напора; *5*—кресла пассажиров; *6*—главные ноги шасси; *7*—вентилятор; *8*—редуктор; *9*—маслорадиатор; *10*—двигатель; *11*—редуктор несущего винта.

ны посредине крыла. Амортизационная стойка работает только на осевые силы. С таким шасси крыло не скручивается при переднем ударе в колесо, как в случае размещения главных ног шасси под гондолами. Следует отметить еще одно достоинство такой компоновки вертолетов поперечной схемы, когда главные ноги шасси размещены под гондолами или посредине крыла. При посадке крыло благодаря упругости берет на себя часть работы, и удар о землю до пассажиров и летчиков доходит смягченным. Однако надо иметь в виду, что при известных соотношениях собственных частот крыла на кручение и изгиб и собственных частот колебаний лопасти относительно вертикального шарнира в такой конструкции могут возникнуть самовозбуждающиеся колебания в полете и на земле.

В приведенных выше компоновках гондолы двигателей вынесены на концы крыла и находятся под несущими винтами. В других компоновках вертолетов поперечной схемы гондолы находятся на крыле и под ними крепятся главные ноги шасси; редуктор несущего винта крепится на конце консольной части крыла (см. фиг. 22).

Вертолеты соосной схемы и вертолеты с перекрещивающимися винтами

Компоновка вертолетов соосной схемы и вертолетов с перекрещивающимися винтами по размещению в фюзеляже силовой уста-



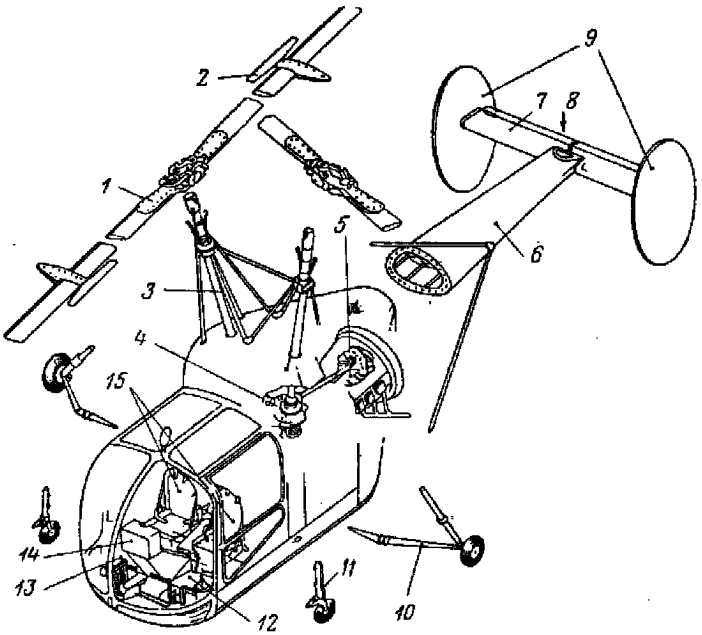
Фиг. 73. Компоновка двухвинтового вертолета соосной схемы.

1—сиденье летчика; *2*—сиденья пассажиров; *3*—топливный бак; *4*—редуктор; *5*—заборник воздуха; *6*—втулки несущих винтов; *7*—двигатель; *8*—отвод воздуха к маслорадиатору; *9*—маслобак; *10*—вертикальное оперение; *11*—горизонтальное оперение.

новки, кабины летчика и пассажирской кабины аналогична компоновке вертолета одновинтовой схемы. Внешние формы фюзеляжа

вертолета соосной схемы могут быть достаточно плавными. Хвостовое оперение по размерам гораздо больше, чем у одновинтовых вертолетов.

На фиг. 73 дана компоновочная схема соосного вертолета с наклонным расположением двигателя сзади оси несущих винтов. Фю-



Фиг. 74. Компоновочная схема двухвинтового вертолета с перекрещивающимися винтами.

1—несущий винт; *2*—сервозакрылок; *3*—вал несущего винта; *4*—главный редуктор; *5*—двигатель; *6*—хвостовая балка; *7*—стабилизатор; *8*—триммер; *9*—шайбы вертикального оперения; *10*—главные ноги шасси; *11*—передняя нога шасси; *12*—управление; *13*—гидравлическая система; *14*—приборная доска; *15*—сиденья летчиков.

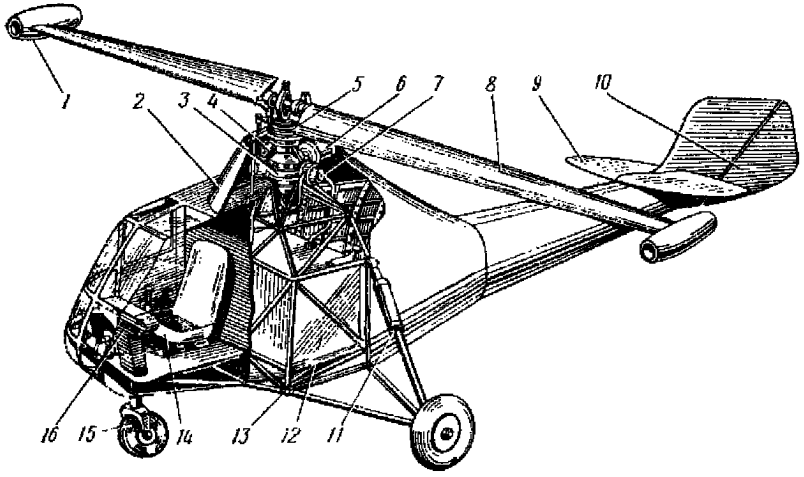
зеляж имеет обтекаемую форму. В носовой части расположена кабина с хорошим обзором для экипажа. Хвостовое оперение двухкилевое.

На фиг. 74 дана компоновочная схема вертолета с перекрещивающимися винтами. Типичным для вертолета с перекрещивающимися винтами является большая высота расположения несущих винтов: на вертолете винты вынесены на длинных валах, расчаленных между собой. Двигатель располагается в задней части фюзеляжа горизонтально носком вперед. Благодаря этому вся передняя и цен-

тральная часть вертолета освобождается под кабину. Воздух забирается вентилятором через отверстие в задней части фюзеляжа. Топливный бак размещается над редуктором между валами винтов.

Реактивные вертолеты

На фиг. 75 дана компоновочная схема реактивного вертолета с прямоточными ВРД, расположенными на концах лопастей. Выполнение компоновки такого реактивного вертолета весьма упрощается.



Фиг. 75. Компоновочная схема вертолета с прямоточными двигателями на концах лопастей.

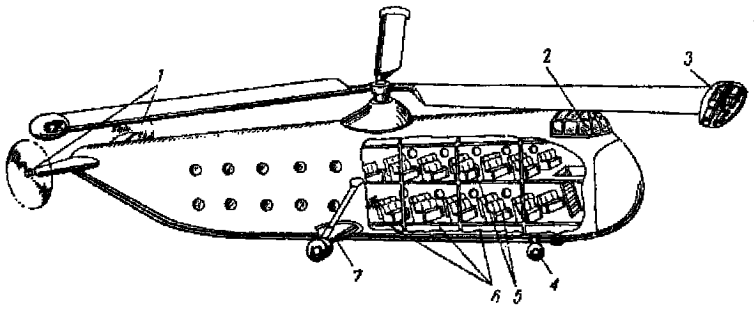
1—прямоточный двигатель; *2*—обтекатель кабана; *3*—опора несущего винта; *4*—привод стартера; *5*—автомат-перекос; *6*—генератор; *7*—топливный насос; *8*—лопасть; *9*—стабилизатор; *10*—руль поворота; *11*—шасси; *12*—топливный бак; *13*—ферма; *14*—сиденье летчика; *15*—носовое колесо; *16*—приборная доска.

Впереди в кабине помещаются летчик и наблюдатель. За задней стенкой кабины расположен топливный бак. Средняя часть фюзеляжа ферменной сварной конструкции, к ней крепится кабан с втулкой несущего винта, главные ноги шасси и передняя ферменная консоль, над которой надстроена кабина. Хвостовая часть фюзеляжа монококовой конструкции; на конце ее укреплен стабилизатор и киль со скошенной под 45° осью руля поворота. Втулка несущего винта включает в себя приводы от несущего винта, топливного насоса, генератора, тахометра и привод от стартера для раскрутки несущего винта до тех оборотов, когда прямоточные двигатели сами начинают вращать винт. В случае установки на концах лопастей пульсирующих двигателей установка стартера не требуется.

Отсутствие в фюзеляже трансмиссии и силовой установки с системой охлаждения сильно упрощает компоновку вертолета. Легко также достигается нужная центровка. Крупные вертолеты с прямоточными или пульсирующими двигателями по компоновке также проще, чем вертолеты с механическим приводом.

Есть гипотетические проекты гигантских вертолетов с расположением на концах лопастей мощных ТРД.

На фиг. 76 дана компоновочная схема такого вертолета. Путевое управление у этого вертолета обеспечивается двумя хвостовыми винтами, установленными на концах стабилизатора, расположенно-



Фиг. 76. Компоновочная схема тяжелого реактивного вертолета с турбореактивными двигателями на концах лопастей.

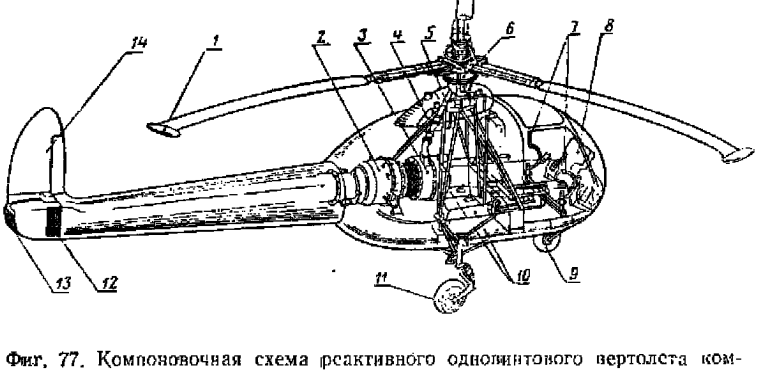
1—хвостовые винты; *2*—кабина летчиков; *3*—ТРД в гондоле на конце лопасти; *4*—передняя нога шасси; *5*—пассажирское помещение; *6*—топливные баки; *7*—главные ноги шасси.

го на хвосте фюзеляжа. Большие двери и откидной трап в носовой части фюзеляжа дают возможность загружать в кабину колесный транспорт, посадка пассажиров производится через дверь, находящуюся под кормой фюзеляжа. Топливо помещается под полом кабины. Экипаж размещен в кабине в носовой части под загрузочной дверью. При такой компоновке легко достичь нужной центровки благодаря возможности размещать груз равномерно по всей длине фюзеляжа.

На фиг. 77 дана компоновочная схема реактивного вертолета компрессорного типа. Несущий винт приводится во вращение реактивной струей, вытекающей из горелок, помещенных на концах лопастей. Вертолет имеет в фюзеляже компрессорную установку, приводимую во вращение газотурбиной. Сжатый до 3 *ат* воздух подается к горелкам, туда же подается топливо, которое там сжигается. Выходящий из сопла газотурбины газовый поток направляется в хвост фюзеляжа, где он выходит в зависимости от положения заслонок в ту или другую сторону, что обеспечивает путевое управление. Поток газов, выходящий прямо назад, дает дополнительную тягу для горизонтального полета. Компоновка этого вертолета по распо-

ложению экипажа и силовой установки является общепринятой; впереди помещена кабина летчика с одним или двумя пассажирами, сидящими рядом с летчиком. Кабина хорошо остеклена, обеспечен хороший обзор. За задней стенкой кабины под осью несущего винта размещен компрессор, газотурбина и топливо. Средняя часть фюзеляжа служит основанием для кабана втулки, к ней же крепится трехколесное шасси. Все три колеса ориентирующиеся.

Центровка реактивного вертолета компрессорного типа облегчается тем, что нет механического привода трансмиссии, установку



Фиг. 77. Компоновочная схема реактивного одновинтового вертолета компрессорного типа.

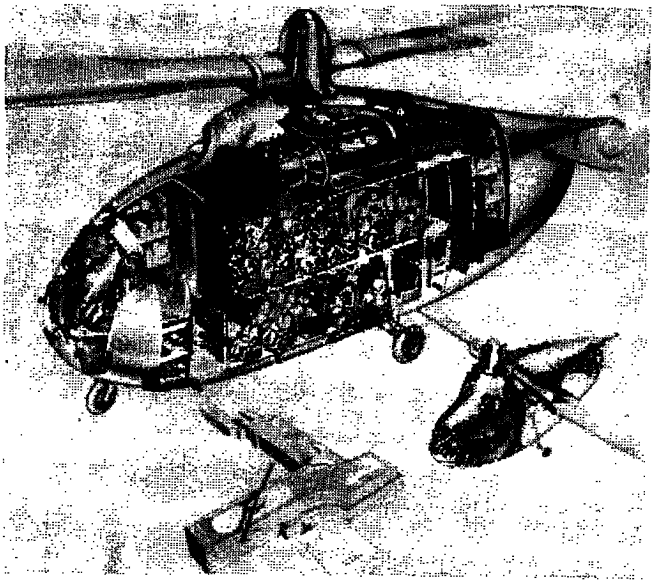
1—горелки; *2*—газотурбинный двигатель; *3*—компрессор; *4*—маслобак; *5*—воздухопровод; *6*—втулка винта; *7*—двойное управление; *8*—приборная доска; *9*—колесо передней ноги шасси; *10*—бензобаки; *11*—колеса главных ног шасси; *12*—боковое выхлопное сопло; *13*—выхлопное сопло; *14*—руль поворота.

газотурбины с компрессором можно перемещать, как этого потребует центровка. Некоторое представление о компоновке тяжелого реактивного вертолета компрессорного типа можно составить по фиг. 33, где показан экспериментальный тяжелый реактивный вертолет типа «летающий кран». Сжатый воздух отбирается из средних ступеней компрессоров двух ТРД и нагнетается в лопасти, на концах которых располагаются горелки. Диаметр винта 40 *м*. Вертолет может перевозить 10 *т* полезного груза. Струю газа, выходящую из ТРД, можно использовать для горизонтального полета. Впереди кабина летчика, сзади ее размещены служебные помещения. Для путевого управления на хвосте поставлен рулевой винт, вращающийся от привода несущего винта. На фиг. 78 показан такой вертолет в пассажирском варианте.

В вертолете компрессорного типа привод несущего винта может осуществляться при помощи реакции воздуха, вытекающего из со-

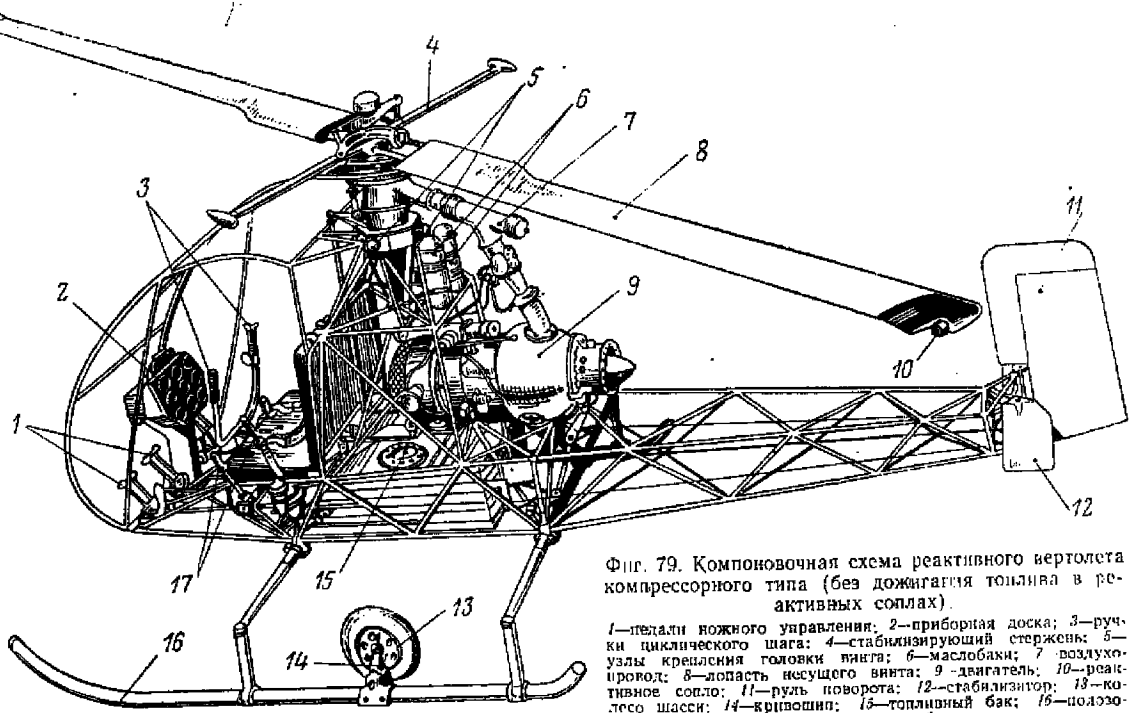
пел на концах лопастей без дожигания топлива; такой привод упрощает конструкцию вертолета и управление силовой установкой. Схема вертолета этого типа приведена на фиг. 79. Путевое управление обеспечивается газовым рулем, расположенным в струе от ТРД. Вертолет имеет управляемый стабилизатор.

На фиг. 80 также показан проект реактивного вертолета компрессорного типа без дожигания топлива в горелках на лопастях.



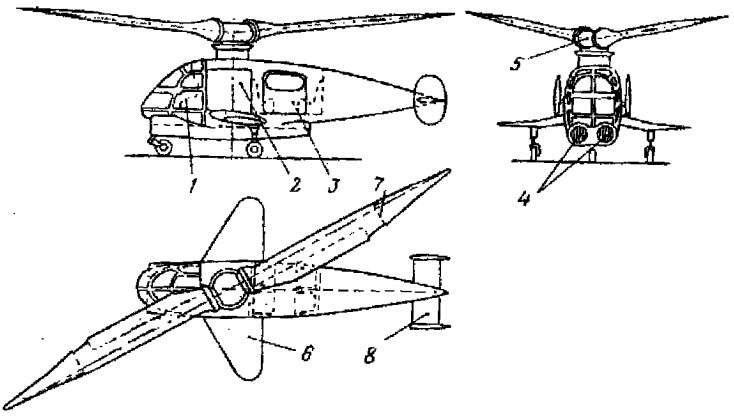
Фиг. 78. Реактивный вертолет компрессорного типа (проект).

Несущий винт приводится во вращение реакцией выходящей из щели струи, состоящей из смеси воздуха и горячего газа. Эту смесь подает в лопасти газогенераторная установка, состоящая из двух двухконтурных реактивных двигателей. Газовая смесь имеет низкую температуру (около 150—200° С) и низкое давление. Щель, через которую она выбрасывается, расположена в задней кромке лопасти на расстоянии $^2/_3 R$ от оси втулки; так как пропускаемые объемы газа очень большие, то газопровод приходится делать очень большого сечения. Газотурбины размещены рядом под фюзеляжем. Газовый поток от них можно использовать для горизонтального полета и путевого управления.



Фиг. 79. Компоновочная схема реактивного вертолета компрессорного типа (без дожигания топлива в реактивных соплах).

1—педали ножного управления; *2*—приборная доска; *3*—ручки циклического шага; *4*—стабилизирующий стержень; *5*—узлы крепления головки винта; *6*—маслобаки; *7*—воздухопровод; *8*—лопасть несущего винта; *9*—двигатель; *10*—реактивное сопло; *11*—руль поворота; *12*—стабилизатор; *13*—колесо шасси; *14*—кривошип; *15*—топливный бак; *16*—полозовое шасси; *17*—рычаги общего шага.



Фиг. 80. Реактивный вертолет компрессорного типа (проект).

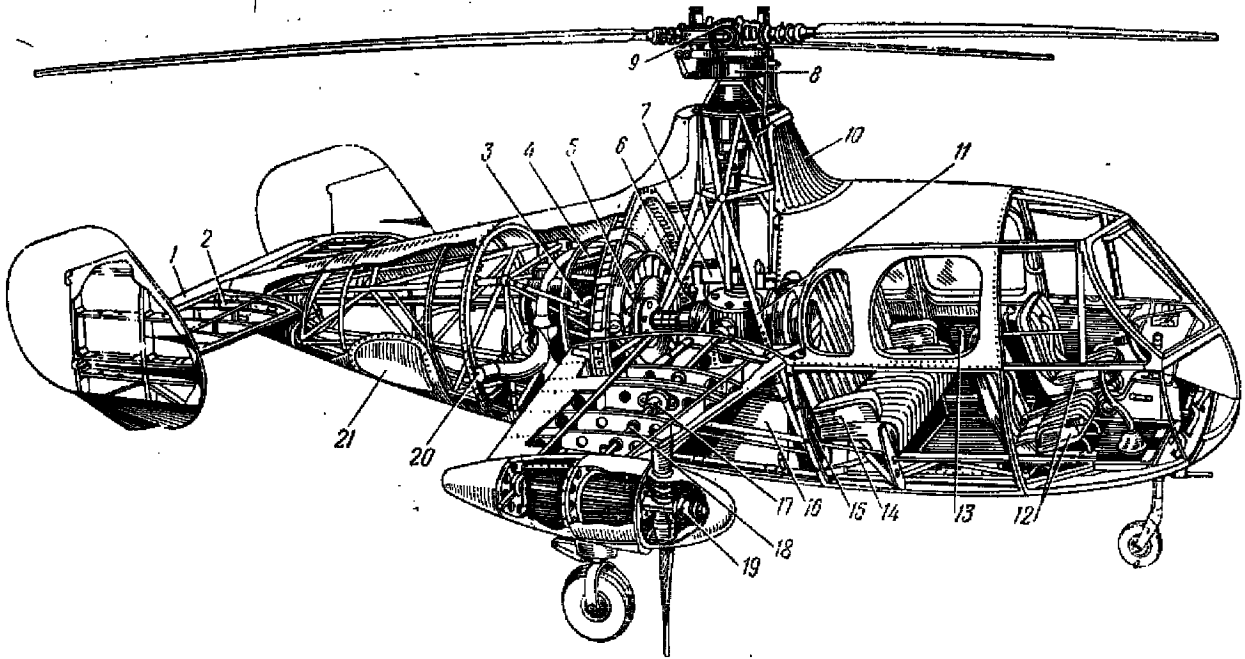
1—кабина экипажа; *2*—газогенераторная установка; *3*—пассажирская кабина; *4*—ТРД; *5*—втулка несущего винта; *6*—крылья; *7*—реактивные сопла на лопасти; *8*—хвостовое оперение.

Комбинированные вертолеты

На фиг. 81 представлена компоновочная схема комбинированного вертолета. Тянущий винт расположен на конце неподвижного крыла, одновременно он используется для управления и компенсации реактивного момента при вертикальном взлете.

Компоновка по размещению экипажа, пассажиров и силовой установки сходна с компоновкой обычных одновинтовых вертолетов. Фюзеляж, сваренный из стальных труб, также можно разделить на три части. В носовой передней части размещен экипаж из двух человек, а сзади три пассажира. Для летчиков создан хороший обзор. В средней части фюзеляжа помещен двигатель, к ней крепятся крылья и кабан для редуктора несущего винта. На хвосте фюзеляжа крепится стабилизатор с разнесенным вертикальным оперением. Заборник воздуха для охлаждения помещен в лобовой части обтекателя кабана.

Топливный бак расположен за сиденьем пассажиров, под центральным редуктором, т. е. почти в центре тяжести. К достоинствам компоновки иужно отнести хорошую с аэродинамической точки зрения форму фюзеляжа, удобства для пассажиров и экипажа. Наличие большого по площади стабилизатора с углом установки, изменяющимся в полете, позволяет иметь больший диапазон центровок. К недостаткам относятся: опасность задевания лопастями несущего винта за лопасти тянущего винта, что заставляет поднимать втулку несущего винта; увеличение длины стоек шасси для обеспечения нужного зазора между концом лопасти тянущего винта и землей.

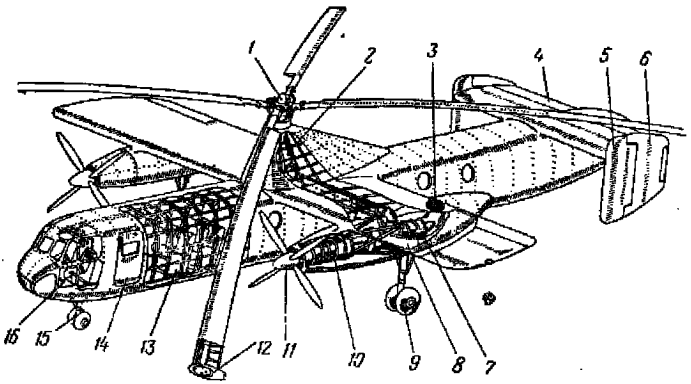


Фиг. 81. Компоновочная схема комбинированного вертолета.

1—триммер; *2*—стабилизатор; *3*—двигатель; *4*—капот двигателя; *5*—вентилятор; *6*—гидравлический насос; *7*—маслобак; *8*—автомат-перекос; *9*—втулка винта; *10*—воздухозаборник; *11*—промежуточный редуктор; *12*—сиденья летчиков; *13*—дверь; *14*—сиденья пассажиров; *15*—противопожарная перегородка; *16*—топливный бак; *17*—опора вала; *18*—вал; *19*—втулка ВИШ; *20*—выхлопной патрубок; *21*—выход охлаждающего воздуха.

Потери мощности тянущего винта при вертикальном взлете очень большие вследствие очень малого плеча (плечо равно $^1/_3 R$). На несущий винт за вычетом всех потерь остается не более 60—65% мощности. Такие потери не могут быть компенсированы увеличением к. п. д. несущего винта, которое здесь можно получить, поскольку срыв потока для комбинированного вертолета не служит препятствием для использования оптимальных углов установки.

На фиг. 82 приведена компоновочная схема комбинированного реактивного вертолета с компрессорным приводом несущего винта (общий вид его см. на фиг. 41). Под крылом установлены в гондо-



Фиг. 82. Компоновка комбинированного реактивного вертолета компрессорного типа.

1—втулка несущего винта; *2*—воздухопровод; *3*—воздухозаборник дополнительного компрессора; *4*—горизонтальное оперение с рулем высоты; *5*—килевая шайба; *6*—руль направления; *7*—дополнительный компрессор; *8*—реактивное сопло ТВД; *9*—убирающиеся главные ноги шасси; *10*—ТВД; *11*—тянущий винт; *12*—концевая горелка; *13*—пассажирская кабина; *14*—дверь; *15*—убирающееся носовое колесо; *16*—кабина летчиков.

лах специальные ТВД с тянущими винтами. В крыле размещен воздухопровод, по которому сжатый воздух от дополнительных компрессоров ТВД поступает во втулку несущего винта, а затем по каналам внутри лопастей к концевым горелкам. Под гондолами расположены главные ноги шасси, убирающиеся в полете. Фюзеляж по внешним формам и размещению в нем кабины летчиков и пассажирского помещения аналогичен самолетному.

§ 14. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

После выполнения компоновки составляют общий вид вертолета в трех проекциях; его вычерчивают в масштабе $^1/_{10}$ или $^1/_{25}$, используя компоновочные чертежи. Общий вид позволяет увязать основные размеры и габариты и установить внешние формы вертолета. Общий вид вертолета нужен для изготовления чертежей модели,

предназначенной для аэродинамических исследований, и для подсчета лобового сопротивления вертолета.

Окончательно выполненный эскизный проект вертолета должен содержать следующую техническую документацию:

1. Общий вид вертолета в трех проекциях (с таблицей основных данных).
2. Компоновочные чертежи.
3. Предварительные монтажные схемы трансмиссии и управления.
4. Краткое описание конструкции.
5. Весовую ведомость и центровку для обязательных вариантов загрузки.
6. Аэродинамический расчет вертолета.
7. Проектировочные расчеты.

Предварительная монтажная схема трансмиссии делается для того, чтобы выявить число и габариты редукторов, муфт, длину валов и размещение опор для валов. На предварительной монтажной схеме управления дается конструктивная схема, размещение и углы отклонения автомата-перекоса.

Аэродинамический расчет в эскизном проекте делается по общепринятому методу. Он включает также расчеты по устойчивости и управляемости. Аэродинамический расчет должен дать ответ на вопрос, удовлетворяются ли эскизным проектом технические требования в отношении заданных летных характеристик вертолета.

При эскизном проектировании выполняются следующие проектировочные расчеты: 1) приближенный расчет на прочность основных силовых элементов (лопасти, втулки, трансмиссии, шасси и фюзеляжа) для предварительного определения их размеров и габаритов; 2) приближенный расчет системы охлаждения двигателя; 3) расчеты по подбору колес и ходов амортизационной стойки; 4) расчет углов отклонения ручки управления, автомата-перекоса; 5) расчет зависимости шаг-газа или установки регулятора постоянного числа оборотов несущего винта (расчеты по п. 5 можно включить в аэродинамический расчет).

Объем и содержание эскизного проекта должны быть достаточным исходным материалом для разработки предварительного проекта. Технические требования должны быть полностью удовлетворены эскизным проектом.

После утверждения эскизного проекта следует разработка предварительного проекта, заключающаяся в проектировании и конструировании частей вертолета (см. часть II). При разработке предварительного проекта делают общие виды агрегатов, выбирают силовые сечения и выполняют подробный расчет на прочность по действующим нормам прочности. Уточняют компоновку и центровку. Увязывают взаиморасположение агрегатов и частей вертолета на макете в натуру.

ЧАСТЬ II

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИИ ЧАСТЕЙ ВЕРТОЛЕТА

Глава I

НЕСУЩИЕ ВИНТЫ

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Несущий винт вертолета выполняет несколько функций. Во-первых, несущий винт выполняет роль крыла, так как на нем создается нужная подъемная сила на всех режимах полета. Во-вторых, сила тяги несущего винта, спроектированная на направление скорости полета преодолевает сопротивление фюзеляжа и других ненесущих частей, т. е. несущий винт является для вертолета движителем, подобным пропеллеру самолета. В третьих, лопасти несущего винта используются вместо рулей для управления вертолетом, так как на режиме висения рулевые поверхности самолетного типа будут неэффективны, тогда как вращающиеся лопасти несущего винта имеют достаточные скорости относительно воздуха на всех режимах и обеспечивают эффективное управление вертолетом. Эта последняя функция несущего винта — функция управления — в большой степени определяет конструкцию лопасти и втулки несущего винта.

Системы управления вертолетом посредством несущего винта рассмотрены отдельно. В данной главе этих вопросов мы будем касаться лишь в той мере, в какой они влияют на конструкцию втулки и лопасти несущего винта.

§ 2. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НЕСУЩЕМУ ВИНТУ

Требования, предъявляемые к несущему винту, вытекают из упомянутых выше его разносторонних функций и определяются соображениями аэродинамики, динамики движения лопастей, прочности, жесткости и веса конструкции, а также условиями производства и эксплуатации. Соображения, касающиеся технологии производства, весьма важны и, безусловно, должны найти отражение в требованиях, однако упрощать изготовление несущего винта не следует за счет снижения его к. п. д. или надежности в эксплуатации.

Аэродинамические требования к несущему винту сводятся к следующим.

1. Высокий к. п. д. несущего винта на моторных режимах и достаточно хорошие авторотирующие свойства.

2. Отсутствие срыва воздушного потока в концевых сечениях лопасти на всех режимах.

3. Концевые числа M по относительной скорости не должны, по возможности, превосходить критических значений.

4. Обеспечение устойчивости движения лопастей относительно всех шарниров.

5. Минимальные шарнирные моменты лопастей для облегчения управления вертолетом.

6. Минимальное искажение профиля лопасти и ее закрутки в полете.

Требования прочности, жесткости и долговечности в основном сводятся к таким:

1. Отсутствие вибрации лопастей резонансного типа на рабочих режимах двигателя на всех режимах полета. Отсутствие вибрации лопастей типа флаттер.

2. Лопасти и детали втулки не должны иметь усталостных разрушений (т. е. рабочие переменные напряжения не должны превосходить предела усталости материала в данной конструкции).

3. На лопастях и деталях втулки не должно быть остаточных или таких деформаций, которые разрушали бы соединения частей лопасти и втулки.

4. Обеспечение наибольшего ресурса работы подшипников втулки несущего винта.

5. Достаточная жесткость лопасти на кручение, изгиб в плоскости вращения и изгиб от собственного веса.

6. Покрытие поверхности лопасти не должно разрушаться от дождя, снега, града и песка.

Производственные и эксплуатационные требования могут быть сформулированы следующим образом:

1. Простота изготовления, возможность изготовления современными производственными методами в крупносерийном производстве.

2. Взаимозаменяемость лопастей и деталей втулки несущего винта.

3. Простота соединения лопастей со втулкой.

4. Удобство балансировки лопастей и всего несущего винта.

5. Простота регулирования несущего винта и возможное сокращение количества периодических регулировок углов установки, демпферов и др.

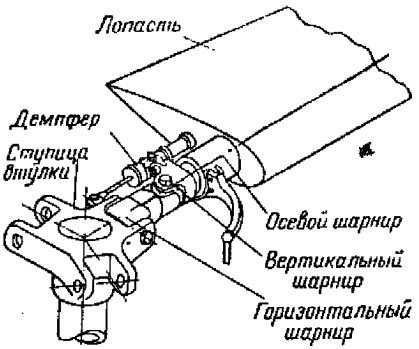
Выполняя все эти требования при проектировании несущего винта, нужно одновременно стремиться к получению возможно более легкой по весу конструкции. Наряду с этим лопасть по соображениям лучшей устойчивости и управляемости вертолетов должна иметь достаточный момент инерции относительно оси вращения.

Больший момент инерции обеспечивает также лучший переход несущего винта с моторных режимов на режим авторотации, так как при одних и тех же оборотах у винта с бо́льшим моментом инерции будет большей кинетическая энергия вращения, которая поддерживает вращение несущего винта после остановки двигателя до полного перехода на режим авторотации.

§ 3. ТИПЫ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

На вертолетах применяется три типа несущих винтов.

Первый тип — это несущий винт с шарнирным креплением каждой лопасти к втулке. Такой винт обычно принято называть *несущим винтом с шарнирными лопастями.*



Фиг. 83. Несущий винт с шарнирными лопастями.

Второй тип представляет собой несущий винт с жестким креплением лопастей ко втулке [1], которая сама крепится к валу посредством универсального шарнира (кардана). В дальнейшем для краткости такой винт будем называть *несущим винтом на кардане.*

Третий тип несущего винта отличается от остальных жестким креплением лопастей ко втулке, а также жестким креплением втулки к валу. Это «жесткий несущий винт». Термин «жесткий» здесь употреблен в смысле отсутствия шарниров в креплении лопастей и втулки (исключение составляет осевой шарнир, который обычно имеется). Иногда винт третьего типа называют *несущим винтом с жесткими лопастями,* а винт второго типа — *несущим винтом с полужесткими лопастями.* Такие названия не точны, так как сами лопасти, могут быть различной жесткости в любом из перечисленных типов, и только характер крепления лопастей к втулке и втулки к валу определяет тип несущего винта.

На фиг. 83, 84 и 85 схематично показаны три типа несущих винтов.

В систему несущего винта с шарнирными лопастями входят лопасти, втулка с горизонтальными, вертикальными и осевыми шарнирами, демпферы лопастей. Иногда на втулке имеются междулопастные упругие буферы.

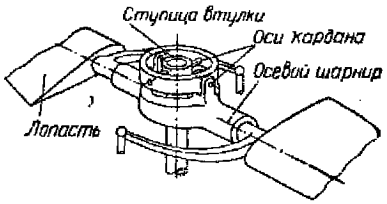
[1] В этом случае в креплении лопасти ко втулке горизонтальный и вертикальный шарниры отсутствуют: осевой шарнир имеется.

Несущий винт на кардане состоит из лопастей, втулки с универсальным шарниром и осевыми шарнирами лопастей. Несущий винт с жестким креплением лопастей состоит из лопастей втулки, наглухо закрепленной на валу и имеющей осевые шарниры для лопастей.

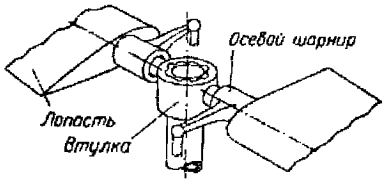
В современных вертолетах наибольшее распространение получил первый тип несущего винта, т. е. винт с шарнирными лопастями.

Не мало построено вертолетов и с несущими винтами на кардане.

Все реактивные вертолеты последних конструкций также имеют несущие винты на кардане. Жесткие винты применялись только на



Фиг. 84. Несущий винт на кардане.



Фиг. 85. Жесткий несущий винт.

первой стадии развития вертолета. Сейчас жесткие винты применяются редко. Возможно, их будут применять в многовинтовых схемах вследствие простой конструкции и благоприятных свойств в отношении срыва потока на лопастях.

Вопрос прочности в этом случае может быть также решен удовлетворительно; для этого необходимо, чтобы допускаемые переменные напряжения были ниже предела усталости.

В дальнейшем мы будем рассматривать только два первых типа несущих винтов — несущий винт с шарнирными лопастями и несущий винт на кардане.

§ 4. ЧИСЛО ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Несущие винты с шарнирными лопастями большинства вертолетов имеют три лопасти. В последнее время построены вертолеты с четырех- и пятилопастными несущими винтами. У двухлопастного несущего винта с шарнирным креплением ко втулке в полете возникают вибрации, которые передаются через втулку всему вертолету; поэтому меньше трех лопастей на несущем винте с шарнирным креплением устанавливать нежелательно.

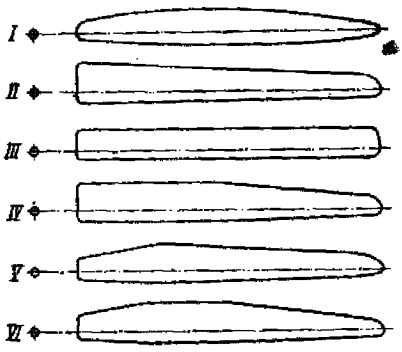
Несущий винт на кардане чаще всего имеет две лопасти. Благодаря отсутствию вертикального шарнира такой несущий винт работает достаточно плавно и является более простым по конструкции. Применяются также трех- и четырехлопастные несущие винты на кардане.

Число лопастей выбирается в зависимости от заполнения и требований прочности лопасти; при очень узкой лопасти с малой относительной толщиной профиля трудно удовлетворить требованиям жесткости и прочности. В случае реактивных винтов компрессорного типа нужно принять во внимание внутренние воздухопроводы, которые требуется вписать в сечение лопасти; при одном и том же заполнении это требование приводит к уменьшению числа лопастей.

§ 5. ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Форма лопасти в плане

На фиг. 86 показаны различные формы лопастей в плане, встречающиеся у современных вертолетов. Лопасть эллиптической формы в плане (*I*) применялась у первых советских вертолетов. Согласно вихревой теории такая форма является близкой к наивыгоднейшей; при правильно выбранной закрутке лопасти она дает высокий к. п. д. несущего винта при работе на месте. Однако эллиптическая форма сложна в производстве и ее обычно заменяют трапецевидной формой (*II*). Несущий винт с сужением лопастей $\varepsilon=2—3$ и закруткой порядка 8—12° имеет аэродинамические характеристики, близкие к характеристикам наивыгоднейшего винта. Часто встречается прямоугольная форма в плане (*III*). Если такая лопасть имеет закрутку, то качество ее также достаточно высокое.



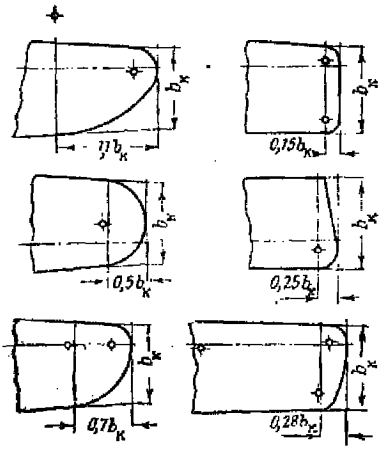
Фиг. 86. Форма лопастей в плане.

Другие формы лопасти в плане (*IV, V, VI*) являются промежуточными и по характеристикам близки к трапецевидной лопасти. Это и понятно, так как эффективные сечения их находятся на сужающейся трапецевидной части лопасти.

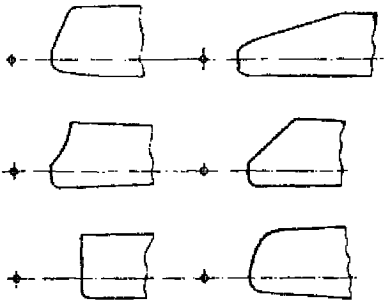
Форма конца лопасти

На фиг. 87 изображены наиболее часто встречающиеся формы конца лопастей несущих винтов. Какая из них лучше, можно судить по аналогии с самолетными винтами или крыльями. Выбирать форму законцовки лопасти нужно исходя из соображения меньших концевых потерь. Закругление концов в плане уменьшает концевые потери.

Относительные толщины концевых сечений должны быть минимальными, что также приведет к уменьшению концевых потерь.



Фиг. 87. Форма конца лопасти.



Фиг. 88. Форма лопасти у корня.

Форма обтекателя у корня лопасти

Очертания лопасти у корня (корневой обтекатель) бывают самые разнообразные: это зависит от вида крепления лопасти, а также от того, складываются лопасти назад на вертолете или нет. На концевую часть лопасти обязательно нужно ставить обтекатель для уменьшения сопротивления. Чем ближе к втулке подведен корневой обтекатель, тем меньше профильные потери на винте. На фиг. 88 показаны различные формы лопастей у корня.

Профиль лопасти

Желательно, чтобы выбранный профиль имел высокое аэродинамическое качество, постоянный центр давления (что равносильно равенству нулю значения c_{m0} [1]) и был достаточно простым по форме, что облегчает изготовление лопастей. Наиболее употребительными являются симметричный профиль NACA серии 000 и профиль NACA 230 (фиг. 89).

На некоторых вертолетах применялся профиль РАФ-38, который обладает всеми необходимыми качествами. Однако критический угол атаки $\alpha_{кр}$ у него несколько ниже, чем у профиля NACA 230.

При выборе профиля для лопасти несущего винта вертолета надо отдать предпочтение тому профилю, у которого выше $M_{кр}$. Положение центра давления мало изменяется с ростом чисел M, кроме того,

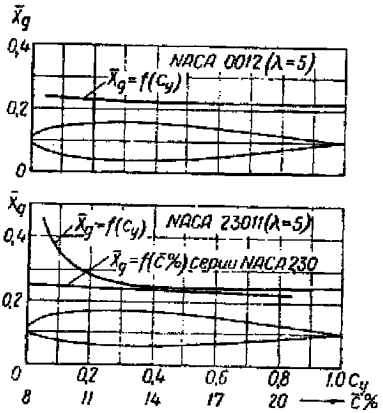
[1] Для создания положительного градиента усилия на ручке летчика можно и даже желательно брать профили для лопастей с небольшим положительным $c_{m\,0}$.

$a_{кр}$ должен быть наибольшим, чтобы срыв потока на конце попятно идущей лопасти происходил на больших $\frac{c_т}{\omega}$ и μ.

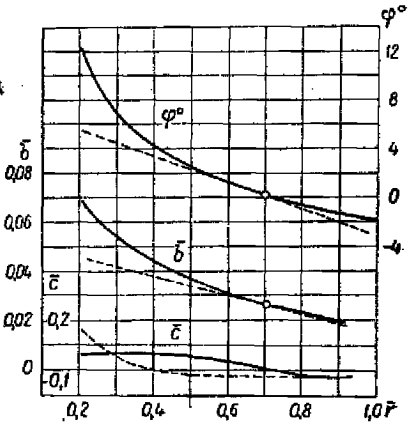
Если конец лопасти работает при числах M, близких к 0,8, то нужно ставить более тонкий симметричный профиль.

Относительная толщина профиля в случае прямоугольных лопастей в плане уменьшается от корня к концу от 16 до 7—9%, но есть прямоугольные лопасти, у которых относительная толщина постоянна по радиусу и равна 10—12%.

В случае трапецевидных лопастей относительная толщина на трапецевидной части обычно постоянна, так как увеличение строительной высоты сечения к комлю получается за счет увеличения хорды лопасти от конца к корню. На концевом закруглении нужно ставить тонкие профили с относительной толщиной 6—7%.



Фиг. 89. Профили лопастей вертолетов.



Фиг. 90. Оптимальные параметры формы лопасти.

Закрутка лопасти

Хотя в производстве проще всего изготовлять прямоугольные незакрученные лопасти, но желание получить несущий винт с более высоким к. п. д. заставляет проектировать и изготовлять закрученные лопасти трапецевидной или прямоугольной формы в плане. Встречаются и сейчас плоские лопасти, но это вызвано или типом конструкции (лопасти покрыты полотном) или технологией изготовления.

Наивыгоднейшая закрутка лопасти, получаемая из расчета по вихревой теории, показана сплошной линией на фиг. 90, но практически прямолинейная закрутка (пунктир на фиг. 90) вполне заменяет ее и дает результаты, близкие к наивыгоднейшим. Поэтому в

последних конструкциях применяется линейная закрутка лопастей. Можно рекомендовать линейную закрутку от 8 до 12° (считая закрутку как разность в углах установки в сечениях $\bar{r}=0$ и $\bar{r}=1{,}0$). Были опасения, что большая закрутка (10—12°) снизит авторотационные качества винта на режимах безмоторного полета. Однако летные испытания и эксперименты в аэродинамических трубах не подтвердили этих опасений, сейчас установлено, что несущие винты с закрученными лопастями имеют достаточно хорошие авторотационные характеристики.

Поверхность лопасти

Поверхность лопасти должна иметь минимальную шероховатость. Желательно поверхности полировать, особенно носок профиля (до 15% от передней кромки), этим обеспечивается уменьшение профильного сопротивления лопастей. С этой же целью желательно обшивку лопасти делать без швов. При большой шероховатости поверхности лопасти профильное сопротивление лопасти увеличивается и к. п. д. винта уменьшается.

Максимальная допустимая шероховатость поверхности 0,01 *мм*. Отдельные выступы у передней кромки не должны превышать 0,1 *мм*. Не должно быть также волнистости поверхности (допускается не более 0,25 *мм*), плохо заделанных швов, провисания ткани и деформации поверхности в полете.

§ 6. ВЕСОВАЯ И СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА ЛОПАСТИ

При проектировании лопасти вертолета ее силовая и весовая компоновка должна быть выполнена такой, чтобы на всех режимах полета отсутствовали самовозбуждающиеся колебания (флаттер) лопасти и чтобы шарнирный момент относительно продольной оси лопасти в целях получения допустимых усилий на ручку управления был минимальным по величине и с малой амплитудой изменения за оборот несущего винта.

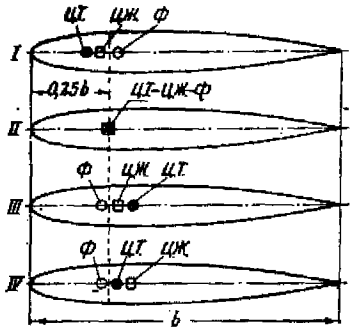
Флаттер лопасти зависит, как известно (по аналогии с крылом самолета), от взаиморасположения оси жесткости, оси фокусов и оси тяжести лопасти [1].

Флаттер лопасти исключается полностью, если взаиморасположение осей будет таким, как изображено на фиг. 91 (схемы *I* и *II*). В случае схем *III* и *IV* необходимо, чтобы соблюдалось условие $\omega_{кр} > \omega_{max}$. В этих случаях требуется произвести расчет на флаттер с учетом всех факторов, влияющих на устойчивость вращающейся лопасти (например, компенсатора взмаха, местных грузов и т. д.).

[1] Осью жесткости лопасти называется геометрическое место центров жесткости отдельных сечений. Осью тяжести лопасти называется геометрическое место центров тяжести отдельных сечений. Осью фокусов давлений лопасти называется геометрическое место фокусов отдельных сечений.

Даже очень небольшие изменения в расстоянии оси фокусов до оси жесткости лопасти влияют на критическую угловую скорость флаттера лопасти.

Совмещение оси фокусов с осью жесткости и осью тяжести представляет большую трудность. Применяемые для лопастей несущих винтов профили имеют $c_{m0}=0$, фокус у них совпадает с центром давления и отстоит на 23—25% от носка профиля. Чтобы расположить центр тяжести в центре давления, в некоторых конструкциях лопастей (как мы увидим ниже) приходится в носке лопасти располагать грузы (свинцовые прутки). Удачной компоновкой можно получить центровку (23—25%) без применения таких грузов, что достигается путем рационального размещения по хорде материала силовых и несиловых элементов лопасти или применением различных по удельному весу материалов.



Фиг. 91. Взаиморасположение осн жесткости, оси фокусов и оси тяжести лопасти.

Продольную ось вращения лопасти (осевой шарнир) надо направлять по оси центров давления, совпадающей с осью центров тяжести (при этом ось жесткости может совпадать с ними или быть впереди). Такое расположение дает минимальный шарнирный момент лопасти. Если ось вращения не совместить с осями ц. т. и ц. д., то на управление будут действовать периодические силы, которые вызовут вождение ручки летчика. Для исключения вождения ручки в этом случае применяются триммеры, расположенные на задней кромке лопасти. Отгибая триммеры вверх или вниз, можно влиять как на величину шарнирного момента отдельной лопасти, так и на суммарные усилия, которые передаются от несущего винта на ручку летчика. Триммеры на задних кромках лопастей являются мощным средством регулирования характеристик несущего винта, триммерами можно создавать циклическую закрутку лопасти и тем самым регулировать маховое движение лопасти в поступательном полете.

Распределение массы по радиусу лопасти производят исходя из необходимости иметь достаточные площади и модули сопротивления сечений силовых элементов (лонжеронов, носовых балок), которые нагружены центробежными силами и изгибающими моментами. Наилучшее распределение такое, когда поперечная составляющая силы инерции на каждом элементе урановешивается аэродинамической силой тяги на этом же элементе. Такое распределение массы приведет к тому, что в полете продольная ось лопасти будет близка к прямой. Шарнирный момент у такой лопасти (момент относи-

тельно осевого шарнира) будет постоянным и небольшим по величине, благодаря чему управление ручкой циклического изменения шага будет легким. Кроме того, изгиб лопасти в полете будет в этом случае умеренным. Конечно, для всех режимов полета этого нельзя достигнуть, но достаточно, чтобы это было на режиме наибольшей длительности в эксплуатации (например, крейсерском режиме).

Силы, действующие на лопасть

На лопасть действуют следующие силы:

1. Аэродинамические силы — подъемная сила в вертикальной плоскости и сила лобового сопротивления в плоскости вращения.
2. Центробежная сила.
3. Силы инерции, возникающие от махового движения лопасти относительно ГШ, от колебания в плоскости вращения относительно ВШ, от колебания относительно осевого шарнира. Кроме того, в плоскости вращения действуют силы Кориолиса.
4. Момент от демпфера лопасти.
5. Собственный вес.

Эти силы, кроме центробежной силы и собственного веса, в поступательном полете вертолета непостоянны. Они периодически меняются в зависимости от азимутального положения лопасти. Очень важно правильно оценить это изменение, от этого зависит правильность расчета на усталость. В расчете на усталость надо определить переменные напряжения в наиболее опасных сечениях лопасти.

Для исключения резонансных колебаний требуется при проектировании проделать расчет на определение периодов собственных колебаний лопасти на изгиб и кручение и сопоставить их с периодами возмущающих аэродинамических и инерционных сил. Несовпадение этих периодов колебаний по величине является непременным условием отсутствия вибрации (желательно, чтобы периоды собственных и вынужденных колебаний не были близки по величине). Диаметр, обороты несущего винта и его заполнение как параметры выбираются при общем проектировании вертолета. Они являются исходными данными при проектировании лопасти, но расчеты на вибрацию лопасти (резонанс, флаттер) могут в небольшой мере скорректировать эти параметры, так же как и относительную толщину профиля по сечениям лопасти.

§ 7. КОНСТРУКЦИИ ЛОПАСТЕЙ

В начальный период развития вертолетов при конструировании лопастей несущих винтов широко использовали большой опыт конструирования крыльев и лопастей пропеллеров самолета, поэтому первые конструкции лопастей по формам представляли как бы соединение конструкции лопасти пропеллера и крыла. Даже и сейчас черты той и другой конструкции можно обнаружить при рассмотрении лопастей современных вертолетов.

Существующие конструкции лопастей можно подразделить на три группы: к первой группе относятся лопасти смешанной каркасной конструкции, ко второй — деревянной конструкции и к третьей группе — металлической.

В дальнейшем мы будем рассматривать конструкции шарнирных лопастей. Лопасти несущего винта на кардане по конструктивной форме мало отличаются от лопасти с шарнирным креплением, хотя силовая схема работы этих двух типов лопастей разная.

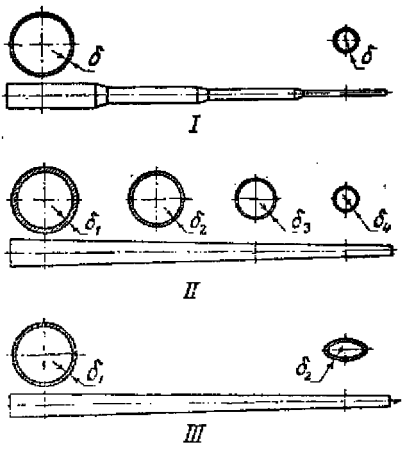
Лопасти на кардане нагружены большими изгибающими моментами в плоскости тяги и плоскости вращения, поэтому лопасть у корня должна быть более жесткой на изгиб, особенно в плоскости вращения. Обычно лопасть несущего винта на кардане имеет утолщенный корень. Так, например, у одного из вертолетов относительная толщина профиля лопасти у корня 20%, на конце 9% (хорда у корня b=343 *мм* и на конце b=241 *мм*). При любом типе конструкции лопасть несущего винта на кардане нужно проектировать с усиленными корневыми сечениями в соответствии с действующими на такую лопасть силами и требованиями прочности. В остальном все сказанное ниже о конструкции шарнирных лопастей, о недостатках и достоинствах тех или иных конструкций в такой же мере относится и к лопастям несущих винтов на кардане.

Лопасти смешанной каркасной конструкции

Лопасть смешанной конструкции состоит из лонжерона, являющегося основным силовым элементом, воспринимающим центробежную силу и изгибающие моменты, деревянных нервюр, носового и хвостового стрингеров и обшивки из фанеры и полотна. Лонжероном лопасти обычно является стальная труба круглого сечения. На первых вертолетах лонжерон лопасти состоял из двух или трех стальных труб разных диаметров, состыкованных между собой посредством болтов или заклепок. Сечениям концевой части лонжеронов придавали овальную форму, для того чтобы вписать сечение лонжерона в профиль малой относительной толщины. Такие лонжероны оказались ненадежными в работе, так как в заклепочных отверстиях и в стыковых переходах концентрируются переменные напряжения, приводящие лонжерон к усталостному разрушению. Теперь почти повсюду отказались от такой конструкции и перешли на цельный лонжерон, представляющий собой стальную трубу переменного сечения по длине, хотя изготовление такого лонжерона связано со значительными технологическими трудностями, особенно при большой длине его. На фиг. 92 показаны различные трубчатые лонжероны лопастей смешанной конструкции, изготовляемые из специальных сталей (хромоникелевой, хромансилевой и хромомолибденовой) и подвергаемые закалке.

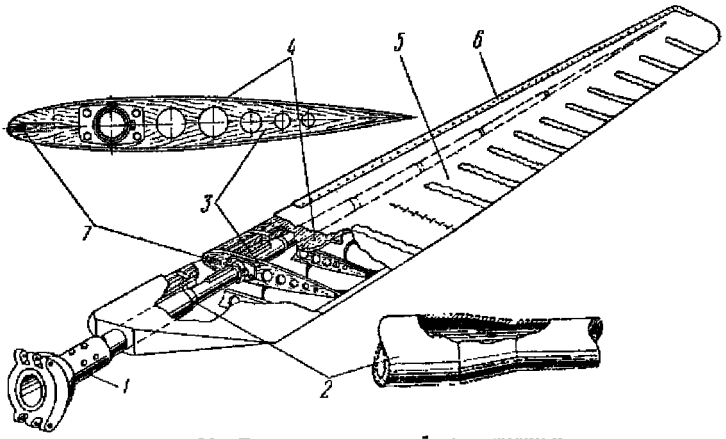
На фиг. 93 изображена лопасть смешанной конструкции, наиболее удачная для этого типа. Комель *1* лопасти выполнен из сталь-

ной штампованной заготовки в форме стакана с двойной гребенкой, разнесенной в вертикальной плоскости. Стакан плотно посажен на трубу лонжерона *2* и соединяется с ней конусными болтами. Крепление лопасти к втулке осуществляется с помощью работающих на срез двух конусных болтов, соединяющих гребенки комля лопасти с ответной двойной гребенкой корпуса осевого шарнира. Расположение стыковочных плоскостей и применение конических болтов обеспечивает удобный монтаж и демонтаж лопастей. Такой разъем позволяет складывать лопасть назад, разъединив ее рычаг и тягу управления и повернув лопасть в осевом шарнире на 90° (вынув предварительно один конусный болт).



Фиг. 92. Стальные трубчатые лонжероны.

Лонжерон *2* лопасти представляет собой круглую трубу ступенчатого сечения с восемью плавными конусообразными переходами.



Фиг. 93. Лопасть смешанной конструкции.

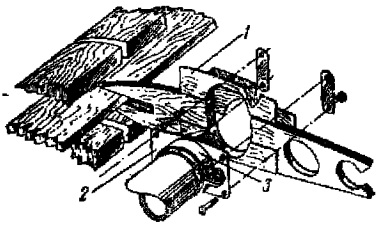
1—комель; *2*—лонжерон; *3*—нервюра; *4*—фанерная обшивка; *5*—полотняная обшивка; *6*—оковка носка; *7*—свинцовый пруток.

Диаметр лонжерона у корня равен 70 *мм*, а на конце лопасти 21 *мм*. Толщина стенок лонжерона постоянна по всей длине и равна 3 *мм*.

Места перехода внутри лонжерона использованы для помещения пробок из свинца для балансировки лопасти по радиусу. Конец лонжерона от $r=0{,}85$ заполнен дробью общим весом $\sim 1{,}25$ *кг* с целью уменьшения напряжения от изгиба в плоскости тяги, а также для увеличения момента инерции лопасти.

Деревянные нервюры составляют поперечный набор каркаса лопасти. Расстояние между нервюрами переменное и уменьшается в направлении от корня к концу лопасти не непрерывно, а ступенями. У корня расстояние между нервюрами 196 *мм*, а на конце 69 *мм*.

Нервюры изготовлены из фанеры толщиной 8 *мм* (фиг. 94). К средней части нервюры с двух сторон приклеены накладки толщиной 2 *мм*. Кусок нервюры *1* сверху лонжерона вклеивается после установки нервюры на лонжерон (нервюра на лонжерон накладывается этим вырезом).

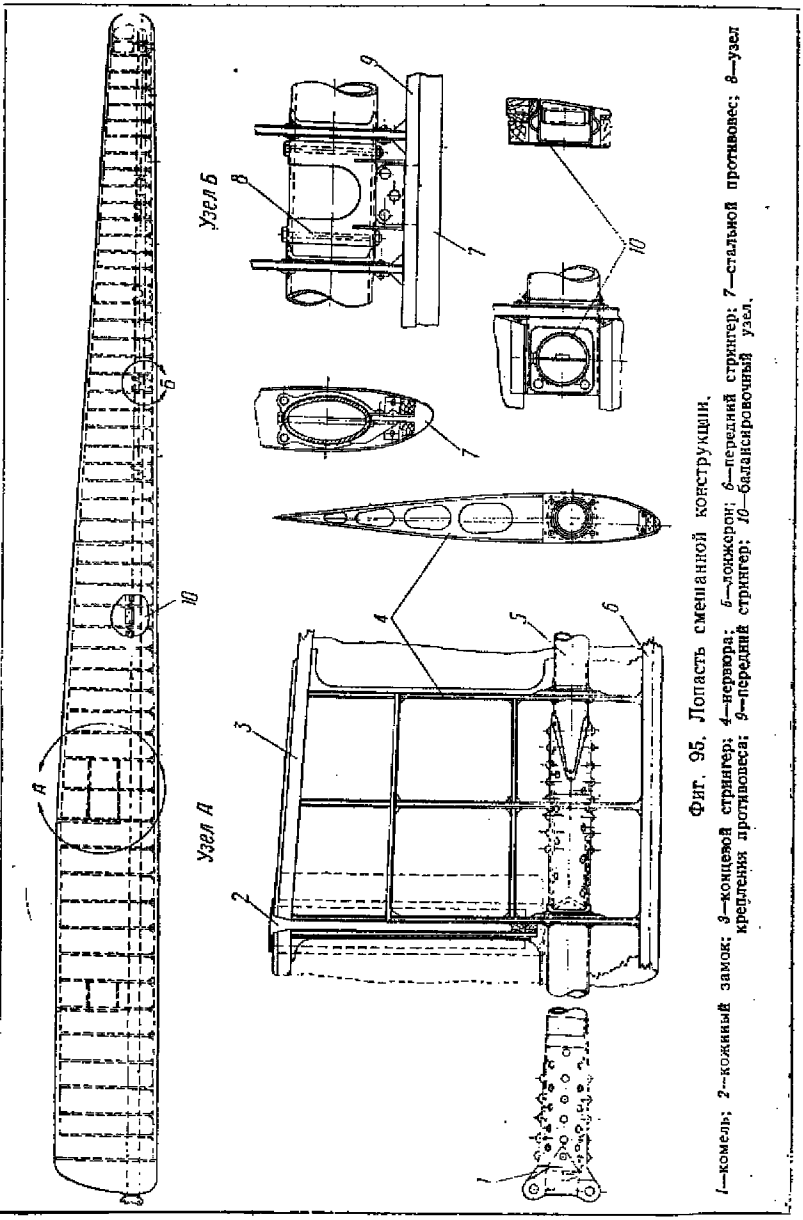


Фиг. 94. Нервюра лопасти смешанной конструкции.

Крепится нервюра к лонжерону с помощью разрезного фланца *2*, который приклеивается клеем типа БФ2 или БФ4 и стягивается стальным хомутом *3*, также посаженным на клей. Фланец к нервюре присоединен четырьмя болтами. Сначала на лонжерон надевают фланцы с хомутиками на клею, затем нагревают лонжерон для затвердевания клея, а потом в стапеле устанавливают на лонжерон нервюры.

В носовой части нервюры имеется вырез для переднего стрингера, проходящего через все нервюры лопасти и вклеенного в них. Передний стрингер — из клееной древесины. Между нервюрами на стрингере приклеены бобышки, образующие вместе со стрингером носок лопасти. Начиная с радиуса $\bar{r}=0{,}4$ в носок лопасти в целях центровки лопасти по хорде размещают свинцовый пруток, который с помощью шурупов крепят к стрингеру.

Фанерная обшивка толщиной 1,7 *мм* покрывает лопасть до 60% хорды от носка. Фанерную обшивку приклеивают к носовой части каркаса, для чего в бобышках и нервюрах имеются выемки под фанерный лист, затем обшивку прибивают гвоздями к бобышкам вдоль носовой части и к нервюрам по контуру профиля. После фанерной обшивки лопасть покрывают двумя слоями полотна. Носок лопасти начиная с относительного радиуса $\bar{r}=0{,}5$ до конца окован поверх полотна лентой из нержавеющей стали, прикрепленной специальными рифлеными гвоздями. Выше было указано, что разрезные фланцы для крепления нервюр присоединяют к лонжерону клеем. Это вызвано тем, что другие способы присоединения (заклепки, пайка оловом) понижают динамическую прочность лонжерона.

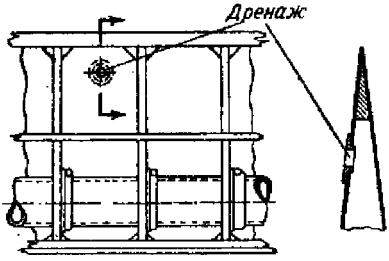


Фиг. 95. Лопасть смешанной конструкции.

1—комель; 2—кожаный замок; 3—концевой стрингер; 4—перкала; 5—ложжерон; 6—передний стрингер; 7—стальной противовес; 8—узел крепления противовеса; 9—передний стрингер; 10—балансировочный узел.

На фиг. 95 показана лопасть смешанной конструкции другого вертолета. Лонжерон переходит с круглого сечения у корня на эллиптическое в конце.

В этой конструкции устроены кожаные замки *2* с целью предохранения заднего стрингера от потери устойчивости на сжатие (особенно в момент запуска несущего винта). Для любой лопасти смешанной конструкции с полотняной обшивкой в задней части хорды нужно обязательно ставить подобные предохранительные замки. Для нужной центровки лопасти по хорде в носовой стрингер вставляется стальной противовес *7*. Для балансировки лопасти на конце предусмотрен специальный балансировочный узел *10*.



Фиг. 96. Размещение дренажных отверстий на лопасти.

Встречаются лопасти смешанной конструкции, полностью покрытые фанерой от носка до задней кромки. Центровка таких лопастей требует размещения в носке более тяжелого груза, чем при обшивке полотном.

В случае полотняного и фанерного покрытия на конце лопасти, вблизи заднего стрингера с нижней стороны, делают дренажные отверстия (фиг. 96) для выравнивания внутреннего давления с внешним во избежание вспучивания или даже разрушения обшивки лопасти. Внутреннее избыточное давление равно скоростному напору от окружной скорости $\frac{\rho (\omega r)^2}{2}$; его действие для некоторых точек может складываться с разрежением, получающимся на поверхности лопасти.

Лопасти смешанной конструкции имеют относительно меньший вес, но это, пожалуй, единственное их достоинство.

К недостаткам таких лопастей можно отнести следующие:

1. Поверхность лопасти весьма уязвима и не обладает необходимой стойкостью; легко разрушается под действием песка, дождя и снега.

2. При работе несущего винта с полотняной обшивкой профиль сечения лопасти искажается, вследствие чего увеличивается профильное сопротивление и понижается к. п. д. Искажение профиля вызывает также уменьшение $a_{кр}$, что приводит к более раннему срыву потока на конце лопасти, идущей назад.

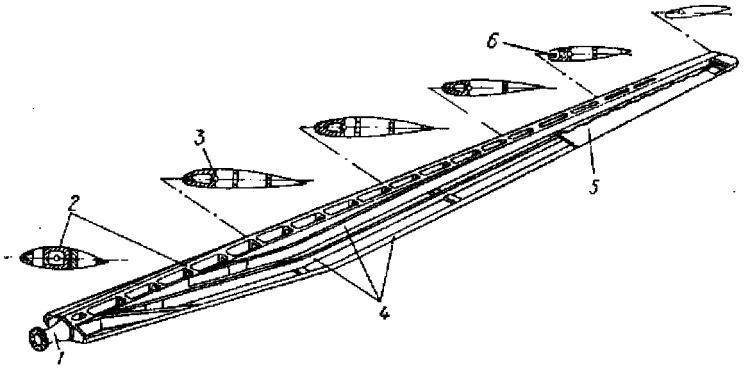
3. С полотняной обшивкой нельзя обеспечить оптимальную закрутку лопасти.

4. Деревянные части лопасти подвержены действию влаги, изменение влажности может привести к разбалансировке лопасти.

Все указанные недостатки заставляют сделать вывод, что если до окружных скоростей порядка 140—150 *м/сек* смешанная каркасная конструкция еще может быть применена с ограниченным ресурсом, то для несущих винтов больших диаметров с окружными скоростями порядка 200 *м/сек* эта конструкция мало пригодна. На современных вертолетах она встречается все реже и реже. Конструкторы вертолетов переходят к более надежным металлическим конструкциям лопастей.

Лопасти деревянной конструкции

Лопасти деревянной конструкции выполняются либо каркасными с лонжероном из прессованной древесины, с набором нервюр и стрингеров и фанерной обшивкой, либо сплошными, без внутренних пустот, с применением легкой древесины или заполнителей (пено-



Фиг. 97. Лопасть деревянной каркасной конструкции.

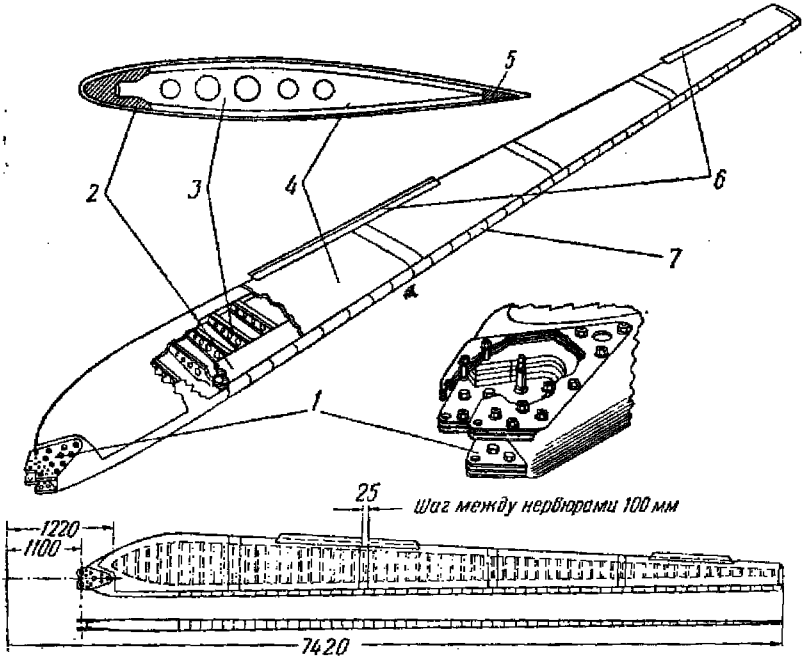
1—фланцевый комель; *2*—лонжерон; *3*—стальной стержень; *4*—стрингеры; *5*—обшивка; *6*—балансировочный груз.

пластов) в задней части хорды лопасти. Части лопасти соединяют при помощи клея.

В деревянных конструкциях возрастает значение контроля за качеством склейки, так как надежность лопасти полностью зависит от качества склейки.

На фиг. 97 дана конструктивная схема лопасти каркасной деревянной конструкции. Лонжерон *2* изготовлен из прессованной древесины в виде коробчатого профиля с поперечными перегородками, закрываемого толстой обшивкой, выклеенной из шпона. Задний и передний стрингеры образуют переднюю и заднюю кромки лопасти. К корню лонжерона присоединен фланцевый комель *1* для крепления к втулке несущего винта. Обшивка толщиной 2,5 *мм* придает лопасти требуемый профиль. Она выклеена на болванках из шпона.

По всей длине лопасти между лонжероном и задним стрингером поставлены еще два стрингера для поддержания формы обшивки. Для разгрузки упорных подшипников осевого шарнира от центробежной силы от корня до конца лопасти идет стальной стержень *3*. Отсутствие нервюр в каркасе лопасти должно привести при работе лопасти к деформации обшивки, т. е. к искажению профиля.



Фиг. 98. Лопасть деревянной каркасной конструкции.

1—металлические накладки; *2*—деревянный лонжерон; *3*—нервюры; *4*—фанерная обшивка; *5*—деревянный концевой лонжерон; *6*—триммеры; *7*—металлическая оковка передней кромки.

Более совершенной каркасной конструкцией является лопасть, изображенная на фиг. 98. Носовая часть лопасти, представляющая собой лонжерон *2*, изготовлена из прессованной древесины. Задняя кромка образована сосновым стрингером. Обшивка — фанерная (состоит из пяти панелей толщиной не менее 2 *мм*). Нервюры имеют фанерную стенку и сосновую полку по контуру профиля. У передней кромки обшивка пригнана впритык к латунной оковке, которая разрезана на короткие участки (100 *мм*) и привернута к носку лопасти винтами. Латунная оковка защищает носок лопасти от износа.

На лопастях применен симметричный профиль NACA 0015 у корня и NACA 0006 у конца лопасти. Нервюры крепят к лонжерону клеем, вставляя их в продольный паз лонжерона. На задней кромке лопасти установлены два триммера из дуралюмина, служащие для регулирования конусности лопастей, устранения вождения ручки циклического управления, а также для создания нужного градиента усилия на ручке летчика. В этой конструкции, в той части, где лопасть пустотелая, на больших окружных скоростях профиль будет также искажаться за счет деформации фанеры, хотя и в меньшей степени, чем у лопастей с полотняной обшивкой.

При достаточно толстой фанере это явление можно исключить, но применение толстой фанеры потребует груза в носке для желательной центровки по хорде, что приведет к утяжелению лопасти.

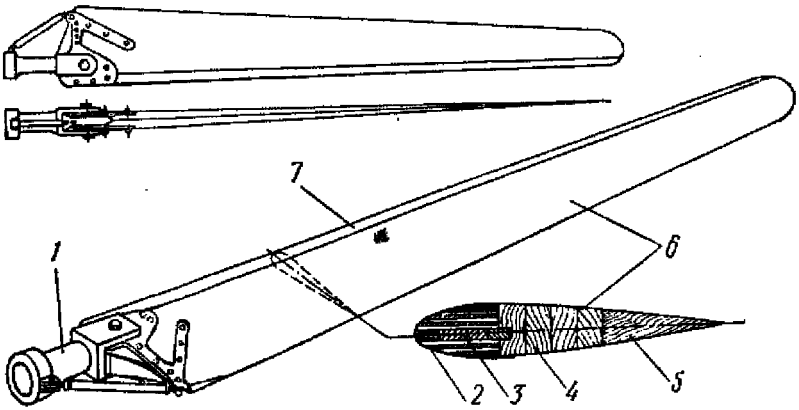
Дренажные отверстия в конце лопасти такой конструкции также необходимы. Лопасть деревянной конструкции получается более тяжелой, чем лопасть смешанной конструкции, но несущий винт с такой лопастью будет иметь более высокий к. п. д., так как поверхность (особенно при толстой фанерной обшивке) лопасти может быть выполнена весьма гладкой (полированной).

Сплошная деревянная конструкция более надежна в эксплуатации, чем каркасная деревянная. Сплошная конструкция по изготовлению аналогична лопасти деревянного пропеллера, только переклейка делается из разной по удельному весу древесины с расположением более тяжелых пород в носке лопасти и более легких — у задней кромки. Все сечение лопасти заполняется, пустоты отсутствуют. Такая лопасть представляет собой монолитную конструкцию, и ее профиль не изменяется на больших окружных скоростях. Поверхность ее путем полирования можно сделать совершенной. Лопасти можно дать оптимальную закрутку. Такую конструкцию лопасти можно изготовить с большой точностью, обрабатывая ее по профилю на копировальном станке.

На фиг. 99 дана конструктивная схема сплошной деревянной лопасти. В носовой части из переклеенной березовой фанеры *2* прокладывают стальную полосу *3* до самого корня, вводя ее в крепление лопасти ко втулке. Вместе с носовой балкой она воспринимает центробежную силу лопасти и, кроме того, помогает выполнить нужную центровку по хорде. Носовая часть обшита листовой нержавеющей сталью толщиной 0,2 *мм*. Остальная часть поверхности обтянута стеклянной тканью на эмалите и покрыта алюминизированным лаком. Покрытие стеклотканью надежно защищает лопасть от влаги и дает возможность хорошо ее отполировать.

Лопасти сплошной деревянной конструкции при доброкачественной склейке являются достаточно вибростойкими. Трещины, появляющиеся при длительной работе от вибраций, приводят к разрушению, как показали опыты, при окружных скоростях, вдвое бо́льших рабочих. Лопасти получаются достаточно жесткими на кручение и изгиб в плоскости вращения. Большие возможности при кон-

струировании сплошных деревянных лопастей дает применение легких пенопластов в качестве заполнителя. Располагая пенопласт в задней (по хорде) части лопасти, легко получить нужную центровку лопасти по хорде и облегчить вес конструкции. Пенопласт можно облицовывать фанерой и затем покрывать стеклотканью. Сплошная деревянная конструкция с успехом применяется на вертолетах с несущими винтами на кардане, где требуется большая жесткость на изгиб в плоскости вращения.



Фиг. 99. Лопасть сплошной деревянной конструкции.

1—комель; *2*—березовая переклеенная фанера; *3*—стальная полоса; *4*—сосна; *5*—бальза; *6*—стеклоткань; *7*—оковка.

Влага на деревянных лопастях вызывает коробление, а иногда и разбалансировку лопастей даже при наличии защитных внешних и внутренних покрытий. На сплошные лопасти, покрытые стеклотканью, влияние влаги менее значительно.

Недостатком сплошной деревянной лопасти является большой ее вес. Относительный вес лопастей возрастает с увеличением размеров лопасти, поэтому лопасти больших размеров едва ли целесообразно выполнять по типу сплошных деревянных конструкций.

Лопасти металлической конструкции

В целях создания надежной в эксплуатации лопасти, легкой по весу, имеющей достаточную прочность и длительный ресурс, переходят к цельнометаллическим конструкциям из легких сплавов или из специальной стали.

Наиболее сложным в создании надежных металлических лопастей до сих пор было соединение металлических частей друг с другом. На первой стадии развития вертолетов металлические лопасти были клепаной конструкции. Так как вопрос о долговечности их не стоял в качестве главной задачи, то части лопасти соединяли при помощи заклепок и болтов.

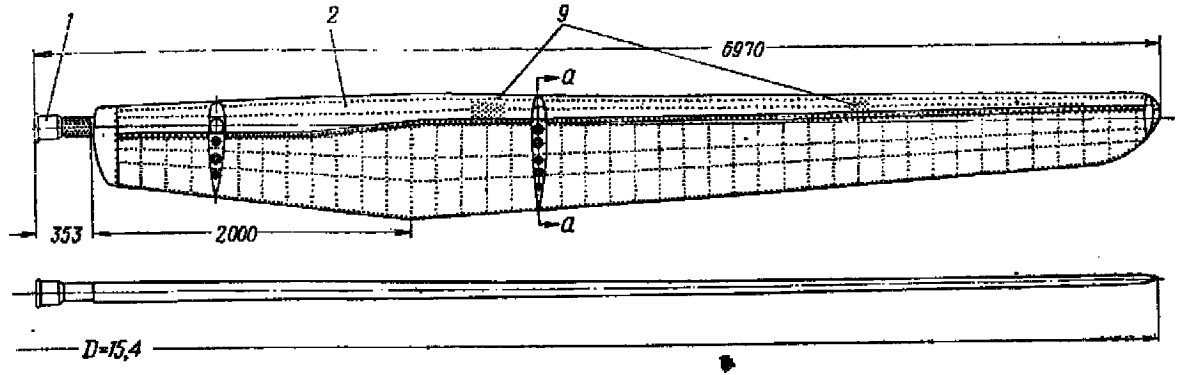
На фиг. 100 изображена лопасть экспериментального советского вертолета 11-ЭА (относится к 1939 г.), диаметр несущего винта которого был 15,4 *м*. Лонжерон *2* лопасти представляет клепаную носовую балку, выполненную по контуру профиля лопасти. Лонжерон имеет два стыка по длине. В носовой части балки помещен сплошной профилированный стрингер *3*, приклепанный к верхнему и нижнему толстым листам. Внутри балки вклепан профиль *4* для жесткости и сохранения формы. К заднему профилю *5* балки крепятся нервюры. На верхнем и нижнем листе сделаны выемки для присоединения листа обшивки без выступа. Для крепления ко втулке в корень лонжерона вклепана стальная труба, а к ней также на заклепках присоединен комель *1*, являющийся корпусом осевого шарнира.

В этой конструкции для центровки по хорде нет необходимости применять свинцовые грузы в носке лопасти, так как нужная центровка получается без них благодаря соответствующему распределению масс силовых элементов и обшивки в сечении лопасти.

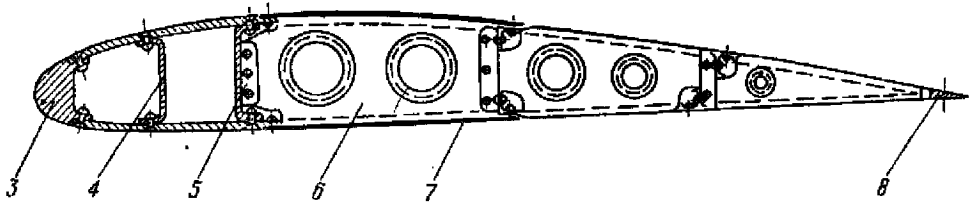
Ухудшают конструкцию большое количество заклепочных швов и стыки по длине лопасти, понижающие ее вибростойкость. В изготовлении такие лопасти весьма трудоемки. Кроме того, при такой конструкции трудно выдержать профиль, в местах заклепочных швов неизбежно будут вмятины и выпуклости.

Другой, более совершенной конструкцией цельнометаллической лопасти является лопасть, изображенная на фиг. 101 и 102. Лонжерон ее представляет сплошную дуралюминовую балку *2*, обработанную по контуру профиля, с выемками под лист для присоединения при помощи винтов-гужонов задней части лопасти. Задняя часть лопасти, собранная из толстых листов обшивки (1,5 *мм*), выколоченных по контуру профиля, имеет редко поставленные нервюры и стрингер *7* для сохранения формы. На конце лопасти (где строительная высота мала) вместо нервюр для устойчивости обшивки поставлены легкие профили. Стальные винты-гужоны *6* ставят впотай, головки их затем раскернивают. Для более плотной посадки нарезку гужона при завинчивании смазывают смоляным клеем. Лонжерон к корню переходит в круглое сечение для соединения со втулкой. Это соединение осуществляется с помощью разъемного корпуса осевого шарнира лопасти.

Задняя кромка в корневой части лопасти (узел *А* на фиг. 102) во избежание потери устойчивости ее при резких запусках двигателя делается усиленной. Обшивка в корне лопасти жестко заделана на корневой нервюре, присоединенной к корню носовой балки.

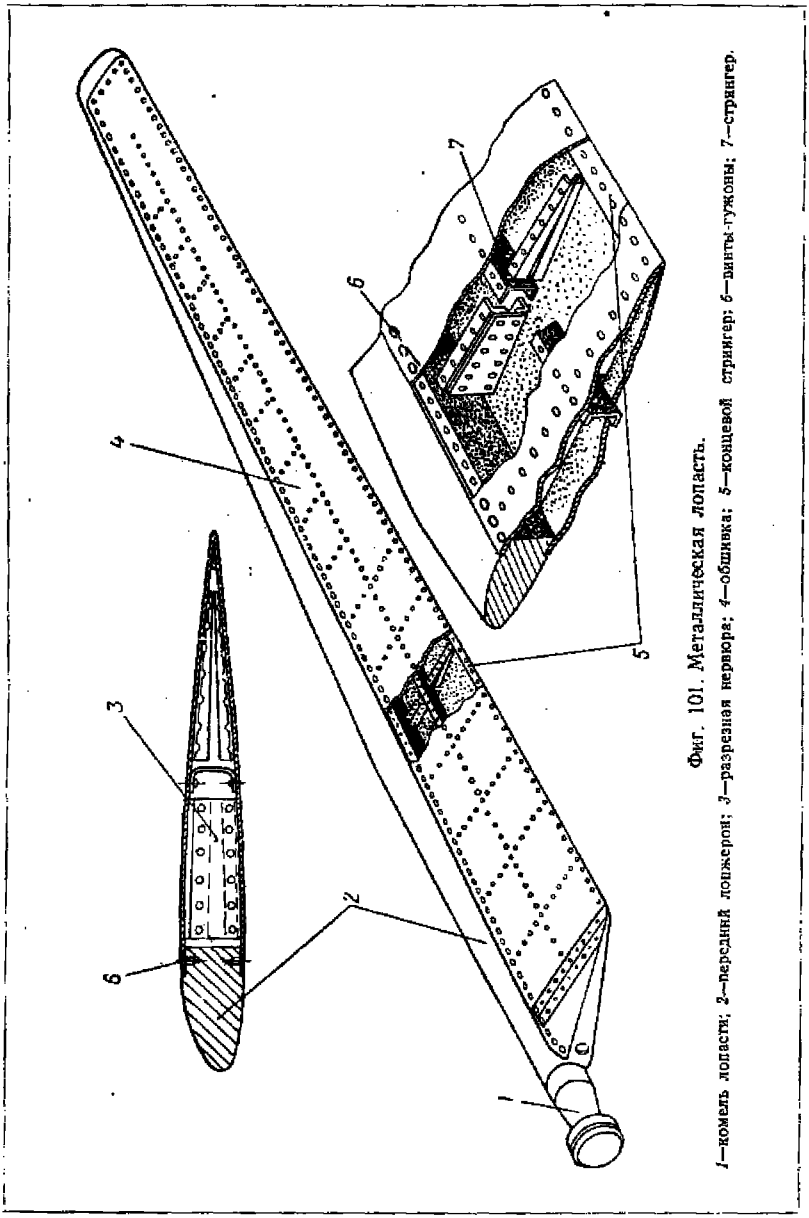


Разрез по аа



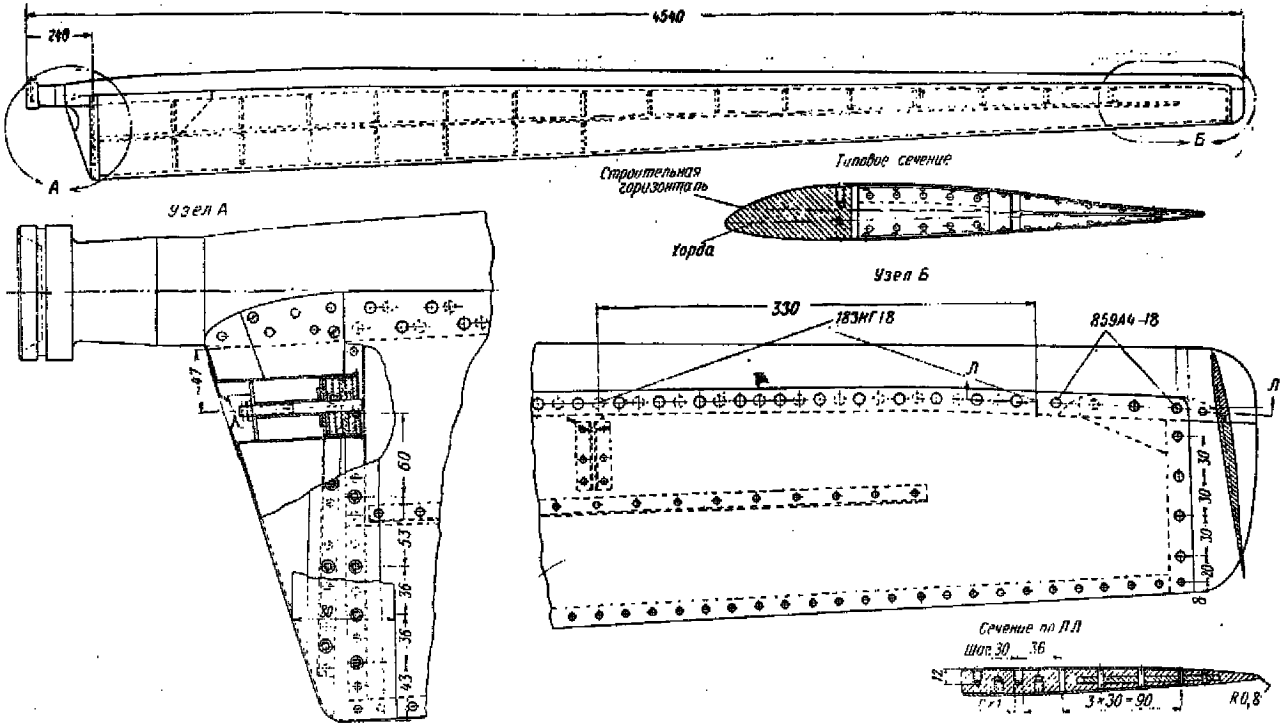
Фиг. 100. Металлическая лопасть вертолета 11-ЭА.

1—комель; *2*—лонжерон; *3*—передний стрингер; *4*—передний профиль; *5*—задний профиль; *6*—нервюра; *7*—обшивка; *8*—задний стрингер; *9*—стыки лонжерона.



Фиг. 101. Металлическая лопасть.

1—комель лопасти; 2—передний лонжерон; 3—разрезная нервюра; 4—обшивка; 5—концевой стрингер; 6—винты-гужоны; 7—стрингер.



Фиг. 102. Металлическая лопасть.

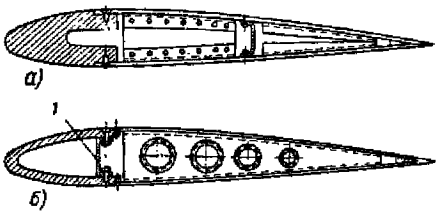
Преимущества этой конструкции перед описанной выше каркасной (см. фиг. 100) следующие:

1. Можно выполнить профиль лопасти более точно и исключить его искажения при работе несущего винта.

2. Благодаря штампованной или выколоченной толстой обшивке задней части и сплошной носовой балке можно выполнить лопасть любой закрутки с хорошей стойкой поверхностью, хорошо противостоящей действию дождя, снега и песка. Дренажные отверстия на конце лопасти излишни.

3. Для больших окружных скоростей лопасть может быть выполнена с тонким профилем, что обеспечит высокий к. п. д. несущего винта. Весовая центровка лопасти по хорде получается без всяких включений паразитных неработающих масс (свинцовых прутков).

4. Бо́льшая жесткость лопасти на кручение и на изгиб в плоскости вращения.



Фиг. 103. Сечение лопасти металлической конструкции.

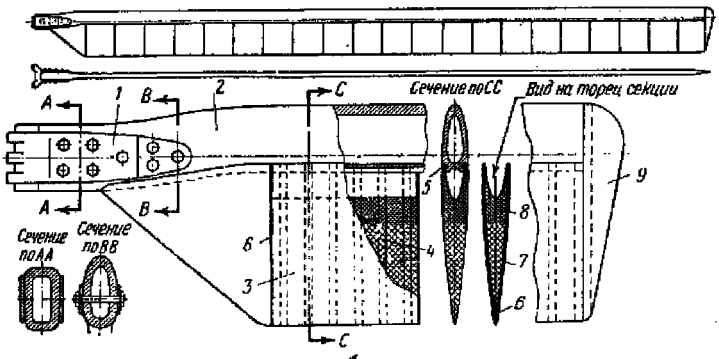
Несущие винты с лопастями подобной конструкции были установлены на советских вертолетах «Омега», Г4 и Б11, работали при окружных скоростях 180—220 *м/сек* и в эксплуатации показали себя хорошо.

Цельнометаллические лопасти с носовой сплошной балкой и толстой обшивкой получаются тяжелее лопастей каркасной металлической конструкции. Для несущих винтов бо́льших диаметров в целях облегчения в носовой балке лопасти необходимо «выбрать» материал (фиг. 103,*а*) или выполнять носовую балку из толстого листа (фиг. 103,*б*), замыкая контур силовым элементом *1*. Обшивку задней части можно делать более тонкой, используя, как и в деревянных сплошных лопастях, в качестве заполнителей пенопласты.

Наиболее слабыми местами описанной выше конструкции цельнометаллической лопасти (см. фиг. 102) являются соединение листов обшивки с носовой балкой винтами-гужонами, а также заклепочный шов задней кромки.

На фиг. 104 приведен проект металлической лопасти, где носовая балка *2* выполняется из дуралюминовой толстостенной трубы каплевидной формы при помощи фрезерования последней по контуру профиля. Задняя часть лопасти состоит из отдельных секций небольшой длины. Каждая секция собирается по обшивке на клею из армированного заполнителя и тонкого дуралюминового листа, благодаря чему выдерживается точный контур. Заполнитель секций *7* и *8* берется с различным удельным весом для точной балансировки сечения по хорде.

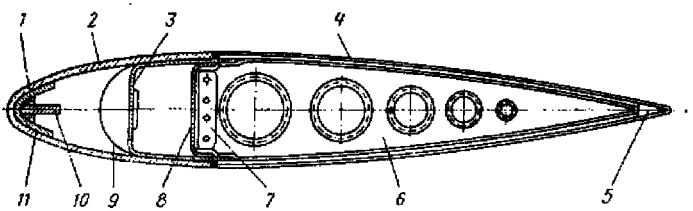
Лопасть — прямоугольная с постоянной относительной толщиной по радиусу; все секции взаимозаменяемы и присоединяются к носовой балке на винтах *5*. Это соединение благодаря малым размерам



Фиг. 104. Проект металлической лопасти с отдельными секциями и заполнителем.

1—накладка; *2*—носовая балка; *3*—тонкая обшивка секции; *4*—армировка; *5*—винт крепления секции; *6*—эластичная прокладка; *7*—легкий заполнитель с меньшим удельным весом; *8*—легкий заполнитель с большим удельным весом; *9*—концевой обтекатель лопасти.

секции нагружено незначительно. Между собой секции соединяются на клею при помощи эластичной прокладки *6*, проложенной по контуру торца секции.



Фиг. 105. Сечение сварной стальной лопасти.

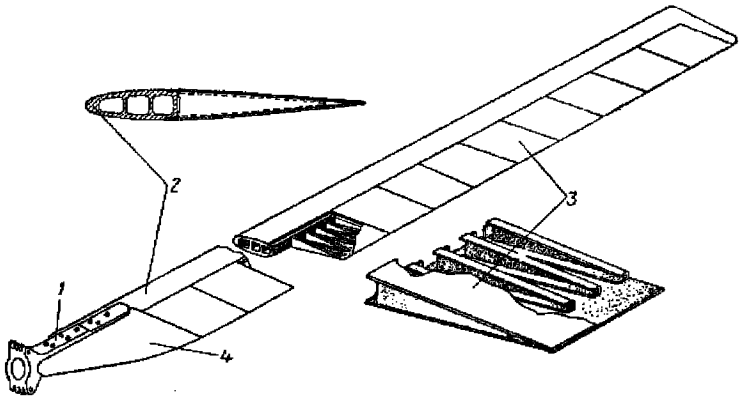
1—противовес; *2*—обшивка носка; *3*—передний профиль лонжерона; *4*—обшивка с заполнителем; *5*—концевой стрингер; *6*—нервюра; *7*—стык нервюры; *8*—задний профиль лонжерона; *9*—диафрагма; *10*—ребро; *11*—носовой стрингер.

Были попытки создать сварную цельнометаллическую лопасть. На фиг. 105 приведено сечение лопасти сварной конструкции. Передняя носовая часть лопасти состоит из обшивки *2* из нержавеющей стали толщиной 0,80 *мм* и лонжерона, образованного двумя П-образными профилями. Носок усилен стрингером *11*. К стрингеру приварен противовес *1* из сплава свинца и олова.

Обшивка соединена с лонжероном точечной сваркой. Для обогрева против обледенения в переднюю часть лопасти введена труба, через которую в лопасть подается горячий воздух.

Задняя часть лопасти выполнена из нервюр и обшивки, представляющей собой два очень тонких листа из нержавеющей стали, между которыми помещен заполнитель из пластика.

Этот тип конструкции имеет тот недостаток, что точечная сварка в условиях работы лопасти может оказаться недостаточно вибро-



Фиг. 106. Металлическая клееная лопасть.

1—комель; *2*—лонжерон; *3*—секция; *4*—переходная корневая панель.

стойкой. Вообще сварные швы на тонком листовом материале нельзя считать надежным соединением ввиду концентрации напряжений и изменения структуры материала в месте сварки.

На фиг. 106 дана конструктивная схема цельнометаллической лопасти вертолета Сикорского, выполненной из дуралюмина и собранной на клею. Она состоит из дуралюминового лонжерона *2*, переходной корневой панели *4*, комля *1* и секций *3*, образующих заднюю часть лопасти по хорде. Секции приклеены к лонжерону. Контурный лонжерон занимает $^1/_3$ хорды, а $^2/_3$ хорды занимает секция. На конце лопасти имеется обтекатель с балансировочным грузом. Лонжерон (носовая балка), имеющий внутри две перемычки, спрессован из дуралюминовой болванки. Болванка, входя в штамп, разделяется на несколько потоков, которые на выходе из него свариваются между собой (так как материал находится в пластическом состоянии), образуя замкнутый контур с двумя перемычками внутри. После этого лонжерон закручивается до нужной величины. После тщательного контроля по выявлению трещин и других дефектов лонжерон фрезеруют со всех сторон на контурной машине.

Сзади лонжерона, сверху и снизу фрезами на нем делают выемки на толщину листа обшивки секций, приклеиваемых потом по этой выемке. Затем, после соответствующего контроля толщины стенок, прямолинейности и закрутки к корневой части лонжерона приклеивают клеем на смоляной основе с последующей термообработкой переходную панель *4*. Эта панель служит местом присоединения стального комля *1* для крепления лопасти ко втулке.

Каждая секция *3* длиной 305 *мм* по размаху представляет собой набор из пяти нервюр, приклеенных к тонкой обшивке из дуралюмина. Сборка этих секций идет по обшивке в специальном приспособлении. Давление, необходимое для склейки, создается деревянными клиньями, расположенными между нервюрами. Лонжерон с секциями склеивают в приспособлении с зажимом, в котором лопасть остается до начального затвердения клея на воздухе. После этого лопасть помещают в печь низких температур для закрепления приклейки секций к лонжерону и внутренней склейки самой секции. Для склейки секций и приклейки их к лонжерону употребляется клей на каучуковой основе (вибростойкий).

В концевой части лопасти расположен балансировочный груз, перемещающийся по хорде. Расположение этого груза окончательно уточняют при балансировке лопасти, после чего снимают временную концевую обшивку и приклеивают концевой обтекатель лопасти. Кроме того, концевой обтекатель приклепывают заклепками.

Изготовление лопастей описанным способом сильно упрощается, если они имеют прямоугольную форму в плане и постоянную относительную толщину профиля по всей своей длине.

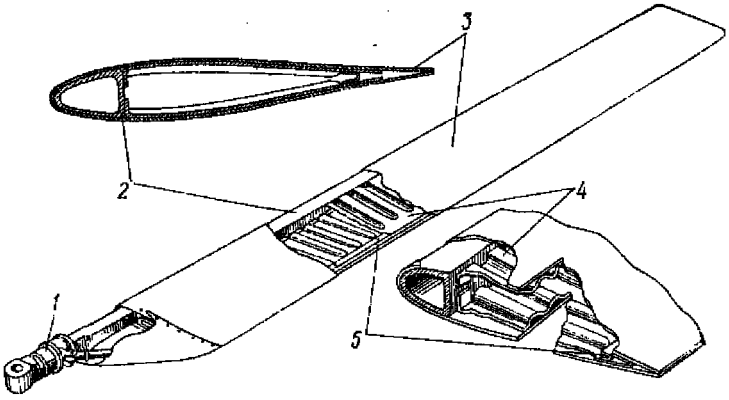
Испытания несущих винтов с такими лопастями дали хорошие результаты как в смысле высокого значения к. п. д., так и в отношении срока службы. На всех серийных и опытных вертолетах Сикорского, строящихся в Америке и Англии, ставят лопасти металлической клееной конструкции.

Другой тип металлической лопасти, собранной посредством склеивания, представляет стальная лопасть фирмы Превитт (фиг. 107). Она состоит из трех основных элементов: стального лонжерона, тонкой стальной обшивки из нержавеющей стали и гофрированного подкрепления из легкого сплава. Лопасть имеет геометрическую закрутку.

Трубчатый лонжерон *2* образует носок лопасти и, имея сечение контура носка профиля лопасти, переходит в корне в круглое поперечное сечение.

Обшивка *3* выполнена из одного листа нержавеющей стали толщиной 0,127 *мм*. Гофрированное подкрепление *4* из алюминиевого сплава имеет плоские поверхности в местах приклейки его к обшивке и отогнутые лапки для приклейки к лонжерону. Обшивке придают форму профиля лопасти, затем помещают в приспособление, где внутреннюю поверхность ее покрывают клеем. В обшивку помещают лонжерон и гофрированное подкрепление, также обработан-

ные клеем. В полость лопасти вводят резиновый мешок. После этого лопасть помещают в пресс-форму (фиг. 108) и при помощи резинового мешка дают необходимое давление на склеиваемые части. При этом пресс-форму нагревают до соответствующей темпе-



Фиг. 107. Стальная клееная лопасть.

1—комель; *2*—лонжерон; *3*—обшивка; *4*—гофрированный подкрепляющий элемент; *5*—задний стрингер.

ратуры склейки. После склейки в пресс-форме лопасть контролируют, затем на нее устанавливают комлевой фитинг, подкрепляющий корневой подкос, концевую и комлевую нервюры. Внутреннюю поверхность покрывают антикоррозийным составом. Далее лопасть

Фиг. 108. Пресс-форма для склейки стальной лопасти.

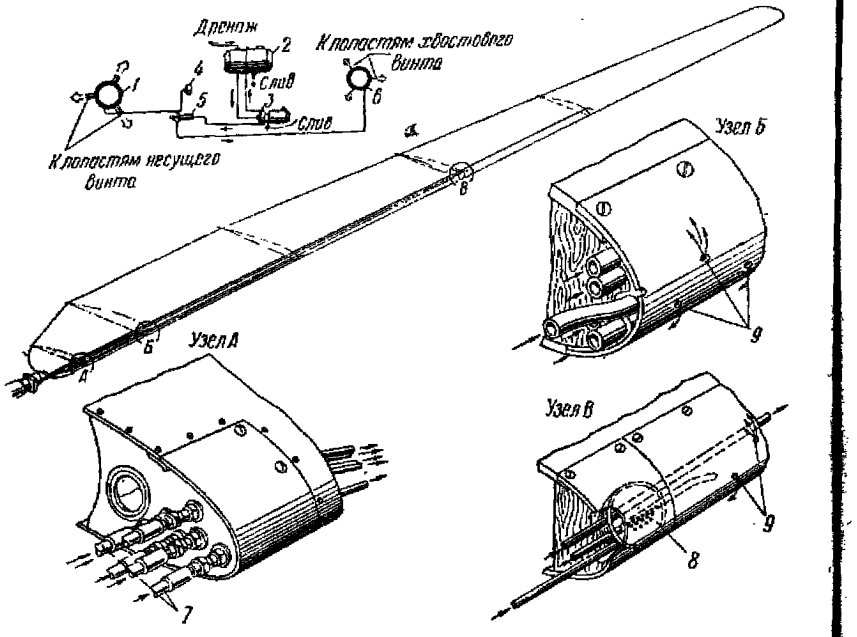
балансируют. Лопасти такой конструкции получаются легкими по весу (даже легче лопастей смешанной конструкции), жесткими на кручение и изгиб в плоскости вращения, а также дают высокий к. п. д. за счет уменьшения профильного сопротивления благодаря исключительно хорошей поверхности, которая к тому же при эксплуатации почти не подвержена износу и коррозии. Задняя кромка лопасти получается весьма тонкой (0,254 *мм*) и используется в

качестве триммера (отгибая ее вверх или вниз, можно влиять на аэродинамические характеристики лопасти).

Появление прочных вибростойких клеев для металлов, возможность штамповки на мощных прессах и применение легких пенопластов в качестве заполнителя облегчают решение проблемы создания надежной лопасти несущего винта вертолета с длительным сроком службы.

Противообледенительные системы лопастей

Для борьбы с обледенением лопастей применяют спиртовые противообледенительные системы, аналогичные системам, применяемым для лопастей тянущих винтов самолета. Спиртовой смесью,



Фиг. 109. Схема противообледенительной системы несущего и хвостового винта.

1—распределительное устройство на втулке несущего винта; *2*—бачок с противообледенительной жидкостью; *3*—помпа; *4*—сигнализатор давления; *5*—фильтр; *6*—распределительное устройство на втулке хвостового винта; *7*—трубки для подачи жидкости; *8*—приемник сигнализатора давления; *9*—отверстия для вытекания жидкости.

подаваемой по трубочкам в носок лопасти, смачивается поверхность носка лопасти. Такая система, применяемая на вертолетах Ми-1, изображена на фиг. 109. Существуют электрические противообледенительные системы, основанные на электронагреве поверх-

ности носовой части лопасти. Оба указанных выше способа борьбы с обледенением пригодны для любого типа конструкции лопасти. Для металлических лопастей, имеющих полую носовую балку, можно применять противообледенительную систему, при которой внутри носовой балки пропускается горячий газ или воздух. Этот способ, естественно, нельзя применять для лопастей смешанной каркасно-деревянной или сплошной деревянной конструкции.

Сравнивая различные типы конструкций лопастей, можно придти к следующим выводам.

Наилучшей конструкцией следует признать металлическую лопасть из дуралюмина или стали, в которой профилированная по контуру носовая балка и обшивка с подкрепляющим элементом или легким заполнителем надежно соединены между собой. Этот тип конструкции имеет следующее преимущество перед другими:

1. Возможность дать любую крутку.
2. Гладкая поверхность.
3. Высокая динамическая прочность лопастей.
4. Возможность выполнять лопасти больших размеров.
5. Большая надежность и долговечность в эксплуатации.

Для малых и средних диаметров несущих винтов (в особенности для несущих винтов на кардане) удовлетворительной является сплошная деревянная конструкция (при условии защиты ее поверхности от проникновения влаги стеклотканью и передней кромки от разрушающего действия песка и пыли применением оковки из листовой нержавеющей стали).

Другие типы смешанной конструкции: лопасти с фанерной и полотняной обшивкой, каркасные металлические и деревянные, не имеют перспективы развития, потому что, во-первых, при этих конструкциях невозможно получить лопасти с длительным сроком службы (с большим ресурсом) и, во-вторых, несущие винты с такими лопастями имеют более низкий к. п. д.

Испытания несущих винтов в натуральную величину, проведенные в NACA, показали, что профильное сопротивление у металлической лопасти на 20—30% меньше, чем у лопасти с фанерной обшивкой, и примерно на 70% меньше, чем у лопасти с полотняной обшивкой. Это объясняется тем, что у металлической лопасти профиль сохраняется, а у лопасти с фанерной и полотняной обшивкой искажается.

Уменьшение профильного сопротивления не только повышает к. п. д. винта, но и улучшает его характеристики на режиме авторотации.

§ 8. ВТУЛКИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ С ШАРНИРНЫМИ ЛОПАСТЯМИ

Втулка несущего винта является довольно сложным для проектирования и изготовления агрегатом вертолета. Конструктивная схема ее определяется типом несущего винта. В случае несущего

винта с шарнирными лопастями втулка должна включать в себя шарниры, которые обеспечивают каждой лопасти необходимые колебательные движения относительно ступицы втулки, ограничители и демпферы некоторых колебательных движений лопасти.

Схема силовой нагрузки втулки также получается довольно сложной. При механическом приводе через втулку передается мощность двигателя при относительно низких оборотах несущего винта, поэтому втулка нагружается большим крутящим моментом. На ней же сосредоточиваются все аэродинамические и инерционные силы, возникающие на лопастях, как постоянные, так и периодические. При проектировании втулки все эти силы должны быть учтены.

Допускаемые напряжения в деталях втулки не должны превышать предела усталости. В деталях нельзя допускать подрезов, резких переходов сечений. При определении сечения силовых деталей втулки особенно тщательно должны быть учтены все возможные условия концентрации напряжений (влияние масштаба, посадки подшипников, переходов и др.).

Детали должны изготовляться из поковок или штамповок с последующей механической и термической обработкой.

Сварных деталей в конструкции втулки допускать нельзя. Материалом для деталей втулки обычно служат высококачественные стали. Редко, почти как исключение, применяются легкие, прочные вибростойкие сплавы, что объясняется желанием создать жесткую, но облегченную конструкцию.

В процессе проектирования втулки необходимо последовательно выполнить следующие работы:

1. Выбрать принципиальную схему втулки и взаиморасположение шарниров.

2. Выбрать расстояние, «разнос» осей горизонтального и вертикального шарниров от оси вращения несущего винта.

3. Определить предельно необходимые отклонения лопасти относительно горизонтального и вертикального шарниров с целью правильного расположения ограничителей и демпферов колебаний лопасти.

4. Установить силовую схему нагружения шарниров и других деталей втулки.

5. Подобрать подшипники для шарниров и выполнить проектировочный расчет на прочность.

6. Наметить конструктивную схему втулки, увязав при этом ее с проводкой управления несущим винтом.

Схемы втулок

Втулки несущего винта с шарнирными лопастями по схеме можно разделить на две группы:

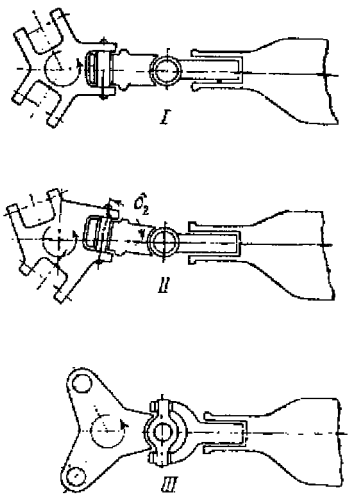
Первая группа — *втулки с разнесенными горизонтальными шарнирами* (расстояние от оси горизонтального шарнира до оси несущего винта $l_г \neq 0$).

Вторая группа — *втулки с совмещенными горизонтальными шарнирами* (оси горизонтальных шарниров пересекаются на оси несущего винта, $l_г=0$).

Втулки как первой, так и второй групп отличаются друг от друга взаиморасположением шарниров.

На фиг. 110 даны схемы втулок с разнесенными горизонтальными шарнирами.

Схема *I* является весьма распространенной. Последовательность расположения шарниров от оси вращения несущего винта здесь обычная, т. е. сначала горизонтальный шарнир, затем вертикальный и далее осевой.



Фиг. 110. Схемы втулок с разнесенными горизонтальными шарнирами.

Схема *II* отличается от первой только тем, что ось горизонтального шарнира составляет с радиальным положением оси лопасти угол $\delta_г^\circ < 90^\circ$.

Схема *III* встречается в последних конструкциях вертолетов. Здесь горизонтальный и вертикальный шарниры совмещены, причем при отклонении лопасти в плоскости вращения вместе с ней отклоняется и горизонтальный шарнир, оставаясь перпендикулярным к продольной оси лопасти.

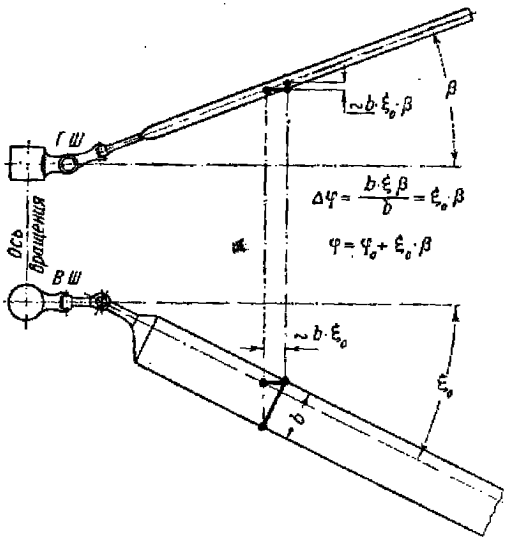
Рассмотрим приведенные схемы. При работе несущего винта лопасть под действием сил сопротивления и центробежной силы отклонится от радиального положения назад против вращения на средний угол ξ_0. Угол установки лопасти при этом увеличится на величину $\Delta\varphi \approx \beta\xi_0$ согласно схеме (фиг. 111).

При колебании лопасти относительно шарниров угол установки лопасти несущего винта, имеющего втулку по схеме *I*, будет изменяться, увеличиваясь при взмахе вверх и отклонении назад относительно вертикального шарнира. При большом ξ (когда расстояние $l_в$ мало) можно получить усиленное неустойчивое маховое движение, если на несущем винте отсутствует компенсатор взмаха. При наличии компенсатора взмаха это неблагоприятное изменение угла погашается. Эффективность компенсатора взмаха, выбранная с учетом этого, может оказаться чрезмерной на режиме авторотации.

В схеме *II* этот недостаток почти исключен. Продольная ось лопасти, отклоненной назад против вращения, приблизительно пер-

пендикулярна оси горизонтального шарнира, и при этом изменение угла установки при колебаниях лопасти относительно горизонтального и вертикального шарниров будет малым.

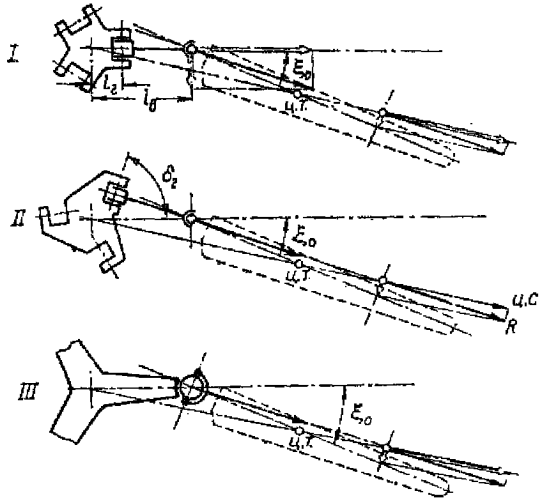
Схема *III* полностью исключает этот недостаток; здесь всегда сохраняется перпендикулярность продольной оси лопасти к оси горизонтального шарнира, что обеспечивает неизменность угла установки при взмахе за счет отклонения относительного вертикального шарнира в плоскости вращения.



Фиг. 111. Схема изменения угла установки лопасти, вследствие ее отклонения относительно шарниров.

Нагружение шарниров силами, передающимися от лопасти, более благоприятно в схемах *II* и *III*, чем в схеме *I*. Так, например, на подшипники горизонтального шарнира в схеме *I*, кроме центробежной силы и секущей, действует еще момент, который создает неодинаковую нагрузку в подшипниках (фиг. 112). В схеме *II*, кроме равнодействующей секущей и центробежной силы, действующей почти под прямым углом, никаких других сил и моментов на горизонтальный шарнир не действует. Это бывает при отсутствии колебаний лопасти (например, на режиме висения) относительно вертикального шарнира. При режиме авторотации в схеме *II* появится момент, нагружающий подшипники, когда среднее отклонение лопасти будет совпадать с радиальным направлением ее продольной оси вследствие отсутствия крутящего момента на валу несущего винта.

Схема *III* в этом отношении наиболее благоприятна, так как подшипники совмещенных горизонтального и вертикального шарниров нагружаются равномерно на всех режимах полета. Надо отметить еще одно обстоятельство в пользу схемы *III*. Точное взаиморасположение вертикальных шарниров под углом 120° в трехлопастном и под углом 90° в четырехлопастном несущих винтах является основным требованием при балансировке несущих винтов. В схемах *I* и *II* это положение зависит от правильного размещения



Фиг. 112. Силы, действующие в плоскости вращения, при различных схемах втулок с разнесенными горизонтальными шарнирами.

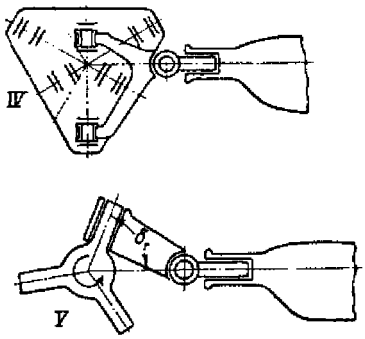
на ступице проушин и сборки горизонтальных шарниров. Смещение по оси горизонтального шарнира промежуточного звена между ГШ и ВШ приведет к нарушению нужного взаиморасположения вертикальных шарниров. В схеме *III* достаточно однажды, при изготовлении, точно расточить отверстия под шарниры, и геометрическая балансировка будет обеспечена на все время эксплуатации вертолета. Легче также в схеме *III* исключить смещение вертикальных шарниров вследствие деформации от изгиба в плоскости вращения, так как кронштейн ступицы можно всегда сделать достаточно жестким, тогда как в схеме *I* и в меньшей степени в схеме *II* момент, действующий на горизонтальный шарнир от секущей силы вследствие упругой деформации подшипников, увеличивает смещение осей вертикальных шарниров.

На фиг. 113 показаны схемы втулок с горизонтальными шарнирами, совмещенными с осью вращения. Шарниры размещены в этих

втулках в той же последовательности, что и у втулки с разнесенными шарнирами.

Схемы *IV* и *V* отличаются друг от друга углом $\delta_г$, который образует ось горизонтального шарнира с продольной осью лопасти, направленной радиально.

Все сказанное в отношении втулок с разнесенными шарнирами при их сравнении останется справедливым при сравнении втулок схем *IV* и *V* с совмещенными шарнирами. Из сравнения также будет следовать, что втулка схемы *V* обладает такими же преимуществами перед втулкой схемы *IV*, как схема *II* перед схемой *I* втулок с разнесенными шарнирами.



Фиг. 113. Схемы втулок с совмещенными шарнирами.

Как увидим ниже, втулка с совмещенными шарнирами схемы *V* отличается более простой конструкцией ступицы и горизонтального шарнира и проще в сборке, чем втулки с разнесенными шарнирами, имеющими ступицы с проушинами для горизонтальных шарниров.

Выбор «разноса» шарниров

Расстояние, «разнос» горизонтального шарнира от оси вращения выбирают по конструктивным соображениям, так как еще нет соответствующих точных методов расчета. Однако при выборе разноса горизонтального шарнира можно принять во внимание следующие соображения.

Чем больше «разнос» ГШ, тем больше эффективность управления вследствие момента, возникающего от сил инерции махового движения, что позволяет при управлении автоматом-перекосом на меньший угол отклонять плоскость вращения для создания нужного момента крена или тангажа, т. е. летчику нужно меньше отклонять ручку управления.

Увеличение расстояния ГШ от оси вращения благоприятно влияет также на устойчивость вертолета, так как увеличивает характеристики демпфирования вертолета. Однако нельзя забывать и того факта, что у некоторых современных вертолетов втулки имеют совмещенные с осью вращения горизонтальные шарниры, и большой разницы в характеристиках управляемости и устойчивости не обнаруживается. Возможно, что для того, чтобы почувствовать большое улучшение в устойчивости вертолета, нужно разнос делать бóльшим, чем он делается, из чисто конструктивных соображений, основное из которых сводится к требованию такого размещения подшипников горизонтального шарнира в проушинах ступицы,

чтобы последняя была жесткой и легкой по весу. Поэтому и разнос делается минимально необходимым для размещения горизонтального шарнира на ступице втулки (схемы *I* и *II* на фиг. 110).

Расстояние вертикального шарнира от оси вращения существенно влияет на средний угол отклонения ξ^c лопасти и амплитуду ее колебания в плоскости вращения, а также в большой степени влияет на автоколебания вертолета, так как последние зависят от частоты маятниковых колебаний лопасти в плоскости вращения, которая, в свою очередь, зависит от расстояния вертикального шарнира до оси вращения. Для лопасти, имеющей определенные статический момент и момент инерции, нужно выбрать $l_в$ с таким расчетом, чтобы не было автоколебаний как на земле, так и в воздухе. Особенно это имеет значение для двухвинтовых вертолетов поперечной и продольной схем, где несущие винты связаны между собой пространственно разнесенной упругой конструкцией. Требование недопущения автоколебаний обязательно. Этого лучше всего достигать выбором нужного разноса вертикальных шарниров и характеристик демпфера колебания лопасти в плоскости вращения. Другой путь исключения автоколебаний — подбором упругих характеристик конструкции — мало эффективен. Вертикальный шарнир лопасти нельзя располагать на оси вращения, так как в этом случае нельзя передавать крутящий момент несущему винту. При малом расстоянии вертикального шарнира от оси вращения (втулка схемы *I* на фиг. 110) средний угол отклонения лопасти назад против вращения будет большой и при взмахе лопасти вверх будет сильно увеличиваться угол установки лопасти. При отсутствии компенсатора взмаха это приведет к угрозе потери устойчивости махового движения лопасти; лопасть может закинуться вверх. Это явление надо предупреждать выбором соответствующей схемы втулки, а не увеличением разноса ВШ. Очень большой разнос вертикальных и горизонтальных шарниров вызовет увеличение периодической части моментов, действующих на втулку несущего винта, и может привести к тряске вертолета.

Из всего сказанного следует, что выбор разноса шарниров нужно делать весьма тщательно, выясняя влияние и возможные последствия выбора $l_г$ и $l_в$ на динамику несущего винта и вертолета.

Расстояния $l_г$ и $l_в$, принятые в построенных вертолетах, приведены в табл. 8.

Ограничители колебаний лопасти

Втулка должна иметь четыре ограничителя движения лопасти. Два из них — ограничители махового движения относительно ГШ и два других — ограничители колебания лопасти в плоскости вращения относительно ВШ. На фиг. 114 показан ограничитель свеса *1*, предназначенный для того, чтобы при стоянке на земле служить опорой для лопасти, ограничивая ее свес и предохраняя обслуживающий персонал и части конструкций от удара медленно вращаю-

Таблица 8

Расстояние от оси вращения горизонтальных и вертикальных шарниров (в % от радиуса лопасти)

Тип втулки	$\frac{l_г}{R}$ %	$\frac{l_в}{R}$ %
С совмещенными шарнирами:		
а) без компенсатора взмаха	0	4,8—6,2
б) с компенсатором взмаха	0	3,8—4,3
С разнесенными шарнирами:		
а) без компенсатора взмаха	1—1,6	4,0—5,5
б) с компенсатором взмаха	1—1,3	3,1—5,0

щихся лопастей. Угол свеса в полете определяется максимально возможным отрицательным углом взмаха лопастей (взмах лопасти ниже плоскости, проходящей через горизонтальные шарниры), который может получиться от воздействия асимметричного потока, автомата-перекоса или при большом резком отклонении оси вращения несущего винта (резкий тангаж или крен вертолета). Подсчитанный из этих условий максимальный отрицательный угол взмаха необходимо еще увеличить, т. е. взять небольшой запас. Отрицательный угол взмаха в полете для тяжелых лопастей может достигать 7°.

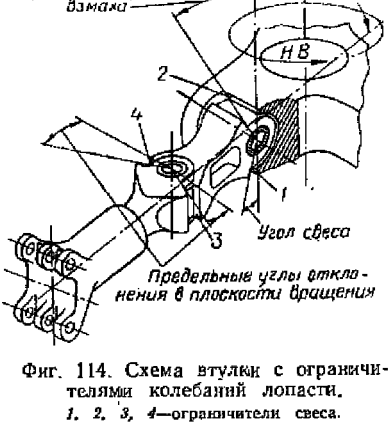
Ограничитель *2* служит для ограничения отклонения лопасти вверх (на некоторых конструкциях он отсутствует). Он устанавливается для предупреждения полного закидывания лопастей вверх при раскрутке и остановке несущего винта при сильном порывистом ветре, а также в случае резкого падения оборотов винта при большом угле установки, вызванного ошибкой летчика или внезапной остановкой двигателя. Ограничитель вверх допускает величину угла взмаха обычно до 25—30°.

Ограничители в плоскости вращения — передний *3* и задний *4* — очень важны и выбираются из расчета максимального среднего угла отклонения $\xi°$ и максимальной амплитуды колебательного движения лопасти относительно ВШ. Расчетное максимальное отклонение немного увеличивается, т. е. берется также запас. Ограничители *3* и *4* лучше делать не жесткими, а с упругими резиновыми подкладками.

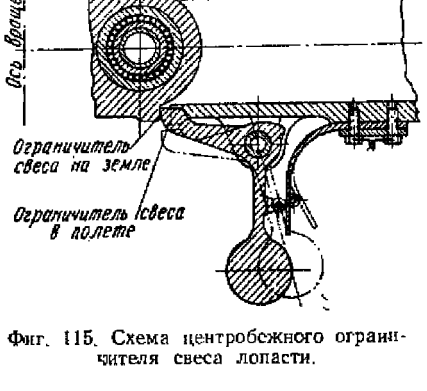
Для лучшей компоновки и удобства эксплуатации угол свеса в последних конструкциях делают переменным, устраивая ограничитель свеса отклоняющимся под действием центробежной силы так, что лопасть в полете отклоняется вниз на бо́льший угол, чем при малых оборотах на земле или при невращающемся несущем

винте. Принципиальная схема центробежного ограничителя свеса дана на фиг. 115. Пружина, прижимающая рычаг с грузом в положение, соответствующее свесу лопасти на земле, должна преодолевать центробежную силу груза при заданных малых оборотах несущего винта.

Весьма важно правильно подсчитать необходимые углы ограничения и исходя из этого подсчета так расположить ограничители, чтобы лопасти могли свободно колебаться относительно ГШ и ВШ



Фиг. 114. Схема втулки с ограничителями колебаний лопасти.
1, 2, 3, 4—ограничители свеса.



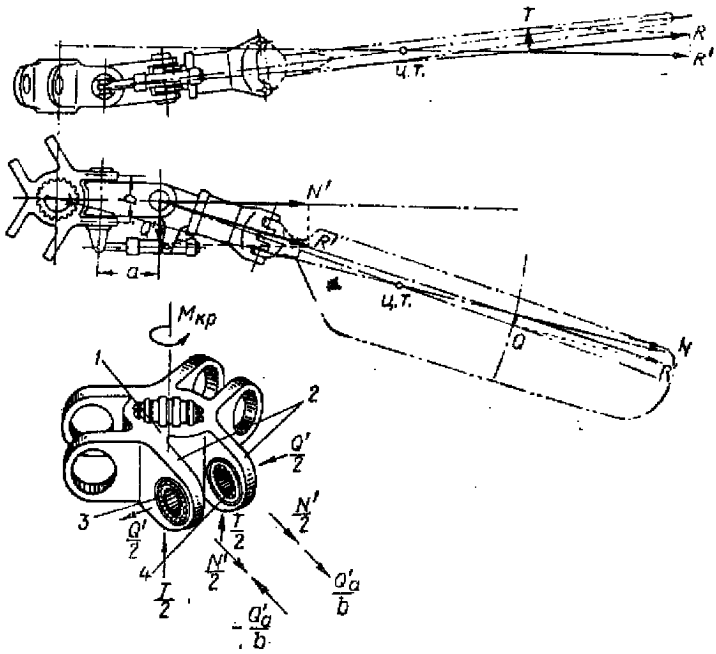
Фиг. 115. Схема центробежного ограничителя свеса лопасти.

при всех установившихся и переходных режимах полета вертолета; в противном случае они будут ударяться об ограничители, вызывая тряску вертолета.

Силы, действующие на втулку

На втулку действуют аэродинамические и инерционные силы и моменты, которые передаются на ступицу втулки от каждой лопасти через осевой, вертикальный и горизонтальный шарниры. Через ступицу втулки суммарные силы и моменты передаются на фюзеляж вертолета. Для расчета на прочность деталей втулки важно установить силовую схему нагружения каждого шарнира и других деталей втулки. На фиг. 116 дана схема силового нагружения типовой втулки при работе несущего винта на режиме висения. Как видно из схемы, силы и моменты действуют в двух плоскостях — в вертикальной (плоскости взмаха) и горизонтальной (плоскости вращения). В плоскости взмаха лопасти на втулку действует секущая сила тяги, а в плоскости вращения — секущая сила лобового сопротивления. Центробежная сила действует в плоскости, перпендикулярной к оси вращения несущего винта, и проходит через центр тяжести лопасти и ось несущего винта. Рассмотрим отдельно

горизонтальный шарнир крепления лопастей ко втулке. На подшипники *3* и *4* горизонтального шарнира, поставленные в проушины *2* ступицы *1*, действуют, передаваясь через палец, следующие силы: сила тяги одной лопасти, центробежная сила, нагружающая подшипники равномерно, секущая сила в плоскости вращения и пара сил, догружающая подшипник *4* и разгружающая подшип-



Фиг. 116. Схема силового нагружения типовой втулки.
1—ступица втулки; *2*—проушина; *3*—подшипник; *4*—подшипник.

ник *3*. Так же мы можем рассмотреть действие сил в вертикальном и осевом шарнире и сочленяемых с ними деталях.

При поступательном полете на втулку действуют переменные силы: в плоскости тяги — силы инерции махового движения лопасти и аэродинамические силы, передающиеся с лопастей, работающих в асимметричном потоке, в плоскости вращения — силы инерции колебательного движения лопасти относительно ВШ, аэродинамические силы лобового сопротивления и силы сопротивления демпфера.

Силы и моменты в общем случае нагружения втулки могут быть разделены на постоянные и переменные — они определяются из

уравнения движения лопасти относительно горизонтального и вертикального шарниров. Величина их должна быть увеличена умножением на коэффициенты эксплуатационной перегрузки и коэффициенты безопасности.

Выбор подшипников для шарниров втулки

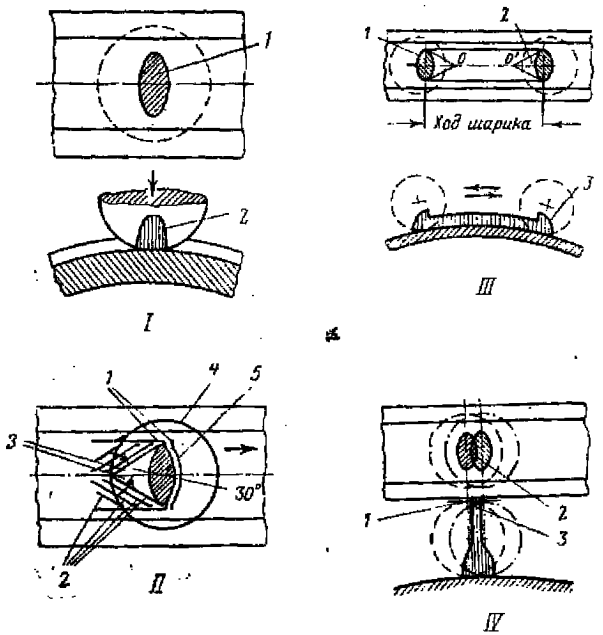
Подшипники в шарнирах втулки работают в необычных условиях. Кольца их (внутреннее и внешнее) не вращаются друг относительно друга, а колеблются на малый угол, так что шарики или ролики не прокатываются по всей длине беговой дорожки, а только перемещаются на малую величину, фактически покачиваясь почти на одном месте. Подшипники горизонтального, вертикального и осевого шарниров (кроме упорного) работают только одной стороной, т. е. всегда одна и та же часть шариков, роликов или иголок находится под нагрузкой.

Подбор подшипников для шарниров втулки является специальной задачей. Подшипники, имеющие колебательные движения, в отличие от подшипников, вращающихся в одну сторону, через короткое время работы могут подвергнуться износу и повреждению, если их не подобрать с учетом особенности их работы и не обеспечить подходящей смазкой. Износ беговых дорожек и повреждение шариков, роликов или иголок увеличит момент трения, что особенно нежелательно для подшипников осевого шарнира, так как это приведет к увеличению трения в цепи управления и соответствующему увеличению усилия на ручке летчика.

Испытания упорных и радиальных подшипников с целью изучения работы их при колебательных движениях с различного вида смазками позволили изучить явления износа и повреждения подшипников. Происходит это так: шарик подшипника передает действующую на него нагрузку обойме давлением, распределенным по площадке контакта, имеющей форму эллипса (фиг. 117, *I*). При перекатывании шарика по обойме площадка контакта перемещается. Смазка при этом выдавливается шариком, и перед площадкой контакта образуется выступ смазки, а за шариком — струйка смазки, стремящаяся заполнить пустоту, образовавшуюся после прохождения шарика. При этом на поверхности обоймы образуется движущаяся за шариком треугольная площадка *3*, лишенная смазки (фиг. 117, *II*); ее не будет, если смазка будет достаточно жидкой. При густой смазке на поверхности обоймы остается несмазанный участок. При возвратно-поступательном движении шарика по обойме именно этот участок, лишенный смазки, будет подвергаться циклическим нагрузкам.

В том случае, когда амплитуда колебаний достаточно велика, обойма подшипника подвержена действию двух типов нагрузки (фиг. 117, *III*). Участок обоймы, расположенный между крайними точками несмазанных площадок $O—O'$, находится в условиях, по-

добных условиям работы подшипников с непрерывным вращением. На участке обоймы *2*, который шарик будет проходить после изменения направления движения, прежде чем этот участок будет смазан, возникнут пики давления *3*, более чем в два раза превосходя-



Фиг. 117. Схема движения шарика и смазки.

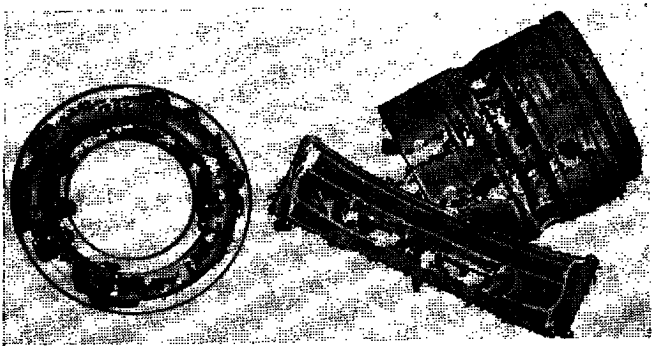
I—схема статического нагружения подшипника. *1*—площадка контакта; *2*—эпюра нагрузки.
II—схемы движения смазки при колебании подшипника. *1*—выступ смазки; *2*—струйки смазки; *3*—несмазанная площадка; *4*—шарик; *5*—площадка контакта.
III—схема нагружения кольца при большой амплитуде колебаний. *1*—площадка контакта; *2*—несмазанный участок; *3*—эпюра нагрузки.
IV—схема нагружения кольца при малой амплитуде колебаний. *1*—контур шариков; *2*—площадки контактов; *3*—эпюра нагрузки.

щие давление, которое было бы в случае непрерывного вращения. При работе подшипников с очень малыми амплитудами колебания (фиг. 117, *IV*), когда площадки контакта в крайних положениях частично перекрываются, возникают чрезвычайно тяжелые условия работы подшипника. Так как смазка к месту контакта в зоне перекрытия не проникает, то пик давления *3* в этой зоне становится настолько большим, что немедленно приводит к появлению остаточных деформаций. Сухие поверхности металла при этом сжимаются

настолько, что может происходить молекулярная сварка — места контакта пригорают и на поверхности беговой дорожки остаются углубления.

В результате испытаний лучше всего оказались жидкие смазки, рассчитанные на высокие давления и мало подверженные окислению.

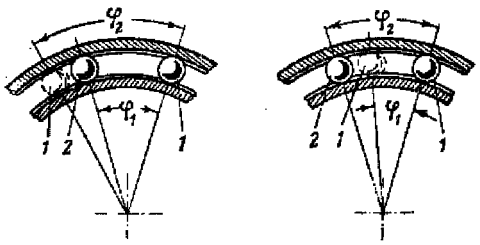
Износ подшипников увеличивается, и повреждение наступает быстрее от разъедающего действия окислов, образующихся от окисления материала обоймы и частичного превращения смазки в кислоту.



Фиг. 118. Характер повреждения подшипников

Повреждения в виде следов деформации и изменения цвета поверхности на беговых дорожках в местах касания шариков, а также деформация поверхности контакта шариков или роликов наблюдались в упорных и радиальных подшипниках шарниров втулки при эксплуатации вертолетов (фиг. 118). Обычно колебательные движения подшипников в шарнирах втулки происходят с малой амплитудой. Часто в работе имеет место перекрытие площадок контакта. Поэтому при больших удельных нагрузках, действующих на подшипники, нужно обязательно применять жидкую смазку, а при умеренных нагрузках — консистентную под давлением. При конструировании шарниров следует тщательнее уплотнять полости шарниров (если трудно выполнить надежное уплотнение, то желательно пополнять смазку во время работы несущего винта); надо предусмотреть возможность частой смены смазки, что также благоприятно влияет на срок службы подшипников. В практике были случаи, когда жидкая смазка повышала стойкость упорного подшипника осевого шарнира втулки в 30 раз по сравнению с применявшейся ранее густой смазкой.

При выборе подшипника, предназначенного для колебательного движения, можно пользоваться методом [1], основанным на определении эквивалентного числа оборотов. Колеблющийся подшипник приводят к подшипнику, вращающемуся в одну сторону с некоторым эквивалентным числом оборотов. Это «эквивалентное» число оборотов определяется в зависимости от числа нагружений шариками или роликами участка обоймы по следующей формуле:



Фиг. 119. Расположение шариков в подшипнике и углы их отклонения.

$$n_э = \frac{kN}{\alpha z}, \qquad (19)$$

где N — число циклов колебаний в минуту;

z — число шариков или роликов подшипника;

k — число нагружений точки обоймы подшипника за один период колебания;

α — коэффициент, равный отношению углового перемещения шарика или ролика к перемещению движущейся обоймы подшипника.

Коэффициент α для упорного подшипника равен 0,5, для радиального с вращающейся внутренней обоймой — 0,42, с внешней — 0,6.

Число нагружений k зависит от отношения угла φ_2, на который перемещается шарик за одно отклонение, к углу φ_1 между шариками (фиг. 119) следующим образом:

$$\frac{\varphi_2}{\varphi_1} < 1 \rightarrow k = 2$$

$$\frac{\varphi_2}{\varphi_1} = 1 \rightarrow k = 3$$

$$2 > \frac{\varphi_2}{\varphi_1} > 1 \rightarrow k = 4$$

$$\frac{\varphi_2}{\varphi_1} = 2 \rightarrow k = 5$$

и т. д.

Зная действующую силу на подшипник и беря $n_э$, определяемое по формуле (19), можно выбрать по каталогу подшипник требуе-

[1] Product Engineering, X 1950 г. (Техническая информация БНИ № 14 (667), 7 апреля 1951 г. У нас этот метод экспериментально не проверен.

мой долговечности. Учитывая очень большое влияние смазки и более тяжелые условия работы колеблющихся подшипников, рекомендуется при выборе подшипника действующую силу увеличить на 20%.

Подшипники, выбранные при проектировании, необходимо проверить на долговечность испытаниями на стенде, для чего изготовляют опытные узлы с шарнирами. Нагружая на стенде такие узлы расчетной нагрузкой и создавая колебательное движение при определенной смазке, можно определить долговечность подшипников.

При проектировании втулки одновременно с выбором подшипников предварительно определяют (производя для этого проектировочный расчет на прочность) размеры сечений основных силовых элементов втулки: ступицы и ее проушины, пальцев ГШ и ВШ, промежуточного звена и его проушин или концевых втулок, цапфы и корпуса осевого шарнира, узла крепления лопасти ко втулке.

Когда основные размеры силовых элементов втулки выявились, намечают конструктивную схему ее, размещая ограничители, демпферы и их крепления, а также увязывая конструкцию втулки с проводкой управления лопастями несущего винта. После этого приступают к подетальной конструктивной разработке — изготовлению рабочих чертежей. На этой же стадии выполняют подробный поверочный расчет на прочность.

При любой конструкции втулка должна быть достаточно жесткой; нужно обеспечить неизменяемость взаиморасположения осей вертикальных шарниров во время работы под нагрузкой, чтобы не получалось разбалансировки несущего винта и, как следствие ее, тряски вертолета.

Крепление лопасти ко втулке должно быть легкоразъемным и обеспечивать совпадение направления оси осевого шарнира и продольной оси лопасти.

Если лопасти на вертолете должны складываться (см. фиг. 59), то это должно быть учтено в конструкции втулки.

Конструкции втулок

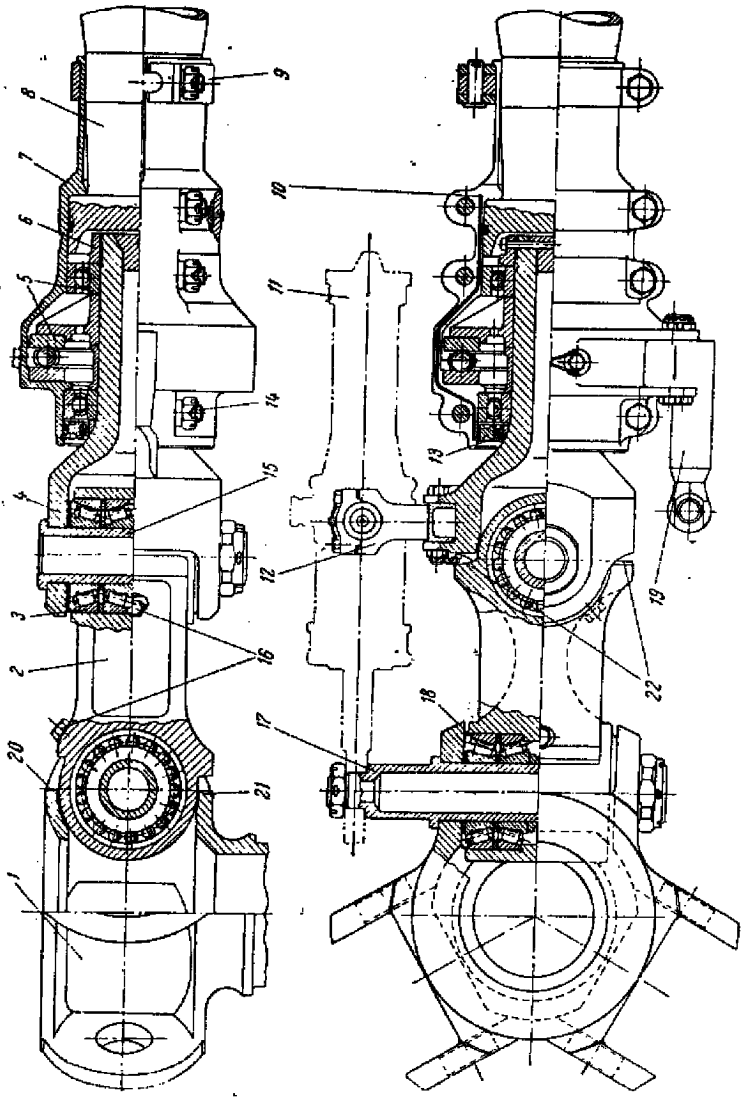
Втулки несущих винтов с шарнирными лопастями как с разнесенными горизонтальными шарнирами, так и с совмещенными состоят из следующих узлов: ступицы, ГШ, промежуточных звеньев, ВШ, осевых шарниров, демпферов и ограничителей. Конструкции втулок отличаются друг от друга взаимным расположением шарниров, размещением и типом подшипников в шарнирах, формой промежуточного звена, типом демпфера лопасти, узлом крепления лопасти ко втулке и системой смазки подшипников в шарнирах. На конструкцию втулки в некоторой степени оказывает влияние проводка управлений к лопастям и расположение автомата-перекоса. Отдельные детали втулки видоизменяются в зависимости от расположения автомата-перекоса и от того, идут ли тяги от автомата-

перекоса непосредственно к рычагам, жестко соединенным с лопастями, или к рычагам, имеющим опоры на втулке, от которых воздействие автомата-перекоса на лопасти передается через систему, состоящую из карданов, качалок, валиков и т. п.

Ниже приводятся описания конструкции типичных втулок несущего винта с шарнирными лопастями.

Конструкции втулок с разнесенными ГШ имеют большое распространение. На фиг. 120 изображена втулка вертолета поперечной схемы. Особенность ее конструкции состоит в том, что ступица ее с проушинами для ГШ конструктивно выполнена заодно с валом редуктора несущего винта. В ГШ и ВШ поставлено по четыре конических подшипника, расположенных попарно (*3* и *18*). Конические подшипники, кроме радиальных усилий, создаваемых центробежной силой, воспринимают осевые силы от секущих сил, идущих от лопастей. Симметричное расположение подшипников в ГШ приводит к тому, что сильнее нагружается передняя пара за счет добавления силы от изгибающего момента в сечении, проходящем через ось ГШ в плоскости вращения несущего винта. Промежуточное звено *2* — двухтаврового сечения с образованными по его концам корпусами для подшипников. Пальцы шарниров *15* и *17* плотно вставляются в проушины ступицы *1* и вилки цапфы *4* осевого шарнира. Осевой шарнир снабжен двумя радиальными и одним шариковым упорным подшипником *5*. Корпус *7* осевого шарнира — разъемный. Собранные на цапфе *4* подшипники затягиваются гайкой *6* и вместе с комлем лопасти *8* вкладываются в разъемный корпус, затягиваемый затем болтами *14*. Комель лопасти дополнительно затягивается хомутом *9*. Ограничители взмаха на ступице (вверх 25°, вниз 9°) выполнены в виде площадок *20* и *21*, в которые упираются выступы (упоры). Так же сделаны и ограничители *22* движения лопасти относительно вертикального шарнира с углом ограничения $\pm 10°$. Лопасти снабжены пружинно-гидравлическими демпферами *11*. Крепление цилиндра демпфера осуществлено посредством кронштейна *12*, а крепление штока — посредством наконечника с шарикоподшипником, посаженным на консольную часть пальца горизонтального шарнира. Консистентную смазку ГШ и ВШ набивают в полости шарнира и во время эксплуатации добавляют через масленки *16*. В осевой шарнир заливают жидкую смазку (минеральное масло) из компенсационного бачка по шлангам под действием центробежной силы. Уплотнение полости осевого шарнира выполнено резиновыми шнурами *10*, проложенными по стыку двух половинок корпуса, и резиновым уплотнительным кольцом *13*.

В этой конструкции крепление лопасти ко втулке неудобно для эксплуатации, так как всякий раз, когда лопасть нужно отделять от втулки, приходится в лучшем случае разъединять рычаг лопасти с тягой и вытаскивать палец вертикального шарнира. Разъем же корпуса для этой цели менее удобен из-за возможного нарушения уплотнения.



Фиг. 120. Втулка.

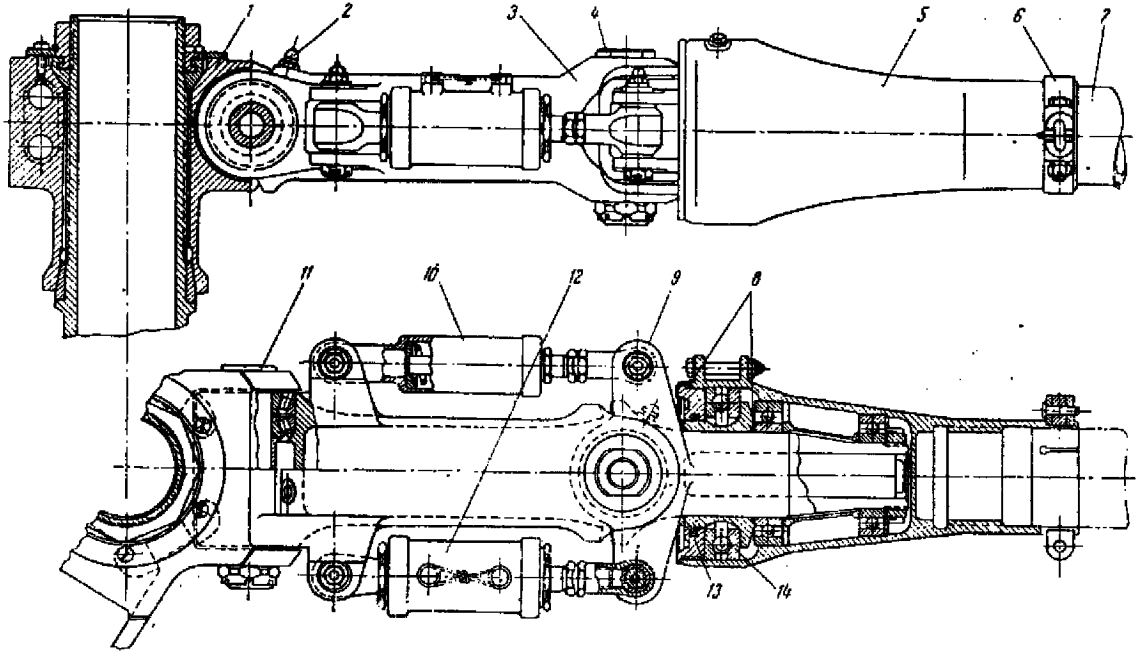
1—ступица; *2*—промежуточное звено; *3*—подшипники ВШ; *4*—цапфа осевого шарнира; *5*—подшипники осевого шарнира; *6*—гайка; *7*—корпус осевого шарнира; *8*—комель лопасти; *9*—хомут; *10*—уплотнение (резиновый шнур); *11*—демпфер; *12*—кронштейн крепления демпфера; *13*—уплотнение; *14*—болт; *15*—палец ВШ; *16*—масленка; *17*—палец ТШ; *18*—подшипники ТШ; *19*—поводок; *20*—ограничитель взмаха; *21*—ограничитель свеса; *22*—ограничитель отклонения в плоскости вращения.

На фиг. 121 показана конструкция втулки, где этот недостаток устранен. Лопасть соединена с корпусом осевого шарнира винтовой резьбой. Разрезанная концевая часть корпуса зажимается на цилиндрической части комля лопасти хомутом *6*. Конец комля лопасти *7* для этой цели снабжен не буртами, а резьбой.

Корпус осевого шарнира *5*, выполненный в виде конического стакана, дает возможность сделать уплотнение в виде одного резинового кольца *13* и двух кольцевых резиновых прокладок *8*. Особенностью этой втулки являются также отдельно выполненные гидравлический *12* и пружинный *10* демпферы, установленные по бокам промежуточного звена. Демпферы крепятся своими цилиндрами к звену, а штоками — к рычагам цапфы *9* осевого шарнира. Втулка имеет ступицу со шлицами *1*, передающими крутящий момент несущему винту. Промежуточное звено *3* круглого трубчатого сечения с одного конца имеет корпус для посадки подшипников, а с другого — вилку для плотной посадки в нее пальца вертикального шарнира. Корпус для подшипников вертикального шарнира образован на цапфе осевого шарнира. Более близкое к вертикальному шарниру расположение упорного подшипника *14* вызвано стремлением придать корпусу плавную форму и сделать его более легким, так как упорный подшипник имеет больший диаметр, чем радиальные подшипники осевого шарнира.

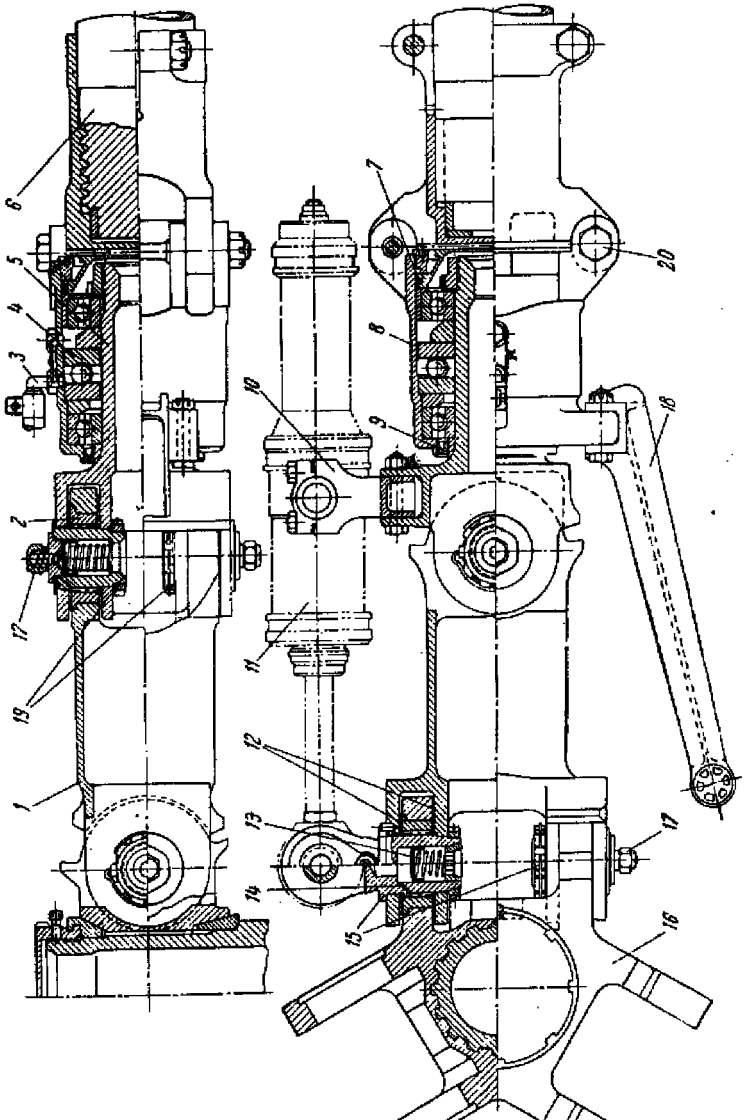
На фиг. 122 приведена конструктивная схема втулки, у которой ГШ и ВШ выполнены на игольчатых подшипниках. Осевые силы в шарнирах воспринимаются упорными шайбами *12*. Пальцы ГШ и ВШ *15* и *19* не сплошные, как в предыдущих конструкциях, а короткие, для каждого уха. Они посажены плотно в проушины промежуточного звена у горизонтального шарнира и в проушины цапфы осевого шарнира у вертикального шарнира. Эти пальцы являются внутренней обоймой игольчатых подшипников. Промежуточное звено *1* круглого трубчатого сечения переходит на концах в проушины. Эти проушины делают звено сложным в изготовлении. Пружинно-гидравлический демпфер крепится штоком к вилке пальца ГШ, с которым вместе колеблется относительно ГШ, а цилиндром — к кронштейну *10*, прикрепленному болтами к головке цапфы осевого шарнира. По сравнению с предыдущей конструкцией здесь введен дополнительный болтовой разъем *20* корпуса осевого шарнира с комлем лопасти, благодаря чему демонтаж делается проще, так как не нужно лопасть вывинчивать из стального комля. Смазка в подшипниках шарниров консистентная; она нагнетается в полости под давлением, которое поддерживается пружиной *13*, откуда через сверления поступает к иголкам и упорным шайбам. Во время эксплуатации смазка пополняется через масленки *17*.

Смазка осевого шарнира жидкая и пополняется из компенсационного бачка, хотя при уплотнении, которое здесь имеется, можно было бы работать и без пополнения смазкой полости осевого шар-



Фиг. 121. Втулка.

1—ступица; *2*—масленка; *3*—промежуточное звено; *4*—палец ВШ; *5*—корпус осевого шарнира; *6*—хомут; *7*—комель лопасти; *8*—уплотнение; *9*—цапфа осевого шарнира; *10*—пружинный демпфер; *11*—палец ГШ; *12*—гидравлический демпфер; *13*—уплотнительное кольцо; *14*—упорный подшипник осевого шарнира.



Фиг. 122. Втулка.

1—промежуточное звено; 2—игольчатый подшипник; 3—штуцер для смазки осевого шарнира; 4—упорный подшипник; 5—цапфа осевого шарнира; 6—комель лопасти; 7—уплотнительное кольцо; 8—корпус осевого шарнира; 9—уплотнительная манжета; 10—кронштейн крепления демпфера; 11—гидравлический демпфер; 12—упорные шайбы; 13—пружина; 14—сверление для прохода смазки; 15—пальцы ГШ; 16—ступица; 17—масленка; 18—рычаг; 19—пальцы ВШ; 20—болтовой разъем корпуса осевого шарнира.

нира. Уплотнение полости осевого шарнира состоит из подвижной резиновой манжеты *9* и неподвижного резинового кольца *7*.

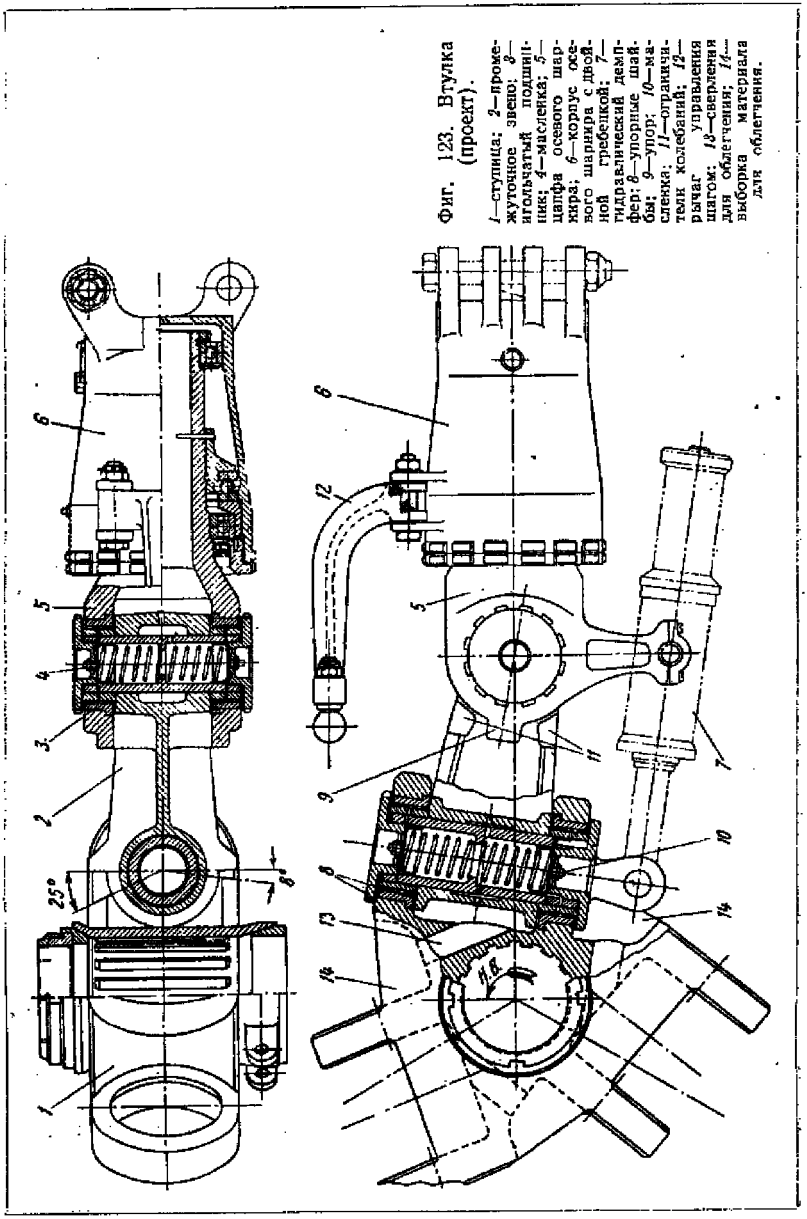
Недостатками конструкции этой втулки является отсутствие уплотнений смазки в ГШ и ВШ, неравномерность распределения нагрузки на подшипники в ГШ и сложное для изготовления промежуточное звено.

Во всех описанных втулках подшипники горизонтального шарнира нагружены неодинаково. Этого можно избежать, если угол δ_3 сделать меньше 90°, т. е. дать наклон горизонтальному шарниру относительно перпендикуляра к продольной оси лопасти. Это также уменьшит нежелательное увеличение угла установки лопасти при взмахе лопасти и отклонении ее назад против вращения. На фиг. 123 приведена конструктивная схема втулки с повернутыми в плоскости вращения осями горизонтальных шарниров. При такой конструкции проушины ступицы расположены не радиально, а имеют эксцентриситет относительно оси несущего винта. Ступица получается тяжелее по весу и сложнее в изготовлении. Для облегчения ступицы в ней делаются сверления и выборки материала фрезами между проушинами.

Пальцы ГШ и ВШ плотно посажены в отверстия на концах промежуточного звена. Промежуточное звено *2* имеет двухтавровое сечение (может изготовляться штамповкой). Лопасть присоединяется к втулке посредством двойной гребенки, образованной на корпусе осевого шарнира *6*, и ответной ей — на комле лопасти. Ограничители *11* колебаний в плоскости вращения расположены не с боков, а в середине промежуточного звена, благодаря чему на проушине цапфы *5* осевого шарнира достаточно иметь один упор *9*. Осевые силы в шарнирах в этой конструкции также воспринимаются упорными шайбами. Смазка ГШ и ВШ не уплотнена и расходуется через трущиеся плоскости этих шайб.

Конструктивная схема втулки четырехлопастного несущего винта, на которой проушины также расположены с эксцентриситетом относительно оси несущего винта, показана на фиг. 124. Такое расположение проушин на этой втулке не вызывает увеличения веса, как на предыдущей втулке. ГШ и ВШ втулки выполнены на игольчатых подшипниках. Осевой шарнир образован двумя радиальными и одним упорным шариковыми подшипниками. На втулке установлены фрикционные демпферы. Втулка имеет центробежные ограничители свеса, конструкция и схема действия которых показаны на рисунке.

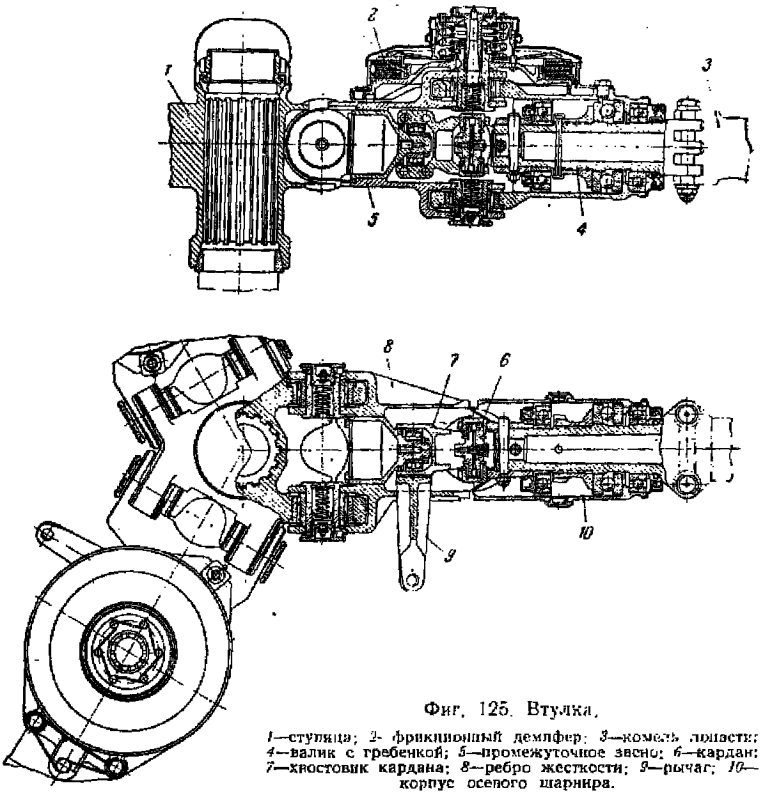
Одной из разновидностей втулок с разнесенными ГШ является втулка, изображенная на фиг. 125. Она снабжена фрикционными регулируемыми демпферами, расположенными на вертикальных шарнирах. Особенность конструкции этой втулки состоит в том, что проводка управления шагом лопасти проходит внутри промежуточного звена, а также то, что корпус осевого шарнира не поворачивается относительно продольной оси вместе с лопастью.



Фиг. 123. Втулка (проект).

1—ступица; *2*—промежуточное звено; *3*—игольчатый подшипник; *4*—маслёнка; *5*—цапфа осевого шарнира; *6*—корпус осевого шарнира с двойной гребёнкой; *7*—гидравлический демпфер; *8*—упорные шайбы; *9*—упор; *10*—маслёнка; *11*—ограничитель колебаний; *12*—рычаг управления шагом; *13*—сверления для облегчения; *14*—выборка материала для облегчения.

Лопасть соединена посредством гребенки с валиком, на котором посажены подшипники, образующие осевой шарнир. Этот валик на оси вертикального шарнира соединен карданом *6* с деталью *7*, на которую крепится рычаг *9* для поворота лопасти относительно осевого шарнира. Для выхода рычага приходится делать вырез в про-



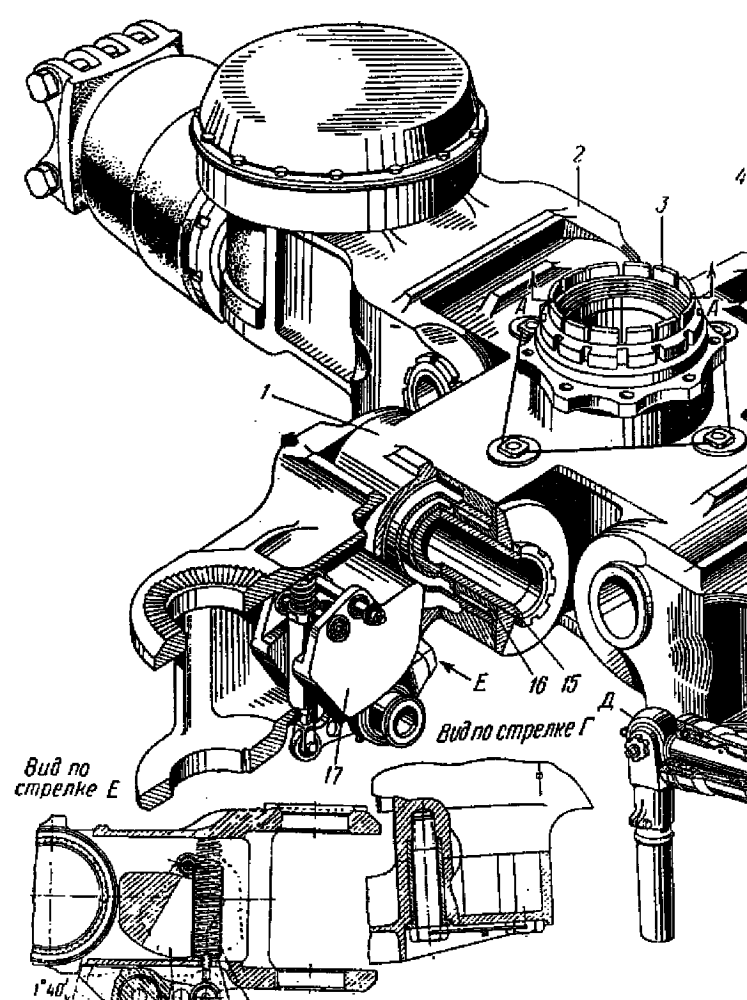
Фиг. 125. Втулка.

1—ступица; *2*- фрикционный демпфер; *3*—комель лопасти; *4*—валик с гребенкой; *5*—промежуточное звено; *6*—кардан; *7*—хвостовик кардана; *8*—ребро жесткости; *9*—рычаг; *10*—корпус осевого шарнира.

межуточном звене. Для компенсации выреза с другой стороны звена даны ребра жесткости *8*. Промежуточное звено получается сложным по форме.

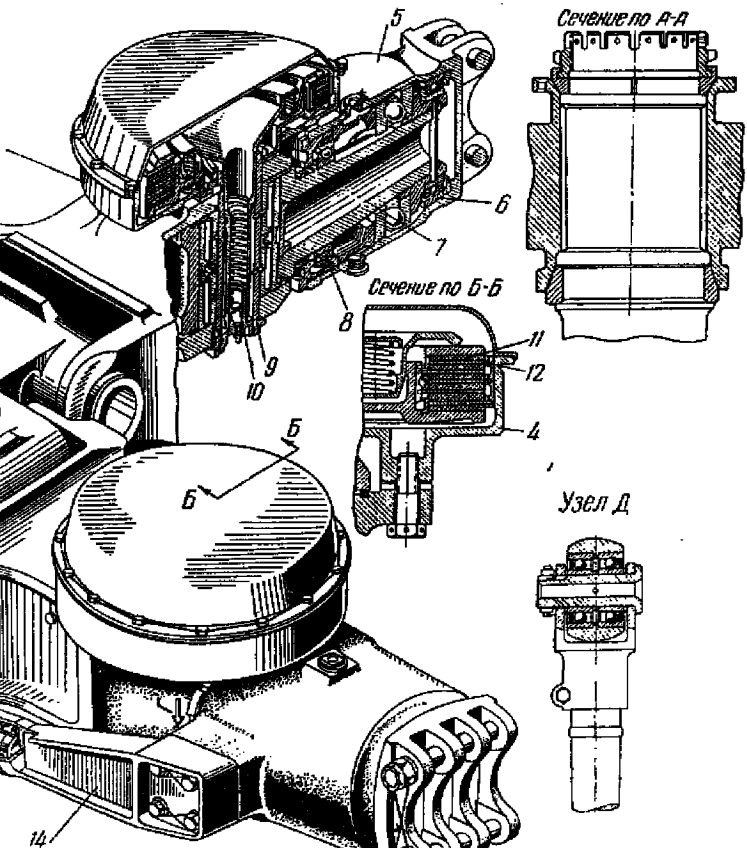
Конструкция осевого шарнира с неподвижным корпусом усложняет проводку управления и увеличивает общий люфт.

Ряд характерных конструктивных особенностей имеет втулка, изображенная на фиг. 126 и 214. Эта втулка отличается от других втулок конструкцией осевого шарнира. Лопасти присоединяются к втулке на расстоянии 1100 *мм* от оси несущего винта. Такой боль-



Фиг. 124. Конструктивная схема

1—ступица втулки; *2*—промежуточная деталь; *3*—гайка; *4*—корпус демпфера; *5*—корпус осевого шарнира; *6*—радиальный подшипник; *7*—упорный подшипник; *8*—радиальный подшипник; *9*—палец ВШ; *10*—мёсленка; *11*—фрикционные диски;

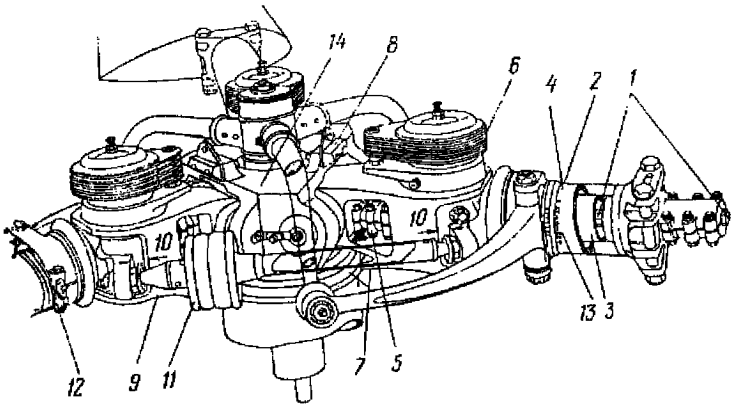


втулки для четырехлопастного винта.

12—стальные диски; *13*—гребенка крепления лопастей; *14*—рычаг управления шагом; *15*—палец ГШ; *16*—игольчатый подшипник ГШ; *17*—груз; *18*—рычаг ограничителя; *19*—ось; *20*—пружина; *21*—корпус для пружины.

И. П. Братухин

шой вынос крепления лопасти сделан для обеспечения складывания лопастей назад и для размещения втутри осевого шарнира нужной длины стержня *1*, воспринимающего центробежную силу. Осевой шарнир состоит из двух труб — внешней *2* и внутренней *3*. Внешняя труба служит корпусом, а внутренняя — цапфой осевого шарнира. Осевой шарнир имеет только два игольчатых подшипника, посаженных на внутреннюю трубу. Эти подшипники нагружаются только радиальными нагрузками от секущих сил. Центробежная



Фиг. 126. Конструктивная схема втулки с междулопастными буферами.

1—стержень; 2—корпус осевого шарнира; *3*—цапфа осевого шарнира; *4*—игольчатые подшипники; *5*—разрезная муфта; *6*—фрикционный демпфер; *7*—ограничитель свеса; *8*—ограничитель размаха; *9*—промежуточное звено; *10*—ограничитель отклонения в плоскости вращения; *11*—буфер; *12*—регулировочный болт; *13*—шкала регулировки угла установки лопасти; *14*—ступица.

сила воспринимается специальным стержнем, разрезанным вдоль на восемь сегментовых частей для уменьшения сопротивления кручению. Этот стержень не только заменяет упорный подшипник, но еще является своеобразной пружиной, действующей на ручку летчика; при этом отсутствует момент трения упорного подшипника. Одним концом стержень крепится в месте соединения комля лопасти с корпусом осевого шарнира, другим концом — у корня цапфы осевого шарнира. Концы стержня ввернуты в разрезные муфты *5* и затянуты болтами.

Ступица втулки изготовлена из стальной поковки. Она имеет фрезерованные проушины для образования горизонтальных шарниров. В горизонтальных и вертикальных шарнирах поставлены игольчатые подшипники. На вертикальных шарнирах расположены регулируемые фрикционные демпферы лопастей *6*. Движение лопасти вниз ограничивается кольцом *7*, установленным эластично на резиновой прокладке на нижней части ступицы втулки. Кольцо

это расположено так, что все лопасти могут одновременно отклоняться вниз только на 1° (угол свеса). В полете каждая лопасть может отклоняться вниз за счет деформации резины на 5°. Ограничитель взмаха вверх сделан в виде упора *8*; в него упирается промежуточное звено *9*. Угол ограничения вверх 22°.

Ограничителем движения лопасти в плоскости вращения служит вырез *10*, куда своими выступами упираются цапфы осевого шарнира. Угол ограничения $\pm 12°$. Эти же выступы являются узлами для крепления междулопастных буферов *11*, которые не дают лопастям независимо друг от друга отклоняться в плоскости вращения на большие углы, т. е. они сохраняют (при трехлопастном несущем винте) между лопастями угол 120°. Эти междулопастные буферы также являются особенностью втулки. В сочетании с фрикционными демпферами эта система буферов делает работу несущего винта более плавной. Для регулирования угла установки лопасти на хомуте крепления рычага поворота лопасти имеется болт *12* и шкала *13*.

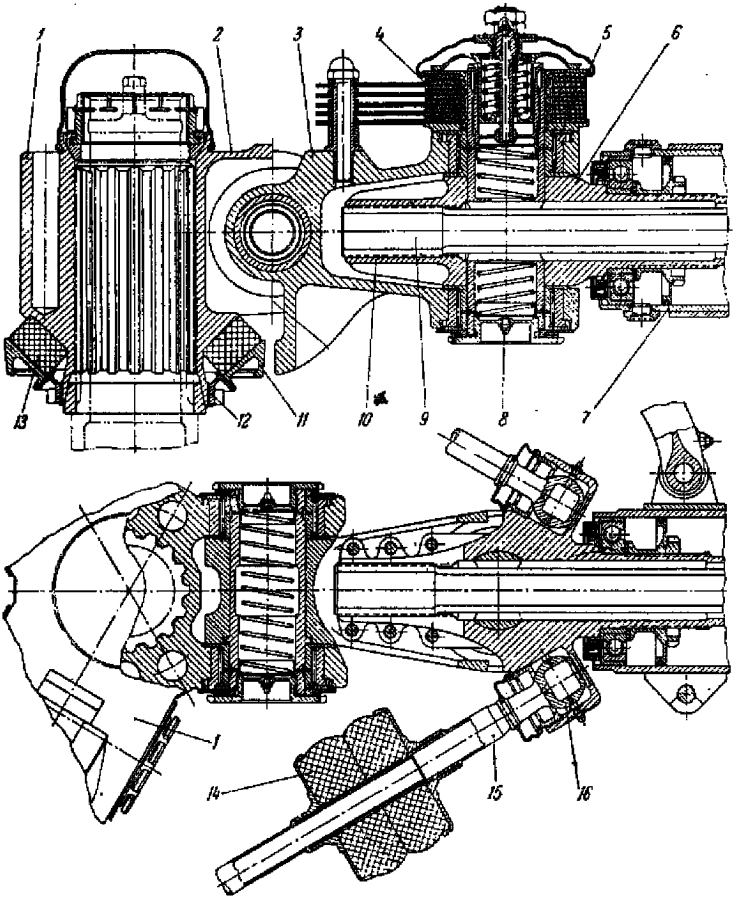
Недостатком втулки надо считать ее многодетальность и сложность в изготовлении.

На фиг. 127 приведен проект втулки такого же типа, однако ступица ее имеет обычную шлицевую посадку. Ограничитель свеса в виде кольца на резине *11* опирается на гайку со сферической поверхностью *12*. Междулопастные буферы состоят из двух телескопических труб, которые крепятся шаровыми шарнирами *16* к цапфам осевого шарнира. Резиновые кольца буфера *14* работают на сжатие. Заделка конца стержня *9*, воспринимающего центробежную силу, осуществлена разрезной втулкой, затянутой шестью болтами.

На вертолетах Сикорского (фиг. 128) применяются втулки, у которых ГШ и ВШ совмещены в одной точке, отнесенной от оси несущего винта на расстояние $l_в$. Такой общий шарнир (кардан) смонтирован так, что при колебании лопасти относительно вертикального шарнира горизонтальный шарнир поворачивается вместе с лопастью и угол между осью ГШ и продольной осью лопасти не изменяется. Такое расположение шарниров имеет преимущества, о которых уже было сказано при рассмотрении принципиальных схем (см. схему *III* на фиг. 110). Втулка имеет центробежные ограничители свеса лопастей. На фиг. 128,*А* ограничитель свеса изображен в положении полета. При невращающемся несущем винте (или при работе на малых оборотах) телескопический стержень удерживается пружинами *13* в таком положении, что конец его смещен внутрь относительно линии, проходящей через оси *14* и *17*.

Конструктивная схема подобной же втулки (проект) изображена на фиг. 129.

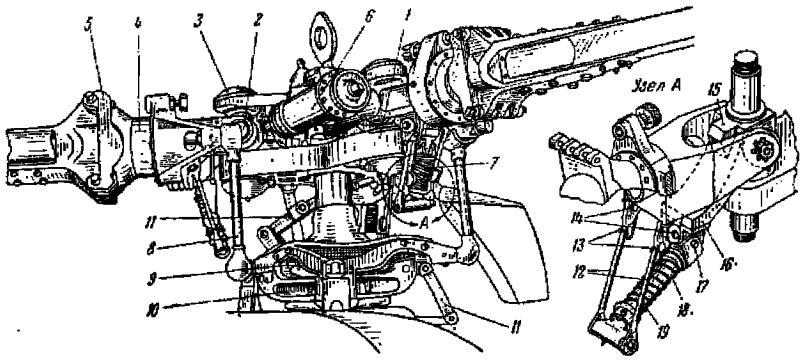
К фланцам стальной ступицы *2* на болтах крепятся штампованные из легкого сплава кронштейны *4*, достаточно жесткие и легкие по весу. В проушины кронштейнов посажены пальцы *5* вертикального шарнира. Горизонтальный шарнир выполнен так же, как и



Фиг. 127. Конструктивная схема втулки с междулопастными буферами.

1—ступица; *2*—ограничитель взмаха; *3*—промежуточное звено; *4*—фрикционный демпфер; *5*—цапьчатый подшипник; *6*—цапфа осевого шарнира; *7*—корпус осевого шарнира; *8*—масленка; *9*—стержень; *10*—разрезная вилка; *11*—ограничитель свеса; *12*—сферическая гайка; *13*—резиновое кольцо; *14*—буфер; *15*—телескопическая труба; *16*—шаровой шарнир.

вертикальный, на трехрядном игольчатом подшипнике, который посажен в расточку детали *6*, являющейся укороченным промежуточным звеном. Гидравлический демпфер *7* не участвует вместе с лопастью в маховых движениях, как это имеет место в предыдущих конструкциях втулок. Осевой шарнир имеет корпус *10* с гребенкой для крепления лопасти и цапфу *8*, на которой размещены упорный и два радиальных подшипника. Рычаг управления *12* поставлен со стороны задней кромки, с тем чтобы конец его мог ближе подойти



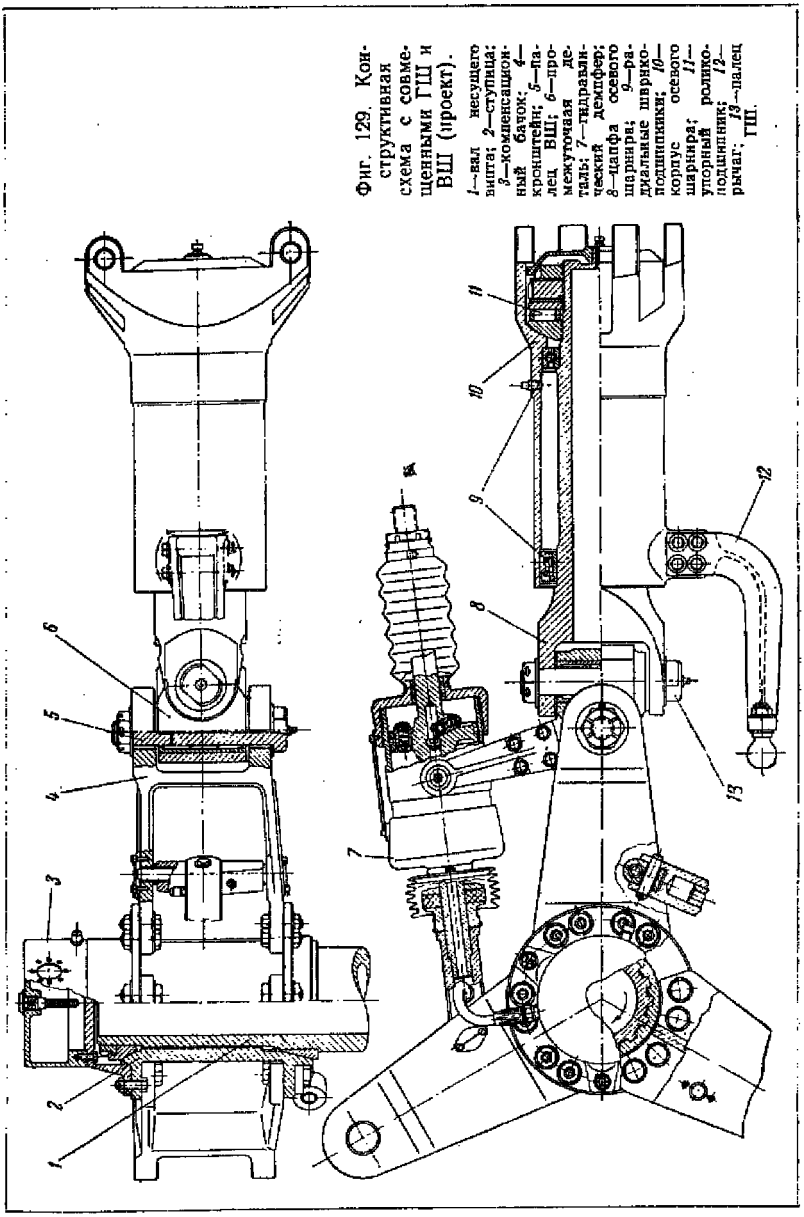
Фиг. 128. Втулка несущего винта с совмещенными ГШ и ВШ.

1—корпус втулки; *2*—горизонтальный шарнир; *3*—вертикальный шарнир; *4*—промежуточная деталь с осевым шарниром; *5*—гребенка крепления лопасти; *6*—гидравлический демпфер; *7*—центробежный ограничитель; *8*—тяга управления шагом лопасти; *9*—вращающееся кольцо автомата-перекоса; *10*—невращающееся кольцо автомата-перекоса; *11*—шлиц-шарнир; *12*—тяга; *13*—пружины; *14*—ось крепления тяг; *15*—верхний ограничитель взмаха; *16*—кронштейн крепления телескопического стержня; *17*—ось крепления стержня; *18*—телескопический стержень; *19*—пружина.

к оси вращения несущего винта и тяга, соединяющая его с автоматом-перекосом, располагалась вертикально. При таком расположении требуемая компенсация взмаха достигается тогда, когда конец рычага *12* расположится от оси горизонтального шарнира в сторону центра втулки. Втулка, выполненная по схеме фиг. 129, проста по конструкции и в изготовлении. Возможно, что по весу она будет легче втулок других типов, спроектированных при одинаковом задании.

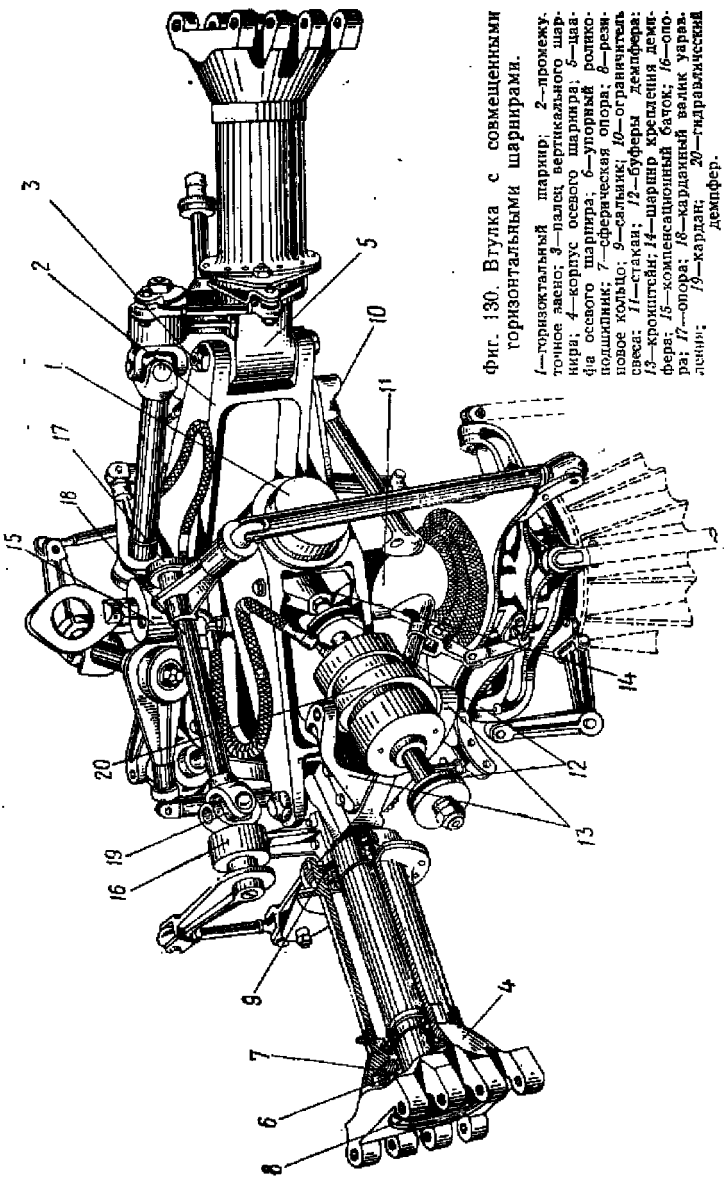
Втулки с совмещенными горизонтальными шарнирами, встречающиеся на современных вертолетах, выполнены в большинстве своем по схеме *V* (см. фиг. 113), т. е. с односторонним креплением промежуточного звена к ступице втулки и углом $\delta_н$ меньше 90°

На фиг. 130 показана конструктивная схема втулки несущего винта с совмещенными ГШ. Ступица втулки сделана из стальной поковки в виде крестовины с тремя расположенными под углом 120° цапфами. Ступица посажена на главный вал редуктора несущего



Фиг. 129. Конструктивная схема с совмещенными ГШ и ВШ (проект).

1—вал несущего винта; 2—ступица; 3—компенсационный балок; 4—кронштейн; 5—палец ВШ; 6—промежуточная деталь; 7—гидравлический демпфер; 8—цапфа осевого шарнира; 9—радиальные шарикоподшипники; 10—корпус осевого шарнира; 11—упорный роликоподшипник; 12—рычаг; 13—палец ГШ.



Фиг. 130. Втулка с совмещенными горизонтальными шарнирами.

1—горизонтальный шарнир; *2*—промежуточное звено; *3*—палец вертикального шарнира; *4*—корпус осевого шарнира; *5*—цапфа осевого шарнира; *6*—упорный роликоподшипник; *7*—сферическая опора; *8*—резиновое кольцо; *9*—сальник; *10*—ограничитель свеса; *11*—стакан; *12*—буферы демпфера; *13*—кронштейн; *14*—шарнир крепления демпфера; *15*—компенсационный бачок; *16*—опора; *17*—опора; *18*—карданный валик управления; *19*—кардан; *20*—гидравлический демпфер.

винта на шлицах. В горизонтальный шарнир *1* поставлены два игольчатых и один упорный подшипник. Наружные кольца подшипников посажены в стальные стаканы, запрессованные в корпус, составляющий конец промежуточного звена *2*. Осевая нагрузка (по оси горизонтального шарнира) воспринимается упорным подшипником.

Промежуточное звено *2* таврового сечения представляет штампованную деталь из алюминиевого сплава, с одного конца имеющую корпус для горизонтального шарнира, а с другого — проушину, куда вставляется палец вертикального шарнира *3*.

Вертикальный шарнир имеет один игольчатый подшипник с тремя рядами игл. Палец *3* вертикального шарнира служит внутренней обоймой для игольчатого подшипника.

Осевой шарнир выполнен с поворачивающимся вместе с лопастью корпусом *4*. В головке цапфы *5* осевого шарнира размещен игольчатый подшипник вертикального шарнира. На хвостике цапфы на двух радиальных подшипниках посажен корпус осевого шарнира *4*, оканчивающийся двойной гребенкой для крепления лопасти. Вся центробежная сила воспринимается упорным роликоподшипником *6*, одно из колец которого упирается в сферическую опору *7*, что обеспечивает равномерную нагрузку роликов упорного подшипника.

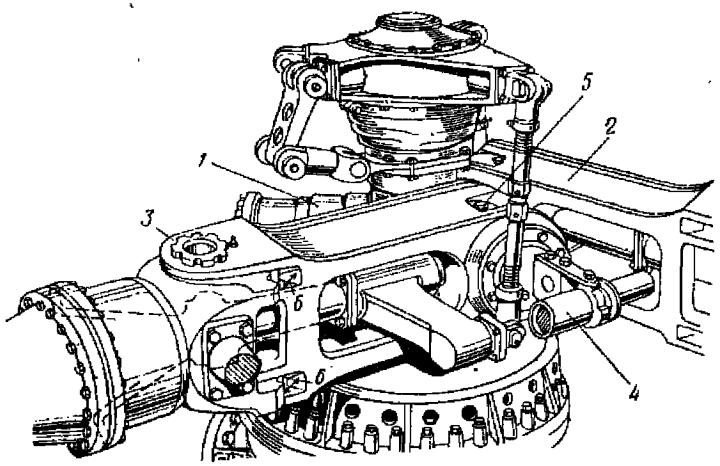
Уплотнение осевого шарнира со стороны лопасти осуществляется крышкой с резиновым кольцом *8*, со стороны вертикального шарнира — резиновым сальником *9*. Внутренняя полость осевого шарнира набивается консистентной смазкой. В эксплуатации смазка добавляется через масленку. Ограничители свеса лопасти выполнены в виде кронштейнов *10* с резиновыми подушками, присоединенных к стакану *11*, прикрепленному болтами к нижнему торцу ступицы втулки. Ограничители свеса очень громоздки. Угол свеса лопасти 2°. Ограничители *12* колебаний лопасти в плоскости вращения в виде резиновых буферов находятся на штоке гидравлического демпфера.

Гидравлический демпфер лопасти своим цилиндром крепится посредством кронштейна *13* к головке цапфы осевого шарнира, а штоком посредством шарнира *14* — к корню промежуточного звена. Компенсационный бачок *15*, пополняющий жидкостью демпферы во время работы, крепится к верхнему торцу ступицы. На промежуточном звене и цапфе осевого шарнира находятся оноры *16* и *17* для карданного валика *18* с рычагами, являющимися звеном проводки управления от автомата-перекоса к лопасти. Кардан *19* валика размещен на оси вертикального шарнира для исключения влияния колебаний лопасти на ее угол установки.

Такого же типа втулка показана на фиг. 131. Горизонтальные шарниры также совмещены на оси несущего винта. Ступица втулки имеет три цапфы *1*, на которых посажены игольчатые подшипники ГШ. Промежуточное звено *2*, изготовленное из стальной поковки,

имеет с одного конца корпус для ГШ, а с другого — две проушины, соединение которых посредством двух отдельных пальцев *3* с вилкой цапфы осевого шарнира образует ВШ, выполненный также на игольчатых подшипниках.

В отличие от предыдущей втулки, проводка управления на этой втулке — внутренняя. На оси ВШ помещен кардан, через который передается момент для поворачивания лопасти в осевом шарнире. Недостаток такой проводки — возрастание общего люфта. Проме-

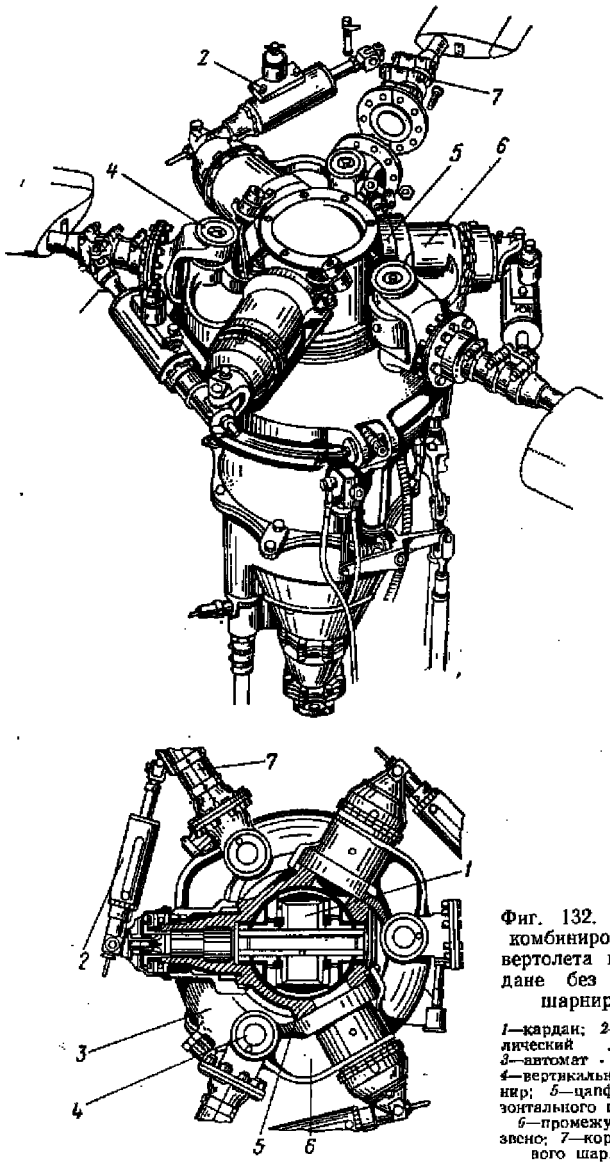


Фиг. 131. Втулка с совмещенными горизонтальными шарнирами.

1—цапфа горизонтального шарнира; *2*—промежуточное звено; *3*—палец вертикального шарнира; *4*—кронштейн крепления демпфера; *5*—упоры ограничителя взмаха; *6*—ограничитель отклонения лопасти в плоскости вращения.

жуточное звено имеет окно для выхода рычага поворота лопасти. Втулка снабжена воздушно-гидравлическими демпферами *4*. Ограничители махового движения включены в горизонтальные шарниры. Упоры *5*, ввернутые в корпус шарнира, упираясь в стенки канавки, выбранной на цапфе ступицы, ограничивают взмах лопасти вверх и свес ее вниз. Ограничители колебания лопасти *6* в плоскости вращения осуществлены в виде упорной площадки в проушинах промежуточного звена, в которую упирается выступами вилка цапфы осевого шарнира.

На фиг. 132 показана втулка с совмещенными ГШ, примененная на комбинированном вертолете. Эта втулка присоединяется к валу карданом *1*, крепление лопастей ко втулке — шарнирное, ГШ совмещены на оси несущего винта. Управление вертолетом осуществляется непосредственно наклоном втулки при помощи автомата-перекоса. Углом установки лопастей из кабины не управ-



Фиг. 132. Втулка комбинированного вертолета на кардане без осевых шарниров.

1—кардан; *2*—гидравлический демпфер; *3*—автомат перекос; *4*—вертикальный шарнир; *5*—цапфа горизонтального шарнира; *6*—промежуточное звено; *7*—корпус осевого шарнира.

ляют — он автоматически под нагрузкой увеличивается при сильно повернутом ГШ ($\delta_r° < 90°$) вследствие угла конусности и отклонения лопасти в плоскости вращения. Подобные втулки с автоматическим изменением шага применялись на прыгающих автожирах и назывались автодинамическими.

Демпферы лопастей

В то время как колебание лопастей относительно ГШ сильно демпфируется изменением подъемной силы при маховом движении, колебания лопасти в плоскости вращения демпфируются весьма слабо относительно ВШ, так как сопротивление лопасти мало изменяется при этих колебаниях. При любом внезапном изменении подъемной силы (в условиях порывистого ветра), резком маневре или кратковременном импульсе от силовой установки возникают нежелательные колебания лопасти как маятника в поле центробежных сил, имеющие относительно большую амплитуду. Поэтому необходимо ставить между каждой лопастью и втулкой демпфер.

Как правило, все втулки несущих винтов с шарнирными лопастями обязательно имеют демпферы лопастей. Их основное назначение — гасить свободные маятниковые колебания лопасти относительно вертикального шарнира, не давая им поддерживать самовозбуждающиеся колебания вертолета (автоколебания) на земле и в воздухе. Кроме того, демпферы выполняют еще роль буферов при запуске несущего винта, смягчая рывки и предохраняя лопасти от поломки.

Основные требования к демпферам следующие:

1. Характеристики у всех демпферов данного несущего винта должны быть одинаковые, так как неодинаковость характеристик демпферов вызовет неспокойную работу несущего винта.

2. Желательно, чтобы характеристики демпферов не менялись со временем или от изменения наружных условий. Допускаются небольшие изменения характеристик, при условии что у всех демпферов несущего винта они изменяются одинаково.

3. Конструкция демпферов должна позволять в некоторых пределах регулировать момент, создаваемый демпфером относительно ВШ, что необходимо для окончательной регулировки демпфера при летных испытаниях вертолета.

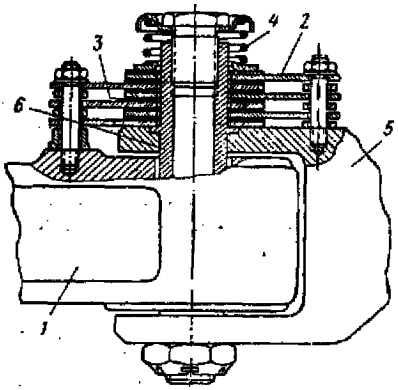
4. Надежность в работе. Должны быть исключены усталостные разрушения деталей демпфера, заедания и заклинивания в звеньях и шарнирах системы демпфера.

5. Демпферы не должны требовать большого ухода и частого регулирования.

На вертолетах применяются демпферы двух типов: фрикционные и гидравлические.

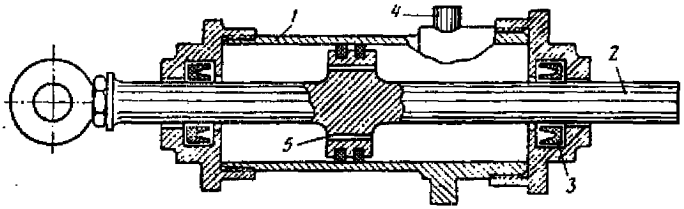
Фрикционный демпфер (фиг. 133) состоит из набора пластин-дисков *2*, в большинстве случаев стальных, и фрикционных дисков *3*, прижатых друг к другу регулируемой пружиной *4*. При

колебании лопасти относительно ВШ стальные пластины *2* имеют угловое перемещение относительно дисков *3*, так как первые закреплены на подвижной части, а вторые — на неподвижной или наоборот. Нажатие пружины создает трение между дисками. Силы трения относительно вертикального шарнира создают момент трения фрикционного демпфера, который оказывает сопротивление угловому отклонению лопасти. Фрикционный демпфер имеет при данной затяжке пружины почти постоянный момент трения за время отклонения лопасти в одну сторону и меняет знак при обратном движении. Момент трения покоя у него несколько больше, чем момент трения движения, однако его величина меняется еще в зависимости от состояния поверхностей дисков: попадание масла, пыли, воды и неравномерность выработки поверхностей в сильной степени влияет на величину момента трения. Фрикционные демпферы нуждаются в постоянном уходе и частом регулировании. В этом их недостаток. Несмотря на их простоту, все же в последних конструкциях вертолетов все чаще применяются гидравлические демпферы.



Фиг. 133. Схема фрикционного демпфера.

1—промежуточное звено; *2*—стальная пластина; *3*—фрикционный диск; *4*—пружина; *5*—цапфа осевого шарнира; *6*—палец вертикального шарнира.



Фиг. 134. Схема гидравлического демпфера.

1—цилиндр; *2*—шток с поршнем; *3*—уплотнение; *4*—пальцы крепления демпфера к лопасти; *5*—калиброванное отверстие.

Гидравлический демпфер, схема которого показана на фиг. 134, состоит из цилиндра *1* и штока с поршнем *2*. Поршень, двигаясь относительно цилиндра, проталкивает через калиброванное

отверстие в поршне жидкость из одной полости в другую. Истечение жидкости через это отверстие с некоторой скоростью и создает гидравлическое сопротивление, пропорциональное V^n (где n может быть равно 1—2). Момент демпфера получается умножением этого сопротивления на плечо $l_д$, т. е. на расстояние по перпендикуляру от оси штока до оси ВШ.

Гидравлический демпфер по конструкции сложнее фрикционного, но имеет перед последним существенные преимущества: во-первых, он является лучшим гасителем маятниковых (свободных) колебаний лопасти, так как декремент затухания колебаний лопасти с гидравлическими демпферами пропорционален t^{kt}, тогда как при фрикционном демпфере он пропорционален kt; во-вторых, гидравлические демпферы, отрегулированные на одно и то же гидравлическое сопротивление, сохраняют одинаковость своих характеристик при изменившихся условиях работы.

Основной недостаток гидравлического демпфера состоит в том, что его сопротивление зависит от скорости и сильно возрастает при увеличении скорости. Это может случиться при большом отклонении ручки летчика, при резком развороте или на другом переходном режиме. Для исключения этого недостатка необходимо вводить в конструкцию демпфера предохранительные клапаны, которые будут дополнительно перепускать жидкость из одной полости в другую (если давление в полости будет больше максимально допустимого). Они работают только эпизодически, при чрезвычайных режимах.

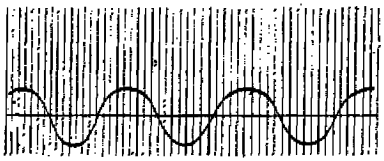
Характеристика гидравлического демпфера может недопустимо измениться вследствие образования эмульсии жидкости с воздухом, что может иметь место при попадании воздуха в полости цилиндра демпфера вместо вытекшей оттуда жидкости.

Так как утечка может быть разной у демпферов несущего винта, то это еще более ухудшает положение. Поэтому наряду с хорошим уплотнением полостей цилиндра демпфера необходимо для полного исключения образования эмульсии жидкости с воздухом демпфер в работе постоянно пополнять жидкостью, для чего в систему демпферов обязательно надо вводить компенсаторы жидкости.

Компенсатор можно делать общий для всех демпферов или индивидуальный на каждый демпфер.

Рекомендации по проектированию демпферов. Демпфер нагружает комель лопасти и детали втулки переменными силами, поэтому желательно иметь его момент минимальным. Для этой цели требуется сделать расчет на автоколебания вертолета на земле и на режиме висения. Как известно, автоколебания зависят от частоты маятниковых колебаний лопасти относительно ВШ, момента демпфера, упругих и демпфирующих характеристик конструкций, поддерживающих втулку несущего винта, и характеристик амортизаторов шасси и пневматиков. Комбинируя соответственно эти параметры, можно найти минимально необходимый по

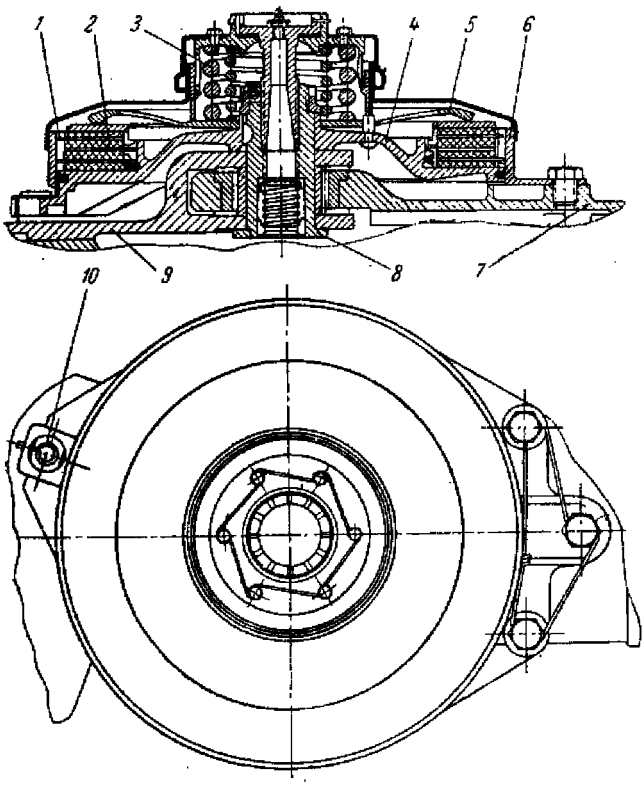
величине момент демпфирования для исключения автоколебаний в диапазоне рабочих оборотов несущего винта как при работе на земле, так и в воздухе. Расчет этот пока весьма сложен. Поэтому практически выбирают момент демпфирования исходя из опыта применения тех или иных демпферов на существующих вертолетах. Момент фрикционного демпфера обычно составляет 10—15% среднего крутящего момента несущего винта, приходящегося на одну лопасть. Гидравлический демпфер имеет момент, меняющийся за цикл (фиг. 135). В этом случае его максимальное значение должно составлять 15—20% среднего крутящего момента лопасти. Максимально допустимый момент демпфера, определяемый предохранительными клапанами, нужно выбирать исходя из величины допустимых переменных напряжений (ниже предела усталости) в деталях крепления лопасти ко втулке и в комле лопасти.



Фиг. 135. Диаграмма изменения усилия по штоку (запись осциллографа).

Стремление уменьшить рабочий момент демпфера объясняется не только соображениями прочности, но еще и тем, что работу демпферов при колебаниях лопасти относительно ВШ надо рассматривать как потерю мощности вертолета (эта работа преобразуется в теплоту, которая затем рассеивается). Кроме того, демпферы с большим фрикционным или гидравлическим сопротивлением будут получаться больших размеров и тяжелыми по весу. Если наряду с демпферами ставятся междулопастные связи (буферы), как, например, на втулке фиг. 127, то момент демпфера можно брать меньше, так как междулопастные буферы ограничивают нарастание амплитуд свободных маятниковых колебаний лопасти относительно ВШ и препятствуют автоколебаниям. Фрикционные демпферы нужно проектировать с некоторым запасом, для того чтобы можно было при испытаниях подобрать путем затяжки пружиной нужный момент. Обязательно в конструкции его нужно предусмотреть кожух, который закрывал бы демпфер и предохранял его от попадания влаги, пыли и масла. Рабочий момент от гидравлического демпфера можно изменять, меняя величину проходного отверстия. Лучше всего демпфер проектировать с большим ходом поршня, тогда и проходное отверстие будет больше. Шток гидравлического демпфера нужно также защищать чехлом, чтобы он не окислялся и не грязнился (то и другое будет приводить к быстрому износу уплотнительных манжет). Узлы крепления демпфера не должны иметь люфтов. Перед постановкой на вертолет демпферы должны быть протарированы. Гидравлические демпферы нужно испытывать на специальном стенде; измеряя давления в полости цилиндра или усилия в штоке за один цикл с записью их

на осциллографе, можно подобрать требуемый диаметр проходного отверстия. Ниже приведены описания некоторых конструкций фрикционных и гидравлических демпферов.

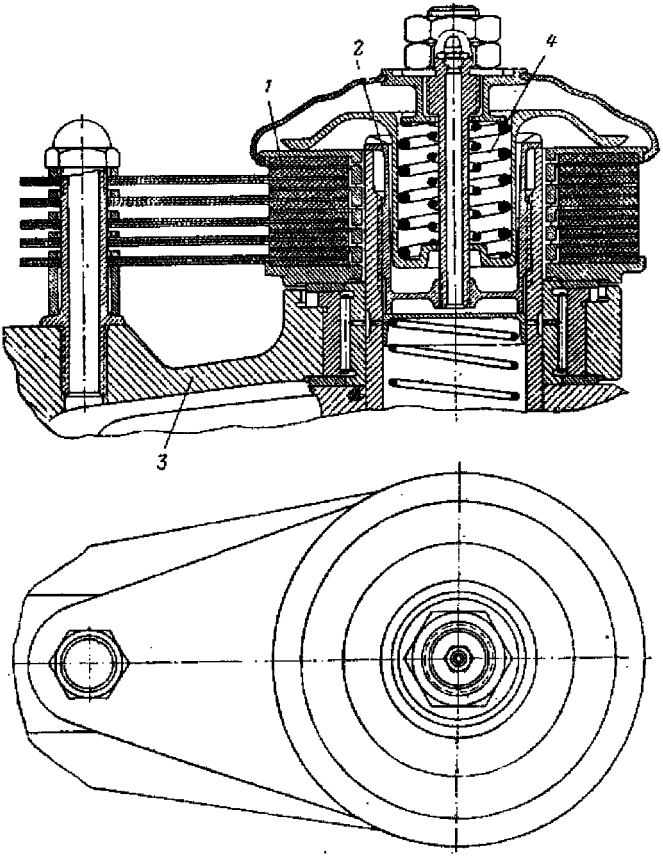


Фиг. 136. Фрикционный демпфер закрытого типа.

1 и *2*—стальные диски; *3*—пружина; *4*—соединительная деталь; *5*—прижимное кольцо; *6*—направляющее кольцо; *7*—подвижная часть; *8*—палец; *9*—промежуточное звено; *10*—болт крепления.

На фиг. 136 показана конструкция фрикционного демпфера закрытого типа. Диски демпфера сжимаются двумя пружинами через деталь *5*. Стальные диски *1* входят в шлицы детали *6*, которая крепится к корпусу осевого шарнира. Стальные диски *2* также через шлицы связаны с деталью *4*, которая посажена на палец и закреплена от проворота болтом *10* к промежуточному звену *9*. Момент демпфера регулируют затяжкой пружин при помощи винта. Фрикционные диски не приклепывают к стальным дискам, а укладывают

между ними. Установка демпфера на втулке приведена на фиг. 125. На фиг. 137 изображен фрикционный демпфер открытого типа. Стальные подвижные диски *1* посажены на шлицах непосредственно

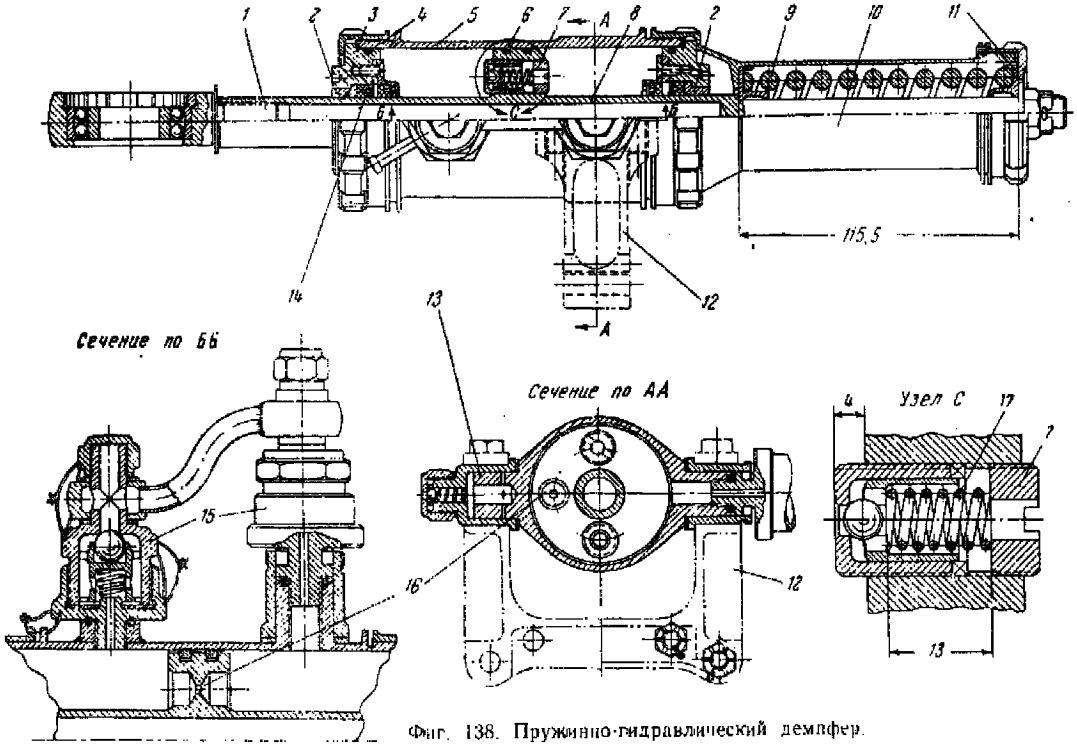


Фиг. 137. Фрикционный демпфер открытого типа.

1—стальные подвижные диски; *2*—палец вертикального шарнира; *3*—корпус переходной детали втулки; *4*—пружина.

на палец *2* вертикального шарнира. Установка демпфера на втулке показана на фиг. 127.

На фиг. 138 приведена конструкция пружинно-гидравлического демпфера лопасти. Демпфер состоит из цилиндра *5*, штока с поршнем *8*, предохранительных клапанов *7* и пружины *9*. Цилиндр с концов закрыт крышками, которые прижаты к его торцам гайкой *3*



Фиг. 138. Пружинно-гидравлический демпфер.

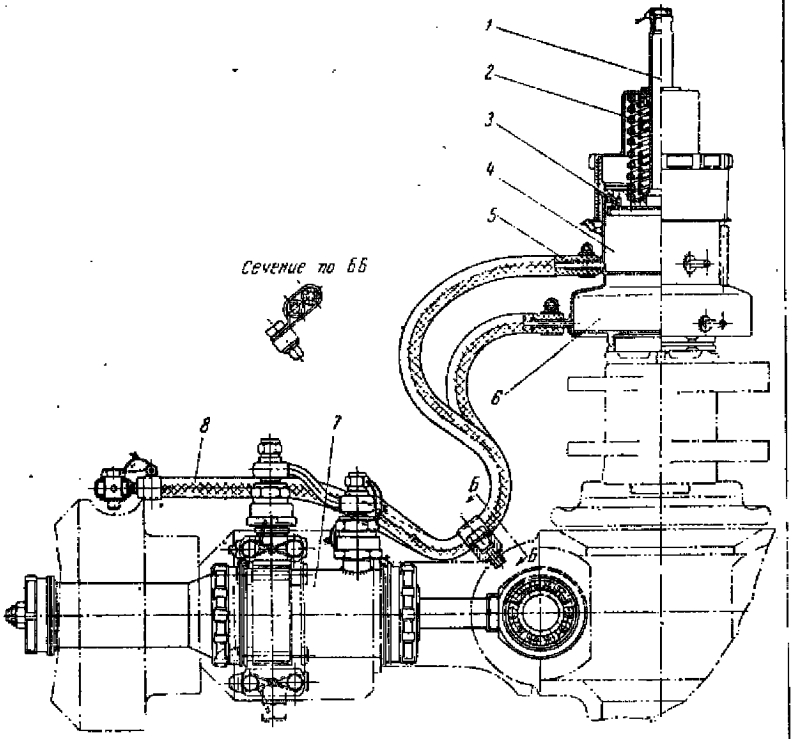
1—вилка штока; *2*—втулочка; *3*—гайка; *4*—уплотнение; *5*—цилиндр; *6*—уплотнения; *7*—редукционный предохранительный клапан; *8*—шток с поршнем; *9*—пружина; *10*—корпус; *11*—упор; *12*—кронштейн; *13*—цапфа; *14*—уплотнение; *15*—клапан; *16*—перепускное калиброванное отверстие; *17*—пружина регулировки клапана.

и корпусом *10*. В крышках поставлены втулочки *2*, по которым скользит шток. На цилиндре имеются две цапфы *13*, которыми цилиндр крепится посредством кронштейнов *12* к вилке цапфы осевого шарнира. Шток выполнен заодно с поршнем. На одном конце штока навернут наконечник *1* с шарикоподшипником, внутреннее кольцо которого надевается на палец горизонтального шарнира.

В кольцевых выточках поршня расположены два разрезных уплотнительных кольца *6* из чугуна. Поршень делит камеру цилиндра на две полости, которые сообщаются между собой перепускным калиброванным отверстием *16*. В поршень поставлены на резьбе два предохранительных редукционных клапана *7* — по одному на каждую полость цилиндра. Редукционный клапан посредством пружины *17* регулируется на определенное статическое давление. Каждая полость цилиндра снабжена компенсационными обратными клапанами *15*, через которые они пополняются жидкостью из общего компенсационного бачка. С одной стороны цилиндра вместо гайки навернут на цилиндр корпус *10* пружины, внутри которого между двумя упорами помещена пружина *9*, работающая всегда на сжатие. Уплотнение демпфера по штоку осуществляется при помощи резиновых или кожаных манжет *14*. Уплотнение по резьбе достигается постановкой резиновых колец *4* в крышках цилиндра. Компенсационный бачок (фиг. 139) представляет собой резервуар *4* с поршнем, в который через штуцер *1* заливается жидкость. Поршень под воздействием пружины *2* создает внутри резервуара давление от 1 до 3 *ат*. Жидкость из бачка подается к обратным клапанам по дюритовым шлангам *5*, а через компенсационный обратный клапан подается в полость цилиндра тогда, когда эта полость не полностью заполнена жидкостью и давление в ней меньше, чем в компенсационном бачке. Если давление в полости клапана будет больше, чем давление в компенсационном бачке, то клапан закроется и не пропустит жидкость из полости цилиндра.

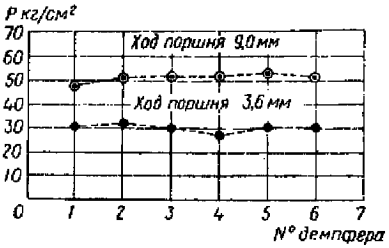
При движении цилиндра демпфера относительно штока изменяется сила пружины, действующей на цилиндр, а перетекание жидкости из одной полости в другую через калиброванное перепускное отверстие создает гидравлическое сопротивление движению цилиндра. Сила гидравлического сопротивления вместе с силой пружины, действуя на плече относительно вертикального шарнира, создает момент демпфирования. При возникновении в полости цилиндра давлений, бо́льших, чем давление, на которое отрегулирован редукционный клапан, произойдет открытие его и перепуск жидкости в другую полость, благодаря чему момент демпфера не превысит максимально допустимой величины. Установка демпфера на втулке показана на фиг. 120.

На фиг. 140 приведен график максимальных давлений в полостях демпфера у шести демпферов такого типа. График получен испытаниями на стенде (измерение давления производилось угольным датчиком). Верхние точки графика получены при большом



Фиг. 139. Компенсационный бачок для пополнения маслом гидравлического демпфера и смазки осевого шарнира.

1—заливной штуцер; *2*—пружина; *3*—поршень; *4*—резервуар; *5*—дюритовый шланг; *6*—резервуар; *7*—гидравлический демпфер; *8*—дюритовый шланг.



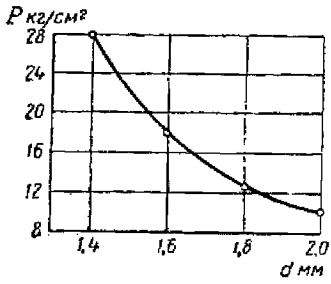
Фиг. 140. График испытания демпферов.

ходе, когда максимальное давление ограничивалось редукционным предохранительным клапаном.

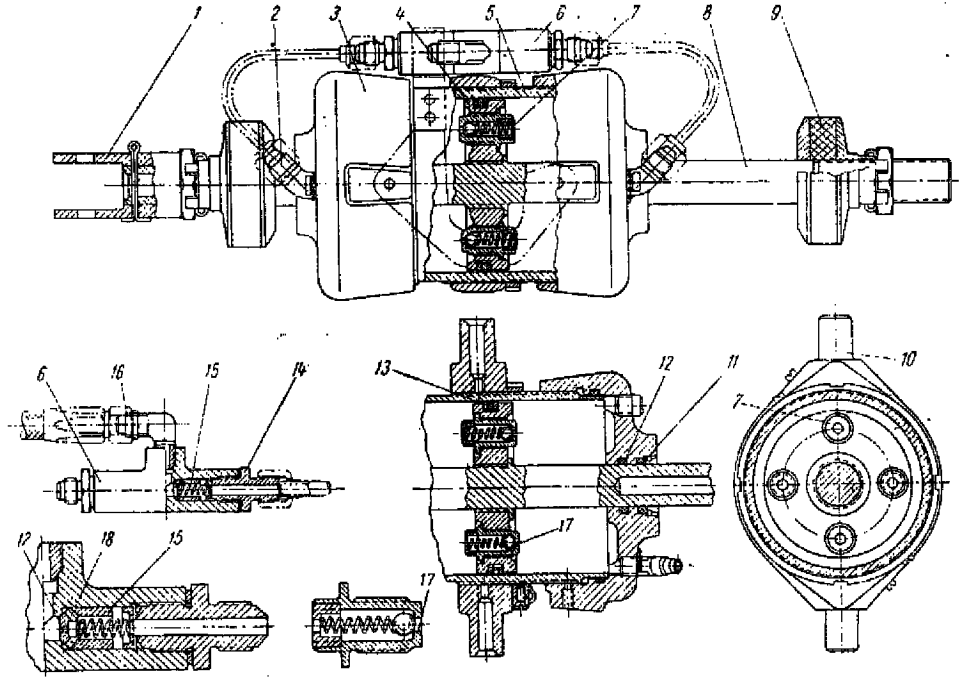
На фиг. 141 приведена кривая *1* изменения давления в одной полости за один цикл колебания демпфера. Там же дана кривая *2* для случая, когда работает предохранительный клапан. Зависимость давления в полости демпфера от величины перепускного отверстия показана на фиг. 142.

Фиг. 141. Характеристика демпфера.

На фиг. 143 изображена конструкция гидравлического демпфера с температурной компенсацией. Демпфер состоит из цилиндра *5*, штока *8* и поршня *4*. Цилиндр с двух сторон закрыт резьбовыми крышками. В крышках имеются штуцеры *2* для подвода жидкости к цилиндру демпфера. Через крышки проходит шток. Поршень навинчен на шток. В поршне имеется четыре предохранительных редукционных клапана *7* по два на каждую полость. На концах штока поршня имеются резиновые амортизаторы, ограничивающие отклонения лопасти в плоскости вращения относительно ВШ. Уплотнение поршня по наружному диаметру осуществлено тремя бронзовыми разрезными кольцами *13*. Уплотнение крышек и штока осуществляется резиновыми кольцами *12* и фетровым сальником *11*. К цилиндру демпфера крепится тройник *6*, связывающий обе полости цилиндра с компенсационным бачком. В тройнике помещены клапаны с калиброванными отверстиями, определяющие гидравлическое сопротивление демпфера. Применение такой системы обеспечивает компенсацию утечки жидкости из демпфера, так как обе полости цилиндра всегда соединены с компенсационным бачком через тройник. Кроме того, что весьма важно, это позволяет жидкости при повышении температуры расширяться без повышения давления в полостях демпфера. К тройнику жидкость подводится



Фиг. 142. График зависимости давления P в полости демпфера от диаметра d перепускного отверстия.

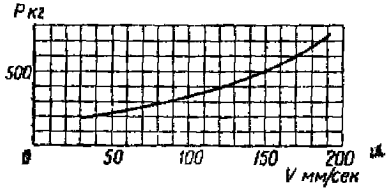


Фиг. 143. Гидравлический демпфер.

1—вилка; *2*—штуцер; *3*—крышка; *4*—поршень; *5*—цилиндр; *6*—тройник; *7*—предохранительный клапан; *8*—шток; *9*—ограничитель; *10*—цапфа; *11*—сальник; *12*—уплотнительные резиновые кольца; *13*—уплотнительные бронзовые кольца; *14*—штуцер; *15*—клапан; *16*—штуцер; *17*—калиброванные отверстия; *18*—большое отверстие клапана.

под небольшим давлением за счет напора, создаваемого жидкостью под действием центробежной силы.

Демпфер работает следующим образом. При движении лопасти относительно ВШ цилиндр демпфера перемещается относительно поршня, заставляя жидкость перетекать через клапаны тройника из одной полости в другую. Жидкость, поступающая под давлением в тройник, прижимает клапан к седлу и перетекает через небольшое калиброванное отверстие *17* в днище клапана (отверстия большего сечения *18*, имеющиеся в конической части клапана, при этом закрыты). Второй же клапан в тройнике, противоположно расположенный, легко отжимается от седла давлением жидкости (так как он прижат к седлу слабой пружиной). При этом открываются че-



Фиг. 144. Характеристика демпфера.

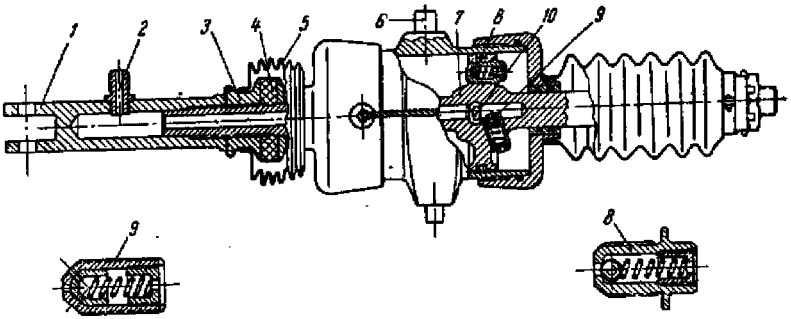
Фиг. 145. Кривая силы сопротивления за один цикл колебания (запись осциллографа).

тыре отверстия *18* в конической части клапана *15*, и последний не создает сопротивления для протекания жидкости в полость, где давление меньше, чем в полости тройника (в расширяющейся полости возможно даже разрежение).

На фиг. 144 приведена характеристика такого демпфера. В некоторых пределах изменения скорости движения поршня в цилиндре сопротивление демпфера мало изменяется, что объясняется наличием в поршне предохранительных клапанов, ограничивающих максимальное давление.

На фиг. 145 представлена кривая силы сопротивления за один цикл колебания такого демпфера (записана осциллографом). Зубцы кривой указывают на открытие предохранительных клапанов.

Подобный по принципу действия, но другой конструкции гидравлический демпфер (проект) с температурной компенсацией изображен на фиг. 146. Пополнение его происходит через штуцер *2* и внутреннее сверление штока и далее через перепускные клапаны *9*, соединяющие полости внутреннего сверления штока с полостями цилиндра. Редукционные предохранительные клапаны *8* в этой конструкции также служат для ограничения максимального давления. Наружные части штока закрыты чехлами для предохранения от грязи и влаги. Пополнение жидкостью происходит из общего компенсационного бачка. Установка этого демпфера на втулке приведена на фиг. 129.



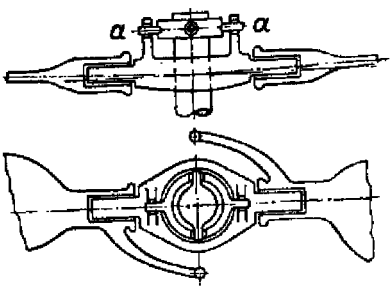
Фиг. 146. Гидравлический демпфер с температурной компенсацией (проект).

1—вилка штока; *2*—штуцер; *3*—гайка; *4*—резиновый буфер; *5*—чехол; *6*—цапфа; *7*—шток с поршнем; *8*—редукционный предохранительный клапан; *9* и *10*—перепускные клапаны.

§ 9. ВТУЛКИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ НА КАРДАНЕ

Аэродинамически схема несущего винта на кардане близка к схеме несущего винта с шарнирными лопастями. Подвеска на кардане позволяет:

1. Автоматически, благодаря маховому движению лопастей в плоскости тяги, исключать влияние асимметрии потока, так как сила тяги несущего винта будет проходить через центр кардана, не создавая относительно втулки ни момента крена, ни момента тангажа.



Фиг. 147. Схема втулки на кардане.

2. Наклонять ометаемый диск несущего винта посредством автомата-перекоса в любом направлении в целях достижения поступательного полета и управления вертолетом. Лопасти совершают маховое движение относительно кардана не независимо друг от друга; если какая-либо лопасть отклонится вверх, то противоположная ей лопасть (расположенная от нее на 180°) на такой же угол отклонится вниз.

Втулки несущего винта на кардане существенно отличаются по конструктивной схеме от втулок несущих винтов с шарнирными лопастями. У них отсутствуют вертикальные и горизонтальные шарниры (отдельные для каждой лопасти) и демпферы лопастей. Горизонтальные шарниры заменяет кардан. На фиг. 147 дана схема

втулки двухлопастного несущего винта на кардане, наиболее часто встречающейся в современных конструкциях. Особенностью ее является то, что момент трения подшипников осевого шарнира не передастся на управление, так как циклическое изменение угла установки лопасти происходит за счет одновременного поворота обеих лопастей относительно шарнирной оси кардана *аа*, потому что шарнирный момент от трения в упорных подшипниках осевых шарниров, нагруженных центробежной силой, гораздо больше по величине, чем шарнирный момент от трения в подшипниках этой оси. Из схемы также ясно видно, что при изменении общего шага двухлопастного несущего винта лопасти его поворачиваются в осевых шарнирах. Вторая особенность несущего винта на кардане состоит в том, что центробежные силы лопастей замыкаются на корпусе втулки и не нагружают подшипники, которые образуют оси кардана.

Осевые шарниры нагружены здесь сильнее, чем у несущего винта с шарнирными лопастями. Изгибающий момент в комле лопасти нагружает радиальные подшипники, и этот момент (если не принять мер для его разгрузки) равен среднему моменту от силы тяги лопасти относительно оси несущего винта. Поэтому лопастям, вернее, осям осевых шарниров, обычно дают небольшой конструктивный угол конусности ($2 \div 3^\circ$) для разгрузки комля лопасти и осевого шарнира от изгибающего момента силы тяги. Центр кардана для облегчения управления выносят вверх (по отношению к точке пересечения осей осевых шарниров).

Можно указать следующие преимущества несущего винта на кардане: простая конструкция втулки, особенно при двухлопастном несущем винте; меньшее количество деталей подвижных механизмов (отсутствие сильно нагруженных ГШ и ВШ и демпферов лопастей); меньший вес втулки; более простая балансировка лопасти; исключаются полностью автоколебания вследствие отсутствия вертикальных шарниров; лопасти не могут закинуться вверх при потере оборотов несущим винтом; небольшие усилия в цепи управления.

К недостаткам таких винтов надо отнести: большие изгибающие моменты в комлях лопастей и, как следствие этого, более тяжелые лопасти; вибрации, вызываемые в двухлопастных винтах второй гармоникой аэродинамических сил, которые остаются на втулке, и вибрации вертолета и управления, вызываемые прогибом лопастей. Эти вибрации заставляют вводить эластичное крепление к фюзеляжу несущего винта со своим редуктором и даже двигателем.

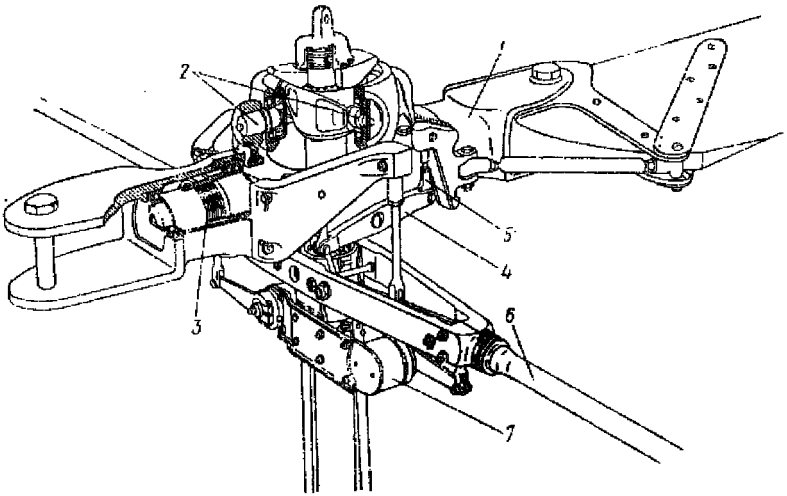
Для снижения вибраций двухлопастного несущего винта на кардане необходимо привести массу лопастей (в деформированном состоянии) на центр кардана и желательно также, чтобы составляющая равнодействующей аэродинамических сил в плоскости вращения проходила также через центр кардана.

На фиг. 148 дана конструктивная схема втулки двухлопастного несущего винта на кардане со стабилизирующим стержнем *6*. Сле-

дует отметить связь между двумя лопастями при изменении общего шага, выполненную в виде качалки *4* и тяг *5*.

На фиг. 149 изображена втулка на кардане со вспомогательными лопатками (серволопатки) для управления.

На фиг. 150 и 151 даны схемы втулки на кардане для четырехлопастного винта. Кроме конструктивного угла конусности, обоймы

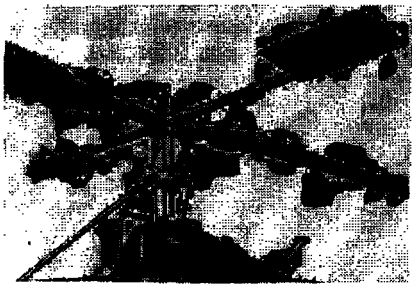


Фиг. 118. Втулка на кардане со стабилизирующим стержнем.

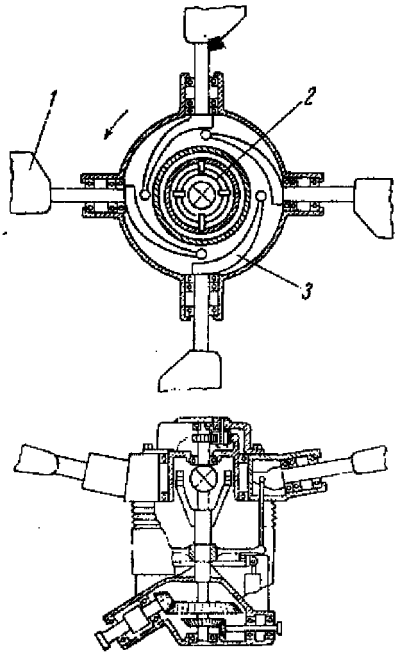
1—корпус втулки; *2*—универсальный шарнир; *3*—осевой шарнир; *4*—качалка синхронизации изменения общего шага; *5*—тяга; *6*—стабилизирующий стержень; *7*—фрикционный демпфер.

осевых шарниров (выполнены заодно с корпусом втулки) смещены параллельно вперед по вращению винта в целях разгрузки их и комлей лопастей от изгиба в плоскости вращения.

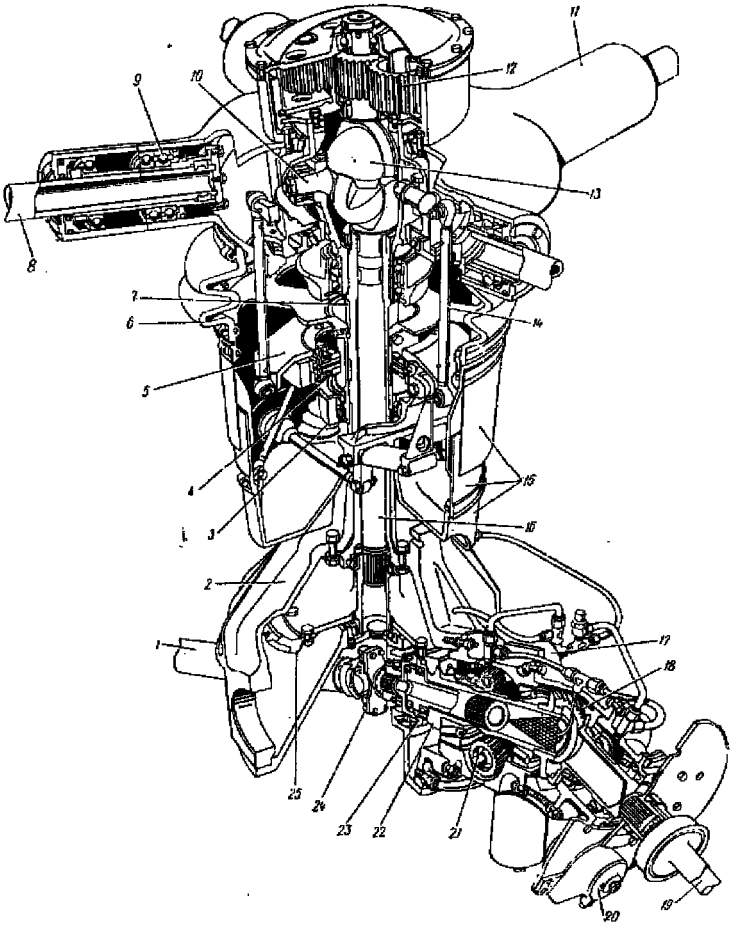
Наибольшее распространение несущие винты на кардане, вероятно, получат в реактивных вертолетах (уже сейчас почти все построенные реактивные вертолеты имеют несущие винты на кардане), благодаря тому что у этих втулок отсутствуют вертикальные шарниры лопастей, наличие которых при остановке ВРД на одной лопасти всегда приведет к большой разбалансировке несущего винта.



Фиг. 149. Втулка на кардане с серво лопатками.



Фиг. 150. Схема втулки четырехлопастного несущего винта на кардане
1—лопасть; *2*—кардан; *3*—рычаг лопасти.



Фиг. 151. Конструктивная схема втулки четырехлопастного несущего винта на кардане.

1—вал привода от двигателя; *2*—кожух редуктора; *3*—корпус подшипника управления общим шагом; *4*—универсальный шарнир автомата-перекоса; *5*—вращающееся кольцо автомата-перекоса; *6*—кожух; *7*—опорная труба; *8*—комель лопасти несущего винта; *9*—подшипники осевого шарнира; *10*—подшипники подвески несущего винта; *11*—корпус втулки; *12*—планетарный редуктор несущего винта; *13*—универсальный шарнир постоянной скорости; *14*—тяга; *15*—защитное уплотнение; *16*—вал привода несущего винта; *17*—маслонасос; *18*—зубчатое колесо привода хвостового винта; *19*—вал привода хвостового винта; *20*—тормоз; *21*—привод генератора; *22*—зубчатое колесо; *23*—муфта свободного хода; *24*—универсальный шарнир; *25*—зубчатое колесо.

Глава II

ХВОСТОВЫЕ (РУЛЕВЫЕ) ВИНТЫ

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Хвостовой (рулевой) винт, являющийся обязательной частью одновинтового вертолета, служит для уравновешивания реактивного крутящего момента несущего винта и в качестве руля поворота. Хвостовой винт состоит из лопастей, втулки и механизма изменения шага винта.

К хвостовым (рулевым) винтам предъявляются следующие требования:

1. Высокий к. п. д. при работе на месте.
2. Отсутствие срыва потока на лопастях при поступательном полете.
3. Отсутствие вибраций.
4. Достаточная динамическая прочность.
5. Малый вес.
6. Легкое управление общим шагом хвостового винта.

§ 2. ЛОПАСТИ ХВОСТОВОГО ВИНТА

Диаметр, заполнение и обороты хвостового винта выбираются при эскизном проектировании вертолета. Проектировать хвостовой винт нужно по тем же методам, что и несущий винт, производя расчет по вихревой теории и ставя перед собой задачу получения хвостового винта, имеющего достаточно высокий относительный к. п. д. при работе на месте.

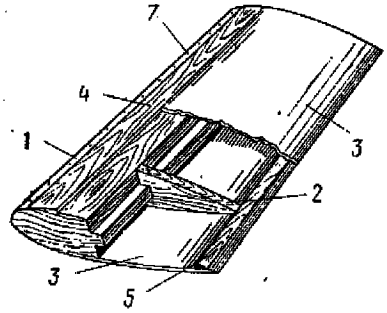
Так как на режимах авторотации и в моторном полете тяга хвостового винта может быть направлена в разные стороны, то лопасти иногда делают незакрученными (плоскими). Профиль лопасти можно брать такой же, как для лопастей несущего винта.

Форма в плане может быть эллиптическая или трапецевидная (последняя форма предпочтительнее).

Лопасти винта делают деревянными и металлическими (сплошными и пустотелыми). При сплошных лопастях нужно заботиться о том, чтобы шарнирный момент относительно продольной оси лопасти был небольшим во избежание больших усилий на педали. Для разгрузки от больших усилий на ножном управлении у комля лопасти помещают противовесы, центробежные силы которых создают относительно продольной оси лопасти разгружающий момент.

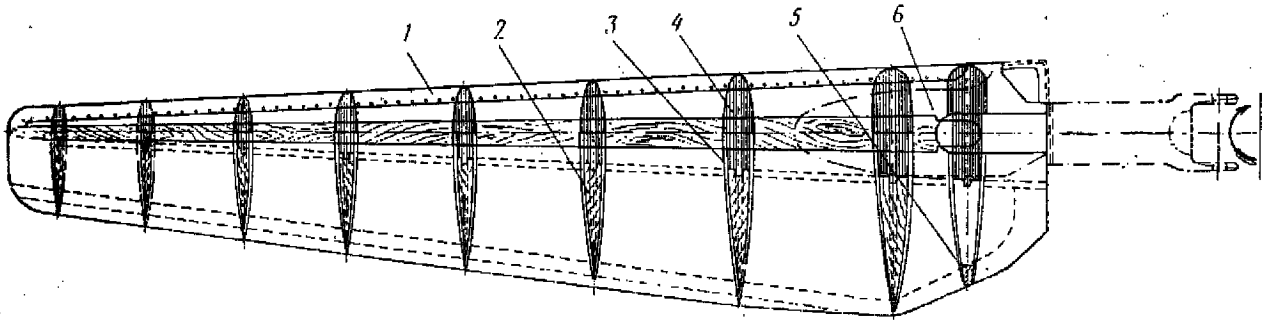
При расчете необходимого изменения угла установки хвостового винта нужно обязательно проверить лопасть на максимальном угле установки при максимальной скорости полета на срыв потока.

На фиг. 152 изображена лопасть деревянной конструкции. Лопасть в плане трапецевидная, незакрученная, профиль NACA 0012.



Фиг. 152. Деревянная лопасть хвостового винта.

1—металлическая оковка; *2*—нервюра; *3*—фанерная обшивка; *4*—лонжерон; *5*—хвостовой стрингер; *6*—металлическая накладка; *7*—металлические гвозди.



Конструкция лопасти состоит из силового сплошного лонжерона, нервюр, хвостового стрингера и фанерной обшивки. Сплошной лонжерон *4* простирается до 40% хорды от передней кромки; он спрессован из березового шпона. К гребню лонжерона смоляным клеем приклеиваются нервюры из сосны или ели. Обшивка из трехслойной фанеры толщиной 2,5 *мм* приклеивается к лонжерону, нервюрам и стрингеру.

В корневой части под узел крепления на фанеру наклеен четвертый слой. Передняя кромка лопасти защищена от повреждения оковкой *1* из нержавеющей стали (толщина 0,35 *мм*, ширина оковки по хорде 15 *мм*). Для защиты от влаги лопасть покрыта бесцветным лаком.

§ 3. ВТУЛКИ ХВОСТОВЫХ ВИНТОВ

Хвостовые винты делаются двух- и трехлопастными. Более плавную работу дают трехлопастные винты. Однако трехлопастный винт тяжелее по весу и конструкция его втулки сложнее; поэтому на многих легких вертолетах применяются двухлопастные хвостовые винты. На появившихся в последнее время тяжелых вертолетах установлены четырехлопастные винты.

Втулка хвостового винта отличается от втулки пропеллера тем, что имеет шарниры в креплении лопастей. Эти шарниры дают лопасти свободу взмаха только в плоскости силы тяги. Благодаря шарнирам сила тяги проходит через центр втулки и комель лопасти разгружен от изгибающего момента, создаваемого силой тяги.

На ступице втулки размещены шарниры, к которым прикрепляются корпусы или «цапфы» осевых шарниров лопасти. Ставятся также ограничители взмаха.

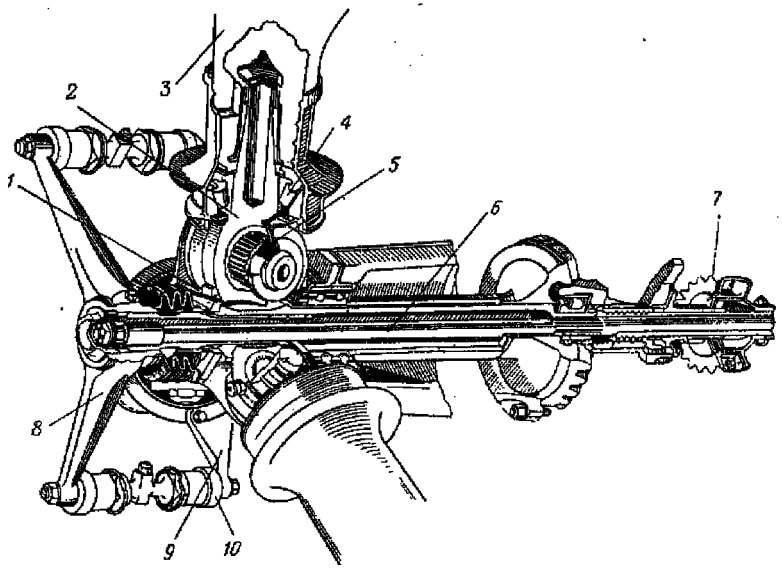
На фиг. 153 показана втулка хвостового винта. Этот винт имеет лопасти, у которых комель образован по типу лопастей самолетных винтов и является корпусом осевого шарнира лопасти.

Механизм управления общим шагом выполнен по обычной схеме. Рычаг *8* через подшипник на конце штока *6* перемещается штоком вместе с тягами *10*, которые присоединены к концам рычагов лопастей. Шток перемещается посредством винтовой пары и звездочки *7* цепной передачи.

На фиг. 154 изображена другая втулка хвостового винта также с шарнирами для взмаха в плоскости силы тяги. Корпус осевого шарнира неподвижный и крепится на игольчатых подшипниках *4*, образующих шарниры *3*, к ступице посредством пальцев, входящих в проушины ступицы. Лопасть — деревянная, крепится болтами к вилке *14*, имеющей хвостовик, на который навернут фланец, являющийся как бы средним кольцом двухрядного роликового упорного подшипника. Конец рычага *8* лопасти выведен на ось шарнира.

На фиг. 155, 156 показан двухлопастный хвостовой винт небольшого вертолета. Особенностью его втулки является общий косой шарнир взмаха в плоскости тяги, поставленный наклонно по отно-

шению продольной оси лопасти, благодаря чему уменьшается амплитуда махового движения (наклонный шарнир является компенсатором взмаха). Ступица втулки соединена с валом хвостового редуктора шарнирно. Лопасть винта деревянная и крепится к вилке корпуса осевого шарнира двумя болтами.



Фиг. 153. Втулка трехлопастного хвостового винта с шарнирными лопастями.

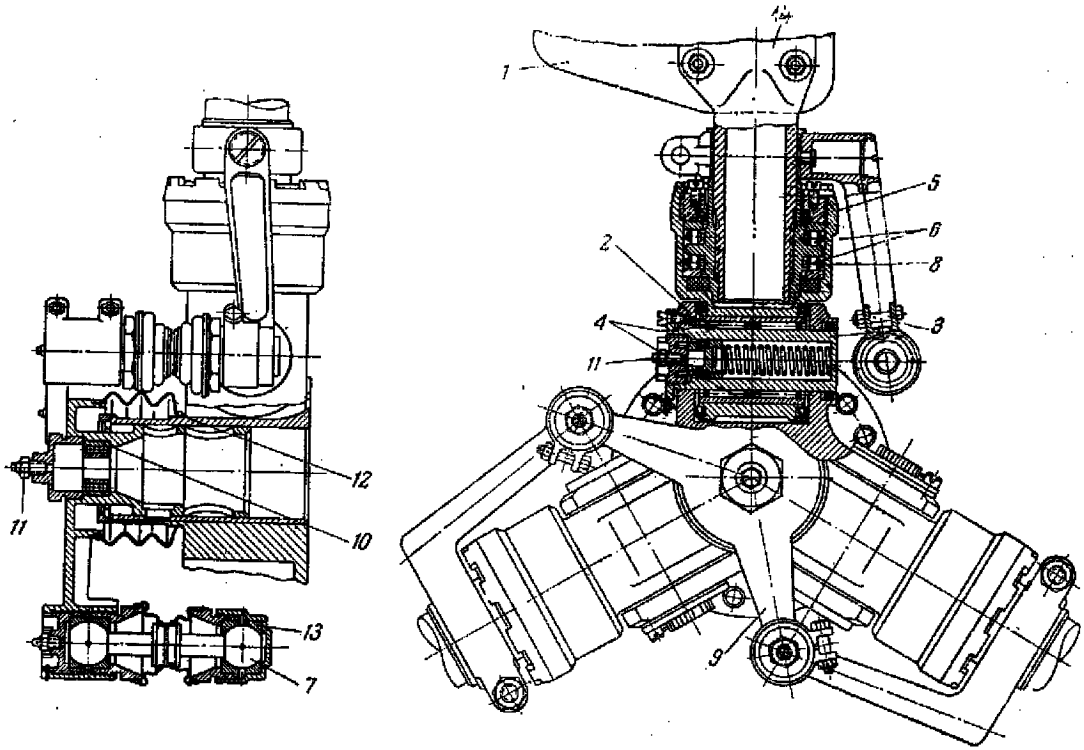
1—ограничители взмаха лопасти; *2*—цапфа осевого шарнира; *3*—металлическая лопасть; *4*—радиально-упорный роликовый подшипник; *5*—шарнир; *6*—шток управления шагом винта; *7*—звездочка цепной передачи управления; *8*—трехплечий рычаг; *9*—рычаг управления шагом лопасти; *10*—тяга.

На фиг. 157 изображена конструктивная схема подобной втулки с наклонным шарниром взмаха.

На фиг. 158, 159 и 160 показаны установки хвостовых винтов некоторых вертолетов.

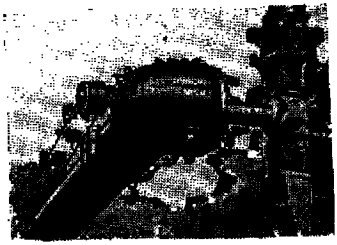
На фиг. 161 показана установка однолопастного хвостового винта легкого реактивного вертолета. Лопасть хвостового винта уравновешивается противовесом, осевой шарнир во втулке отсутствует. Общий шаг лопасти изменяется поворотом ее на кардане, которым втулка прикреплена к валу.

Механизм управления общим шагом обычно имеет самоторможение; поэтому управление хвостовым винтом является необратимым. Это удобно для ножного управления, так как пульсирующие усилия от винта не передаются педалям.

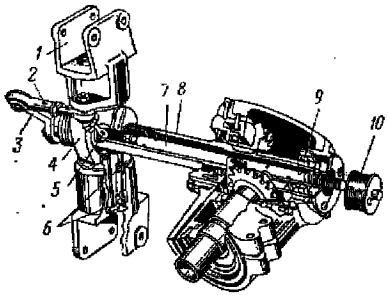


Фиг. 154. Втулка трехлопастного хвостового винта с шарнирными лопастями.

1—лопасть; *2*—ступица; *3*—шарнир; *4*—игольчатый подшипник; *5*—корпус осевого шарнира; *6*—упорный роликоподшипник; *7*—тяга; *8*—рычаг управления шагом лопасти; *9*—трехплечий рычаг; *10*—шарикоподшипник; *11*—масленка; *12* и *13*—чехлы; *14*—вилка с хвостовиком.

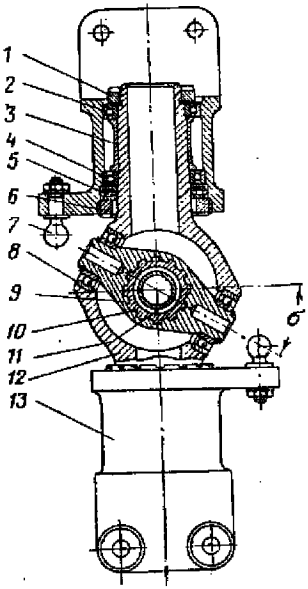


Фиг. 155. Установка хвостового двухлопастного винта.



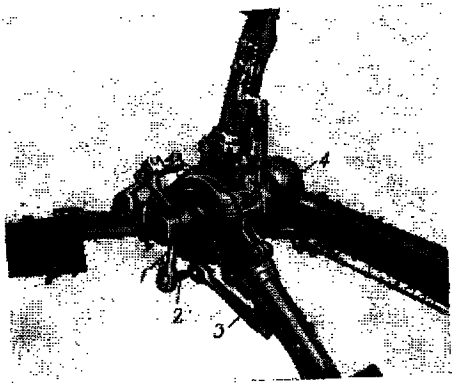
Фиг. 156. Втулка хвостового двухлопастного винта.

1—вилка для крепления деревянной лопасти; *2*—тяга управления шагом; *3*—рычаг управления шагом; *4*—ступица; *5*—косой шарнир; *6*—шарикоподшипник; *7*—шток управления шагом; *8*—вал винта; *9*—шарикоподшипники; *10*—барабан проводки управления шагом.



Фиг. 157. Конструктивная схема втулки двухлопастного винта.

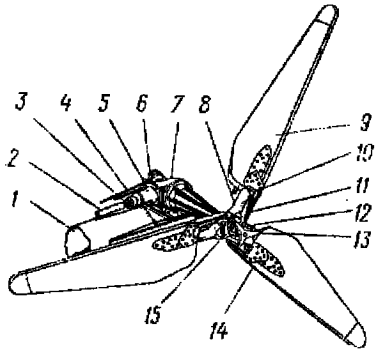
1—гайка; *2*—радиальный шарикоподшипник; *3*—распорная шайба; *4*—радиальный шарикоподшипник; *5*—упорный роликоподшипник; *6*—гайка; *7*—рычаг управления шагом; *8*—шарикоподшипник косого шарнира; *9*—ступица; *10*—ведущий вал; *11*—тяга управления шагом; *12*—корпус втулки; *13*—корпус осевого шарнира.



Фиг. 158. Установка хвостового винта.

1—крестовина; *2*—тяга; *3*—рычаг лопасти; *4*—редуктор.

Хвостовой винт уравновешивает реактивный крутящий момент, который меняется с изменением режима полета. Чтобы действие рычага шаг-газа не требовало совместного с ним движения педа-

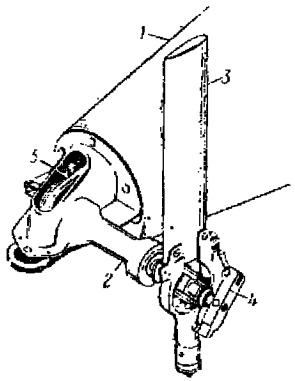


Фиг. 159. Установка хвостового винта.

1—хвостовая балка; *2*—вал привода хвостового винта; *3*—универсальный шарнир; *4*—проводка управления шагом; *5*—суфлер редуктора; *6*—звездочка управления шагом; *7*—редуктор хвостового винта; *8*—корпус осевого шарнира; *9*—лопасть; *10*—вилка; *11*—рычаг управления шагом; *12*—тяга; *13*—трехплечий рычаг; *14*—оковка передней кромки; *15*—втулка винта.

лей, на одном из вертолетов угол установки хвостового винта автоматически изменяется в зависимости от крутящего момента несущего винта. На другом вертолете для этой автоматической регули-

Фиг. 160. Установка хвостового винта.



Фиг. 161. Установка хвостового винта реактивного вертолета.

1—хвостовая балка; *2*—кронштейн; *3*—лопасть; *4*—рычаг управления шагом; *5*—проводка управления шагом.

ровки был применен гидравлический торсиометр на валу несущего винта.

В обычном случае нейтральное положение педалей должно соответствовать компенсации реактивного крутящего момента несущего винта на крейсерском режиме.

Глава III

СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТОВ

§ 1. ОСОБЕННОСТИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НИМ

На современных вертолетах с механическим приводом несущих винтов силовые установки могут быть с двумя типами двигателей — поршневыми и газотурбинными. Силовые установки вертолетов весьма разнообразны и в большой степени зависят от схемы и компоновки вертолета. На большинстве существующих вертолетов применяются поршневые двигатели с воздушным охлаждением.

Условия работы поршневого двигателя на вертолете таковы, что для охлаждения его обязательно требуется принудительный обдув двигателя воздухом посредством вентилятора, так как на режимах висения и вертикального взлета, когда двигатель работает наиболее напряженно (на номинальной или даже максимальной мощности), отсутствует естественный обдув его воздухом за счет скоростного напора, создаваемого поступательным полетом. Система охлаждения двигателя посредством вентилятора является главной особенностью установки поршневого двигателя на вертолете.

В отличие от установки двигателя на самолете, где потребитель мощности — пропеллер — непосредственно посажен на вал двигателя, на вертолете мощность от двигателя передается несущему и хвостовому винтам через систему механического привода — трансмиссию, состоящую из валов, редукторов и муфт. Поэтому положение двигателя на вертолете определяется, в частности, требованием выбора наиболее рациональной схемы трансмиссии. Иногда двигатель объединяют с редуктором несущего винта.

Основные требования, предъявляемые к силовой установке вертолета с поршневым двигателем, следующие:

1. Удобный подход к двигателю во время эксплуатации.
2. Легкий монтаж и демонтаж двигателя.
3. Нормальное охлаждение двигателя на всех режимах полета и в любое время года. Возможность регулирования охлаждения. Меньшие затраты мощности на охлаждение.
4. Двигатель должен быть достаточно хорошо амортизирован (вибрации его должны поглощаться амортизацией в самой силовой установке, а не передаваться другим частям вертолета).
5. Силовые элементы установки должны быть прочными на все случаи нагрузки, указанные в нормах прочности.
6. Простота ремонта и изготовления в производстве.
7. Малый удельный вес.

В отличие от ВМУ самолета винт и управление им не включаются в силовую установку вертолета, так как несущий винт и его управление представляют собой самостоятельные части конструк-

ции. Поэтому силовая установка вертолета с поршневым двигателем состоит из следующих частей:

1. Двигатель.
2. Рама двигателя.
3. Система охлаждения.
4. Топливная система.
5. Маслосистема.
6. Система всасывания и выхлопа.
7. Система запуска двигателя.
8. Управление двигателем.

§ 2. РАЗМЕЩЕНИЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Силовые установки по расположению их на вертолете можно разделить на две группы: внутренние, расположенные внутри фюзеляжа, и внешние, когда двигатели помещены в отдельных гондолах, расположенных вне фюзеляжа. Встречаются также силовые установки, помещенные сверху фюзеляжа.

Из приведенных компоновочных схем (глава III, часть I) видно, что силовые установки на одновинтовых вертолетах располагаются в средней или носовой части фюзеляжа. Соображения компоновки и центровки заставляют по-разному размещать двигатель, направляя его вал либо горизонтально — носком назад или вперед, либо вертикально — носком вверх или наклонно — под углом 25—45° к горизонту.

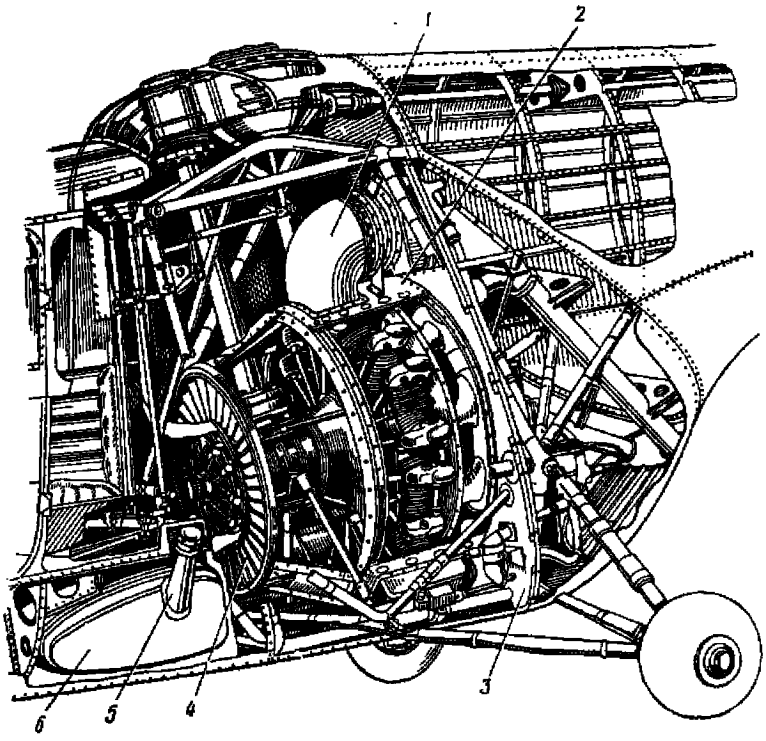
Рассмотрим наиболее типичные, осуществленные на вертолетах, силовые установки с поршневыми двигателями.

На фиг. 162, 163 и 164 представлены три варианта силовой установки вертолета, помещенной в средней части фюзеляжа с горизонтальным расположением вала двигателя (носком вперед и носком назад) и вертикальным расположением вала двигателя (носком вверх). При сравнении этих трех силовых установок надо отдать предпочтение последней. При вертикальном расположении вала двигателя получается более прямой воздухопровод для охлаждающего воздуха, более простая схема трансмиссии (не требуется редуктора на носке двигателя), лучший подход к двигателю, хорошая изоляция двигателя от топливных баков и пассажирской кабины.

Для монтажа и демонтажа двигателя, установленного внутри фюзеляжа, приходится вводить в боковую или верхнюю панель отсека фюзеляжа, где помещается силовая установка, съемные стержни (раскосы, стойки). У всех внутренних силовых установок двигателя имеется один общий недостаток — затрудненный подход к деталям двигателя. Чтобы, например, добраться до головки цилиндра или к свечам, нужно открыть люки обшивки фюзеляжа и раскрыть частично капот двигателя.

На фиг. 165 и 166 показано расположение двигателя в носовой части фюзеляжа одновинтового вертолета. Здесь ось двигателя на-

правлена под углом к горизонту (угол наклона бывает от 25 до 45°). Такое расположение позволяет разместить пассажирскую или грузовую кабину под осью несущего винта, что дает хорошую центровку, почти неизменную при различной загрузке вертолета. Под-



Фиг. 162. Силовая установка с горизонтальным расположением двигателя носком вперед.

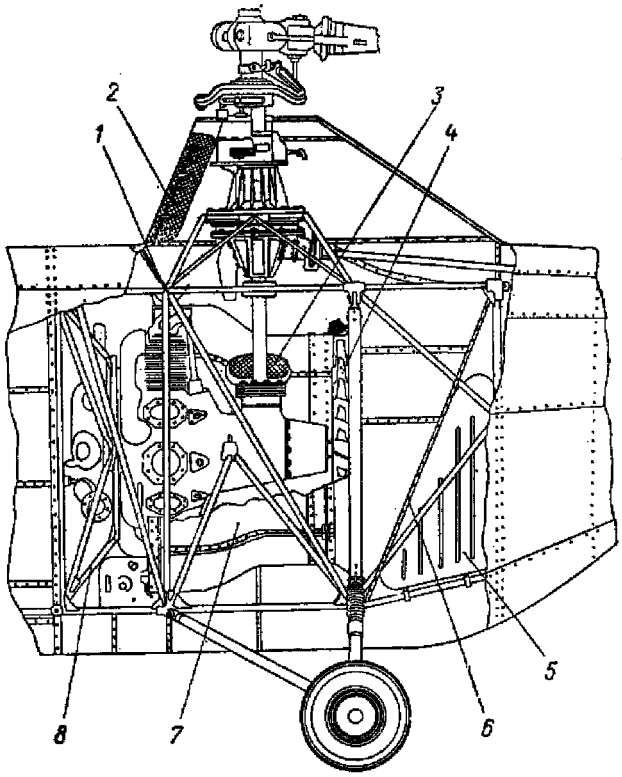
1—маслорадиатор; *2*—капот двигателя; *3*—противопожарная перегородка; *4*—вентилятор; *5*—заливная горловина топливного бака; *6*—топливный бак.

ход к двигателю и его агрегатам (магнето, свечам, карбюратору и т. д.) при таком расположении достаточно удобен. Несколько сложнее крепление двигателя; для такого размещения двигателя лучше иметь на двигателе переднее крепление рамы.

На вертолетах продольной схемы силовые установки также являются внутренними. На фиг. 167 и 168 показаны силовые установки (передняя и задняя) вертолета продольной схемы с двумя двигателями. Они аналогичны силовой установке одновинтового вертолета с вертикально расположенным двигателем в средней части

фюзеляжа. Силовые установки размещены в отдельных отсеках. Оси двигателей направлены под небольшим углом к вертикали.

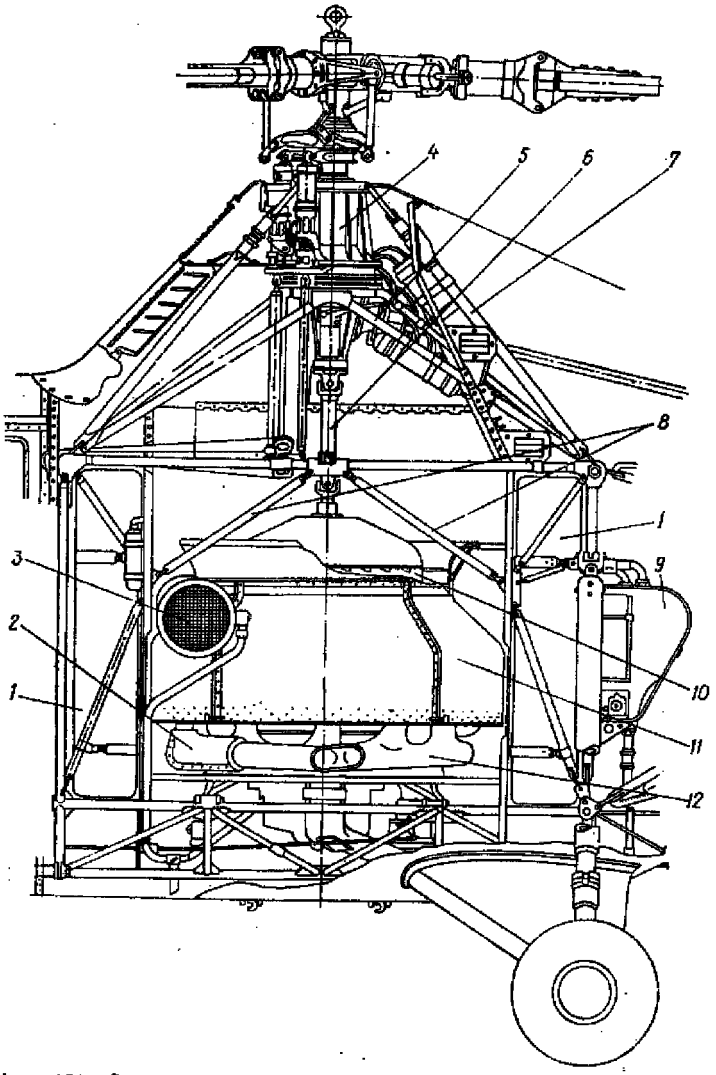
В качестве примера внешних силовых установок, помещенных в отдельных гондолах, можно привести силовые установки двухвин-



Фиг. 163. Силовая установка с горизонтальным расположением двигателя носком назад.

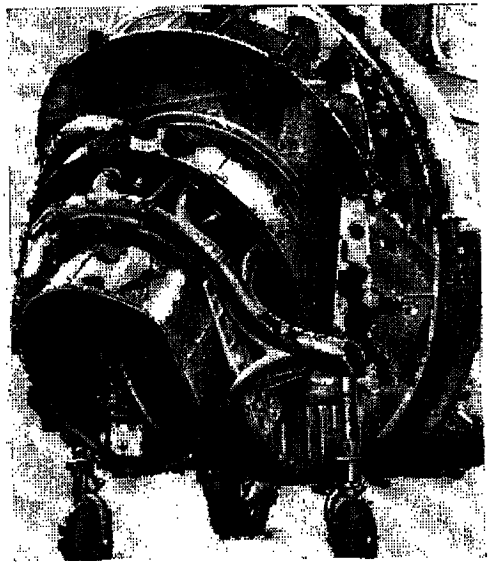
1—заслонка; *2*—заборник воздуха; *3*—маслорадиатор; *4*—вентилятор; *5*—топливный бак; *6*—противопожарная перегородка; *7*—капот двигателя; *8*—рама двигателя.

тового вертолета поперечной схемы (фиг. 169). Гондолы силовых установок размещены непосредственно под несущим винтом и присоединяются болтами к концу крыла. В этих установках воздуховод для охлаждения двигателя получается с наименьшими гидравлическими потерями, так как никаких поворотов потока на входе и выходе нет. Рама двигателя крепится к сварной трубчатой кон-

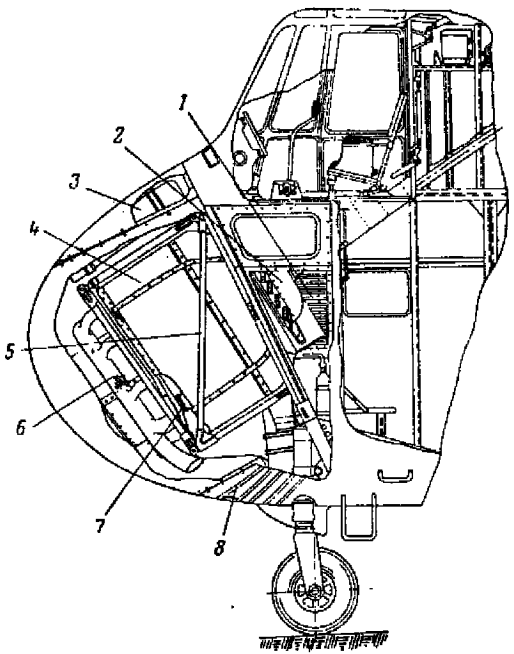


Фиг. 164. Силовая установка одновинтового вертолета с вертикальным расположением двигателя.

1—топливный бак; *2*—кожух подогрева воздуха для карбюратора; *3*—маслорадиатор; *4*—редуктор; *5*—подредукторная рама; *6*—вал привода; *7*—усиливающий подкос; *8*—ферма фюзеляжа; *9*—маслобак; *10*—вентилятор; *11*—капот двигателя; *12*—выхлопной патрубок.

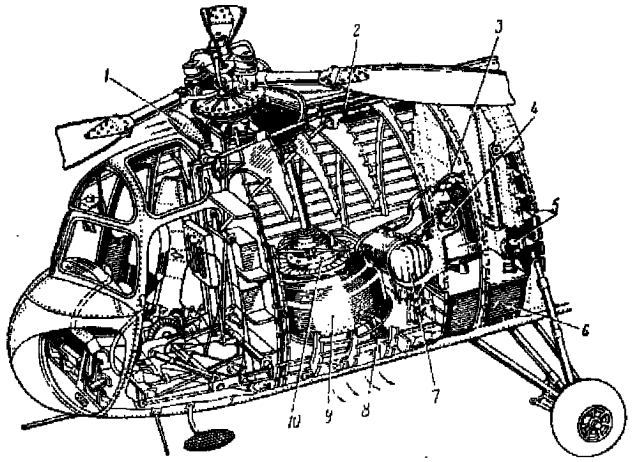


Фиг. 165. Расположение двигателя в носовой части фюзеляжа одновинтового вертолета.



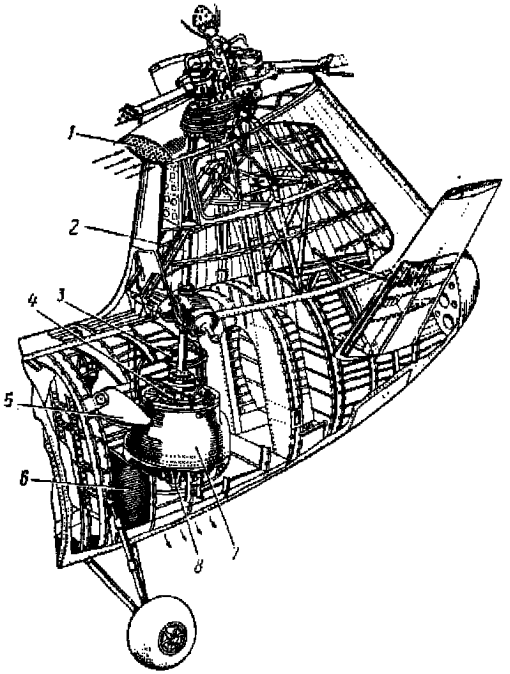
Фиг. 166. Силовая установка в носовой части фюзеляжа одновинтового вертолета.

1—воздухозаборник; *2*—вентилятор с муфтой сцепления; *3*—маслобак; *4*—капот двигателя; *5*—рама двигателя; *6*—выхлопной коллектор; *7*—амортизаторы рамы двигателя; *8*—выхлопные щели.



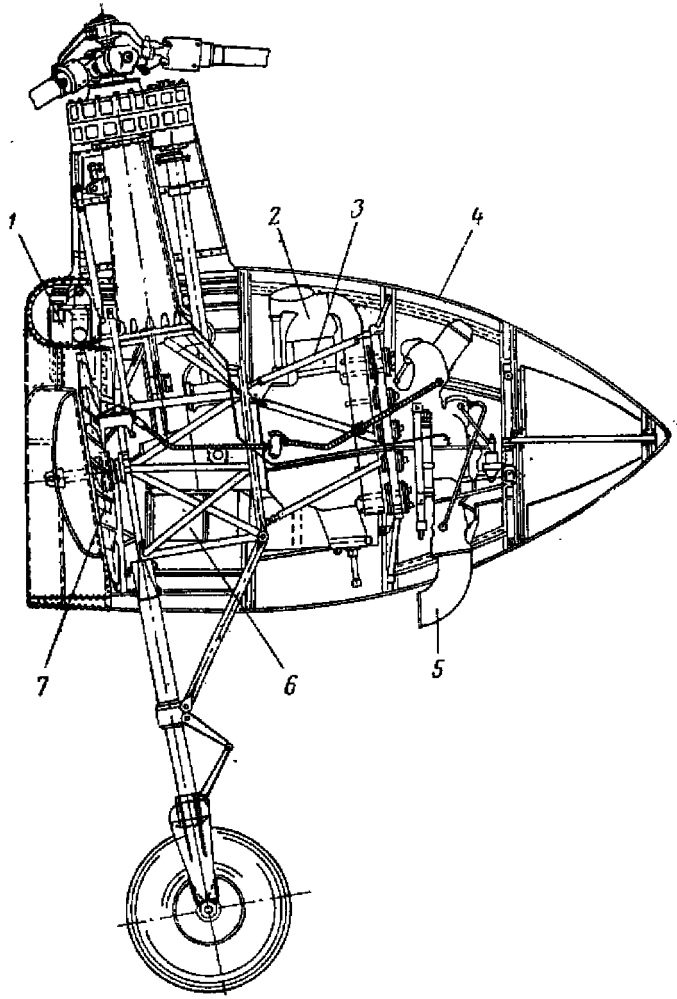
Фиг. 167. Передняя силовая установка вертолета продольной схемы.

1—воздухозаборник; *2*—синхронный вал; *3*—маслобак; *4*—заливная горловина маслобака; *5*—заливная горловина топливного бака; *6*—топливный бак; *7*—маслорадиатор; *8*—рама двигателя; *9*—капот двигателя; *10*—вентилятор с муфтой сцепления.



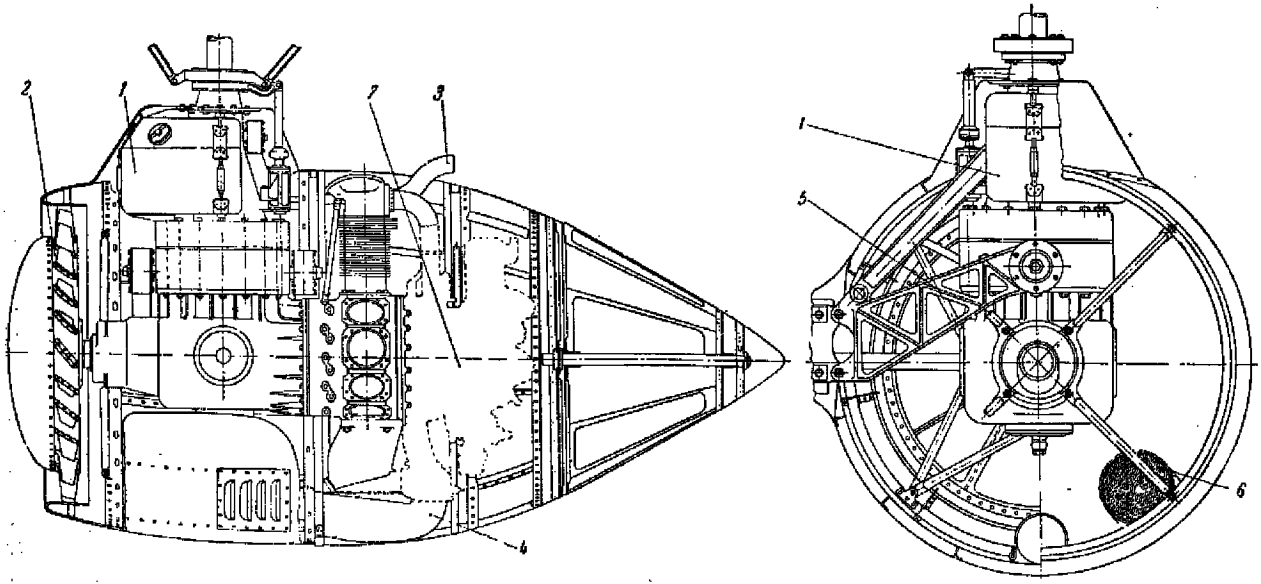
Фиг. 168. Задняя силовая установка вертолета продольной схемы.

1—воздухозаборник; *2*—вал привода; *3*—маслобак; *4*—вентилятор с муфтой сцепления; *5*—маслорадиатор; *6*—противопожарная перегородка; *7*—капот двигателя; *8*—рама двигателя.



Фиг. 169. Силовая установка в гондоле вертолета поперечной схемы.

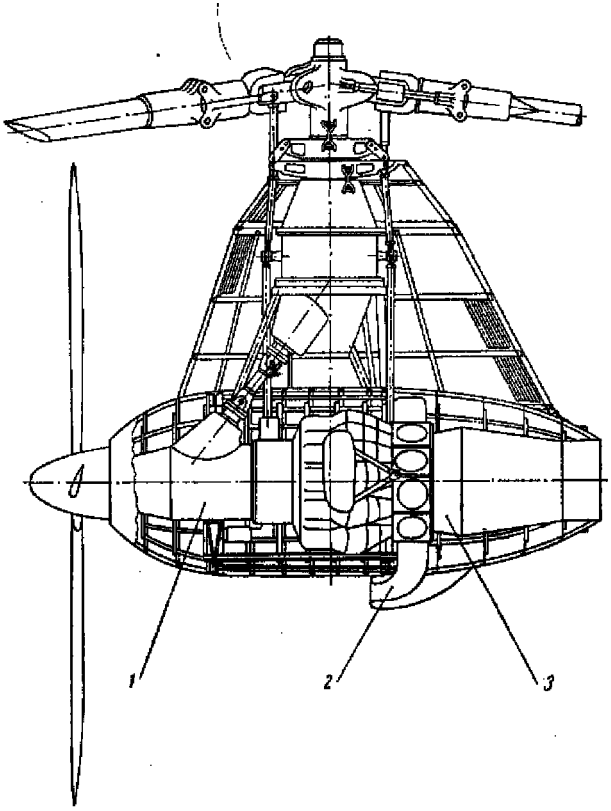
1—маслобак; *2*—двигатель; *3*—рама двигателя; *4*—капот двигателя; *5*—всасывающий патрубок; *6*—маслорадиатор; *7*—вентилятор.



Фиг. 170. Силовая установка в гондоле вертолета поперечной схемы (проект).

1—маслобак; *2*—вентилятор; *3*—выхлопной патрубок; *4*—всасывающий патрубок; *5*—кронштейн; *6*—маслорадиатор; *7*—двигатель с редуктором.

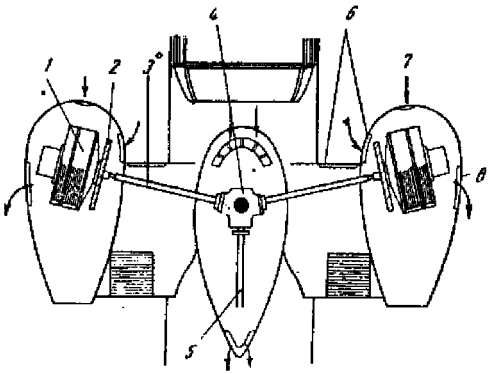
струкции, к которой присоединяется также кабан верхнего редуктора, стойка главных ног шасси и крыло. Подход к двигателю в этой силовой установке исключительно удобен, а также обеспечен бы-



Фиг. 171. Силовая установка комбинированного вертолета (проект) с турбовинтовым двигателем.

1—редуктор; *2*—всасывающий патрубок; *3*—турбовинтовой двигатель

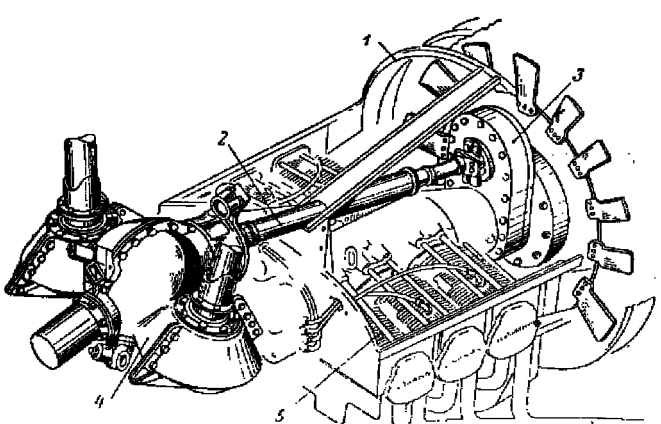
стрый монтаж и демонтаж. Подобная силовая установка весьма упрощается, если двигатель соединить с редуктором несущего винта (фиг. 170); тогда к концу крыла на амортизаторах крепится двигатель вместе с несущим винтом. Также в отдельной гондоле может быть размещена силовая установка с тянущим винтом (проект, см. фиг. 171) комбинированного вертолета двухвинтовой поперечной схемы с двумя турбовинтовыми двигателями.



Фиг. 172. Силовая установка одновинтового вертолета с двумя двигателями.

1—двигатель; *2*—вентилятор; *3*—вал привода несущего винта; *4*—главный редуктор; *5*—вал привода хвостового винта; *6*—отверстия воздухозаборников охлаждения двигателя; *7*—забор воздуха во всасывающую систему карбюратора; *8*—отверстие для выхода охлаждающего воздуха.

Силовые установки выносятся в отдельные гондолы из фюзеляжа не только у вертолетов поперечной схемы. Такое расположение



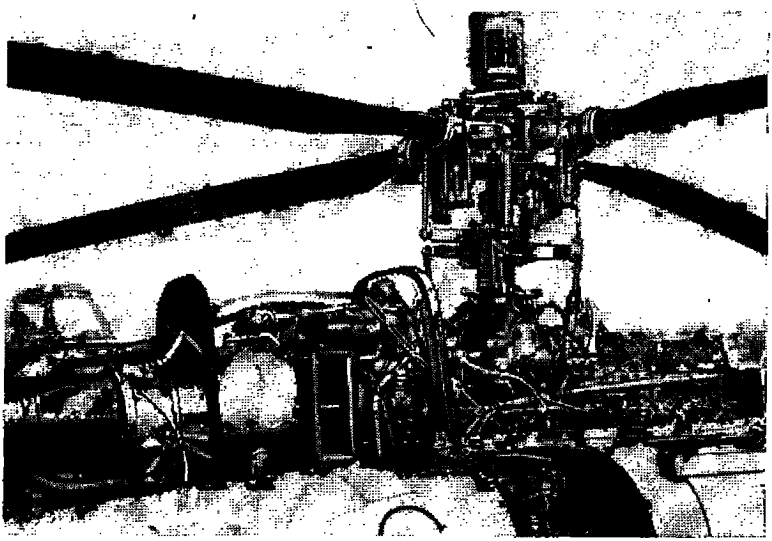
Фиг. 173. Силовая установка вертолета с перекрещивающимися винтами.

1—коллектор вентилятора; *2*—главный вал; *3*—промежуточный редуктор и муфта свободного хода; *4*—редуктор; *5*—двигатель.

может быть рациональным и для вертолетов одновинтовой схемы с двумя двигателями (фиг. 172).

В вертолетах соосной схемы с одним двигателем или у вертолетов с перекрещивающимися винтами силовые установки выполняются аналогично силовым установкам одновинтовых вертолетов.

У построенных по этим схемам вертолетов ось двигателей в большинстве случаев располагается горизонтально. На фиг. 173 приведена силовая установка вертолета с перекрещивающимися



Фиг. 174. Силовая установка с турбовинтовым двигателем.

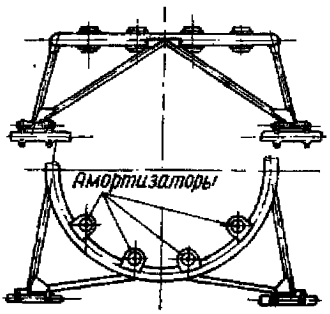
винтами. Такое размещение можно встретить только у маломощных вертолетов.

Силовая установка вертолета с турбовинтовым двигателем, размещенным сверху фюзеляжа, показана на фиг. 174.

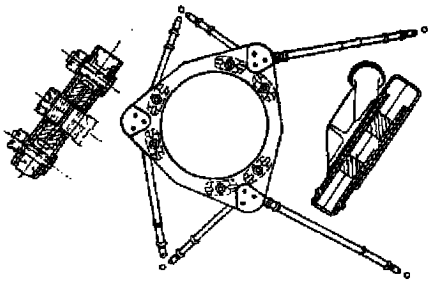
§ 3. РАМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рама двигателя не должна мешать свободному доступу ко всем агрегатам двигателя, замене отдельных агрегатов и самого двигателя. Она должна давать возможность в некоторых случаях регулировать установку оси двигателя, с тем чтобы соединение вала двигателя с валом трансмиссии не имело перекоса. Рама двигателя должна включать в себя узлы с амортизаторами, эластично крепящими двигатель к раме (амортизаторы могут быть включены в узлы крепления самой рамы к фюзеляжу). Рама двигателя должна быть легкой и одновременно достаточно жесткой и вибростойкой.

Конструкция рам двигателя вертолетов сходна с конструкцией рам двигателей самолетов со звездообразным двигателем и в большинстве представляют собой ферму, сваренную из хромансилевых труб. Таковы рамы двигателей одновинтовых вертолетов, если двигатель расположен внутри фюзеляжа вертикально (фиг. 175). Рама двигателя крепится к узлам переднего шпангоута ферменного отсека силовой установки, если двигатель обращен носком назад (см. фиг. 163), или к узлам заднего шпангоута, если двигатель обращен носком вперед. При вертикальном положении двигателя рама его крепится к нижней панели фермешой средней части фюзеляжа (см. фиг. 164) или к полу фюзеляжа, как на двухвинтовом вертолете продольной схемы (см. фиг. 167 и 168), рама дви-



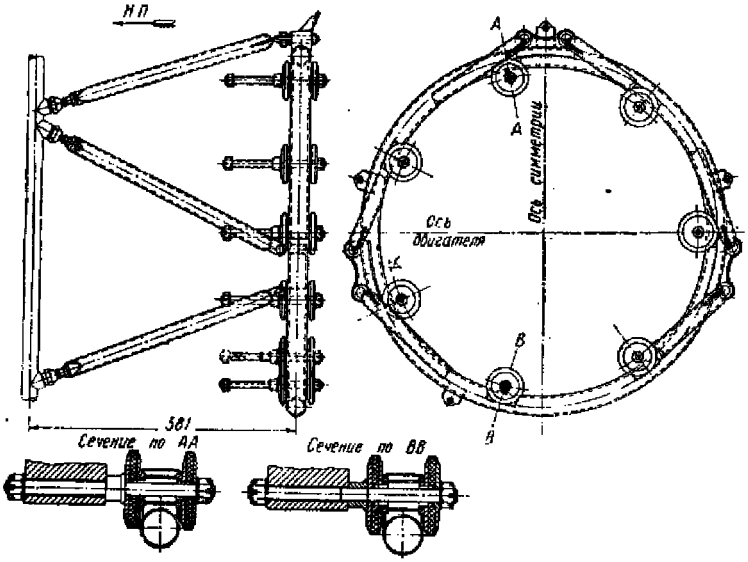
Фиг. 175. Рама двигателя.



Фиг. 176. Рама двигателя.

гателя которого состоит из шести стержней (фиг. 176). Рама для семицилиндрового двигателя, помещенного в отдельную гондолу, отличается от только что рассмотренных тем, что двигатель помещается внутри рамы, т. е. стержни, крепящие раму к узлам фермы гондолы, проходят между цилиндрами двигателя (фиг. 177). Это сделано по соображениям центровки и облегчения веса силовой установки. Стержни сделаны съемными, регулируемыми по длине, и с шаровыми креплениями, что обеспечивает возможность регулирования направления оси двигателя при его установке. Расстояние между кольцом рамы двигателя и плоскостью крепления стержней, а также между узлами в этом случае приходится выбирать не произвольно, а так, чтобы стержни свободно проходили между цилиндрами двигателя. При таких рамах в дефлекторах двигателя делают отверстия для прохода стержней рамы и уплотняют их листовой резиной. В случае установки двигателя в гондоле носком вперед можно упростить раму двигателя, если сделать у двигателя переднее крепление, т. е. шпильки, которыми крепится кольцо рамы двигателя, поставить спереди картера. На фиг. 178 показана рама двигателя, установленного в носовой части фюзеляжа под углом ~30° к горизонту носком назад.

В некоторых конструкциях с горизонтальным расположением двигателя, помимо крепления его к кольцу рамы, дополнительно крепят на амортизаторах носок двигателя, чтобы уменьшить его колебания. Эти колебания, если их не ограничивать, могут вызвать опасные усталостные напряжения в соединениях вала трансмиссии с двигателем. При наличии в этом соединении эластичной муфты нет необходимости в переднем креплении двигателя. Нет надобности

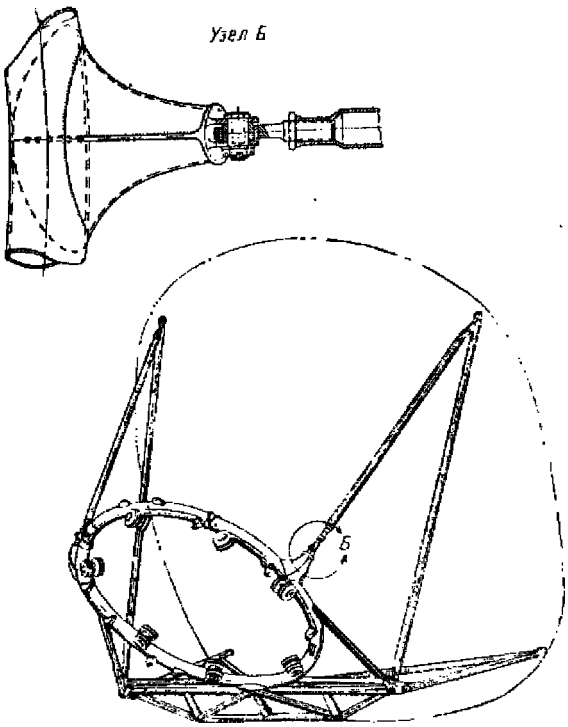


Фиг. 177. Рама двигателя со съемными стержнями.

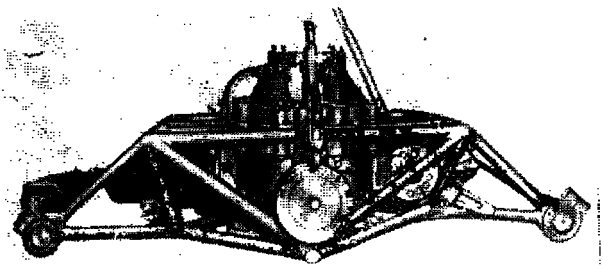
в нем и при вертикальном расположении двигателя, так как при вертикальном положении двигателя вес его равномерно распределяется на амортизаторы и отсутствует момент от веса относительно плоскости крепления двигателя.

Иное крепление двигателя осуществлено на вертолете с двухлопастным винтом на кардане (фиг. 179). Двигатель жестко соединен с редуктором несущего винта и вместе с несущим винтом закреплен на траверсе-раме, которая присоединяется к фюзеляжу посредством амортизаторов.

Амортизаторы рам двигателей. Для устранения опасных резонансных и вынужденных колебаний рамы двигателя от периодических сил двигателя, а также от периодических сил, идущих от несущего винта, в крепление двигателя к раме необходимо включать амортизаторы (иногда их ставят в узлы крепления

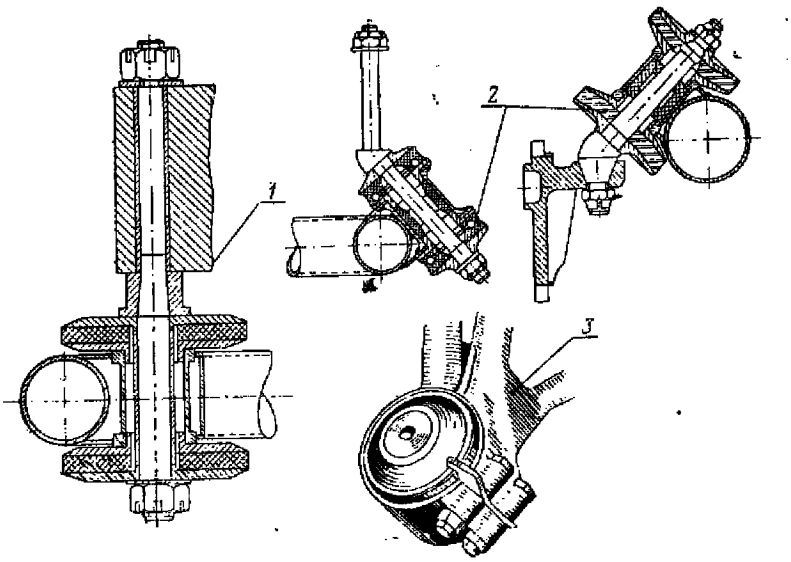


Фиг. 178. Рама двигателя с наклонными амортизаторами для установки двигателя в носовой части.



Фиг. 179. Рама двигателя вертолета с двухлопастным несущим винтом.

рамы двигателя к вертолету). Амортизаторы не только снижают динамические напряжения в раме двигателя и связанных с ней частях конструкции вертолета и повышают их долговечность, но также снижают у них амплитуды вынужденных колебаний. Благодаря амортизаторам улучшается комфорт для экипажа и пассажиров. Амортизаторы на вертолетах по конструкции ничем не отличаются от применяемых на самолетах, но характеристики амор-



Фиг. 180. Амортизаторы рамы двигателя.

1—амортизатор прямого типа; *2*—амортизаторы наклонного типа; *3*—амортизатор типа «Лорд».

тизаторов нужно подбирать исходя из условий их работы на вертолете. Особенность этих условий заключается в том, что на вертолете гораздо больше диапазон частот возмущающих сил (кроме двигательных гармоник, имеются еще периодические силы, идущие от несущего винта и агрегатов трансмиссии).

Конструкция и расчет амортизаторов для звездообразных поршневых двигателей описаны в литературе. На фиг. 180 показаны амортизаторы, которые встречаются на вертолетах.

Для получения меньшего числа форм свободных колебаний амортизаторы делают наклонными, направляя их оси в центр тяжести двигателя, т. е. совмещают центр упругих сил всех амортизаторов с центром тяжести двигателя. Кроме уменьшения числа форм собственных колебаний, важно еще то, что они становятся

независимыми, не связанными друг с другом. Это облегчает подбор нужной жесткости подвески по любому направлению относительно любой оси.

Рама двигателя должна быть достаточно жесткой, так как при очень упругой раме диапазон собственных частот силовой установки будет больше, появятся связанные собственные частоты.

Амортизаторы нужно подбирать, учитывая и статические нагрузки. Если перемещение двигателя в амортизаторах будет большим, например, при рулежке, посадке или при полетных случаях, необходимо ввести упругие ограничители в конструкцию амортизатора, для того чтобы металлические детали не ударялись друг об друга.

Нагрузки, действующие на раму двигателя. На раму двигателя действуют следующие силы и моменты:

1. Вес двигателя со всеми агрегатами.
2. Реактивный момент, действующий на двигатель в плоскости, перпендикулярной к оси выводного ведущего вала.
3. Периодические силы от двигателя.
4. Инерционные силы, возникающие при неустановившемся полете, маневрах и посадке.

В отличие от самолета сила тяги винта по оси двигателя вертолета не действует.

Методика расчета рам двигателей такая же, как и рам двигателей самолета. Нормы прочности вертолетов содержат расчетные случаи и перегрузки для рам двигателей, на которые и производится расчет при проектировании.

§ 4. СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Правильно спроектировать систему охлаждения двигателя исключительно важно, в противном случае в эксплуатации возможен перегрев двигателя, в результате которого произойдет уменьшение мощности двигателя и возможны поломки двигателя.

Система охлаждения на вертолете состоит из следующих элементов: а) воздухозаборника и канала, подводящего воздух к вентилятору, б) вентилятора, в) капота и дефлекторов двигателя, г) выходного отверстия и д) регулирующих створок.

Месторасположение воздухозаборника следует выбирать так, чтобы на всех режимах полета при обтекании фюзеляжа у входного отверстия не получалось большого разрежения. Наоборот, желательно воздухозаборник устанавливать в таком месте, где при поступательном полете можно использовать скоростной напор и тем самым уменьшить мощность, затрачиваемую на охлаждение.

Канал или полость, из которой засасывает воздух вентилятор, должна быть отгорожена (изолирована) от подогретого воздуха, уже прошедшего через двигатель. В литературе отмечен такой, например, случай, когда благодаря круговой циркуляции охлаждаю-

щего воздуха в силовой установке одного вертолета температура воздуха на входе в вентилятор превышала температуру атмосферного воздуха на 22°. Воздухопровод (канал) от входного наружного воздухозабориика до вентилятора следует стремиться делать как можно короче и прямее, чтобы уменьшить гидравлические сопротивления (следует избегать крутых поворотов, резких расширений и т. п.).

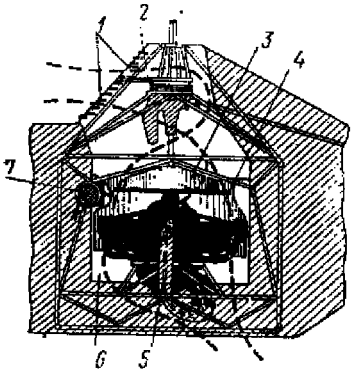
Капот двигателя во избежание лишней потери воздуха через щели и снижения напора, создаваемого вентилятором, нужно герметизировать, чтобы воздух расходовался исключительно по назначению (на охлаждение цилиндров, маслорадиатора и на всасывание в карбюратор).

На фиг. 49 показан капот двигателя с коллектором вентилятора. Капот состоит из четырех частей, стянутых стяжными замками. Капот в плоскости цилиндров уплотнен окантовкой. Коллектор крепится к носку двигателя кронштейнами.

Эффективность охлаждения двигателя зависит от его конструктивных особенностей (например, от оребрения цилиндров); большое значение для охлаждения имеет дефлектирование цилиндров двигателя. При хорошем дефлектировании охлаждающий воздух омывает бо́льшую часть периметра сечения цилиндра, и потребный расход воздуха для охлаждения двигателя будет меньше.

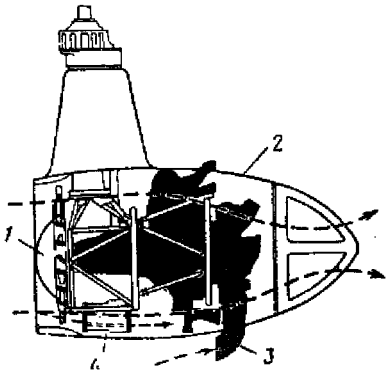
Система охлаждения двигателя должна позволять ее регулирование. При низких температурах в зимних условиях или при планировании вертолета, когда мощность двигателя мала, приходится уменьшать расход охлаждающего воздуха. Для этого уменьшают площадь воздухозаборника или выходного отверстия путем прикрытия створок жалюзи; в первом случае регулировку охлаждения осуществляют на входе, во втором — на выходе. При закрытых створках происходит также прогрев двигателя, для чего обычно обеспечивают циркуляцию нагретого воздуха внутри силовой установки. Управление створками жалюзи производится из кабины летчика. На фиг. 181, 182, 183, 184 даны схемы охлаждения двигателей типичных силовых установок. Вентилятор в системе охлаждения приводится во вращение двигателем. Он устанавливается либо непосредственно на валу двигателя, либо на специальном приводе и создает необходимый напор для движения охлаждающего воздуха, нагнетая потребное количество воздуха в капот двигателя. В большинстве случаев на вертолетах применяются осевые вентиляторы, так как их лучше компоновать со звездообразными поршневыми двигателями и они проще по конструкции. Вентилятор, кроме своей прямой цели, способствует лучшему запуску двигателя и работе его на малом газу (когда несущий винт отключен от двигателя), так как вентилятор имеет момент инерции и, кроме того, создает нагрузку для двигателя. При проектировании вентилятора или при подборе его по имеющимся сериям стремятся при потребных напоре и расходе выбрать такие параметры, в том числе и

обороты, чтобы вентилятор работал с высоким к. п. д., однако иногда приходится сознательно итти на более низкий к. п. д. вентиля-



Фиг. 181. Схема охлаждения двигателя.

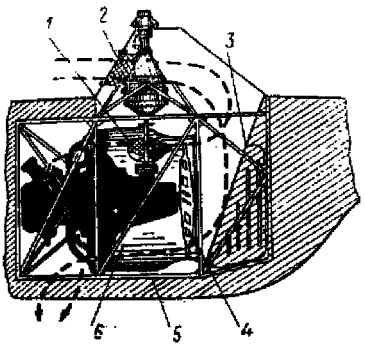
1—воздухозаборник; *2*—перегородка; *3*—вентилятор; *4*—капот; *5*—всасывающий патрубок двигателя; *6*—перегородка; *7*—маслорадиатор.



Фиг. 182. Схема охлаждения двигателя в гондоле.

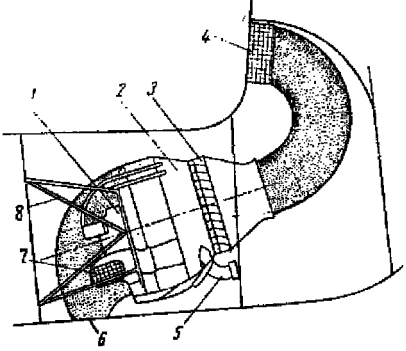
1—вентилятор; *2*—капот; *3*—всасывающий патрубок двигателя; *4*—маслорадиатор.

торной установки, чтобы не делать дополнительного привода к вентилятору, а располагать его непосредственно на валу двигателя или



Фиг. 183. Схема охлаждения двигателя.

1—маслорадиатор; *2*—воздухозаборник; *3*—перегородка; *4*—вентилятор; *5*—перегородка; *6*—капот двигателя.



Фиг. 184. Схема охлаждения двигателя на вертолете продольной схемы.

1—двигатель; *2*—капот; *3*—вентилятор; *4*—воздухозаборник; *5*—выхлопной патрубок; *6*—выход охлаждающего воздуха; *7*—маслорадиатор; *8*—рама двигателя.

его редуктора. Если вентилятор облегченного типа, то для предупреждения поломки его лопаток при резких запусках между валом

двигателя и вентилятором монтируется максимальная фрикционная муфта или эластичная. Встречаются, хотя и очень редко, вентиляторы, которые не нагнетают охлаждающий воздух в капот, а отсасывают его из капота двигателя. Такие вентиляторные установки имеют более низкий к. п. д., чем нагнетающие.

Были попытки выполнить систему охлаждения двигателя без вентилятора, применив инжекционное охлаждение и создавая необходимый вакуум для отсоса воздуха через цилиндры двигателя выхлопными газами. Подобная установка никаких выгод не дала и ее в настоящее время не применяют.

Если вентилятор посажен на носок двигателя, а коллектор, в котором размещен вентилятор, не крепится на двигателе, то необходимо зазор у вентилятора с коллектором делать (принимая во внимание перемещение носка двигателя, а с ним и вентилятора) таким, чтобы он соответствовал пределам перемещений, предусмотренных в амортизаторах двигателя. В противном случае при резких толчках при посадке вертолета или при большой неравномерности работы двигателя на малом газе возможно задевание концов лопаток вентилятора о коллектор. Однако большой зазор несколько ухудшает к. п. д. вентилятора. Поэтому лучше крепить коллектор вместе с капотом на двигателе, чтобы перемещения вентилятора и коллектора были совместными, тогда зазор можно сделать значительно меньшим.

Специально спроектированные или приспособленные для вертолета поршневые двигатели включают в себя вентилятор с коллектором, капот и дефлекторы, отработанные и испытанные совместно с двигателем на стенде. Задача конструктора при проектировании системы охлаждения вертолета в этом случае упрощается и сводится к правильному выбору месторасположения и площади воздухозаборника, площади выходного отверстия, рационального воздухопровода и системы регулировки охлаждения.

При хорошо спроектированной системе охлаждения на охлаждение можно затрачивать не больше 4% мощности двигателя, но она может достигнуть и 10%, если при проектировании вентилятора, капота и дефлектора двигателя, а также других частей воздухопровода не ставить перед собой задачу получения системы охлаждения с наименьшей затратой мощности на охлаждение. Правда, на этом пути конструктор встречается с противоречивыми требованиями удобства в эксплуатации и простоты конструкции. Так, например, направляющие аппараты для воздуха перед входом его в вентилятор и спрямляющие поток лопатки после вентилятора повышают к. п. д. вентиляторной установки, но они усложняют конструкцию, затрудняют осмотр вентилятора и подход к нему. Точно так же, располагая вентилятор на носке двигателя, иногда идут на повижение к. п. д. вентилятора, так как обороты его в этом случае не являются оптимальными, но зато можно обойтись без дополнительного привода к вентилятору. Неизбежно требуется

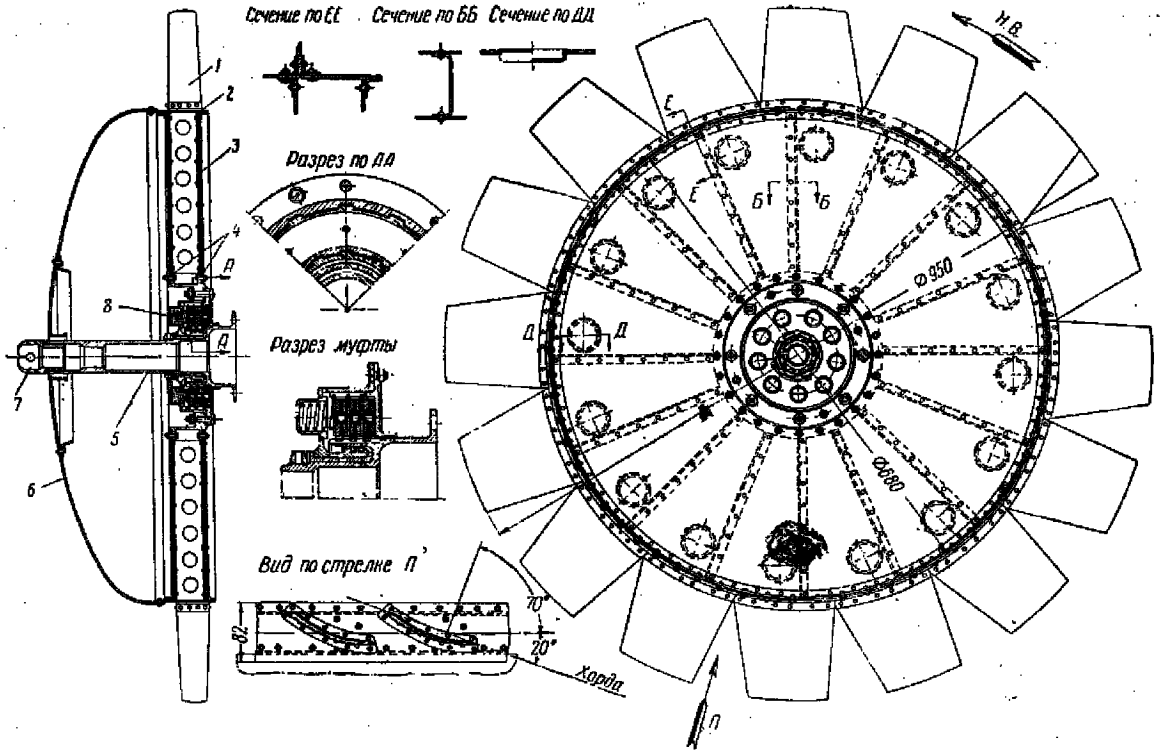
бо́льший напор вентилятора, а стало быть и бо́льшая мощность на него, если после вентилятора до входа в дефлекторы цилиндров охлаждающий воздух должен испытывать сопротивление трубчатых конструкций, редуктора и др., как это имеет место у силовой установки, помещенной в гондоле (см. фиг. 169). Правда, скорости в этой части канала невелики, и поэтому дополнительная потеря мощности будет также небольшой.

Конструкции вентилятора

На фиг. 185 изображен вентилятор облегченного типа клепаной конструкции. Лопатки, штампованные из дуралюмина, незакрученные, крепятся ко втулке *2* болтами посредством угольников. Угол установки лопатки 20°. Втулка состоит из дуралюминового кольцевого основания к ребрам которого прикреплены болтами диски *3*, связанные между собой радиально расположенными нервюрами. Обод втулки выполнен из ленты и угольников, связанных с дисками. На одном из дисков сделаны отверстия для удобства постановки заклепок. После постановки заклепок эти отверстия закрываются крышками на завальцовке. Втулки крепятся болтами *4* к максимальной муфте, ведущий валик *5* которой имеет фланец для крепления к носку двигателя. В конец ведущего валика на нарезке поставлен храповик для поворота двигателя перед запуском. Кок *6* вентилятора присоединен ко втулке заклепками. Для подхода к болтам для снятия муфты с вентилятора имеется лючок на анкерных болтах. При резких запусках двигателя муфта передает вентилятору момент, соответствующий ее затяжке, и предохраняет от поломок лопатки вентилятора. Кроме того, эта фрикционная муфта играет роль демпфера при крутильных колебаниях системы двигатель—трансмиссия—несущий винт.

На фиг. 186 показан вентилятор силовой установки с вертикальным расположением двигателя, конструктивно оформленный вместе с муфтой сцепления и работающий внутри коллектора с радиальным зазором 2,5 *мм*. Вентилятор имеет 24 лопатки, длина каждой лопатки 136 *мм*. Лопатки тонкого профиля выполнены из стали штамповкой, закручены у корня на 20°, у вершины на 15°. Стальные лопатки вентилятора крепятся болтами к диску, который, в свою очередь, посажен на фланец ступицы вентилятора.

На диске закреплена реборда и центробежные грузы муфты сцепления — все это вместе со стальными лопатками вентилятора образует маховик, достаточный по величине момента инерции для нормального запуска двигателя. Кок вентилятора образован на ведомой половине муфты сцепления (при запуске он неподвижен). При сцеплении двигателя с трансмиссией он вращается вместе с вентилятором. Расчетные аэродинамические характеристики этого вентилятора даны на фиг. 187. В комбинации с муфтой сцепления выполнен вентилятор и на другом вертолете (см. фиг. 234). Лопат-

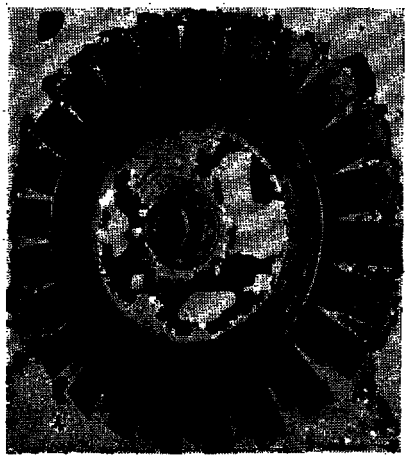


Фиг. 185. Вентилятор с максимальной муфтой.

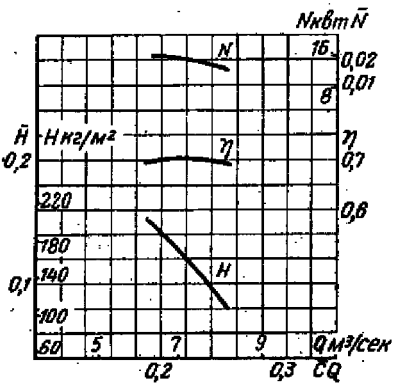
1—лопатка вентилятора; *2*—втулка; *3*—диск; *4*—болты; *5*—валик максимальной муфты; *6*—кок вентилятора; *7*—храповик; *8*—максимальная муфта.

ки вентилятора, крепящиеся на болтах к диску втулки вентилятора, имеют закрутку и изготовлены штамповкой.

Чтобы спроектировать или подобрать по готовой серии вентилятор, необходимо знать потребный для охлаждения двигателя, его агрегатов и маслорадиатора расход воздуха Q и потребный напор ΔH, необходимый для преодоления гидравлического сопротивления в системе охлажде-



Фиг. 186. Вентилятор с муфтой сцепления.



Фиг. 187. Характеристики вентилятора.

ния. Зная эти две величины, можно рассчитать вентилятор и определить его параметры и характеристики.

Прежде всего определяют

$$Q = Q_{дв} + Q_{радиат} + Q_{агрег} + Q_{всасыв}$$

и

$$\Delta H = \Delta H_в + \Delta H_{дв} + \Delta H_а,$$

где $\Delta H_в$ — сопротивление в системе до вентилятора;
$\Delta H_{дв}$ — сопротивление двигателя;
$\Delta H_а$ — сопротивление в системе на выходе.

Для расчетной точки существуют равенства:

$$Q = Q_{вент},$$
$$\Delta H = \Delta H_{вент}.$$

Мощность, потребляемая вентилятором, равна

$$N_{вент} = \frac{\Delta H \cdot Q}{\eta \cdot 75},$$

где η — к. п. д. вентилятора.

При проектировочном расчете потребный расход воздуха можно приближенно определить по следующим формулам:

$$Q_{дв} = \xi_в N \ [кг/ч],$$

где $\xi_в$ — количество охлаждающего воздуха на 1 *л. с.* в час:

$$\xi_в \approx 30 \div 40 \ кг/л.\,с.\,час.$$

Более сложно определить расчетный полный напор путем подсчета потерь напора на входе и выходе и потерь при проходе воздуха между ребрами цилиндров двигателя, дефлекторами и сотами маслорадиатора.

В расчетах капотов двигателей воздушного охлаждения для самолетов эти сопротивления задают в виде эквивалентных отверстий. Эквивалентным отверстием системы сопротивления считается такое, которое при площади Φ *м*^{2}, коэффициенте истечения, равном единице, и при полном напоре перед отверстием, равном полной потере напора в рассматриваемой системе, пропускает тот же объем воздуха W *м*^{3}/*сек*, как и рассматриваемая система. Отсюда следует, что

$$\Phi_e = \frac{W}{\sqrt{\Delta H_e \frac{2}{\rho}}}; \quad \Phi_{дв} = \frac{W}{\sqrt{\Delta H_{дв} \frac{2}{\rho}}}; \quad \Phi_a = \frac{W}{\sqrt{\Delta H_a \frac{2}{\rho}}}.$$

Суммарное эквивалентное отверстие всего воздухопровода системы охлаждения будет равно

$$\Phi = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\Phi_e^2} + \frac{1}{\Phi_{дв}^2} + \frac{1}{\Phi_a^2}}}.$$

В случае сложных каналов воздухопровода потери напора на входе и выходе могут быть весьма большими, если имеются крутые повороты и резкие переходы, способствующие вихреобразованию. Можно подсчитывать сопротивление сложного воздухопровода системы охлаждения, пользуясь соответствующим справочником по сопротивлениям фасонных и прямых частей трубопроводов, но в конечном счете нужно обязательно провести испытания по определению гидравлических сопротивлений системы охлаждения.

Еще лучше провести испытание на стенде всей силовой установки с работающим двигателем. В качестве грубой прикидки для звездообразного двигателя воздушного охлаждения с дефлекторами можно принять

$$\Phi_{дв} = 0{,}15 \ м^2.$$

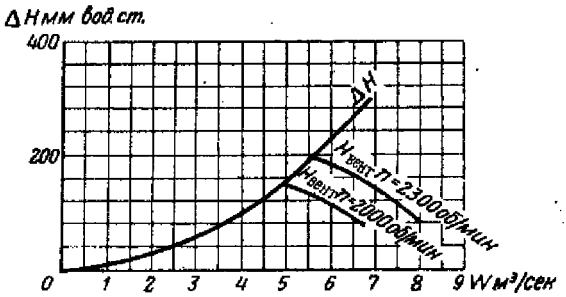
Полный напор вентилятора, выраженный через эквивалентное отверстие и объемный расход, будет равен

$$\Delta H_{венг} = \frac{\rho}{2} \frac{W^2}{\Phi^2}.$$

Расчетными режимами для системы охлаждения двигателя вертолета являются номинальная мощность на границе высотности при

высотном двигателе и взлетная мощность у земли. При этих режимах двигателя и определяют потребный расход для системы охлаждения. Зная потребные ΔH и Q, можно произвести аэродинамический расчет вентилятора и определить все его геометрические параметры по общепринятому методу расчета, однако с достаточной степенью точности можно подобрать вентилятор из имеющихся уже испытанных серий вентиляторов.

На фиг. 188 представлена расчетная гидравлическая характеристика системы охлаждения силовой установки, изображенной на



Фиг. 188. Гидравлическая характеристика системы охлаждения силовой установки одновинтового вертолета.

фиг. 181. Из этой характеристики видна зависимость потребного напора ΔH в сечении за вентилятором от общего расхода воздуха W в системе охлаждения. Рабочую точку на характеристике вентилятора находят пересечением гидравлической характеристики с характеристикой вентилятора $H_{вент}$ (см. фиг. 187). В данном примере она расположена в зоне больших напоров.

Распределение поступающего от вентилятора воздуха для силовой установки мощностью в 450 *л. с.* приведено в табл. 9.

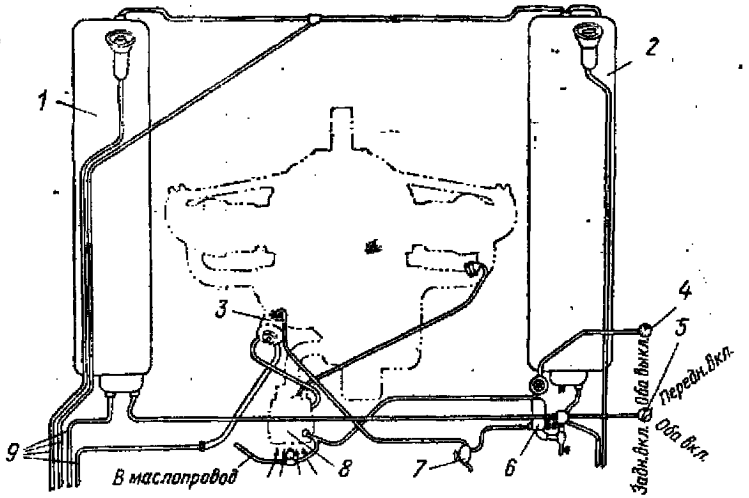
Таблица 9

Распределение воздуха, поступающего от вентилятора
(общий расход принят за 100%)

Куда расходуется	В % от общего расхода
На охлаждение цилиндров двигателя	74
На охлаждение масляного радиатора	15
На питание двигателя и охлаждение агрегатов (магнето, свечей)	11

§ 5. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Требования, выработанные практикой эксплуатации самолетов к топливным системам, полностью могут быть применены к вертолету, поэтому топливная система для силовой установки вертолета должна проектироваться по существующим рекомендациям и техническим требованиям к топливной системе на самолете. Здесь мы не будем касаться ни расчета, ни конструкции ее элементов, так как все это имеется в литературе по силовым установкам самолетов, а



Фиг. 189. Схема топливной системы одновинтового вертолета с одним двигателем.

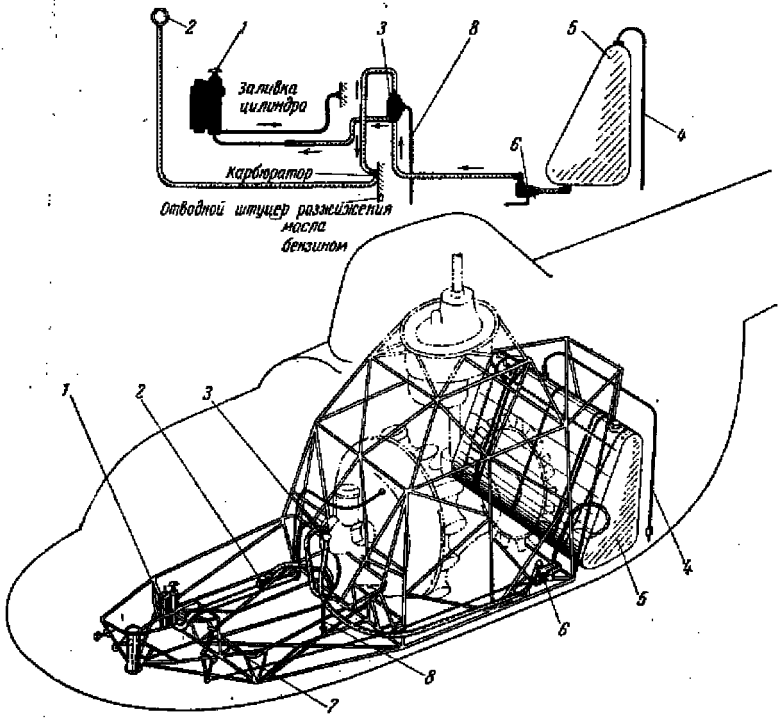
1 и *2*—топливные баки; *3*—топливный насос; *4*—манометр; *5*—распределительный кран; *6*—насос подкачки; *7*—отстойник; *8*—воздухозаборник карбюратора; *9*—дренажные трубки.

ограничимся только тем, что приведем в качестве примера схемы топливных систем вертолетов с одним и двумя двигателями.

На фиг. 189 изображена схема топливной системы одновинтового вертолета с одним двигателем с двумя основными баками и одним подвесным. В системе имеется подкачивающий электронасос, который подает топливо во время запуска двигателя и в случае отказа топливного насоса двигателя. Распределительный кран имеет дистанционное управление, позволяющее устанавливать кран в четыре положения: 1) оба бака включены; 2) оба бака выключены; 3) передний бак включен; 4) задний бак включен.

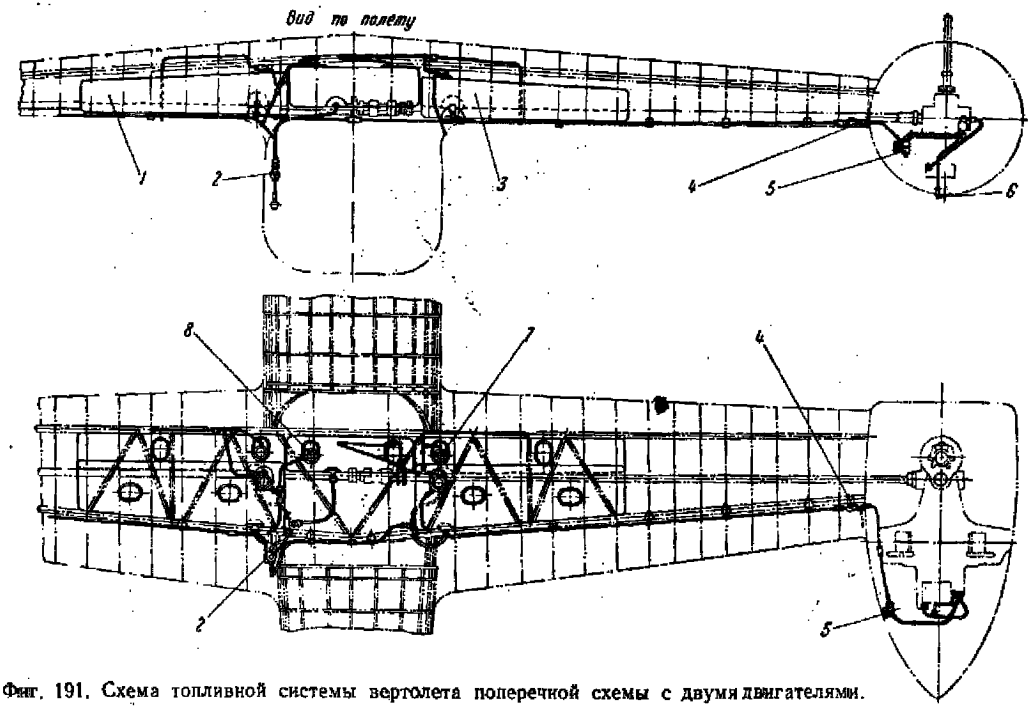
Схема топливной системы одновинтового вертолета с одним двигателем Ми-1 с одним топливным баком приведена на фиг. 190.

На фиг. 191 показана схема топливной системы вертолета поперечной схемы с двумя двигателями.



Фиг. 190. Схема топливной системы одновинтового вертолета с одним двигателем.

1—пусковой насос; *2*—датчик давления топлива; *3*—насос; *4*—дренажная трубка; *5*—топливный бак; *6*—заборник топлива; *7*—ручка управления пожарным краном; *8*—дренажная трубка насоса.



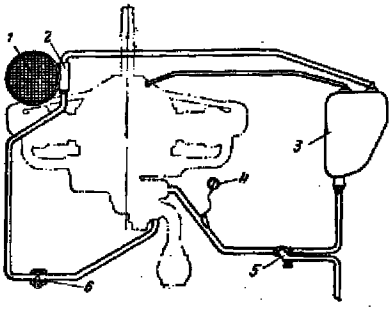
Фиг. 191. Схема топливной системы вертолета поперечной схемы с двумя двигателями.

1—левая группа топливных баков; *2*—кран переключения; *3*—правая группа бензобаков; *4*—кран; *5*—фильтр; *6*—сливной кран; *7* и *8*—заливные горловины.

§ 6. МАСЛОСИСТЕМА

Маслосистема силовой установки вертолета, так же как топливная система, в основном ничем не отличается от таковой на самолете с поршневым двигателем; при ее проектировании следует использовать самолетный опыт и соответствующие руководства.

Некоторую особенность на вертолете имеет размещение маслорадиатора, вследствие того, что масляный радиатор охлаждается воздухом, нагнетаемым в радиатор вентилятором системы охлаждения. Поэтому радиатор нужно устанавливать на вертолете так, чтобы заборник охлаждающего воздуха для масляного радиатора



Фиг. 192. Схема маслосистемы вертолета.

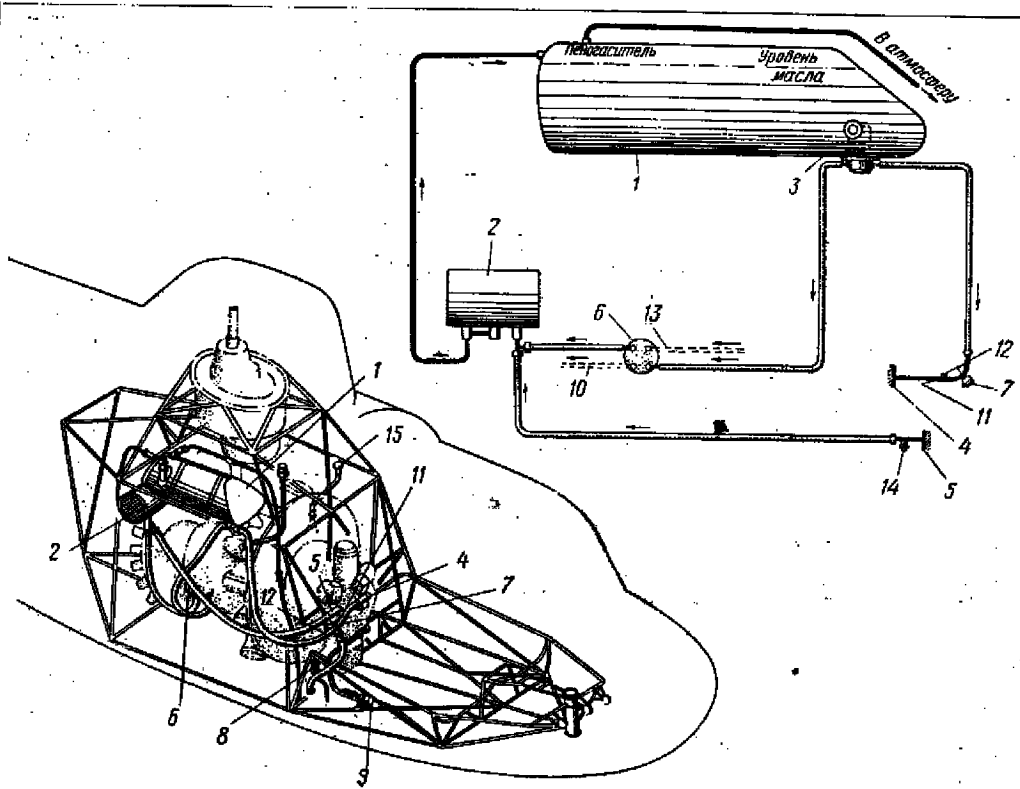
1—маслорадиатор; *2*—терморегулятор; *3*—маслобак; *4*—манометр; *5*—сливной кран; *6*—маслонасос.

был расположен в полости капота между вентилятором и цилиндрами двигателя или в отводном канале от этой полости, а выход воздуха из радиатора происходил без противодавления в атмосферу.

На фиг. 192 дана схема маслосистемы силовой установки с вертикально расположенным двигателем. Маслорадиатор расположен в отводном канале капота. Охлаждающий воздух из него выходит через отверстие в боковой обшивке средней части фюзеляжа. Маслобак в этой системе суфлируется через носок двигателя.

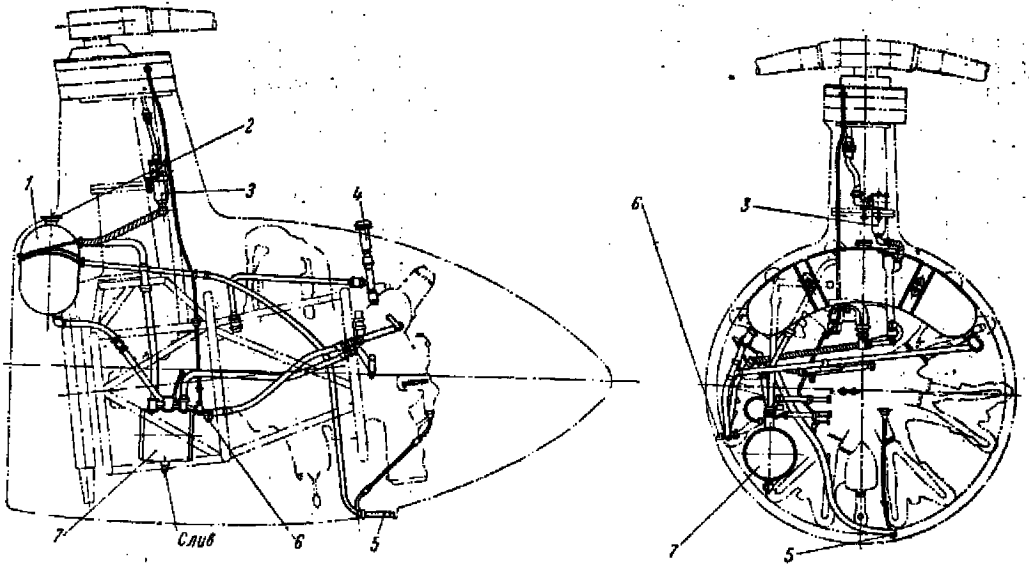
Схема маслосистемы силовой установки одновинтового вертолета Ми-1 с горизонтально расположенным двигателем изображена на фиг. 193.

На фиг. 194 дана схема маслосистемы внешней силовой установки, помещенной в отдельную гондолу. Особенностью ее является отвод масла из нагнетающей магистрали в верхний редуктор трансмиссии и слив из него масла в маслобак. Маслорадиатор помещен за вентилятором и воздух из него отводится через патрубок, проходящий между цилиндрами в полость за двигателем, откуда он выходит через створки вместе с воздухом, прошедшим через ребра цилиндров.



Фиг. 193. Схема маслосистемы вертолета.

1—маслиный бак; *2*—воздушный масляный радиатор; *3*—фильтр; *4*—нагнетающий насос; *5*—откачивающий насос; *6*—насос редуктора; *7*—сливной кран; *8*—кран маслоотстойника двигателя; *9*—датчик манометра масла; *10*—нагнетающая трубки в редуктор; *11*—штуцер датчика термометра выходящего масла; *12*—штуцер подсоединения магистрали разжижения; *13*—отсасывающая трубка из отстойника; *14*—сливная пробка; *15*—суфлер двигателя.



Фиг. 194. Схема маслосистемы силовой установки в гондоле.

1—маслобак; *2*—заливная горловина; *3*—фильтр; *4*—суфлер; *5*—сливной кран; *6*—кран; *7*—маслорадиатор.

§ 7. СИСТЕМЫ ВСАСЫВАНИЯ И ВЫХЛОПА

В большинстве случаев во внутренних силовых установках вертолетов карбюратор двигателя оказывается внизу. Чтобы избежать засасывания пыли при работе двигателя на земле или в непосредственной близости земли, нужно выводить всасывающий патрубок кверху; патрубок получается с поворотами и большим по длине. Если всасывающий патрубок сделать коротким и разместить его входное отверстие внизу фюзеляжа (сбоку или под фюзеляжем), то потребуется установка сложного фильтра. То и другое связано с увеличением гидравлических потерь во всасывающем патрубке и усложнением его конструкции. Выходом из этих затруднений может быть размещение входа всасывающего патрубка в полости капота между вентилятором и цилиндрами двигателя (фиг. 195,*а*), где имеется напор воздуха от вентилятора, за счет которого (напора) даже несколько увеличивается высотность двигателя. Воздух в этом случае не требует бо́льшего фильтрования, так как воздухозаборник для вентилятора обычно размещается высоко над землей.

Сложную систему всасывания имеет силовая установка (см. фиг. 195,*б*), расположенная в носовой части фюзеляжа.

На фиг. 195,*в* показан всасывающий патрубок при внешней силовой установке, размещенной в отдельной гондоле. Забор холодного воздуха происходит из атмосферы. Подогретый воздух берется из полости капота, сзади цилиндров.

Выхлопные коллекторы и патрубки ничем не отличаются от применяемых на самолете. Выхлоп делается вбок и назад. На фиг. 165 и 195,*а* видны выхлопные коллекторы звездообразного двигателя с вертикальным и наклонным расположением коленчатого вала.

На фиг. 170 показаны индивидуальные выхлопные патрубки для каждого цилиндра двигателя, помещенного в отдельной гондоле.

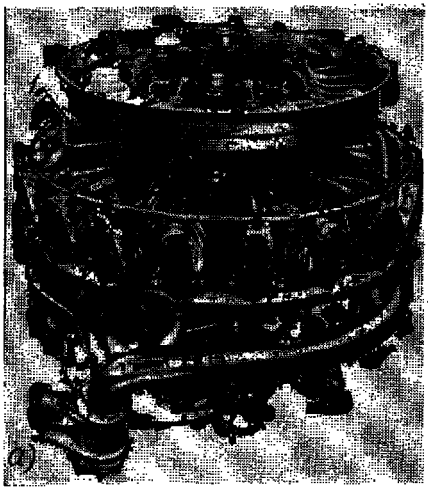
Возникает необходимость на выхлопе двигателя вертолета устанавливать глушители. Особенно это необходимо при эксплуатации его в городской черте. Резкий шум от выхлопа у вертолета очень неприятен для слуха, к тому же он может продолжаться длительное время при висении вертолета.

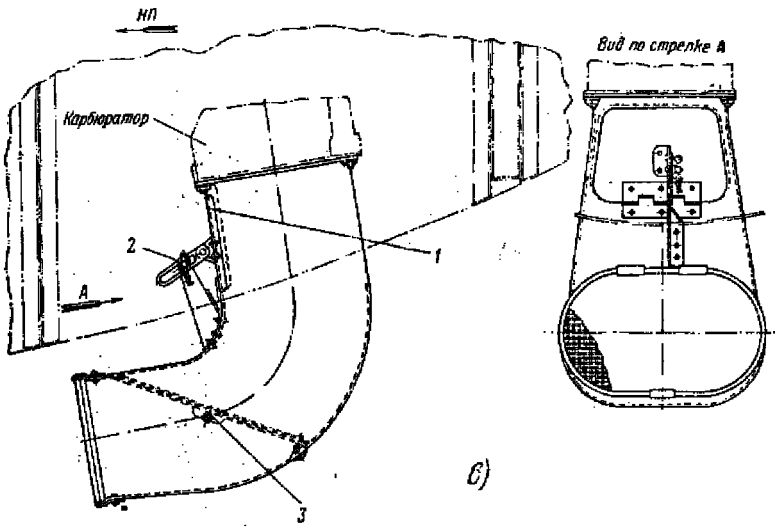
Установка глушителей приводит к потере мощности за счет противодавления на выхлопе двигателя. Нужно стремиться к такой конструкции глушителя, при которой потери мощности были бы минимальными.

Одна из конструктивных схем глушителя приведена на фиг. 196.

§ 8. СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

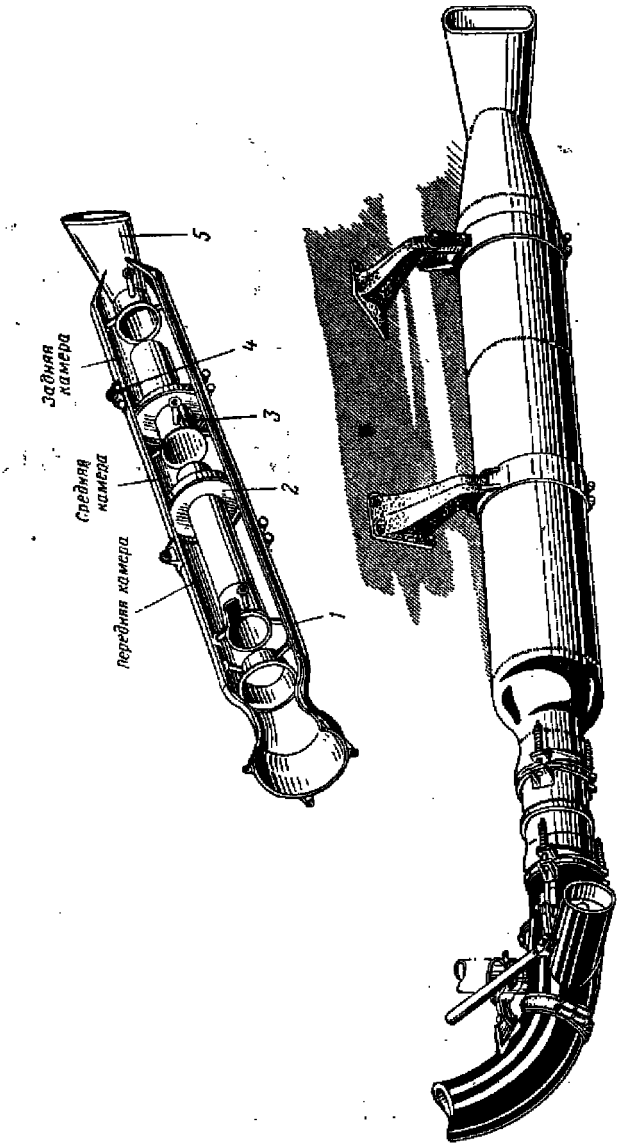
Бортовые средства запуска двигателя, применяемые на самолете (электростартеры непосредственного действия, инерционные стартеры, запуск сжатым воздухом и рабочей смесью), применяют-





Фиг. 195. Размещение всасывающего патрубка.

а — на двигателе, установленном в вертикальном положении; *б* — на двигателе, установленном в наклонном положении; *в* — на двигателе, расположенном в гондоле. *1*—заслонка для регулирования отбора теплого воздуха; *2*—зажим; *3*—пылеотбрасывательная сетка.



Фиг. 196. Конструктивная схема глушителя.

1—корпус; 2—диафрагма; 3—внутренний корпус; 4—хомут; 5—выхлопной насадок.

ся и на вертолете. В установке их нет никакой разницы. Единственное отличие в запуске двигателя на вертолете заключается в том, что нагрузка (несущий винт) здесь отключена от двигателя. Это неприятно еще тем, что момент инерции оставшихся вращающихся масс гораздо меньше, чем момент инерции пропеллера самолета. Поэтому запуск двигателя может происходить с весьма большими угловыми ускорениями коленчатого вала. На одном из двигателей были случаи поломки зубьев привода нагнетателя во время запуска двигателя, так как стоящая в системе привода пружинная муфта не обеспечивала снижения перегрузки от больших угловых ускорений. Пришлось заменить пружинную муфту максимальной фрикционной и этим исключить возможность поломки. В тех конструкциях, где несущий винт на определенных оборотах двигателя (900—1000 об/мин) включается автоматически через фрикционную муфту сцепления, важно, чтобы при запуске двигателя обороты его не поднимались выше оборотов включения несущего винта. Малый газ двигателя нужно отрегулировать так, чтобы работа двигателя на малом газе без нагрузки была плавной, потому что на этом режиме может происходить прогрев двигателя (при отключенном несущем винте).

§ 9. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ

На большинстве современных вертолетов управление двигателем имеет ту особенность, что управление дросселем нормального газа сблокировано с управлением общим шагом несущего винта. В кабине летчика имеется рычаг шаг-газа, движение которого изменяет положение дроссельной заслонки и вызывает соответствующее изменение угла установки несущего винта. На конце рычага помещается обычно рукоятка для дополнительного независимого управления дросселем нормального газа при любом положении рукоятки шаг-газа.

Обычное управление двигателем — самолетного типа (когда рукоятка дросселя нормального газа расположена на пульте в кабине летчика) — целесообразно применять на вертолетах в тех случаях, если имеется автомат постоянных чисел оборотов несущего винта. (О сблокированном управлении шаг-газом и об автомате постоянных чисел оборотов несущего винта подробнее сказано в главе V «Управление вертолета».)

Глава IV

ТРАНСМИССИИ ВЕРТОЛЕТОВ

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

У вертолетов с механическим приводом надежность трансмиссии является одним из важнейших требований, предъявляемых к вертолету. Поломка силовых элементов трансмиссии в полете в большин-

стве случаев приведет к тяжелым последствиям. Живучесть вертолета в большой мере определяется живучестью его трансмиссии. Ее назначение состоит в том, чтобы передавать мощность от двигателя к несущим и рулевым винтам и вспомогательным агрегатам с нужными оборотами. Трансмиссия является наиболее дорогостоящей частью вертолета, поэтому всякое упрощение ее (меньшее количество деталей, более простое производственное выполнение их) может значительно снизить стоимость вертолета. Большое значение для весового баланса вертолета имеет вес трансмиссии. Перед конструктором всегда должна стоять задача, не снижая надежности трансмиссии, спроектировать ее как можно более легкой по весу.

Основные требования, предъявляемые к трансмиссии, следующие:

1. Трансмиссия должна быть надежной в работе и иметь большой ресурс до первой переборки.

2. Не должно быть недопустимых вибраций валов (крутильных и изгибных) на всех режимах работы.

3. Должен быть высокий к. п. д., т. е. малые механические потери мощности на трение в зубчатых передачах и подшипниках.

4. Трансмиссия должна быть простой по схеме и иметь детали, не сложные в изготовлении.

5. Минимальный вес.

6. Размещение трансмиссии на вертолете должно обеспечить удобный монтаж и демонтаж ее агрегатов, а также удобный подход к ним для осмотра и обслуживания во время эксплуатации.

7. Трансмиссия во время запуска должна отключаться от двигателя во избежание поломок лопастей несущего винта или деталей трансмиссии при резких толчках от двигателя при запуске; для этого в системе трансмиссии должна быть предусмотрена муфта включения. На вертолетах с двумя двигателями каждый двигатель должен иметь свою муфту включения.

8. Необходимо для каждого двигателя вертолета иметь в трансмиссии также муфту свободного хода, чтобы остановившийся двигатель в полете не мешал авторотации несущего винта или в случае двух двигателей не препятствовал вращению несущих винтов от другого двигателя при продолжении полета на одном двигателе. Если не иметь муфты свободного хода, то несущему винту, работающему на режиме авторотации, придется вращать холодный двигатель, преодолевая его компрессию, что приведет к резкому ухудшению авторотационных характеристик вертолета.

9. Для удобства эксплуатации в систему трансмиссии необходимо ввести тормоз несущего винта, позволяющий быстрее остановить несущий винт после посадки и выключения двигателя. Без тормоза несущий винт может продолжать вращаться под действием ветра, что нежелательно при стоянке вертолета.

10. Валы трансмиссии в соединениях друг с другом должны иметь карданы и упругие муфты, облегчающие монтаж трансмис-

сии и обеспечивающие нормальную работу трансмиссии при деформациях частей конструкции вертолета, на которых смонтированы опоры валов.

11. Трущиеся части трансмиссии должны хорошо смазываться в работе.

12. Следует добиваться уменьшения шума в зубчатых колесах редукторов и в опорных подшипниках валов.

§ 2. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ТРАНСМИССИИ

Схема трансмиссии определяется схемой вертолета и в сильной степени зависит от типа и расположения двигателя. При двигателе с вертикально направленным коленчатым валом трансмиссия получается проще.

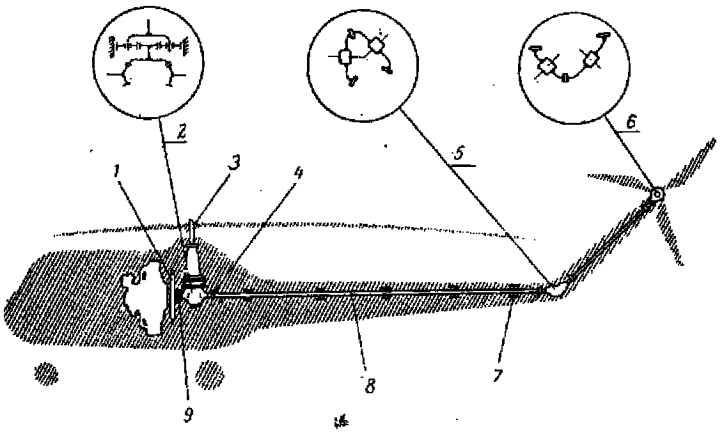
Специально спроектированный для вертолета двигатель может иметь в своем редукторе угловую передачу, муфту включения, муфту свободного хода и даже в некоторых случаях полную редукцию чисел оборотов двигателя до необходимых на несущем винте. Принципиальная схема трансмиссии зависит от общего передаточного числа оборотов от двигателя к несущему винту.

Обороты несущего винта выбирают, как было указано выше, исходя из соображений аэродинамики с целью получения оптимальных летных данных при отсутствии срыва и сжимаемости потока на концах лопастей. Таким образом, обороты двигателя и несущего винта, а также обороты рулевого винта заданы. Задача конструктора, проектирующего трансмиссию, состоит в том, чтобы наметить взаиморасположение основных элементов трансмиссии, выбрать передаточные числа редукторов, длины частей валов, тип и место размещения соединительных муфт и опор валов, а также разместить муфты включения и свободного хода. После того как принципиальная схема трансмиссии намечена и увязана с общей компоновкой вертолета, приступают к проектированию отдельных элементов трансмиссии, имея в виду требования надежности и минимального веса трансмиссии.

Рассматриваемые ниже схемы трансмиссии различных типов вертолетов не исчерпывают всех возможных схем. Применяя специально спроектированные двигатели, устанавливая на вертолете не один, а несколько двигателей или выполняя требования компоновки для какого-либо спецзадания, можно получить и другие схемы трансмиссии.

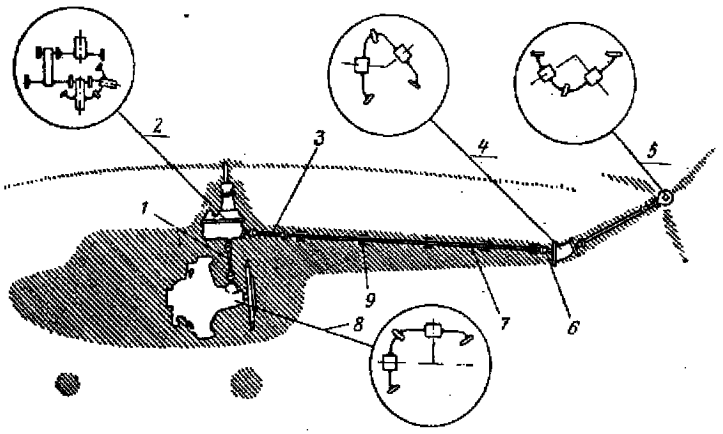
Схемы трансмиссии одновинтовых вертолетов с хвостовым винтом. На фиг. 197 изображена схема трансмиссии с обычным самолетным двигателем, размещенным в средней части фюзеляжа. Коленчатый вал двигателя, направленный горизонтально, соединяется с редуктором *2* посредством вала или рессоры.

На фиг. 198 приведена схема трансмиссии с двигателем, имеющим на носке редуктор с угловой передачей. В редуктор двигате-



Фиг. 197. Схема трансмиссии одновинтового вертолета с хвостовым винтом.

1—вентилятор с муфтой включения; *2*—редуктор несущего винта; *3*—вал несущего винта; *4*—соединительная упругая муфта; *5*—промежуточный редуктор привода хвостового винта; *6*—редуктор хвостового винта; *7*—опора вала; *8*—хвостовой вал; *9*—муфта свободного хода.

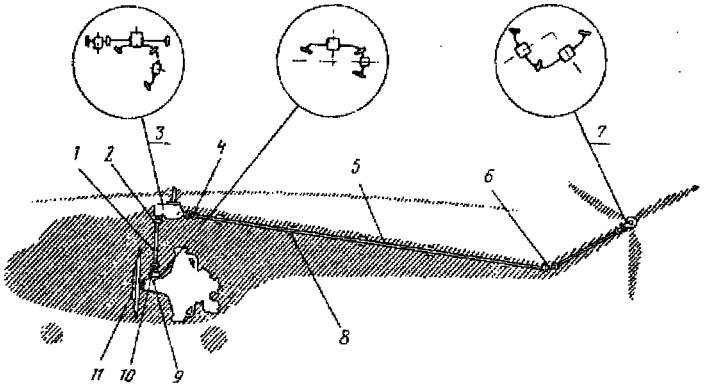


Фиг. 198. Схема трансмиссии одновинтового вертолета с хвостовым винтом.

1—главный вал; *2*—редуктор несущего винта; *3*—промежуточный вал; *4*—промежуточный редуктор; *5*—редуктор хвостового винта; *6*—кардан; *7*—хвостовой вал; *8*—редуктор двигателя; *9*—опора вала.

ля включена комбинированная муфта (включения, сцепления и свободного хода). Главный редуктор имеет достаточную по длине консольную часть вала несущего винта для размещения автомата-перекоса (внешнего типа) и посадки втулки. В изгибе хвостовой балки ставится промежуточный редуктор *4* с угловой передачей.

В схеме фиг. 199 главный редуктор не имеет большой консольной части вала несущего винта. Втулка несущего винта своим фланцем вплотную подходит к верхней крышке главного редуктора, так как здесь устанавливается автомат-перекос типа «паук». В изгибе

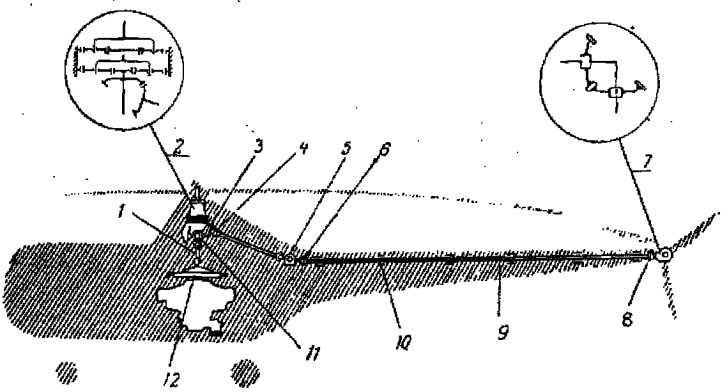


Фиг. 199. Схема трансмиссии одновинтового вертолета с хвостовым винтом.

1—главный вал; *2*—соединительная эластичная муфта; *3*—редуктор несущего винта; *4*—кардан; *5*—хвостовой вал; *6*—два кардана; *7*—редуктор хвостового винта; *8*—опора вала; *9*—редуктор двигателя; *10*—муфта свободного хода: *11*—вентилятор с муфтой сцепления.

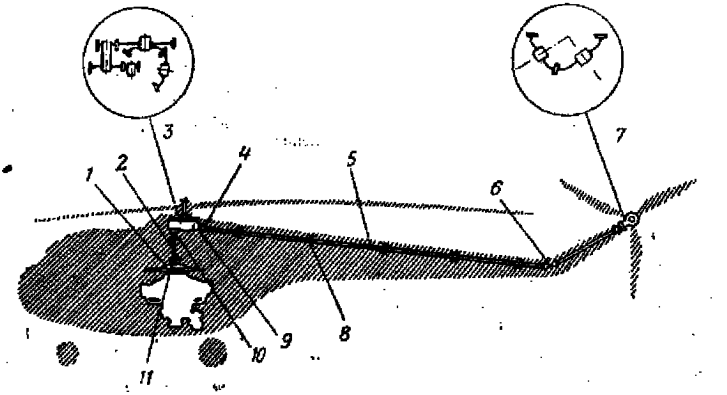
хвостового вала вместо редуктора поставлены два кардана, обеспечивающие передачу мощности под углом с постоянной угловой скоростью вращения.

На фиг. 200 и 201 показаны схемы трансмиссии с вертикально расположенными двигателями. На носке вала двигателя поставлена муфта сцепления (выполненная совместно с вентилятором) центробежного типа, автоматически включающая привод несущего винта на определенных оборотах (900—1000 об/мин). Схема фиг. 200 является одной из наиболее простых с наименьшим количеством элементов. На выводе привода хвостового винта из главного редуктора расположен тормоз *3* и поставлен шариковый кардан *4* для обеспечения постоянной угловой скорости вращения хвостового вала. Муфта свободного хода помещена в нижней части главного редуктора. Как и во всех одновинтовых схемах, хвостовой винт и несущий винт кинематически связаны неразрывно, т. е. на режиме авторотации (когда двигатель не работает) хвостовой винт продолжает



Фиг. 200. Схема трансмиссии одновинтового вертолета с хвостовым винтом.

1—главный вал; *2*—редуктор несущего винта; *3*—тормоз несущего винта; *4*—шариковый кардан; *5*—привод тахометра и генератора; *6*—кардан; *7*—редуктор хвостового винта; *8*—упругая муфта; *9*—хвостовой вал; *10*—опора вала; *11*—муфта свободного хода; *12*—муфта сцепления с вентилятором.

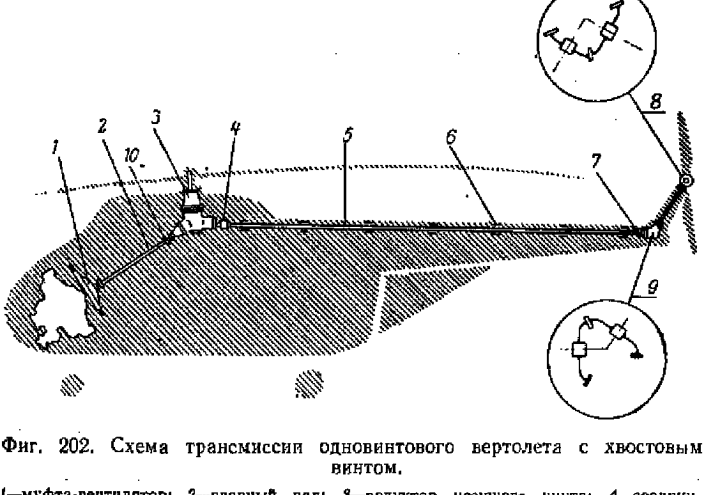


Фиг. 201. Схема трансмиссии одновинтового вертолета с хвостовым винтом.

1—муфта сцепления с вентилятором; *2*—главный вал; *3*—редуктор несущего винта; *4*—кардан; *5*—хвостовой вал; *6*—два кардана; *7*—редуктор хвостового винта; *8*—опора вала; *9*—тормоз несущего винта; *10*—муфта свободного хода; *11*—соединительная эластичная муфта.

вращаться. В соединениях хвостового вала введены эластичные муфты и карданы. В соединении главного вала имеются только карданы. Хвостовой вал приводит во вращение генератор и тахометр (для измерения числа оборотов несущего винта), которые размещены на специальном редукторе.

Схема фиг. 201 несколько отличается от предыдущей схемы. Внутри главного редуктора размещен шаровой шарнир автомата перекоса типа «паук». Соединения главного вала выполнены в виде



Фиг. 202. Схема трансмиссии одновинтового вертолета с хвостовым винтом.

1—муфта-вентилятор; *2*—главный вал; *3*—редуктор несущего винта; *4*—соединительная муфта; *5*—хвостовой вал; *6*—опора вала; *7*—соединительная муфта; *8*—редуктор хвостового винта; *9*—промежуточный редуктор привода хвостового винта; *10*—соединительная муфта.

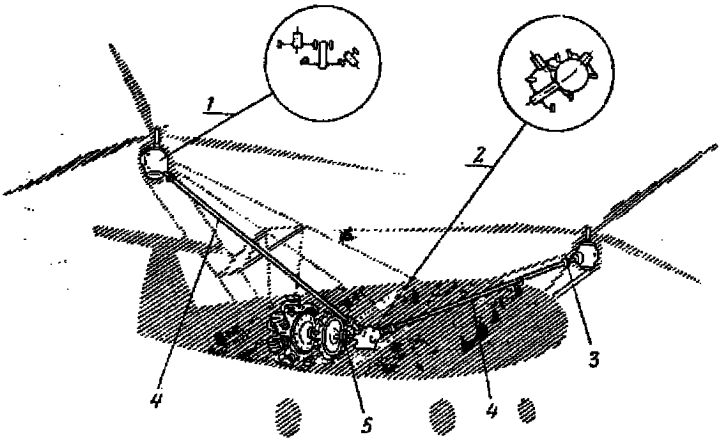
эластичных муфт *11*. На носке вала двигателя поставлена муфта сцепления, выполненная совместно с вентилятором.

На фиг. 202 приведена схема трансмиссии с двигателем, наклонно расположенным в носовой части фюзеляжа. Главный ее редуктор имеет угловую передачу.

Схема трансмиссии одновинтового вертолета с хвостовым винтом с двумя двигателями, размещенными в отдельных гондолах, показана на фиг. 172.

Схемы трансмиссии двухвинтовых вертолетов поперечной схемы. На фиг. 203 изображена схема трансмиссии с одним двигателем. На носке двигателя помещен редуктор с угловыми передачами для вывода к несущим винтам (он может быть выполнен отдельно от двигателя). Этот центральный редуктор соединяется валами с редукторами несущих винтов. Так как несущие

винты вращаются в разные стороны, то приходится в центральном редукторе вводить дополнительно коническую пару зубчатых колес для изменения направления вращения одного бокового вала. Главные редукторы несущих винтов получаются одинаковой конструкции; они в этой схеме обязательно будут иметь угловую передачу, так как валы, соединяющие центральный редуктор с главными редукторами, подходят к последним под углом. Оба несущих винта кинематически неразрывно связаны в одну систему. Муфты свобод-



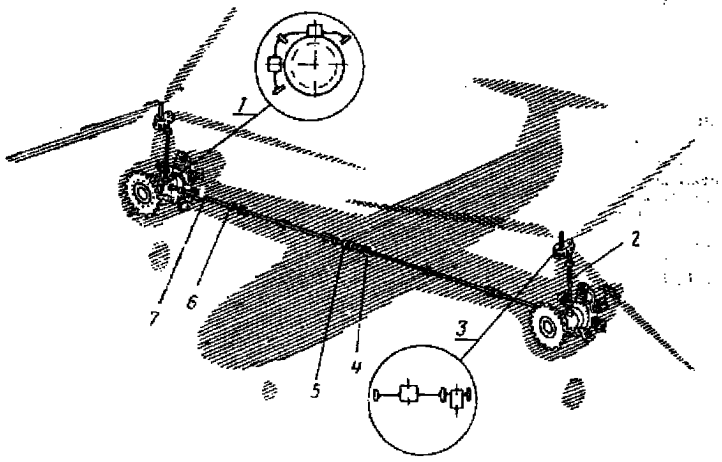
Фиг. 203. Схема трансмиссии вертолета поперечной схемы с одним двигателем.

1—редуктор несущего винта; *2*—главный редуктор; *3*—кардан; *4*—вал трансмиссии; *5*—муфта сцепления и свободного хода.

ного хода, сцепления и включения должны быть расположены до этой системы, состоящей из двух главных редукторов и соединяющих их валов, включая передачи в центральном редукторе. Они должны находиться между двигателем и центральным редуктором (если он отдельный) или быть смонтированы в центральном редукторе до угловых передач. Длинные валы, передающие мощность в этой схеме, требуют много опор и обязательно применения карданов или эластичных муфт в соединениях, так как деформации конструкции, на которой находятся опоры валов, могут быть здесь значительными.

На фиг. 204 приведена схема трансмиссии с двумя двигателями, помещенными в отдельных гондолах. Каждый двигатель имеет на своем носке редуктор с выводом вверх для передачи мощности к несущему винту и вбок — для синхронизации вращения несущих винтов. Боковой вывод служит также для передачи мощности синхронным валом при работе одного двигателя соседнему несущему

винту. В этой схеме два несущих винта также неразрывно кинематически связаны между собой системой трансмиссии и представляют как бы единую нагрузку для обоих двигателей. При выходе из строя одного двигателя другой двигатель приводит во вращение оба винта. Муфты включения, сцепления и свободного хода имеются у каждого двигателя и размещаются в системе трансмиссии между двигателем и передачей на синхронный вал (причем муфта свободного хода не должна нарушать постоянной кинематической связи



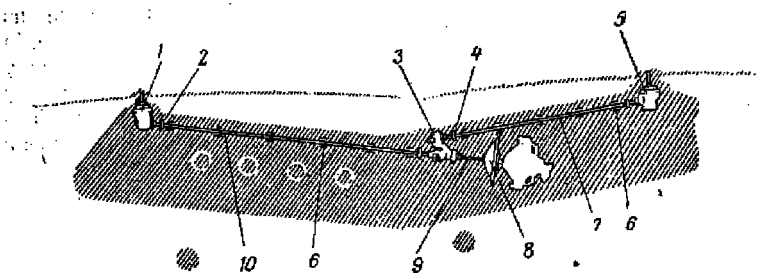
Фиг. 204. Схема трансмиссии вертолета поперечной схемы с двумя двигателями.

1—редуктор двигателя; *2*—главный вал; *3*—редуктор несущего винта; *4*—опора вала; *5*—муфта синхронного вала; *6*—соединительная упругая муфта; *7*—синхронный вал.

между двумя несущими винтами). Если несущие винты не перекрываются, то синхронный вал может иметь муфту сцепления, которая размыкает его для того, чтобы можно было вращать несущие винты на земле поодиночке (в условиях эксплуатации это иногда необходимо). В том же случае, когда несущие винты перекрываются, синхронный вал не разъединяется. Синхронный вал при двух работающих двигателях почти не нагружен. Через него идет только половина разницы в крутящих моментах между двумя силовыми установками.

Схемы трансмиссии двухвинтовых вертолетов продольной схемы. На фиг. 205 показана схема трансмиссии с одним двигателем. В отличие от вертолета поперечной схемы здесь нет симметрии в раздаче мощности на два винта, поэтому редукторы несущих винтов по конструкции получаются

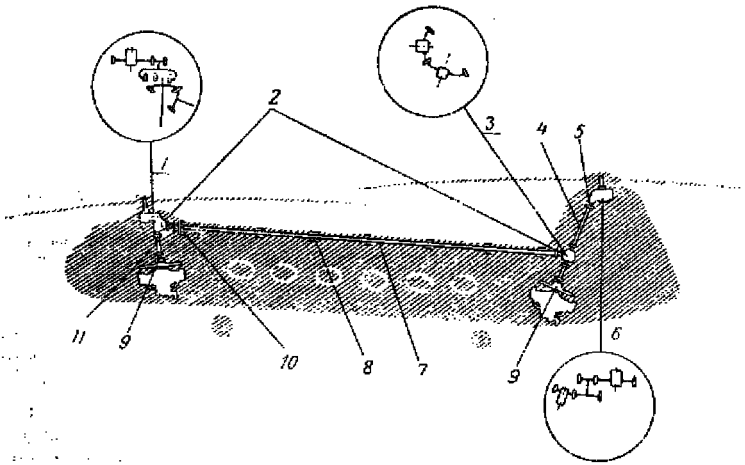
разные. Промежуточный редуктор может быть выполнен отдельно от двигателя или вместе с двигателем, в носке его.



Фиг. 205. Схема трансмиссии вертолета продольной схемы с одним двигателем.

1—редуктор переднего несущего винта; *2*—соединительная упругая муфта; *3*—промежуточный редуктор; *4*—соединительная упругая муфта; *5*—редуктор заднего несущего винта; *6*—опора вала; *7*—вал привода заднего винта; *8*—вентилятор с муфтой сцепления; *9*—главный вал; *10*—вал привода переднего винта.

Схема трансмиссии с двумя двигателями (фиг. 206) имеет длинный синхронный вал, промежуточный редуктор и два разных по



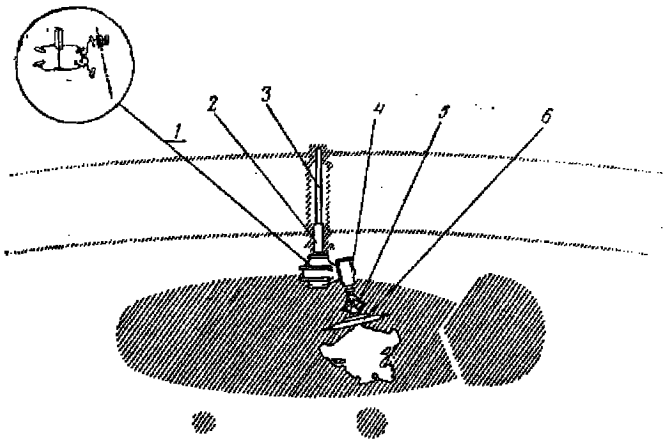
Фиг. 206. Схема трансмиссии вертолета продольной схемы с двумя двигателями.

1—редуктор переднего несущего винта; *2*—муфта свободного хода; *3*—промежуточный редуктор; *4*—вал привода заднего винта; *5*—соединительная эластичная муфта; *6*—редуктор заднего несущего винта; *7*—синхронный вал; *8*—опора вала; *9*—муфта сцепления с вентилятором; *10*—тормоз несущего винта; *11*—вал привода переднего винта.

конструкции редуктора несущих винтов. Редукторы приходится ставить разные, так как приводные валы подходят к ним под разными

углами и, кроме того, несущие винты вращаются в разные стороны. Муфты включения и свободного хода расположены до соединения двух главных редукторов синхронным валом. В соединения валов поставлены упругие эластичные муфты. Тормоз размещен на синхронном валу на выводе из редуктора переднего несущего винта.

Схемы трансмиссии вертолетов с соосными и перекрещивающимися несущими винтами. На



Фиг. 207. Схема трансмиссии соосного вертолета.

1—редуктор; *2*—вал нижнего несущего винта; *3*—вал верхнего несущего винта; *4*—муфта свободного хода; *5*—центробежный включатель муфты сцепления; *6*—муфта сцепления с вентилятором.

фиг. 207 изображена схема трансмиссии соосного вертолета с одним двигателем. Мощность передается от двигателя через муфты сцепления и свободного хода в редуктор несущих винтов *1*, в котором через угловые передачи она направляется по соосным валам, вращающимся в разные стороны.

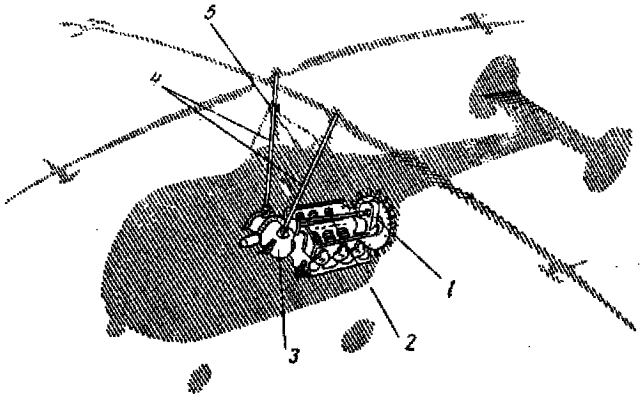
На фиг. 208 показана схема трансмиссии вертолета с перекрещивающимися винтами. Редуктор несущих винтов *3* установлен отдельно от двигателя и связан с ним главным валом *2*.

Элементы трансмиссии. Из схем трансмиссий различных по типу вертолетов видно, что в системе трансмиссии в соответствующей комбинации имеются следующие основные элементы:

1. Главные редукторы или редукторы несущих винтов.

2. Редукторы на носке двигателя с угловой передачей (в случае горизонтальной установки двигателя, т. е. когда коленчатый вал его направлен горизонтально).

3. Промежуточные редукторы с угловыми передачами для изменения направления привода или разводки его по двум и более направлениям.
4. Редукторы хвостовых винтов (в одновинтовых вертолетах).
5. Муфты включения, сцепления и свободного хода.
6. Тормозы несущих винтов.
7. Валы главные, хвостовые и синхронные.



Фиг. 208. Схема трансмиссии вертолета с перекрещивающимися винтами.

1—редуктор двигателя; *2*—главный вал; *3*—редуктор несущих винтов; *4*—валы несущих винтов; *5*—опора вала.

8. Соединения валов: карданы, шариковые карданы, упругие и эластичные муфты.
9. Опоры валов.
10. Подредукторные рамы и кабаны.

Переходим к рассмотрению конструкции этих основных элементов трансмиссии вертолетов.

§ 3. ГЛАВНЫЕ РЕДУКТОРЫ ИЛИ РЕДУКТОРЫ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Главные редукторы или редукторы несущих винтов обычно имеют большое передаточное отношение; в них осуществляется почти полностью необходимое понижение оборотов двигателя до необходимых оборотов на несущем винте. Конструкция этих редукторов в некоторой степени связана с размещением и типом механизмов управления вертолетом (автоматов-перекосов).

Редукторы несущих винтов на существующих вертолетах можно разделить на два типа:

Простые — одноступенчатые или двухступенчатые с одной или двумя парами цилиндрических или конических зубчатых колес.

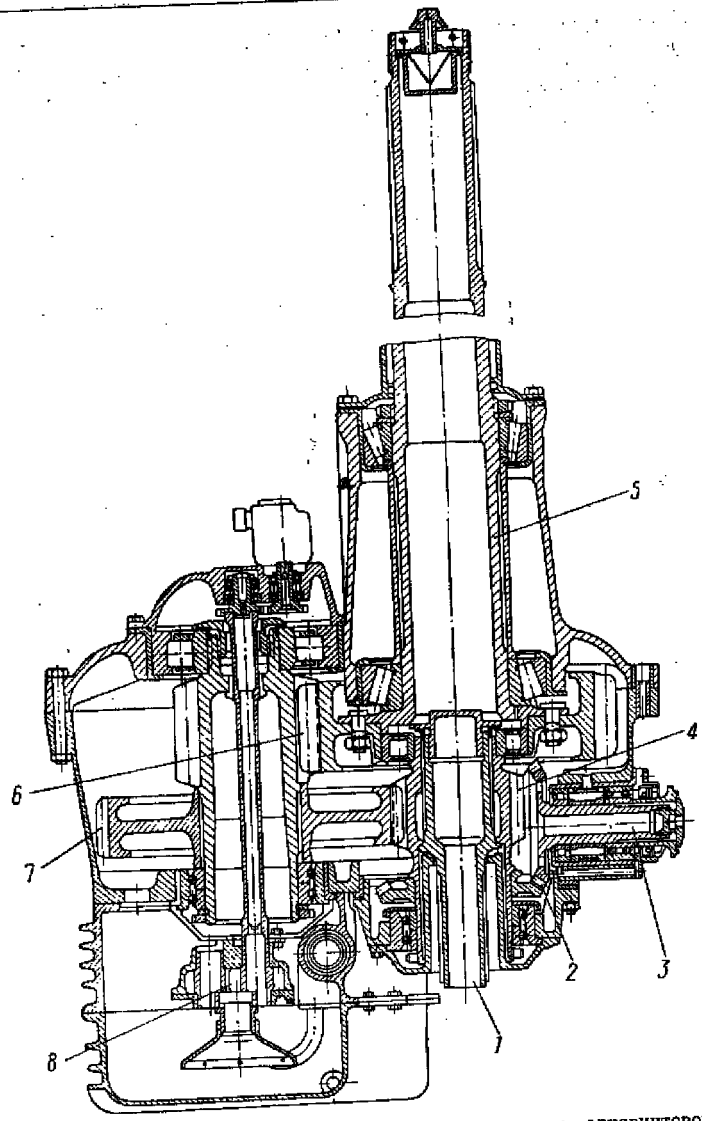
Планетарные — одноступенчатые или двухступенчатые. Планетарный редуктор, в том случае, когда ведущий вал редуктора не соосен ведомому валу, имеет, кроме планетарных ступеней, еще и ступени с парой конических или цилиндрических зубчатых колес.

Простые редукторы. Конструкция простых редукторов несущих винтов зависит от передаточного отношения, числа ступеней и типа передач (конические или цилиндрические зубчатые колеса), осуществленных в редукторе.

На фиг. 209 показан редуктор, у которого ведущий вал соосен ведомому, поэтому обе ступени состоят из цилиндрических зубчатых колес. Привод к хвостовому винту осуществляется отдельной парой конических зубчатых колес. Вал несущего винта имеет консоль для посадки втулки и размещения автомата-перекоса между втулкой и картером редуктора.

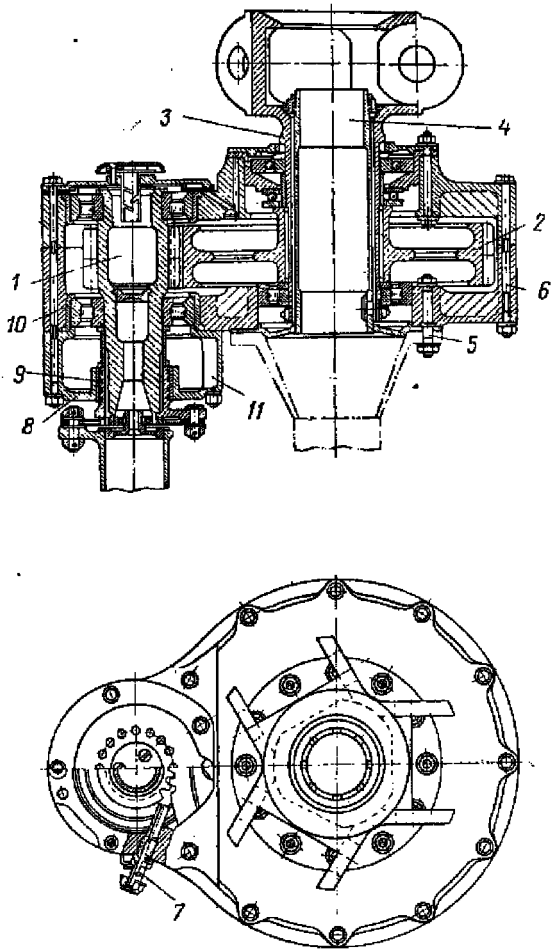
На фиг. 210 изображена конструктивная схема одноступенчатого редуктора с парой цилиндрических зубчатых колес. Схема относится к редуктору несущего винта двухвинтового вертолета поперечной схемы. Передаточное отношение небольшое. Картер выполнен механической обработкой из дуралюминовой поковки. Зубчатые колеса имеют шевронные зубья. Подшипники посажены в стальные обоймы, кроме нижнего, который посажен в расточку в самом картере. Ступица втулки несущего винта выполнена заодно с ведомым валом, на который посажено на шпонках большое зубчатое колесо. Зубья колес смазываются и охлаждаются маслом, подающимся через жиклеры под давлением от нагнетающей системы двигателя. Слив масла происходит из маслоотстойника внизу картера. Утечка масла предотвращается с помощью уплотнительных винтовых колец, плотно сидящих на валах. В полости главного вала (ведомого) установлен неподвижный стакан, в котором размещается управление вертолетом (ползун общего шага с опорами для автомата-перекоса). Циркуляционная смазка под давлением подается также в верхние подшипники. Хвостовик малого зубчатого колеса, выходящего из редуктора, имеет шлицы для посадки звездочки упругой муфты, соединяющей ведущий вал с хвостовиком малого зубчатого колеса редуктора.

Изображенный на фиг. 211 редуктор одновинтового вертолета отличается от описанного выше редуктора несколько иной компоновкой и тем, что имеет пару конических зубчатых колес для привода хвостового винта. Ведомый вал выполнен в виде колоколообразной детали, на верхнем конце которой крепится ступица втулки *9*. Большое зубчатое колесо приболчено к этой детали. Внутри неподвижной оси *10* размещается управление. Зубчатые колеса — цилиндрические с прямым зубом. Циркуляционная смазка осуществляется с помощью насоса редуктора, в маслоотстойнике которого



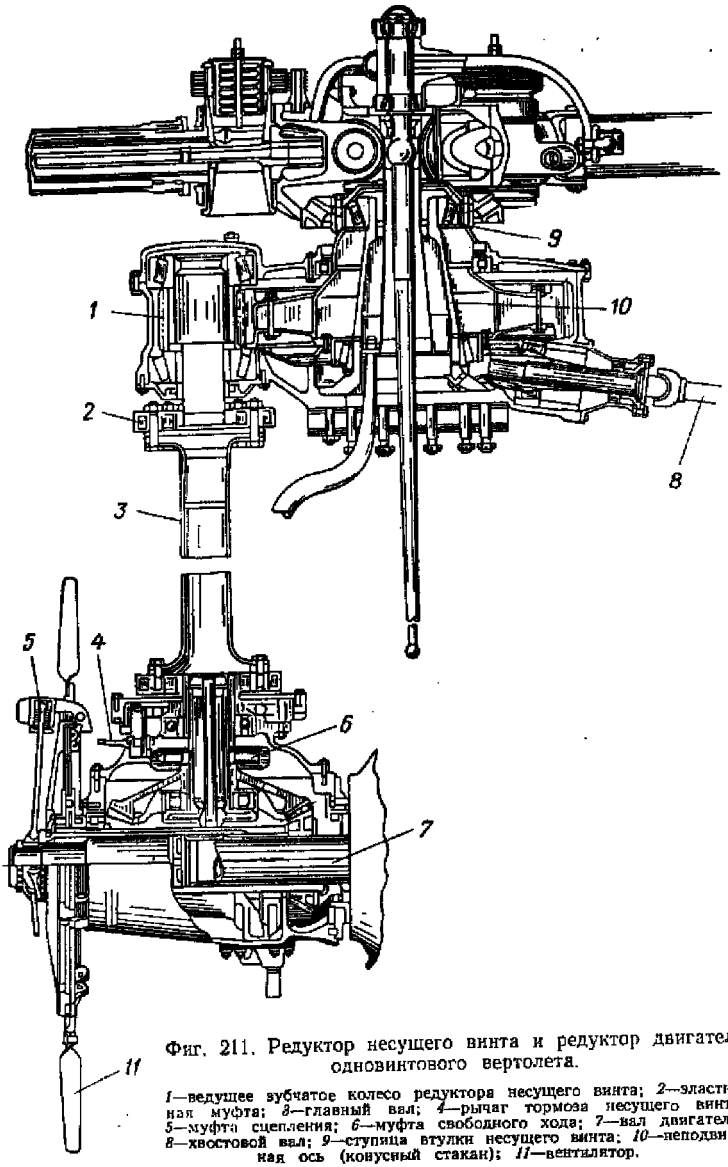
Фиг. 209. Двухступенчатый редуктор несущего винта одновинтового вертолета.

1—ведущий вал редуктора; *2*—ведущее коническое зубчатое колесо хвостового вала; *3*—ведомое коническое зубчатое колесо хвостового вала; *4*—ведущее зубчатое колесо первой ступени; *5*—вал несущего винта; *6*—вторая ступень зубчатой передачи; *7*—ведомое зубчатое колесо первой ступени; *8*—маслонасос.



Фиг. 210. Одноступенчатый редуктор несущего винта вертолета поперечной схемы.

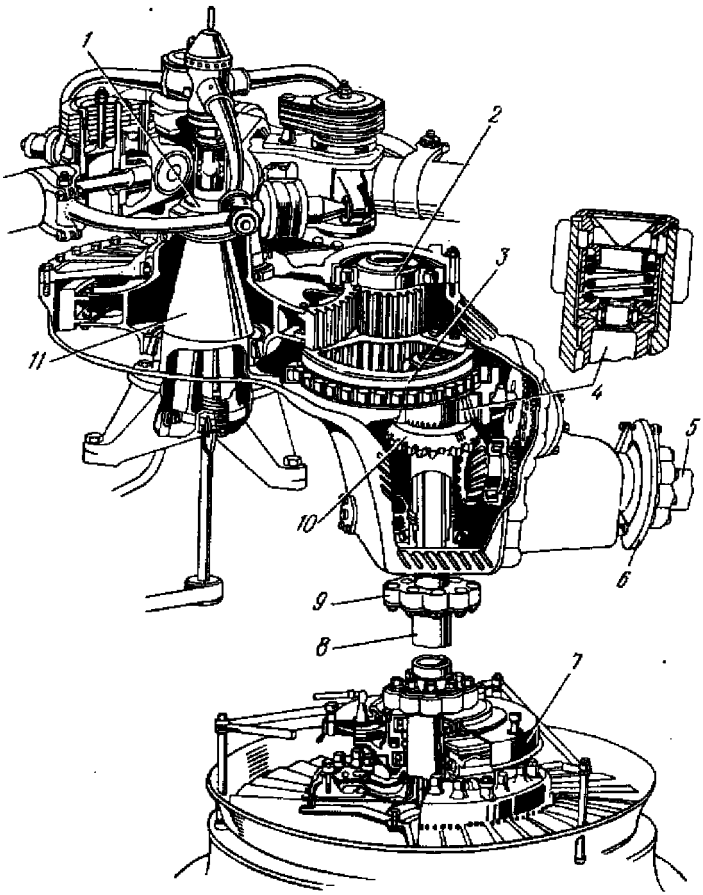
1—ведущее зубчатое колесо; *2*—ведомое зубчатое колесо; *3*—втулка несущего винта; *4*—неподвижный стакан для установки автомата-перекоса; *5*—крепление редуктора к кабану; *6*—стяжной болт картера; *7*—жиклер для смазки; *8*—упругая пластинчатая муфта; *9*—уплотнительные кольца; *10*—обойма; *11*—маслоотстойник.



Фиг. 211. Редуктор несущего винта и редуктор двигателя одновинтового вертолета.

1—ведущее зубчатое колесо редуктора несущего винта; *2*—эластичная муфта; *3*—главный вал; *4*—рычаг тормоза несущего винта; *5*—муфта сцепления; *6*—муфта свободного хода; *7*—вал двигателя; *8*—хвостовой вал; *9*—ступица втулки несущего винта; *10*—неподвижная ось (конусный стакан); *11*—вентилятор.

содержится запас масла. Масло и сам редуктор охлаждаются обдувкой картера редуктора холодным воздухом.

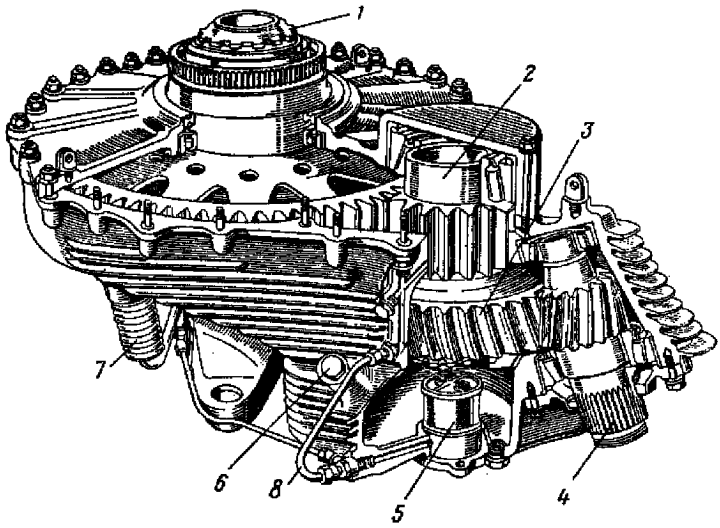


Фиг. 212. Двухступенчатый редуктор переднего несущего винта вертолета продольной схемы.

1—вал несущего винта; *2*—вторая ступень — внешнее зубчатое зацепление; *3*—первая ступень — внутреннее зубчатое зацепление; *4*—ведущее зубчатое колесо с муфтой свободного хода; *5*—синхронный вал; *6*—тормоз несущих винтов; *7*—муфта включения; *8*—вал привода переднего винта; *9*—эластичная муфта; *10*—ведущее коническое зубчатое колесо синхронного вала; *11*—неподвижный конический корпус.

На фиг. 212 приведен редуктор переднего винта двухвинтового вертолета продольной схемы. (Схема трансмиссии этого вертолета

дана на фиг. 206.) В этом редукторе ведущий вал направлен параллельно оси несущего винта, поэтому обе ступени передачи имеют цилиндрические зубчатые колеса (с прямым зубом). Первая ступень *3* выполнена с внутренним зацеплением для изменения направления вращения несущего винта на противоположное по отношению к заднему винту. Картер редуктора из алюминиевого сплава состоит из двух половин, внешняя поверхность его оребрена. Редуктор



Фиг. 213. Редуктор заднего несущего винта вертолета продольной схемы.

1—вал несущего винта; *2*—вторая ступень зубчатой передачи; *3*—первая ступень зубчатой передачи; *4*—ведущее зубчатое колесо первой ступени; *5*—маслонасос; *6*—заливная пробка; *7*—пружина; *8*—маслопроводная труба.

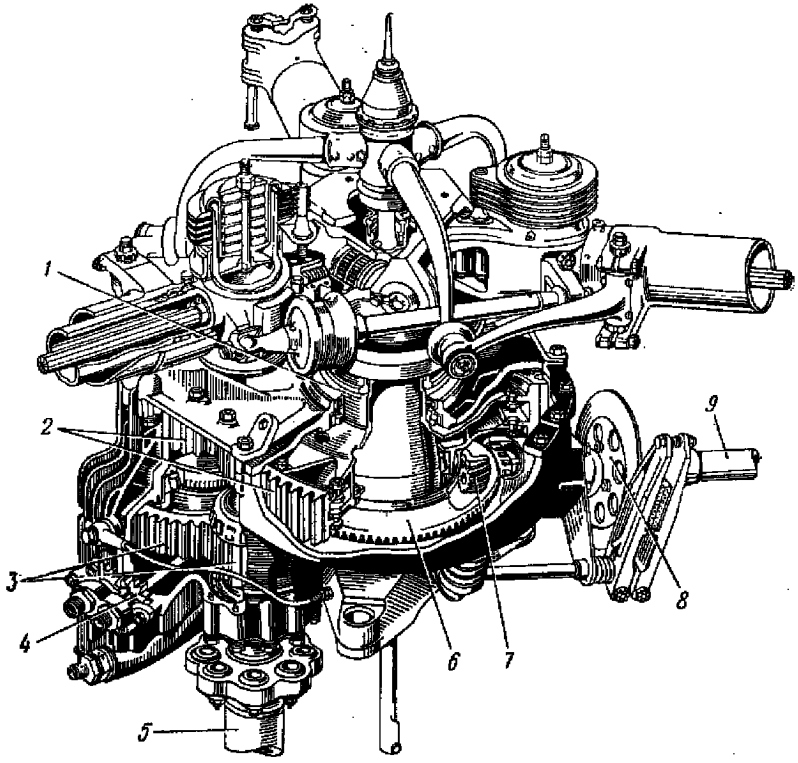
включает коническую пару зубчатых колес для привода синхронного вала. Редуктор крепится к подредукторной раме с помощью неподвижного конического корпуса *11*, в полости которого размещается управление.

Подшипники посажены в стальные обоймы. Смазка циркуляционная, создается насосом, помещенным внизу картера в маслоотстойнике.

В редукторе заднего несущего винта (фиг. 213) первая ступень представляет пару конических зубчатых колес со спиральным зубом, вторая ступень состоит из пары цилиндрических зубчатых колес. Картер редуктора отлит из алюминиевого сплава с хорошим оребрением. Подшипники посажены в стальные обоймы, запрессованные в картер. Смазка — циркуляционная от насоса, с выводом

системы трубок с наружной стороны картера и подачей масла через жиклеры на зубья зубчатых колес.

Двухступенчатый простой редуктор одновинтового вертолета показан на фиг. 214; от предыдущего он отличается тем, что ведущий вал направлен параллельно валу несущего винта.

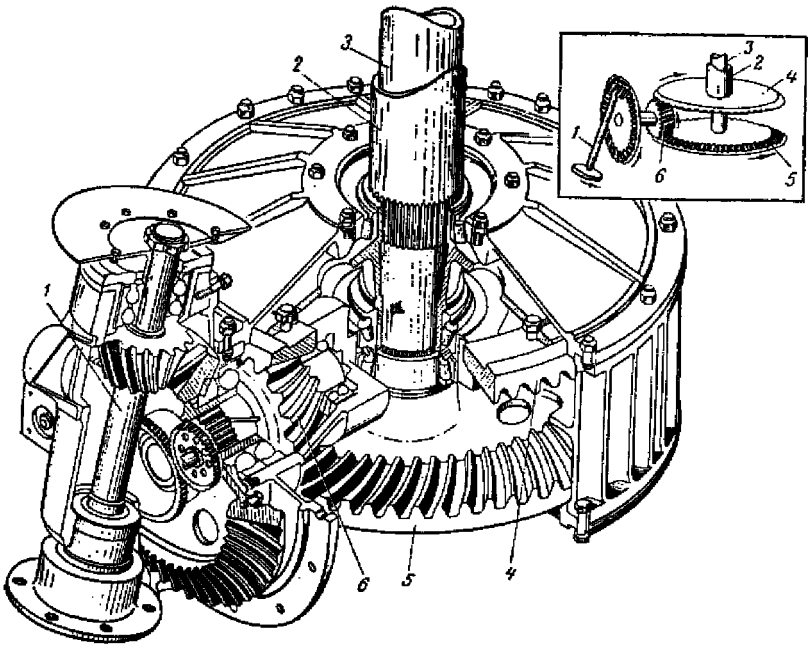


Фиг. 214. Двухступенчатый редуктор несущего винта одновинтового вертолета.

1—вал несущего винта; *2*—вторая ступень зубчатой передачи; *3*—первая ступень зубчатой передачи; *4*—маслонасос; *5*—главный вал; *6*—ведущее коническое зубчатое колесо хвостового вала; *7*—ведомое зубчатое колесо хвостового вала; *8*—тормоз несущего винта; *9*—хвостовой вал.

На фиг. 215 изображен общий редуктор несущих винтов соосного вертолета, имеющего две простых ступени передачи, состоящих из двух пар конических зубчатых колес. Вращение валов в разные стороны достигается путем одновременного сцепления малого ведущего зубчатого колеса с большими ведомыми.

Описанные редукторы проще по конструкции и в изготовлении, чем планетарные, однако по весу они тяжелее последних. Особенно громоздки они при передаче больших мощностей, поскольку в зацеплении у них находится всего один зуб, это приводит к большим размерам зубчатого колеса, сидящего на валу несущего винта.



Фиг. 215. Двухступенчатый редуктор несущего винта вертолета соосной схемы.

1—ведущий вал редуктора; *2*—вал нижнего винта; *3*—вал верхнего несущего винта; *4*—ведомое зубчатое колесо второй ступени вала (*2*); *5*—ведомое зубчатое колесо второй ступени вала (*3*); *6*—ведущее зубчатое колесо второй ступени.

При большом давлении на зуб понижается долговечность передачи. Поэтому с точки зрения уменьшения веса и увеличения прочности и долговечности, предпочтение следует отдать планетарным редукторам. При больших передаточных отношениях передача больших мощностей целесообразна, вероятно, только планетарными редукторами.

Планетарные редукторы. Планетарные редукторы несущих винтов, встречающиеся на вертолетах, весьма разнообразны по конструкции.

Компактным по габаритам и относительно легким по весу является центральный планетарный двухступенчатый редуктор (фиг. 216) одновинтового вертолета с передаточным отношением 11,9 : 1. Обе ступени планетарных передач редуктора имеют цилиндрические прямозубые колеса. В нижней крышке редуктора вмонтирована муфта свободного хода *6*; привод хвостового винта осуществляется парой конических зубчатых колес. Система смазки редуктора — независимая с замкнутой внутри редуктора циркуляцией масла. Запас масла, необходимый для смазки редуктора, помещается в специальном маслосборнике *8*. Масло из маслосборника для смазки и охлаждения зубчатых колес и подшипников редуктора подается шестеренчатым насосом, установленным в нижнем корпусе картера редуктора и подающим масло по внешним маслопроводам к форсункам, струя из которых направляется к зацеплениям зубчатых колес. Масло охлаждается путем радиации от поверхности редуктора, который обдувается холодным воздухом.

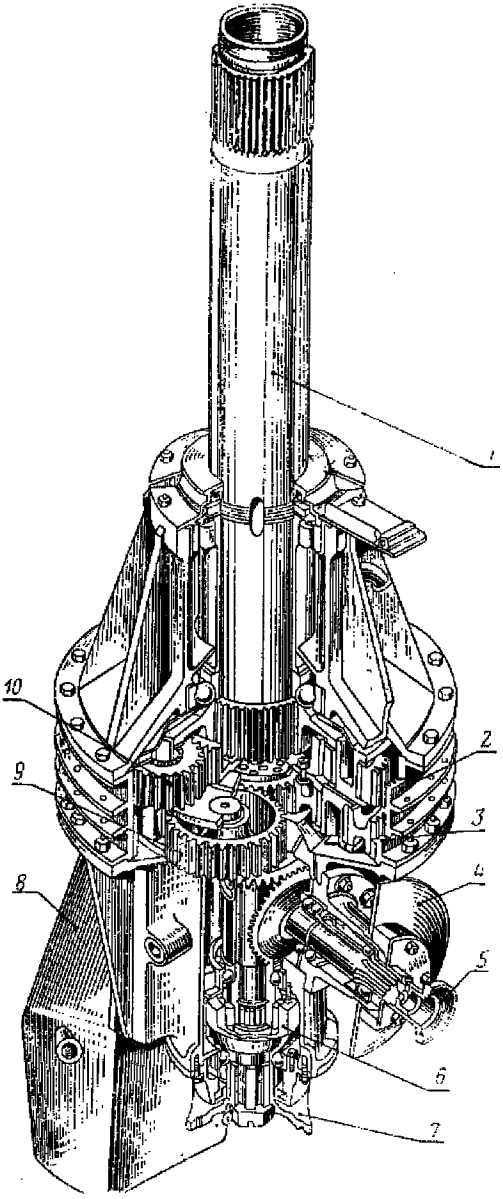
Между фланцами верхнего и нижнего корпусов ставится стальной корпус зубчатых колес внутреннего зацепления. В алюминиевый корпус картера в местах установки подшипников запрессованы стальные обоймы. В первой ступени планетарной передачи имеется четыре сателлита, во второй — восемь. Сателлитные зубчатые колеса смонтированы на игольчатых подшипниках. Сателлитодержатель второй ступени сочленяется с валом несущего винта посредством шлиц. Вал несущего винта имеет в корпусе редуктора две опоры; одну — с роликовым, другую — с шариковым подшипниками.

Неподвижные зубчатые колеса *2—3* редуктора выполнены в виде цилиндра с усиливающими ребрами по наружной поверхности. На внутренней поверхности цилиндра нарезаны два одинаковых зубчатых венца внутреннего зацепления. По нижнему венцу обкатываются сателлитные зубчатые колеса первой, а по верхнему — второй ступени. Основное крепление редуктора происходит по верхнему фланцу нижнего корпуса картера.

Аналогичную схему имеет редуктор, изображенный на фиг. 217, у которого передача вращения осуществляется также с помощью планетарной двухступенчатой передачи, но ведущий вал от двигателя установлен под углом и имеет одну ступень конической шестеренчатой передачи. На заднюю стенку редуктора выходят несколько валов для привода различных агрегатов. Этот редуктор установлен на одновинтовом вертолете (см. фиг. 66), у которого двигатель установлен под углом в носовой части фюзеляжа.

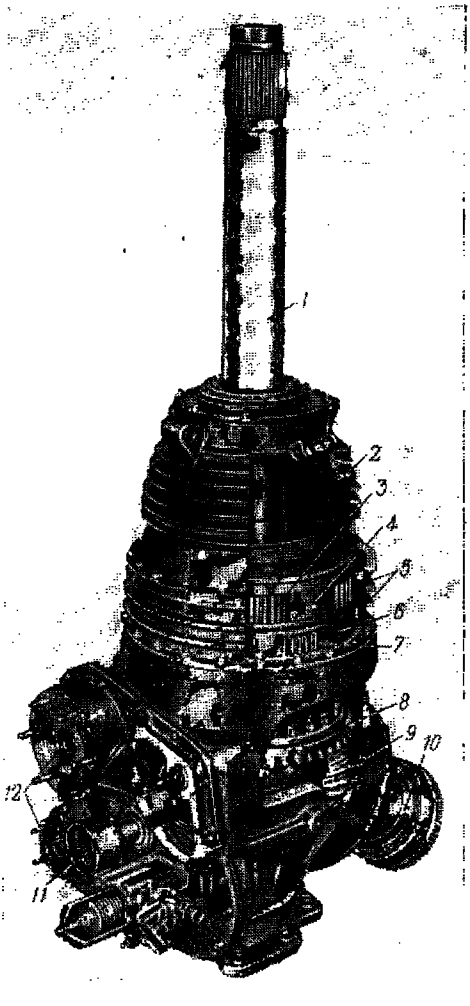
На фиг. 218 показан передний редуктор вертолета продольной схемы, у которого, кроме планетарных ступеней, имеются ступени с конической парой, так как у него ведущий вал входит в редуктор под углом.

На фиг. 219 дана конструктивная схема редуктора несущего винта, имеющего две ступени. Первая ступень — простая, вторая — планетарная. Ведущий вал входит в редуктор под углом 45° (можно



Фиг. 216. Центральный планетарный двухступенчатый редуктор несущего винта.

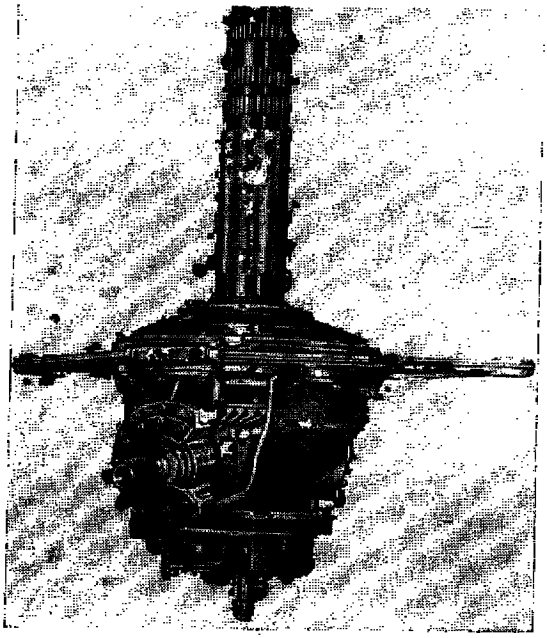
1—выходной вал; *2* и *3*—неподвижные зубчатые венцы первой и второй планетарной ступеней; *4*—диск тормоза; *5*—выходной вал привода хвостового винта; *6*—муфта свободного хода; *7*—соединительный фланец; *8*—маслосборник; *9*—сателлит первой ступени; *10*—сателлит второй ступени.



Фиг. 217. Планетарный двухступенчатый редуктор несущего винта вертолета с двигателем, установленным под углом.

1—выходной вал; *2*—корпус; *3*—сателлит второй ступени; *4*—обойма второй ступени; *5*—неподвижный зубчатый венец первой и второй планетарной ступеней; *6*—обойма первой ступени; *7*—сателлит первой ступени; *8*—коническое зубчатое колесо ведомого вала; *9*—коническое зубчатое колесо приводного вала; *10*—приводной вал от двигателя; *11*—выходной вал привода хвостового винта; *12*—выходные валы приводя агрегатов.

выполнить такую конструкцию под любым другим углом). Этот редуктор соответствует схеме трансмиссии, когда двигатель расположен в носу фюзеляжа под углом к горизонту (носком назад и вверх). Передаточное отношение редуктора 7,7 : 1.

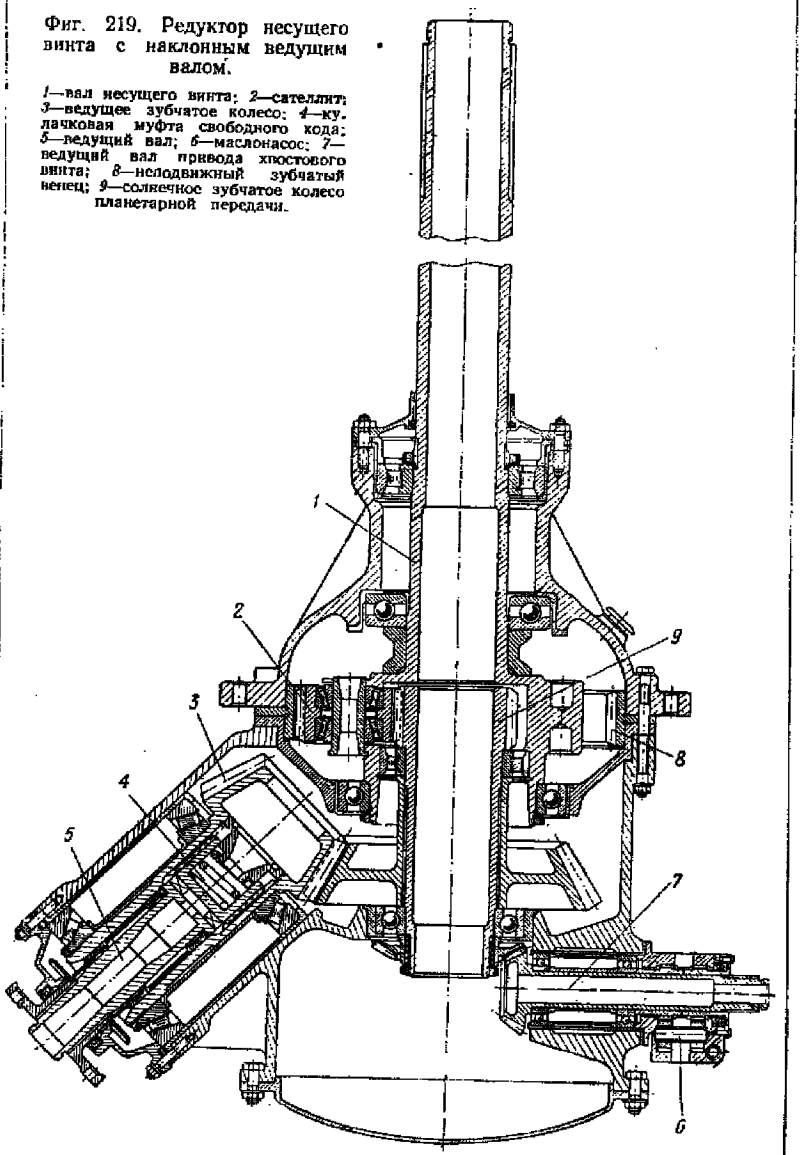


Фиг. 218. Внешний вид редуктора вертолета продольной схемы.

В редуктор включена муфта свободного хода *4* и привод к хвостовому винту *7*. На валу этого привода размещен шестеренчатый маслонасос, обеспечивающий циркуляционную смазку редуктора.

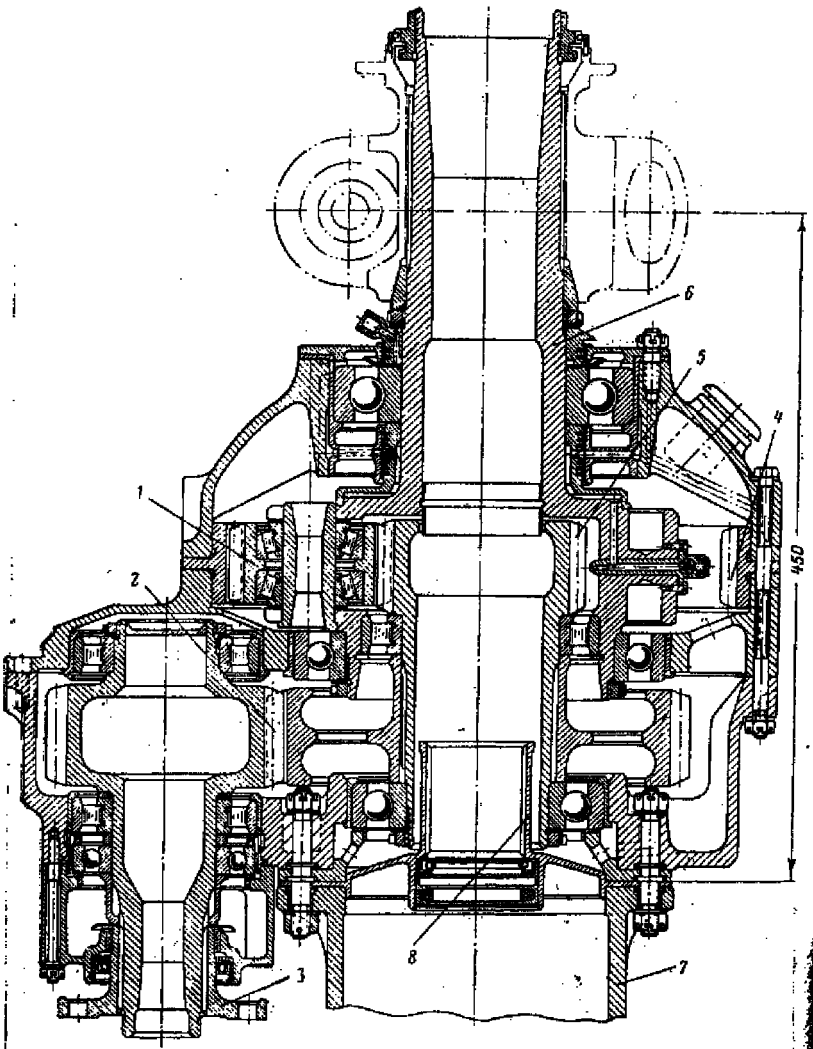
На фиг. 220 изображен планетарный редуктор несущего винта вертолета поперечной схемы, установленный на кабане *7*. В полости вала *6* размещается управление автоматом-перекосом кривошипного типа.

На фиг. 221 приведена конструктивная схема редуктора, у которого ведущий вал входит в редуктор под углом 90° к оси несущего винта. Такие редукторы встречаются в схемах трансмиссии, где двигатель имеет горизонтально расположенный коленчатый вал. Редук-



Фиг. 219. Редуктор несущего винта с наклонным ведущим валом.

1—вал несущего винта; *2*—сателлит; *3*—ведущее зубчатое колесо; *4*—кулачковая муфта свободного хода; *5*—ведущий вал; *6*—маслонасос; *7*—ведущий вал привода хвостового винта; *8*—неподвижный зубчатый венец; *9*—солнечное зубчатое колесо планетарной передачи.

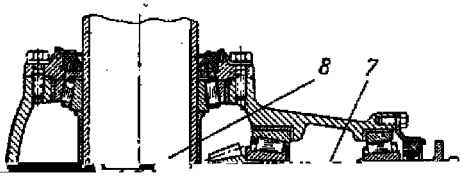


Фиг. 220. Планетарный редуктор несущего винта.

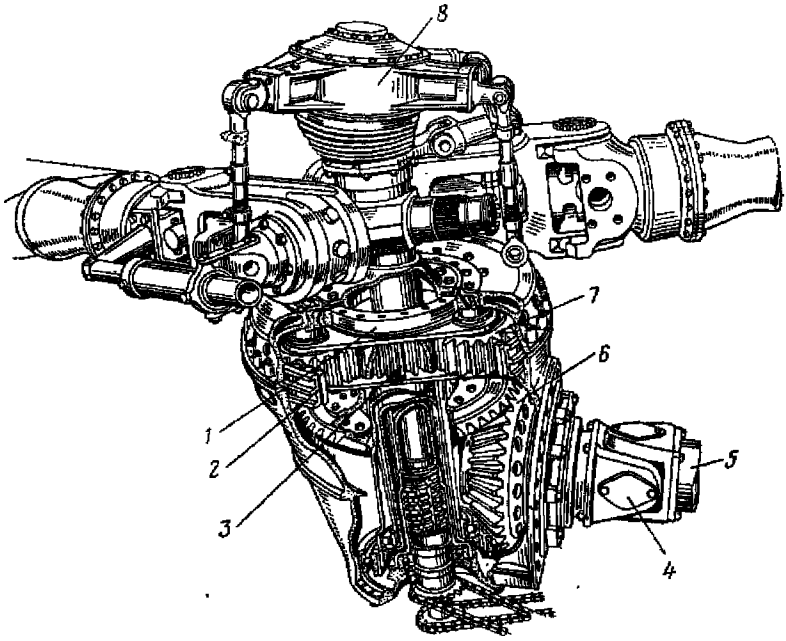
1—сателлит; *2*—ведущее зубчатое колесо; *3*—ведущий вал; *4*—неподвижный зубчатый венец; *5*—солнечное зубчатое колесо; *6*—вал несущего винта; *7*—кабан вертолета; *8*—стакан для установки автомата-перекоса кривошипного типа.

тор имеет две ступени. Первая ступень передачи представляет пару конических зубчатых колес, вторая ступень — планетарная.

Привод к хвостовому винту осуществлен отдельной парой конических зубчатых колес, вынесенной в верхнюю часть редуктора.



держатель непосредственно соединен со ступицей втулки несущего винта посредством шлиц и шпилек. Большое коническое зубчатое колесо поддерживается снизу коническим стаканом, который шли-



Фиг. 222. Планетарный редуктор несущего винта.

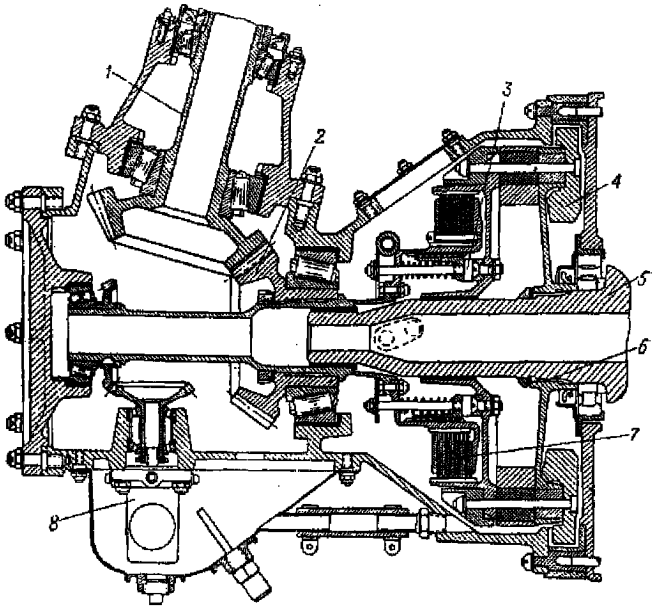
1—сателлитодержатель; *2*—неподвижный зубчатый венец; *3*—солнечное зубчатое колесо; *4*—кардан; *5*—ведущий вал; *6*—ведущее зубчатое колесо; *7*—сателлит; *8*—автомат-перекос кривошипного типа.

цами соединяется с валом, выполненным заодно с солнечным зубчатым колесом.

§ 4. РЕДУКТОРЫ ДВИГАТЕЛЕЙ (ВЕРТОЛЕТНЫЕ)

При горизонтальном положении коленчатого вала двигателя, когда ведущий вал редуктора несущего винта (или промежуточного редуктора) не совпадает с осью коленчатого вала двигателя, на носке последнего располагается специальный вертолетный редуктор. Обычно передаточное отношение этих редукторов колеблется от 1 до 2. В них размещается угловая передача, а иногда монтируются муфты включения и сцепления или свободного хода, вентилятор или привод к нему.

В схемах трансмиссии поперечных вертолетов в редукторах двигателей располагается также привод к синхронному валу, а в комбинированных вертолетах — привод к пропеллерам, расположенным на неподвижных крыльях. Двигатели с такими редукторами специально проектируются или являются модификацией обычных самолетных двигателей.



Фиг. 223. Редуктор двигателя (вертолетный).

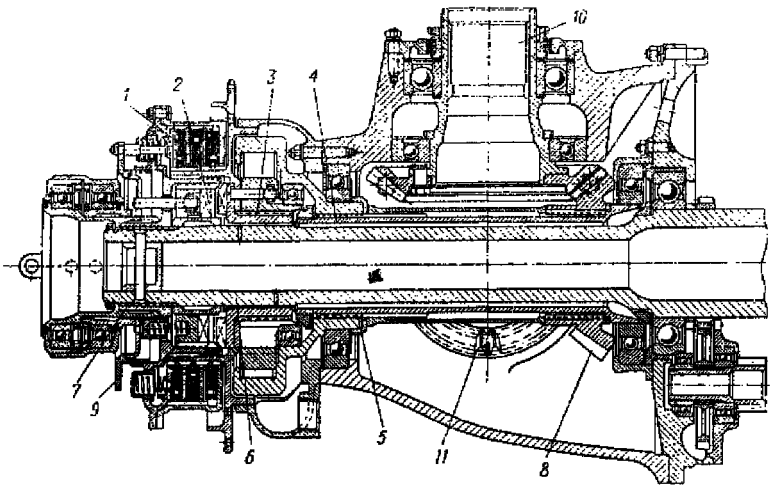
1—ведомый вал; *2*—ведущее зубчатое колесо; *3*—кулачковая муфта свободного хода; *4*—маховик; *5*—вал двигателя; *6*—шлицевое соединение вала с барабаном муфты сцеплений; *7*—фрикционные диски; *8*—маслонасос.

На фиг. 223 изображен редуктор двигателя. Картер редуктора изготовлен из электрона. Кроме конической пары зубчатых колес, осуществляющей передачу мощности к несущему винту, в редукторе размещена фрикционная муфта включения и муфта сцепления храпового типа (она же является муфтой свободного хода).

На фиг. 211 показан редуктор двигателя одновинтового вертолета с вертикальным выводом для привода несущего винта. Конструкция редуктора также органически связана с двигателем. В редукторе находится муфта свободного хода *6*. Муфта сцепления центробежного типа конструктивно объединена с втулкой вентилятора.

На фиг. 224 изображен редуктор двигателя, спроектированного для двухвинтового вертолета поперечной схемы. Редуктор имеет

три привода: первый — вертикальный — к несущему винту, второй — к синхронному валу, третий — к вентилятору. Вращение ведущего вала несущего винта может быть правым или левым; достигается это путем посадки ведущего зубчатого колеса *8* со стороны носка или со стороны двигателя. В редукторе предусмотрен привод маслонасоса, обеспечивающий смазку редуктора двигателя и редуктора несущего винта. Редуктор имеет фрикционную муфту *1*



Фиг. 224. Редуктор двигателя (вертолетный).

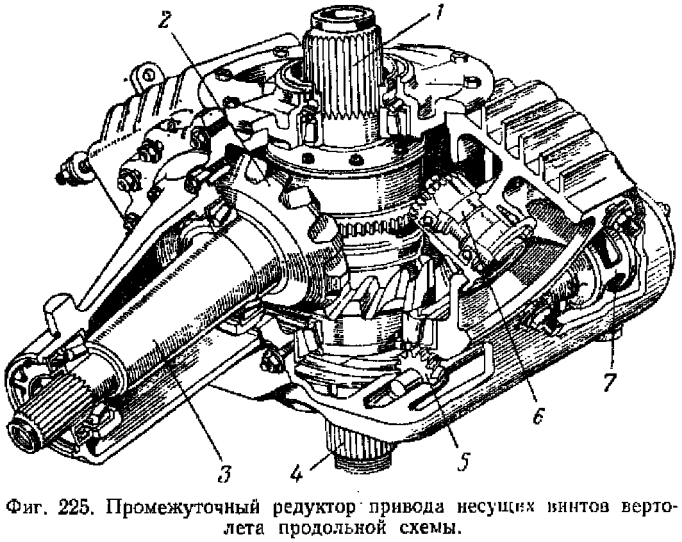
1—фрикционная муфта; *2*—кулачковая муфта сцепления; *3*—роликовая муфта свободного хода; *4*—вал ведущего конического зубчатого колеса; *5*—шлицевое соединение муфты свободного хода с валом зубчатого колеса; *6*—вал двигателя; *7*—шлицевое соединение; *8*—ведущее зубчатое колесо; *9*—ползушка для управления муфтой включения; *10*—вал привода несущего винта; *11*—зубчатое колесо привода синхронного вала.

включения, кулачковую муфту сцепления *2* и муфту свободного хода роликового типа *3*. Управление муфты включения осуществляется поводком через ползушку *9*.

§ 5. ПРОМЕЖУТОЧНЫЕ РЕДУКТОРЫ

Промежуточные редукторы с угловыми передачами встречаются в приводах несущих и хвостовых винтов. В основном они служат для изменения направления привода и разветвления его по двум или более направлениям. Передаточное отношение их обычно близко к единице.

Промежуточные редукторы в приводе несущих винтов. На фиг. 225 дан промежуточный редуктор, установленный в трансмиссии двухвинтового вертолета продольной схе-



Фиг. 225. Промежуточный редуктор привода несущих винтов вертолета продольной схемы.

1—вал привода несущего винта; *2*—зубчатое колесо синхронного вала; *3*—синхронный вал; *4*—ведущий вал; *5*—привод маслонасоса; *6*—привод генератора; *7*—маслонасос.

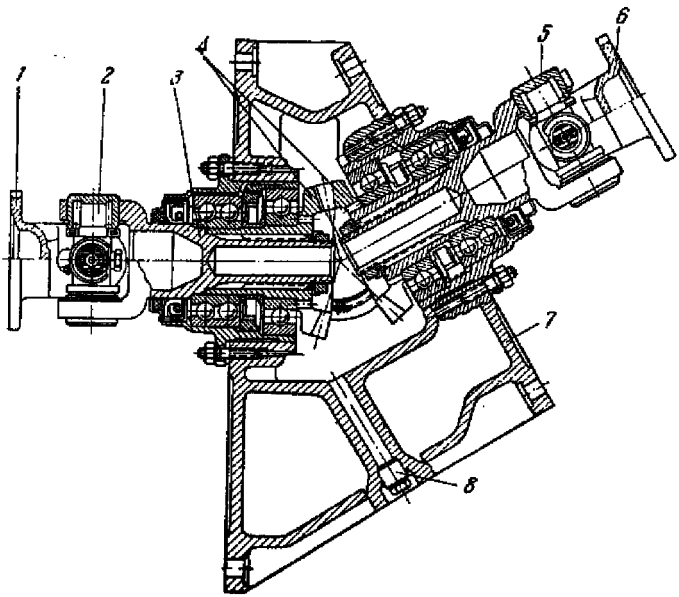
мы с двумя двигателями. Этот редуктор связывает в неразрывную общую систему два винта, обеспечивая одинаковое их вращение посредством вала синхронизации. В редукторе помещена пара конических зубчатых колес *2*, через которую в случае остановки одного из двигателей передается мощность, равная половинной мощности другого двигателя. В редукторе размещены приводы к вакуум-насосу, маслонасосу и генератору. Так как промежуточный редуктор имеет отдельное крепление на вертолете и размещен на достаточно большом расстоянии от двигателей и других редукторов, то выходящий и входящий валы этого редуктора имеют эластичное соединение.

На фиг. 226 приведена фотография промежуточного редуктора вертолета продольной схемы с одним двигателем (см. фиг. 69). Через этот промежуточный редуктор передается вся мощность двигателя. Редуктор имеет два вывода — для привода переднего и заднего несущих винтов.

Фиг. 226. Внешний вид промежуточного редуктора вертолета продольной схемы.

1—вал привода переднего несущего винта; *2*—вал привода заднего несущего винта; *3*—вал привода от двигателя.

Промежуточные редукторы в приводе хвостовых винтов. В связи с выносом вверх хвостовых винтов (в плоскость вращения несущих винтов) хвостовая балка у большинства одновинтовых вертолетов не прямая, а ломаная, ее конец отгибается кверху. В месте изгиба балки приходится ставить промежуточ-



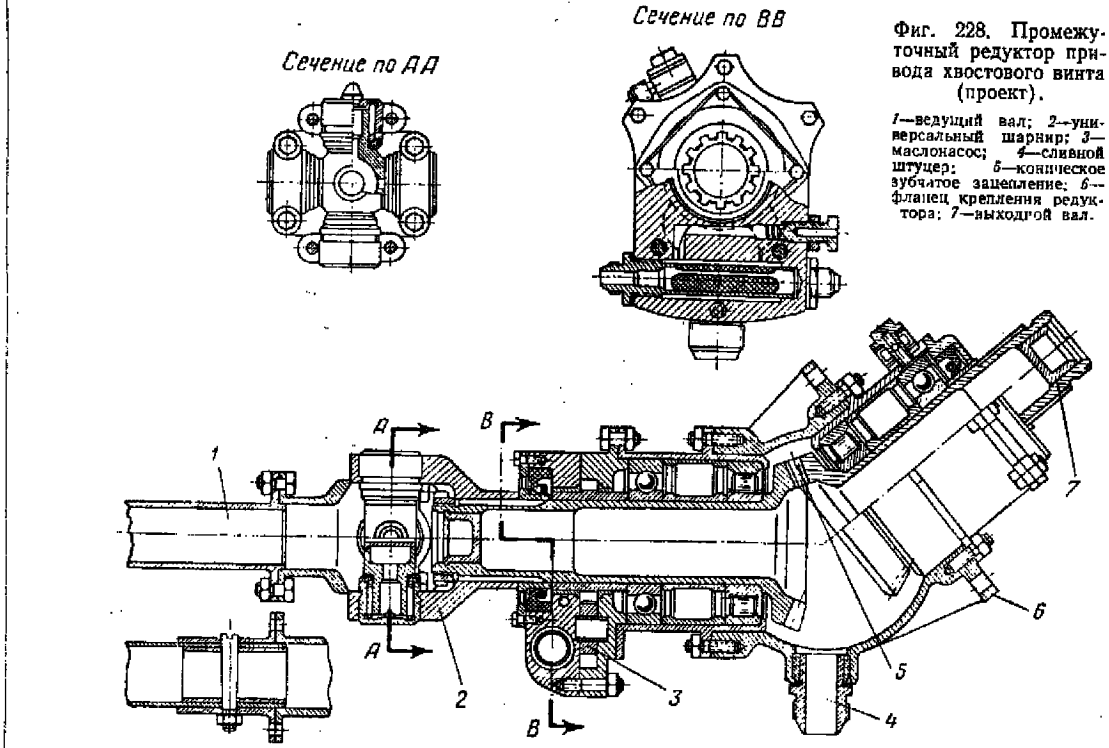
Фиг. 227. Промежуточный редуктор привода хвостового винта.

1—фланец ведущего вала; *2*—кардан; *3*—вал привода; *4*—конические зубчатые колеса; *5*—кардан; *6*—фланец ведомого вала; *7*—корпус редуктора; *8*—сливной штуцер.

ный редуктор (при малом изгибе иногда допускают вместо редуктора постановку двух карданов).

На фиг. 227 изображен промежуточный редуктор привода хвостового винта. Картер этого редуктора является частью хвостовой балки, посредством которой горизонтальная часть хвостовой балки соединяется с наклонной концевой частью. В редукторе помещена пара конических зубчатых колес с передаточным отношением, равным единице. Смазка разбрызгивается при помощи зубчатых колес, погруженных в масло. У входа в редуктор и на выходе из него валы имеют карданное соединение.

На фиг. 228 изображен промежуточный редуктор (проект) в трансмиссии хвостового винта, картер которого не служит силовой

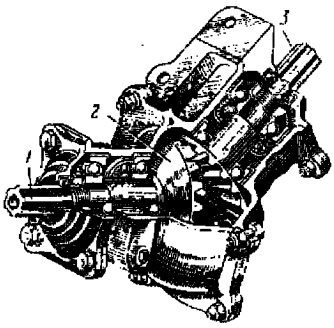


Фиг. 228. Промежуточный редуктор привода хвостового винта (проект).

1—ведущий вал; *2*—универсальный шарнир; *3*—маслонасос; *4*—сливной штуцер; *5*—коническое зубчатое зацепление; *6*—фланец крепления редуктора; *7*—выходной вал.

связью между двумя частями хвостовой балки. Поэтому этот редуктор должен быть более легким. Редуктор крепится к шпангоуту хвостовой балки фланцем *6*. Система смазки — циркуляционная, осуществляется маслонасосом *3*, включенным в конструкцию редуктора.

На фиг. 229 показан промежуточный редуктор в приводе хвостового винта. Картер его также состоит из двух частей и не включен



Фиг. 229. Промежуточный редуктор привода хвостового винта.

1—ведущий вал; *2*—конические зубчатые колеса; *3*—ведомый вал.

в силовую конструкцию хвостовой балки, а крепится на ней. Зубчатые колеса выполнены с хвостовиками, имеющими на концах шлицы для посадки соединительных муфт.

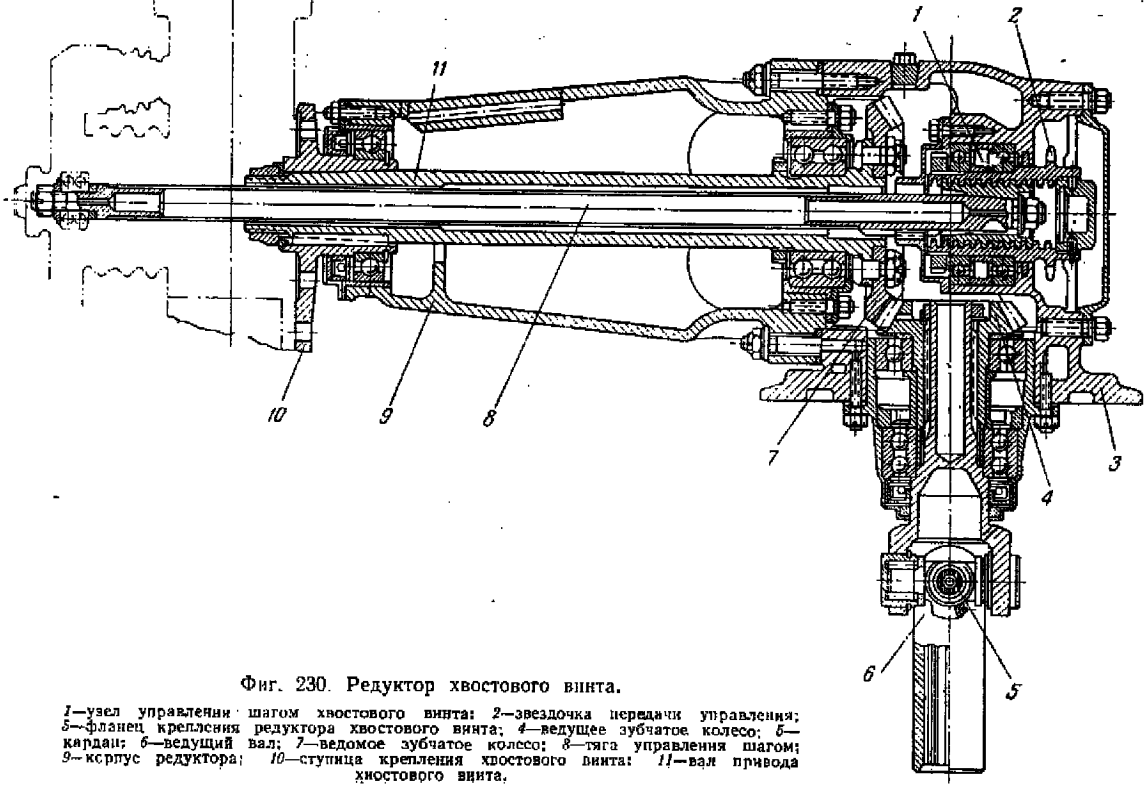
§ 6. РЕДУКТОРЫ ХВОСТОВЫХ ВИНТОВ

Редукторы хвостовых винтов обычно имеют угловую передачу (под углом 90°), состоящую из пары конических зубчатых колес. На ведомом валу редуктора посажен хвостовой винт. Крепятся эти редукторы к концам хвостовых балок. Передаточное отношение в этих редукторах бывает небольшим.

На фиг. 230 показан редуктор хвостового винта типичного одновинтового современного вертолета. Редуктор крепится к хвостовой балке фланцем *3*. Передача состоит из одной пары конических зубчатых колес. В редукторе размещен механизм управления общим шагом хвостового винта.

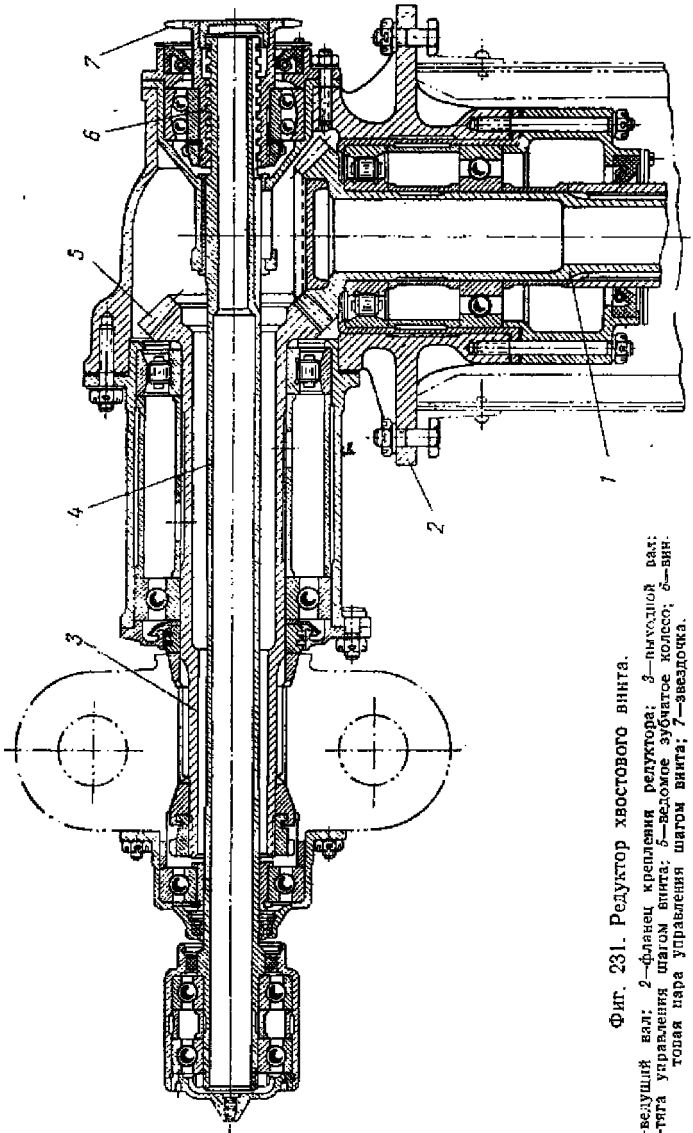
Опоры валов выполнены на шарикоподшипниках. Уплотнения обеспечиваются резиновыми манжетами. Картер из алюминиевого литья состоит из двух частей.

На фиг. 231, 232 и 233 изображены конструктивные схемы редукторов хвостовых винтов разных вертолетов таких же размеров, как и предыдущий, но конструктивно оформленные несколько иначе.



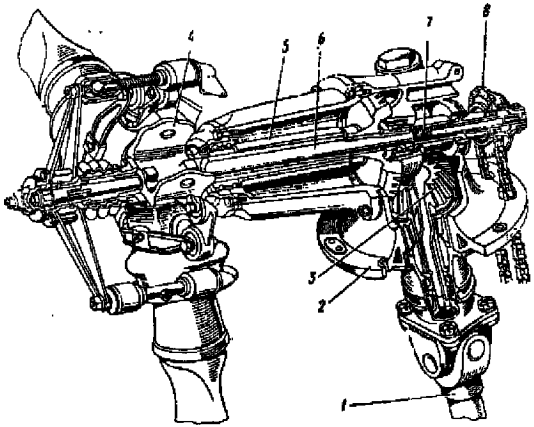
Фиг. 230. Редуктор хвостового винта.

1—узел управления шагом хвостового винта; *2*—звездочка передачи управления; *5*—фланец крепления редуктора хвостового винта; *4*—ведущее зубчатое колесо; *5*—кардан; *6*—ведущий вал; *7*—ведомое зубчатое колесо; *8*—тяга управления шагом; *9*—корпус редуктора; *10*—ступица крепления хвостового винта; *11*—вал привода хвостового винта.



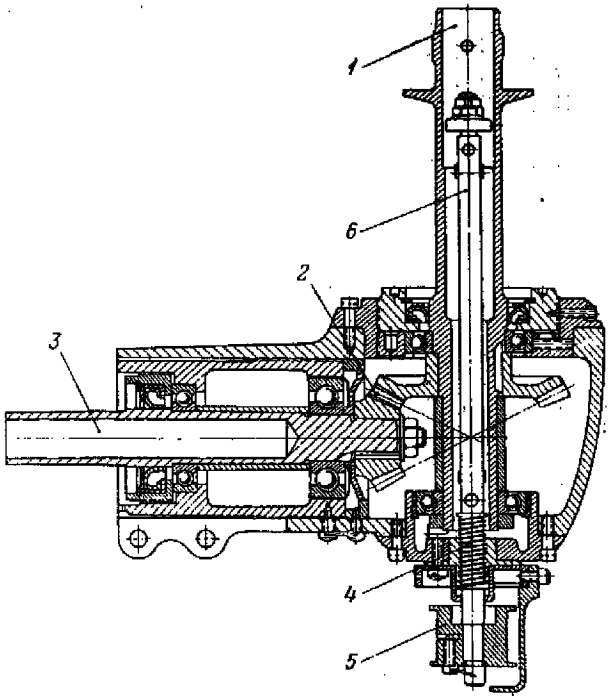
Фиг. 231. Редуктор хвостового винта.

1—ведущий вал; 2—фланец крепления редуктора; 3—выходной вал; 4—тяга управления шагом винта; 5—ведомое зубчатое колесо; 6—винтовая пара управления шагом винта; 7—звездочка.



Фиг. 232. Редуктор хвостового винта.

1—ведущий вал; *2*—фланец для крепления редуктора; *3*—ведущее коническое зубчатое колесо; *4*—втулка хвостового винта; *5*—вал хвостового винта; *6*—тяга управления; *7*—винтовая пара; *8*—звездочка управления.



Фиг. 233. Редуктор хвостового винта.

1—вал хвостового винта; *2*—зубчатая передача; *3*—ведущий вал; *4*—винтовая пара управления; *5*—барабан управления; *6*—тяга управления шагом.

§ 7. МУФТЫ

Трансмиссия вертолета должна иметь муфты включения, сцепления и свободного хода. В современных вертолетах можно встретить комбинированные муфты, которые выполняют функции включения, сцепления и свободного хода. С точки зрения облегчения веса трансмиссии это правильное решение. На некоторых вертолетах муфта сцепления используется как муфта включения трансмиссии, иногда как муфта свободного хода.

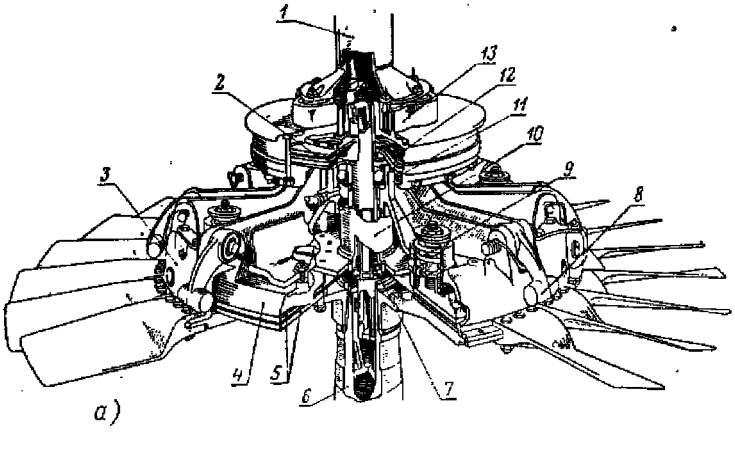
Муфты включения, если они не являются одновременно и муфтами сцепления, рассчитываются на передачу небольшого крутящего момента при оборотах двигателя 800—1000 об/мин и минимальном угле установки несущего винта. Муфты включения бывают фрикционные, приводимые в действие ручным управлением, или автоматические, производящие включение при определенных оборотах двигателя. Чаще всего муфта включения выполняется в одном агрегате с муфтой сцепления, которая соединяет двигатель с трансмиссией после того, как муфта включения перестает проскальзывать и несущий винт достигает нужных оборотов при запуске.

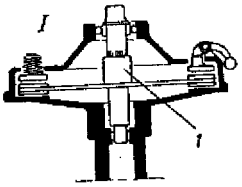
Муфты включения и сцепления монтируются в редукторе двигателя или в промежуточном редукторе (иногда органически входят в конструкцию редуктора), а также могут быть расположены непосредственно на носке вала двигателя.

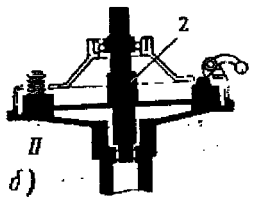
На фиг. 234 показана однодисковая фрикционная муфта, которая включается автоматически при достижении определенных оборотов двигателя. Муфта размещена на носке вала двигателя. Корпус муфты служит одновременно и ступицей для вентилятора. Пружины *9* размыкают муфту. Грузы *8* под влиянием центробежной силы сжимают диски и автоматически сцепляют двигатель с приводом несущего винта. Через это фрикционное сцепление передается полная мощность. Благодаря соответствующему подбору грузов и диаметра муфты можно получить момент от сил трения с большим избытком по сравнению с крутящим моментом, передаваемым двигателем. В подобной же муфте (см. фиг. 212) применена воздушная система включения. Ножным насосом, расположенным в кабине летчика, воздух нагнетается в резиновое кольцо. Включают муфту плавно стравливанием воздуха из кольца через калиброванный клапан. Муфта сцепления имеет пружины, отрегулированные на определенный момент. Воздушная система включения введена для предотвращения опасности поломок трансмиссии, возможной при ручном включении муфты.

На фиг. 235 изображена конструктивная схема автоматической муфты включения и сцепления фрикционно-центробежного типа, состоящей из диска ведущей половины *1* и колокола ведомой половины *2*. На диске расположены стойки *3*, колодки *4* и реборда *5*, а на колоколе — также стойки, колодки и реборда. Стальная ступица *6* ведущей половины муфты крепится к диску болтами. Каждая

колодка ведущей половины муфты состоит из латунной основы и накладки, представляющей собой стальную полосу с металлокерамической плиткой, присоединенной к ней методом горячего спекания. Пластинчатые пружины *8*, на которых установлены колодки, опира-







Фиг. 234.

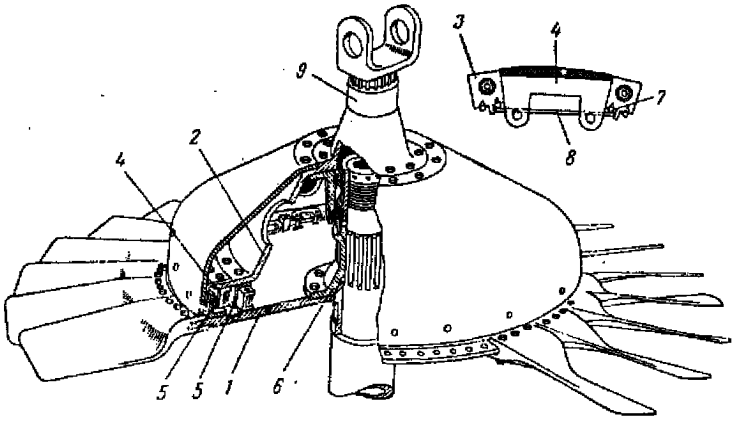
а—муфта сцепления и включения (с вентилятором).
1—главный вал; *2*—муфта включения; *3*—кожух; *4*—диски; *5*—фрикционные прокладки; *6*—вал двигателя; *7* и *9*—отталкивающие пружины; *8*—грузы; *10*—шлицевая втулка; *11*—сжимающая пружина; *12*—фрикционные прокладки; *13*—соединительная эластичная муфта.
б—схема включения муфты.
I—главный вал свободно вращается; *2*—главный вал с помощью фрикционной муфты соединен с валом двигателя.

ются на ролики *7*, свободно лежащие в призматических пазах стоек. Для включения муфты число оборотов двигателя постепенно доводится до 1000 об/мин. При этом увеличиваются центробежные силы колодок ведущей половины муфты, которые, изгибая пластинчатые пружины, сцепляются с ребордой ведомой половины муфты и увлекают ее за собой. В момент достижения ведомой половиной муфты 600 об/мин вступает в работу второй ряд колодок, и муфта окон-

чательно включается. Выключение происходит в обратном порядке: сначала выключаются колодки ведущей системы, а затем — ведомой.

Момент сцепления муфты в несколько раз превышает крутящий момент двигателя, что является гарантией надежности сцепления. При попадании масла или влаги коэффициент трения уменьшается, однако не настолько, чтобы момент сцепления стал меньше крутящего момента двигателя.

Комбинированная муфта включения, сцепления и свободного хода (см. фиг. 224) вмонтирована в редуктор двигателя. Фрикцион-



Фиг. 235. Конструктивная схема муфты сцепления фрикционно-центробежного типа.

1—диск ведущей половины муфты; *2*—колокол ведомой половины муфты; *3*—стойка; *4*—колодка; *5*—реборда; *6*—ступица; *7*—ролик; *8*—пластинчатая пружина; *9*—шлицевая втулка.

ные диски служат для включения, а кулачки для жесткого сцепления; кроме того, в этой конструкции имеется роликовая муфта свободного хода.

Кроме рассмотренных выше муфт свободного хода кулачкового типа, являющихся одновременно и муфтами сцепления, применяются отдельные муфты свободного хода, размещаемые не только на валу или в редукторе двигателя, а также и в редукторе несущего винта (в одновинтовых вертолетах до привода на хвостовой винт).

Можно также встретить роликовые муфты свободного хода.

На фиг. 216 показана муфта свободного хода роликового типа *б*, смонтированная в нижней части редуктора несущего винта. Она соединена с фланцем ведущего главного вала на шлицах. Корпус муфты монтируется на шариковом однорядном подшипнике, закрепленном в крышке редуктора. Роликовая муфта требует большой точности изготовления.

§ 8. ТОРМОЗЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА

В большинстве вертолетов в систему трансмиссии введен тормоз с целью более быстрой остановки несущего винта, который после выключения двигателя еще продолжает вращаться. Винт нужно останавливать, так как резкие порывы ветра могут создать на лопастях воздушные силы, которые подбросят их вверх, и лопасти при падении на нижние ограничители могут повредиться, или получать такой прогиб, который при медленном вращении создаст угрозу удара лопасти о другие части конструкции вертолета (о хвостовую балку, фюзеляж и т. д.). В некоторых вертолетах необходимость тормоза несущего винта вызывается еще и тем, что расстояние концов лопастей медленно вращающегося несущего винта до земли таково, что создает опасность для наземного персонала.

В случаях когда несущие винты многооборотные, с малым заполнением, а лопасти относительно тяжелые и концы их при свесе удалены от земли достаточно, в тормозе нет необходимости. Точно так же тормоз не нужен для несущего винта на кардане, так как в этом случае лопасти не забрасываются порывом ветра вверх и имеют меньший прогиб благодаря большей жесткости.

Фиг. 236. Тормоз несущего винта, установленный на приводе хвостового винта.

1—корпус тормоза; *2*—стальной диск.

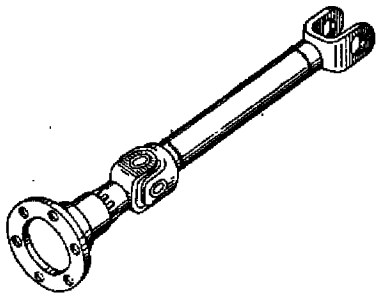
Тормоз нужно располагать на быстроходных валах, чтобы вес его был наименьший. Его рассчитывают из условия торможения вращения несущего винта, т. е. погашения кинетической энергии винта в течение небольшого промежутка времени. Тормоз должен включаться плавно. Рывок может привести к поломке деталей трансмиссии или лопастей. Обычно применяются тормоза фрикционные гидравлические колодочного типа и однодисковые или многодисковые (наподобие муфт включения).

На фиг. 236 изображен фрикционный гидравлический тормоз, размещенный на выходе вала привода хвостового винта из редуктора несущего винта. Корпус тормоза *1*, отлитый из алюминиевого сплава, крепится на скобе к неподвижному стакану ведомого зубчатого колеса привода хвостового вала. В цилиндрической расточке корпуса тормоза установлены два круглых фрикционных диска, спрессованных из специальной керамической массы. Между этими дисками через прорезь в корпусе тормоза проходит стальной диск *2*,

который закрепляется на фланце переходника хвостового вала. Стальной диск при торможении зажимается с обеих сторон фрикционными дисками под действием давления жидкости. Пружина, поставленная в корпусе тормоза, служит для перемещения поршня в обратном направлении при растормаживании. Управление тормозом осуществляется из кабины летчика. На фиг. 212 и 214 показаны такие же однодисковые тормозы, установленные на приводе хвостового винта на выходе из главного редуктора.

§ 9. ВАЛЫ, ИХ СОЕДИНЕНИЯ И ОПОРЫ

Валы, соединяющие двигатель с редукторами несущих винтов или редуктор несущего винта с хвостовым редуктором, делают быстроходными. Обороты их обычно близки к оборотам двигателя. Длина вала и расстояние между опорами должны быть такими, чтобы не было резонанса изгибных колебаний вала на всем диапазоне рабочих оборотов. Правильная расстановка опор требуется при длинных валах, например, в двухвинтовых вертолетах поперечной и продольной схем, в многовинтовых вертолетах (ведущие валы и валы синхронизации) и в одновинтовом вертолете (хвостовой вал). Валы желательно делать точеными из поковок, соединяя их посредством шлиц, болтов и флапцев.

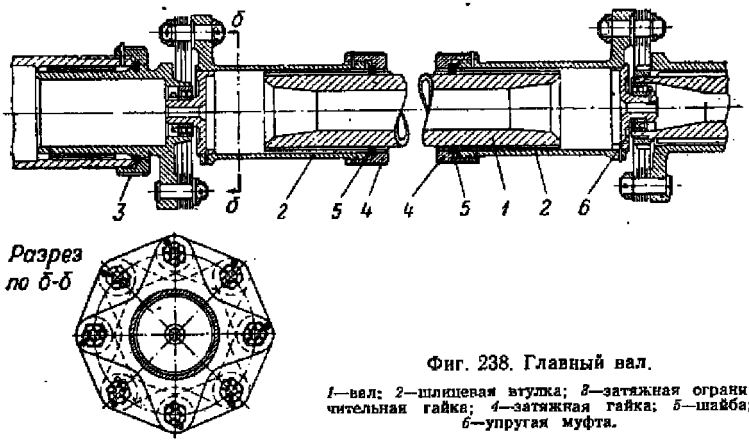


Фиг. 237. Главный ведущий вал.

На фиг. 237 изображен главный ведущий вал, соединяющий ведомую часть муфты сцепления с валом редуктора несущего винта посредством карданов. Средняя часть вала состоит из стальной трубы и двух вильчатых наконечников, приваренных к последней. Угловое отклонение вала обеспечивается карданами. Для изменения длины введено скользящее (смазываемое) шлицевое соединение. Применение сварки средней части с наконечниками надо считать недостатком. На фиг. 211 показан главный вал, выточенный с фланцами, к которым присоединяются эластичные муфты.

На фиг. 238 показан главный вал другой конструкции. Здесь отсутствует скользящее шлицевое соединение. Для изменения длины введена упругая пластинчатая муфта, которая, кроме того, заменяет кардан. Звездочки этой муфты посажены на вал на шлицах и затянуты конусными гайками. Вал выточен из поковки. Главный вал с эластичными муфтами и его детали показаны на фиг. 239.

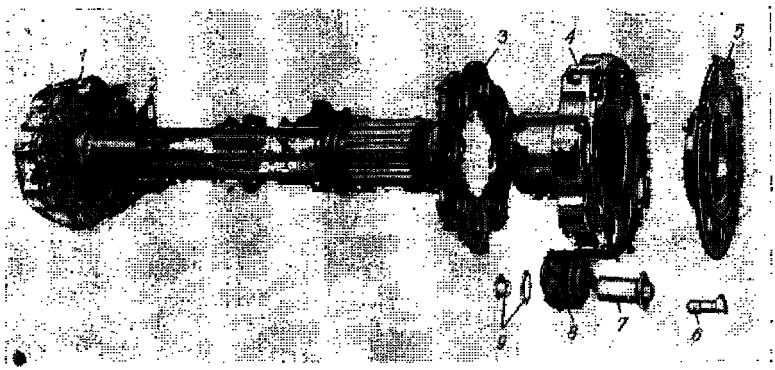
На фиг. 240 изображен синхронный вал двухвинтового вертолета поперечной схемы. Вал состоит из частей с фланцами, выточен-



Фиг. 238. Главный вал.

1—вал; *2*—шлицевая втулка; *3*—затяжная ограничительная гайка; *4*—затяжная гайка; *5*—шайба; *6*—упругая муфта.

ными из поковки. Ввиду большой длины вала в него введено одно скользящее соединение (помимо упругих муфт).

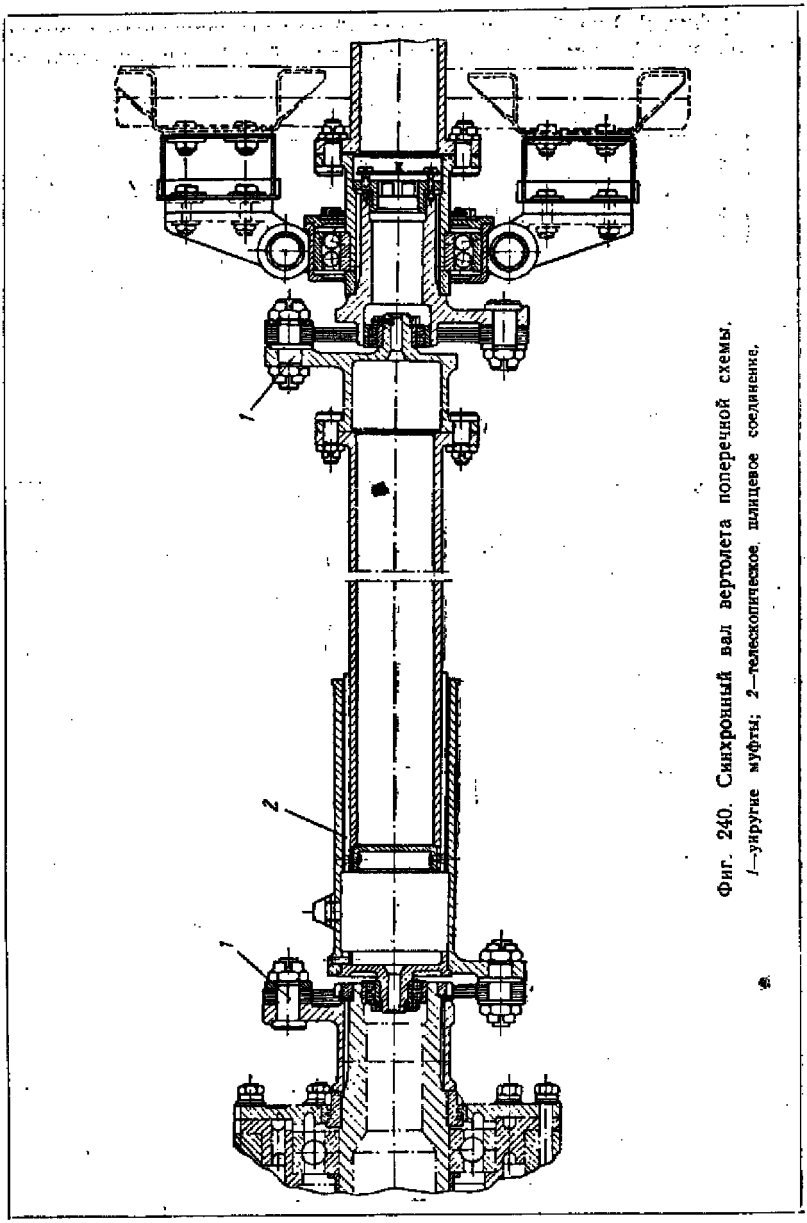


Фиг. 239. Главный вал.

1—эластичная муфта; *2*—вал; *3*—крышка эластичной муфты; *4*—корпус эластичной муфты; *5*—крышка; *6*—болт; *7*—палец; *8*—резиновое кольцо; *9*—гайка с шайбой.

На фиг. 241 приведен хвостовой вал, который состоит из частей, выточенных из поковок и соединенных коническими болтами.

Соединения валов, кроме глухих болтовых, шлицевых и посредством фланцев, обязательно требуется выполнять в виде кар-



Фиг. 240. Синхронный вал вертолета поперечной схемы.
1—упругие муфты; 2—телескопическое, шлицевое соединение.

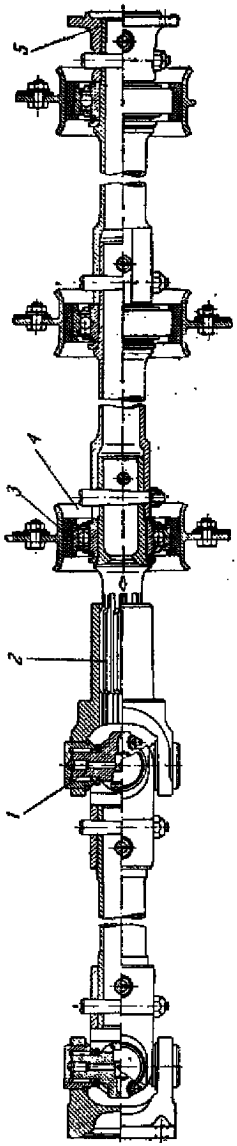
данов, упругих и эластичных муфт (даже для валов, не имеющих излома). Эти соединения, позволяющие иметь угловые отклонения и осевые перемещения (упругие и эластичные муфты), ставятся у редукторов и промежуточных опор исходя из возможной деформации частей конструкции, на которых располагаются опоры вала. Эластичные муфты вводятся еще и для того, чтобы гасить крутильные колебания валов. Благодаря им в системе трансмиссии можно получать нужные собственные частоты крутильных колебаний и избежать резонанса.

Конструкции карданов, применяемых на главных, синхронных и хвостовых валах, показаны на фиг. 241 и 242.

На фиг. 243 показана соединительная упругая пластинчатая муфта, примененная на всех валах вертолета, схема трансмиссии которого дана на фиг. 204.

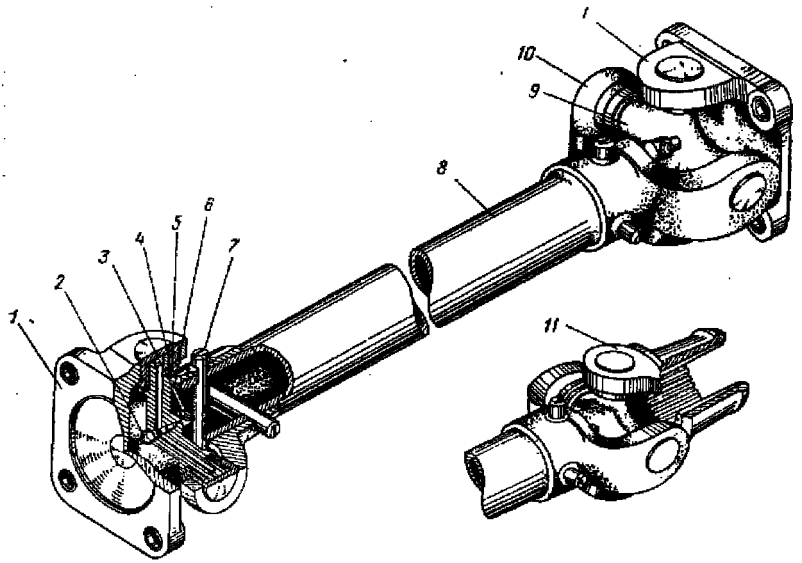
На фиг. 244 изображена соединительная эластичная муфта с вкладышами из вулканизированной резины.

Опоры валов выполняются на шарикоподшипниках. Опоры нужно обязательно амортизировать резиновыми втулками на болтах, крепящих обоймы, или резиновыми кольцами в обоймах подшипников, для того чтобы возможные биения валов не жестко передавались на подшипники опор и конструкции вертолета. Кроме того, амортизация опор смягчает действие переменных сил, могущих возникнуть в опорах из-за неточности монтажа или допущенных перекосов частей валов, и удлиняет срок службы подшипников. Смазку для подшипников валов применяют обычно консистентную,



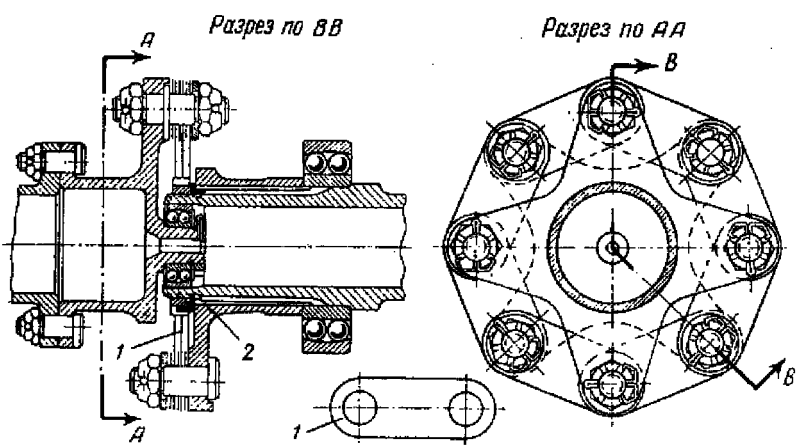
Фиг. 241. Хвостовой вал.

1—кардан; *2*—шлицевое телескопическое соединение; *3*—резиновая прокладка; *4*—промежуточная опора; *5*—соединительный фланец.



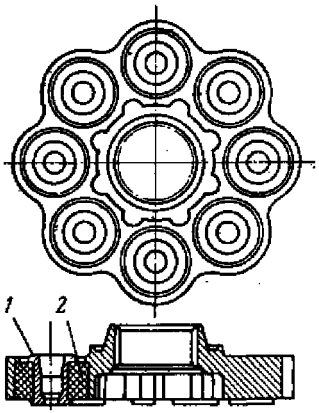
Фиг. 242. Конструкции карданов.

1—фланцевая вилка; *2* и *3*—масленки; *4*—пробковое кольцо; *5*—игольчатый подшипник; *6*—стопорное кольцо; *7*—конусный болт; *8*—вал; *9*—крестовина; *10*—фланцевая вилка вала; *11*—шлицевая вилка.



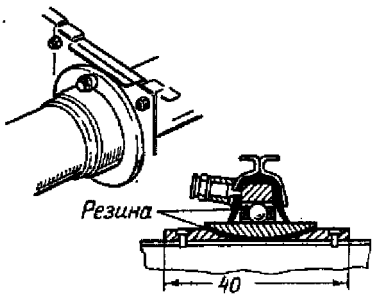
Фиг. 243. Упругая муфта.

1—пластинка; *2*—крестовина.

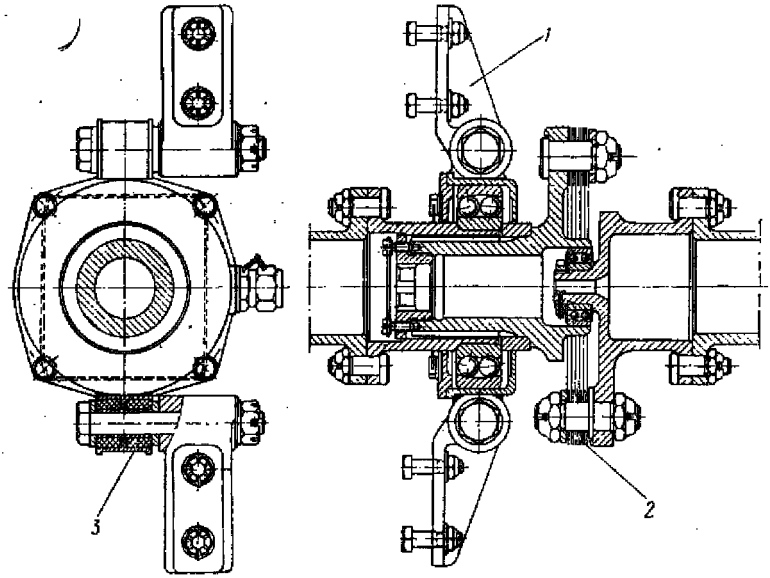


Фиг. 244. Эластичная муфта с резиновыми втулками.

1—стальная втулка; *2*—резиновая втулка.

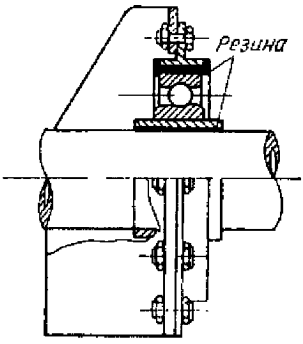


Фиг. 245. Опора синхронного вала на резиновой подушке.



Фиг. 246. Опора синхронного вала с резиновыми амортизаторами.

1—фитинг; *2*—соединительная упругая муфта; *3*—резиновая втулка.



Фиг. 247. Опора хвостового вала.

реже — жидкую. Для смазки создают уплотнения. В конструкции опоры предусматривают заправочный штуцер для смазки. Шарикоподшипники в опоре желательно иметь самоустанавливающиеся, но при наличии резиновых прокладочных колец под подшипниками можно ставить и обычные.

На фиг. 245 и 246 показаны конструкции опор синхронных валов. Недостатком конструкции опоры фиг. 245 является крепление к валу заклепками внутренней втулки под подшипник. Заклепочные отверстия ослабляют вал вследствие концентрации напряжений.

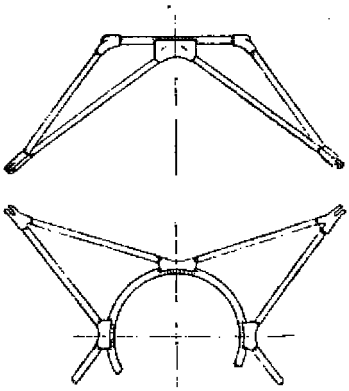
На фиг. 241 показана другая конструкция опор хвостового вала. Для трубчатого хвостового вала весьма целесообразно под опорный подшипник ставить втулку на резиновом кольце (фиг. 247). Вал не ослабляется при такой посадке втулки, и исключается концентрация напряжений.

§ 10. ПОДРЕДУКТОРНЫЕ РАМЫ И КАБАНЫ

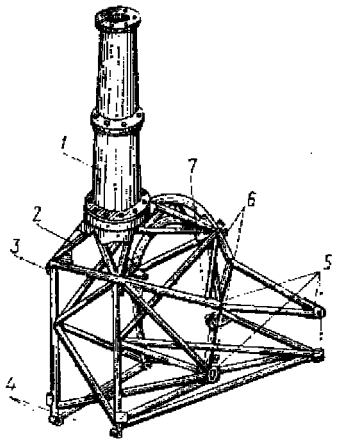
Редукторы должны быть жестко закреплены на вертолете; связывающие их конструкции также должны быть достаточно жесткими, чтобы не было больших перемещений редукторов относительно друг друга.

Большинство редукторов несущих винтов крепится к фюзеляжу посредством подредукторной рамы, по конфигурации подобной раме двигателя (фиг. 248); отличие состоит в том, что в креплении редуктора к раме отсутствуют амортизаторы.

На фиг. 249 показан кабан двухвинтового вертолета поперечной схемы, выполненный в виде конической толстостенной трубы из дуралюмина. Кабан крепится к ферменной конструкции гондолы двигателя. Встречается крепление редуктора непосредственно к клепаной панели фюзеляжа (фиг. 250). Хвостовые редукторы крепятся к фланцу хвостовой балки, к шпангоуту (промежуточный редуктор) или к площадке, образованной на конце хвостовой балки. Рамы и кабаны должны воспринимать реактивный крутящий момент от несущего винта и быть жесткими на кручение и изгиб. Изгибающие моменты на них вызываются наклоном силы тяги и инерционными силами. Иногда кабаны подкрепляются подкосами. Довольно сложным получается крепление редукторов несущих винтов в вертолетах, где силовая конструкция, на которую крепится редуктор, подходит к нему горизонтально, как, например, в трехвинтовом или в двухвинтовом вертолете поперечной схемы при креплении редукторов на концах загнутых крыльев или ферм.

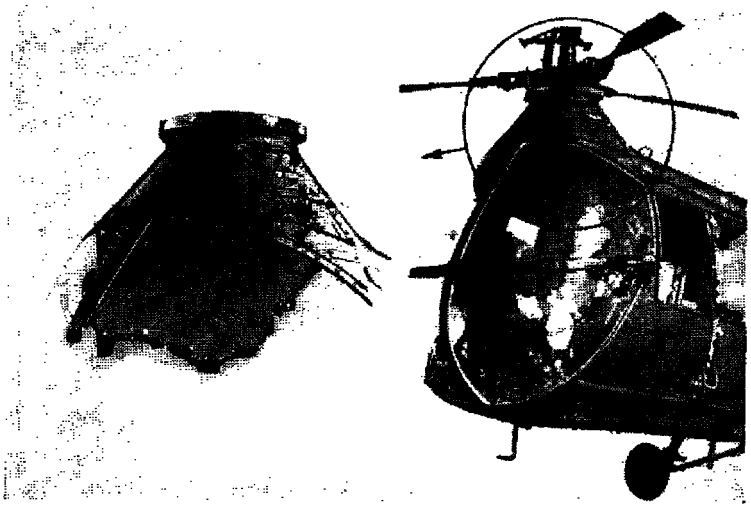


Фиг. 248. Подредукторная рама



Фиг. 249. Кабан вертолета поперечной схемы.

1—верхняя часть кабана; *2*—нижняя часть кабана; *3*—узел крепления капота; *4*—узлы крепления шасси; *5*—узлы крепления фермы крыла; *6*—узлы крепления рамы двигателя; *7*—передняя точка крепления двигателя.



Фиг. 250. Кабан клепаной конструкции.

Глава V

УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА

§ 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Вертолет в полете должен иметь управление вертикальным перемещением и управление угловыми перемещениями относительно трех пространственных осей: поперечной, продольной и вертикальной. Управление вертикальным перемещением вертолета осуществляется изменением общего шага несущих винтов и дросселем двигателя. Управление общим шагом в большинстве современных вертолетов кинематически связано с дросселем (при увеличении шага соответственно увеличивается открытие дроссельной заслонки). Изменение общего шага необходимо также при переходе на режим авторотации в случае остановки двигателя.

Для продольного и поперечного управления вертолета на режимах висения и вертикального полета (при нулевой горизонтальной скорости) органы управления типа элеронов и рулей совершенно неэффективны. Единственными поверхностями, имеющими большие относительные скорости при нулевой скорости вертолета, являются лопасти несущего винта. Они и используются в вертолете в качестве своеобразных рулей. Летчик, отклоняя в кабине ручку, приводит в действие не элероны и рули, а через автомат-перекос изменяет циклически углы установки лопастей несущего винта. Этим вызывается наклон плоскости вращения несущего винта, благодаря чему создается нужный момент тангажа или крена.

Путевое управление у одновинтовых вертолетов осуществляется посредством хвостового винта. Летчик, отклоняя в кабине педали, изменяет шаг, а тем самым и тягу хвостового винта, благодаря чему создается нужный момент относительно вертикальной оси. В двух- и многовинтовых вертолетах путевое управление осуществляется посредством несущих винтов. Летчик, отклоняя педали, воздействует соответствующим образом (в зависимости от схемы вертолета) на углы установки лопастей несущих винтов.

Движение ручки и педалей на вертолете соответствует установившейся практике полетов на самолете, в основу которой положен принцип инстинктивных движений человека для сохранения равновесия при движении и покое.

§ 2. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К УПРАВЛЕНИЮ ВЕРТОЛЕТОМ

Основными требованиями к управлению вертолетом являются следующие:

1. Малый вес.
2. Достаточная жесткость управления.

3. Запаздывание управления вследствие трения, люфтов и деформации должно быть минимальным и не должно превышать величины, определяемой быстротой реакции человека ($^1/_7$ сек.).

4. Усилия на ручке и педалях должны быть умеренными. При отклонении их от нейтрального положения желательно, чтобы усилия на них возрастали плавно и были направлены в сторону, противоположную отклонению (положительный градиент усилия на ручке).

5. Отсутствие вибраций деталей управления. Не должно быть вождения ручки, дергания педалей и рычага общего шага.

6. Живучесть и прочность деталей управления. Вращающиеся части — подшипники, шаровые шарниры и пальцы — должны иметь требуемую долговечность.

7. Независимость действия продольного, поперечного, путевого управления и общего шага. Так, например, отклонение ручки в продольном направлении не должно вызывать крена или изменения общего шага, так же как и управление общим шагом не должно действовать на продольно-поперечное управление.

8. При деформации фюзеляжа и других частей вертолета, по которым идет проводка управления, не должно быть заеданий, зажима проводки и механизмов управления.

9. Ручка, педали и рычаг общего шага должны иметь ограничители продольных отклонений, которые надо ставить непосредственно на них, а не на автомате-перекосе или лопастях.

10. Углы отклонения механизмов управления должны иметь запас, т. е. быть больше, чем требуется по расчету или экспериментальным данным.

11. В сочленениях управления, особенно в тех звеньях, которые идут от автомата-перекоса к лопастям, и в самом автомате-перекосе должна быть предусмотрена смазка и защита шарниров и трущихся частей от пыли и влаги.

12. Удобство осмотра, монтажа и демонтажа агрегатов управления.

§ 3. АВТОМАТ-ПЕРЕКОС

Поскольку управление вертолетом осуществляется несущим винтом или несущими винтами вследствие изменения у них общего и циклического шага при помощи автомата-перекоса, то необходимо прежде всего выяснить принцип действия автомата-перекоса и рассмотреть его конструкцию.

Принцип действия автомата-перекоса. Самым сложным элементом управления вертолета является автомат-перекос, размещенный во втулке несущего винта или вблизи нее и передающий движение от ручки управления и рычага общего шага с невращающихся элементов управления на вращающиеся лопасти. Автомат-перекос, изобретенный в 1911 г. Б. Н. Юрьевым, применяется на всех вертолетах; конструктивно он оформляется по-разному, но принцип действия остается одним и тем же.

На фиг. 251 дана схема автомата-перекоса несущего винта. Он состоит из невращающегося и вращающегося колец *2* и *3*, соединенных между собой подшипником. К вращающемуся кольцу *2* крепятся тяги *1*, которые другим концом присоединяются к рычагам лопастей. Вращающееся кольцо крепится к валу несущего винта на кардане. Если, например, при помощи тяг *4*, идущих от ручки управления, оба кольца (невращающееся и вращающееся) наклонить в плоскости *yx*, т. е. повернуть их вокруг оси *z*, то одновременно наклоним плоскость вращения точек, в которых тяги *1* присоединены к автомату-перекосу. Этот наклон приводит к циклическому изменению угла установки лопастей, так как тяга *1* за один оборот несущего винта будет в зависимости от азимутального положения поднимать или опускать конец рычага лопасти и таким образом поворачивать лопасть относительно ее продольной оси (осевого шарнира). Угол установки лопасти в этом случае при малом наклоне автомата-перекоса (до 8—10°) с достаточной степенью точности можно выразить так:

$$\varphi = \varphi_0 + \varphi_1 \cos \psi,$$

где φ_0 — угол установки лопасти, соответствующий общему шагу;

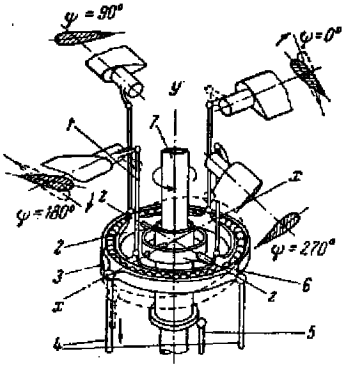
φ_1 — амплитуда циклического изменения угла установки, пропорциональная наклону автомата-перекоса.

Когда нижний конец тяги *1* будет пробегать самую нижнюю точку наклоненного кольца *3* автомата-перекоса, угол установки лопасти будет минимальным, равным $\varphi_0 - \varphi_1$, а через 180° по азимуту он будет максимальным, т. е. $\varphi_0 + \varphi_1$. Когда же нижний конец тяги *1* будет пробегать точки, совпадающие с осью *zz*, угол установки будет средним и равным φ_0.

На жестком винте (фиг. 252) такое циклическое изменение угла установки приведет к увеличению подъемной силы на одной стороне ометаемого несущим винтом диска (там, где углы установки больше среднего), а на противоположной (там, где углы установки меньше) — к уменьшению подъемной силы. В результате общая тяга винта сместится параллельно оси вращения в сторону больших углов установки, и тем самым будет создан момент относительно оси *zz*, совпадающей с линией средних углов установки φ_0. Таким же образом можно создать момент относительно любой оси, лежащей в плоскости вращения несущего винта, наклоняя кольца в соответствующую сторону. При этом полученный момент будет пропорционален наклону автомата-перекоса или, что то же, амплитуде циклического изменения угла установки лопасти. Этот момент через втулку и вал жесткого винта передается на вертолет. Летчик, изменяя его величину и направление посредством соответствующего наклона автомата-перекоса, может управлять вертолетом в продольной и поперечной плоскостях.

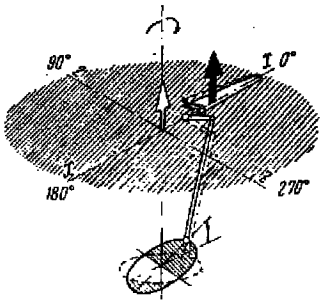
Рассмотрим, как создаются на режиме висения нужные для управления вертолетом моменты в случае несущего винта с шарнир-

ными лопастями. Циклическое изменение угла установки лопастей вызовет здесь циклическое маховое движение лопастей относительно горизонтальных шарниров, благодаря чему ометаемый диск и сила тяги несущего винта отклонятся в нужном направлении от своего первоначального положения. Так как у несущего винта с шарнирными лопастями сила тяги проходит через центр втулки, то, отклонившись, она будет создавать относительно центра тяжести вертолета момент, равный силе тяги, умноженной на плечо d



Фиг. 251. Схема автомата-перекоса.

1—тяга; *2*—вращающееся кольцо автомата-перекоса; *3*—невращающееся кольцо автомата-перекоса; *4*—тяги продольного и поперечного управления; *5*—тяга управления общим шагом; *6*—кольцо кардана автомата-перекоса; *7*—вал несущего винта.



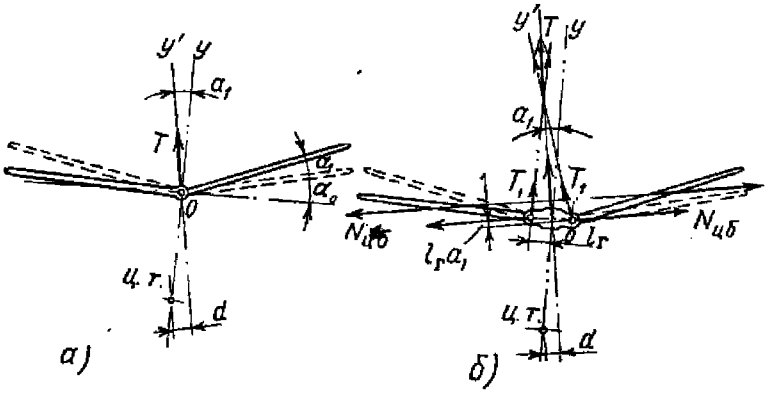
Фиг. 252. Схема действия автомата-перекоса на жестком несущем винте.

(фиг. 253,*а*). Таким образом, создавая момент в любом направлении, можно осуществлять продольное и поперечное управление вертолетом. Чем ниже лежит ц. т. вертолета относительно центра втулки несущего винта, тем эффективнее управление. Следует указать, что у несущих винтов с разнесенными горизонтальными шарнирами при отклонении ометаемого диска возникает еще момент от массовых сил, пропорциональный углу наклона диска. Из фиг. 253,*б* видно, как создается указанный момент. Если ометаемый диск наклонен на угол a_1, то при обычно применяемом небольшом разносе ГШ приближенно можно считать, что центры тяжести лопастей двигаются по окружности, вращаясь вокруг новой оси $y'O$, а взаимно уравновешенные центробежные силы лопастей лежат в плоскости, перпендикулярной к этой оси (этим самым учитываются инерционные силы махового движения лопастей относительно ГШ). Так как моменты массовых сил и силы тяги лопасти относительно ГШ в сумме равны нулю, то, перенося центробежные силы и силы тяги в ГШ, мы увидим, что момент относительно центра втулки создают только

центробежные силы. Суммируя их по всем лопастям, можно получить следующее выражение для момента от массовых сил:

$$M_{\text{ГШ}} = \frac{k}{2} N_{\text{цб}} a_1 l_{\text{г}},$$

где k — число лопастей несущего винта. Этот момент действует на вертолет в направлении наклона ометаемого диска и складывается с моментом, создаваемым силой тяги.



Фиг. 253. Создание момента управления вертолетом.

а — на несущем винте с совмещенными горизонтальными шарнирами; *б* — при несущем винте с разнесенными горизонтальными шарнирами.

Для создания махового движения лопастей, которое дает необходимый (для управления) наклон ометаемого диска, требуется посредством автомата-перекоса циклически изменять угол установки лопастей. Определим величину амплитуды циклического изменения угла установки лопастей, потребного для получения заданного наклона ометаемого диска, и азимутальное положение лопасти при экстремальном значении угла установки.

При маховом движении лопастей относительно ГШ, соответствующем заданному продольному наклону ометаемого диска (фиг. 254), выражение для угла взмаха будет

$$\beta = a_0 + a_1 \cos\psi, \qquad (20)$$

где a_0 — угол конусности;
a_1 — угол наклона ометаемого диска.

При этом угол установки лопасти, снабженной компенсатором взмаха, при отклоненном автомате-перекосе можно выразить так:

$$\varphi = \varphi_0 + \varphi_{\text{а.-п}} - k\beta, \qquad (21)$$

где $\varphi_{а.-п}$ — циклически изменяющаяся часть угла установки, создаваемая автоматом-перекосом;

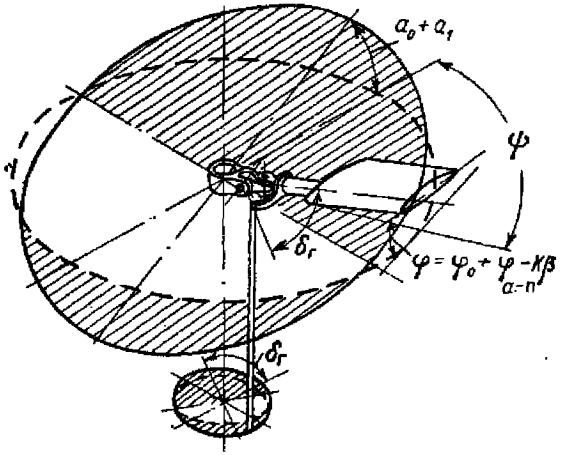
k — коэффициент компенсатора взмаха.

Тогда угол атаки сечения лопасти, находящегося на радиусе r, будет равен

$$\alpha_r = \varphi - \frac{v}{\omega r} - \frac{1}{\omega}\frac{d\beta}{dt}, \qquad (22)$$

где $\frac{v}{\omega r}$ — угол скоса, создаваемого индуктивной скоростью;

$\frac{1}{\omega}\frac{d\beta}{dt}$ — угол, получающийся за счет скорости махового движения элемента.



Фиг. 254. Создание махового движения лопасти при отклонении автомата-перекоса.

Подставляя в (22) значения φ и β из (20) и (21), а также $\frac{d\beta}{dt}$, получим

$$\alpha_r = (\varphi_0 - ka_0) - \frac{v}{\omega r} + \varphi_{а.-п} - ka_1 \cos\psi + a_1 \sin\psi. \qquad (23)$$

Можно показать, что величина силы тяги несущего винта останется по величине такой же, какой она была до отклонения автомата-перекоса и вызванного им махового движения; остаются неизменными также элементарные аэродинамические силы и углы атаки сечений лопасти. Отсюда следует, что переменная часть угла атаки сечения в уравнении (23) будет равна нулю:

$$\varphi_{а.-п} - ka_1 \cos\psi + a_1 \sin\psi = 0,$$

откуда

$$\varphi_{а.-п} = a_1 (k \cos \psi - \sin \psi). \qquad (24)$$

Из фиг. 254 видно, что $k = \operatorname{ctg} \delta_г$. Подставив вместо k его значение в (24), окончательно получим

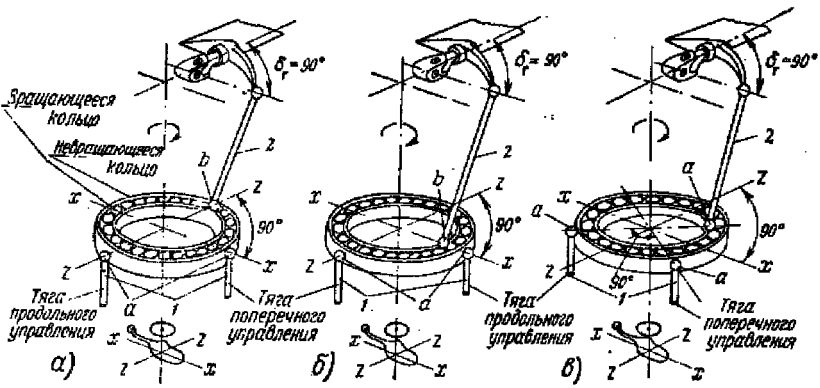
$$\varphi_{а.-п} = -\frac{a_1}{\sin \delta_г} \cos (\psi + \delta_г). \qquad (25)$$

Чтобы получить наклон ометаемого диска на угол a_1 в нужном направлении, требуется иметь согласно (25) циклическое изменение угла установки лопастей с амплитудой, равной $\frac{a_1}{\sin \delta_г}$. Как видно из формулы (25), шарнирная лопасть при вращении вокруг оси несущего винта должна раньше получить максимальное значение $\varphi_{а.-п}$, чтобы, пройдя угол, равный $\delta_г$, приобрести максимальный угол взмаха. Угол $\delta_г$ называют углом опережения управления. При отсутствии компенсатора взмаха, когда $k=0$, угол опережения равен 90°.

Мы определили угол опережения управления, рассматривая несущий винт с шарнирными лопастями на режиме висения. То же самое получится и при любом другом режиме, так как можно считать, что наклон ометаемого диска автоматом-перекосом не меняет величину аэродинамической равнодействующей силы несущего винта при сохранении режима полета, а только изменяет ее наклон относительно связанных с вертолетом осей.

Для того чтобы движение ручки летчика вызывало момент, действующий на вертолет только в нужном направлении, указанное выше фазовое опережение управления $\delta_г$ приходится учитывать при проектировании управления вертолетом. Конструктивно это делается смещением по отношению осей вертолета точек крепления *а* тяг *1* проводки продольного и поперечного управления на невращающемся кольце автомата-перекоса (фиг. 255,*а*) или смещением (вперед по вращению) точки крепления *b* тяги *2* на вращающемся кольце автомата-перекоса по отношению положения продольной оси лопасти (фиг. 255,*б*) или, наконец, тем и другим одновременно (фиг. 255,*в*).

Выше мы рассмотрели воздействие автомата-перекоса на несущий винт с шарнирными лопастями. В случае двухлопастного несущего винта на кардане автомат-перекос также будет наклонять ометаемый диск винта в нужном направлении, и циклическое изменение угла установки у лопастей будет таким же, как у винта с шарнирными лопастями. При этом лопасти будут поворачиваться совместно относительно оси кардана, параллельной продольным осям лопастей (фиг. 256), так как момент трения в шарнире кардана меньше, чем в упорных подшипниках осевых шарниров лопастей. Если число лопастей несущего винта на кардане больше двух, то воздействие автомата-перекоса вызовет циклическое изменение

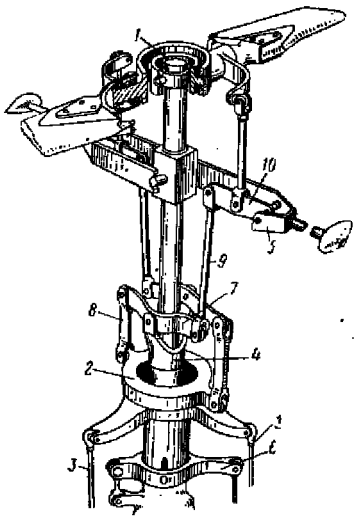


Фиг. 255. Схемы опережения управления.

угла установки каждой лопасти (будет колебательное движение лопасти относительно осевого шарнира), в результате чего ометаемый винтом диск будет наклонен в нужном направлении. Угол опережения управления у винта на кардане должен быть также равен углу $\delta_г$.

У несущих винтов на кардане с серволопатками для управления (фиг. 257) автомат-перекос циклически изменяет угол установки серволопаток и заставляет посредством этого отклоняться втулку, а вместе с ней и ометаемый диск несущего винта относительно кардана в нужном направлении. При этом у обеих лопастей несущего винта совместно циклически изменяется угол установки благодаря циклическому повороту лопастей относительно оси кардана, параллельной продольным осям.

Интересно отметить, что проводка управления от автомата-перекоса к серволопаткам осуществлена не тягой, а шлиц-шарниром *4*, работающим на изгиб, который соединен с рычагом серволопатки *8*. Рычаг серволопатки при нейтральном положении управления лежит в одной плоскости (вертикальной) со шлиц-шар-



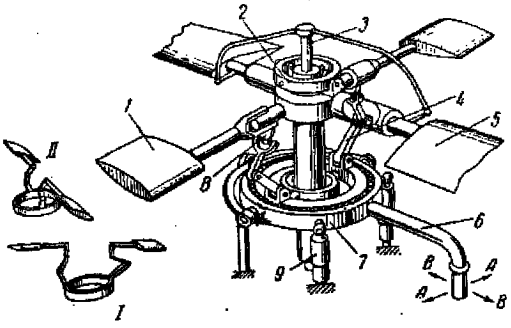
Фиг. 256. Схема автомата-перекоса со стабилизирующим стержнем.

1—втулка на кардане; *2*—автомат-перекос; *3*—тяги продольного и поперечного управления; *4*—ползушка управления общим шагом; *5*—стабилизирующий стержень; *6*—рычаг управления общим шагом; *7*—рычаг; *8*—тяга; *9*—тяга; *10*—качалка.

ником. Практически в этом управлении отсутствуют усилия на ручке летчика, так как шарнирные моменты на лопатках малы. Необходимое усилие на ручке создается пружинами 9.

Такое управление применяют на некоторых реактивных вертолетах. Его преимущества — отсутствие вибраций и малые усилия на ручке.

На одном из вертолетов перекрещивающейся схемы автомат-перекос циклически изменяет угол сервозакрылка (фиг. 258), установ-



Фиг. 257. Схема автомата-перекоса с серволопатками.

1—серволопатка; *2*—втулка на кардане; *3*—стержень управления общим шагом; *4*—шлиц-шарнир; *5*—лопасть; *6*—ручка управления; *7*—автомат-перекос; *8*—рычаг серволопатки; *9*—пружина.

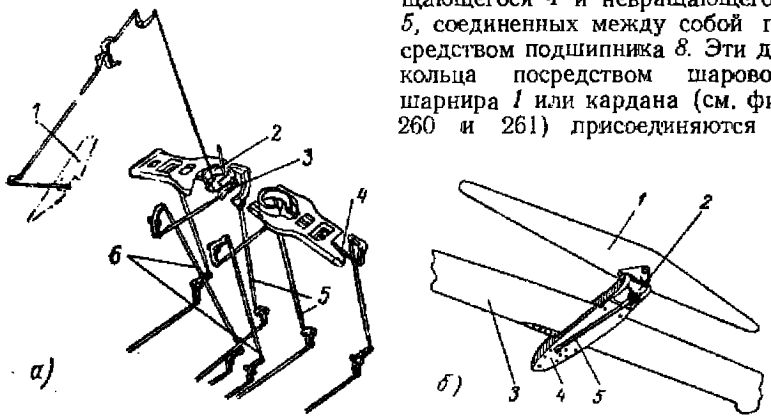
I—отклонение ручки управления в направлении *AA* не вызывает изменения угла установки лопасти, так как шлиц-шарнир складывается; *II*—отклонение ручки управления в направлении *BB* вызывает отклонение угла установки лопасти, так как шлиц-шарнир действует, как рычаг.

ленного на внешней половине радиуса позади лопасти. Аэродинамические силы, появляющиеся на этом сервозакрылке, создают момент относительно оси жесткости лопасти, который закручивает лопасть, тем самым изменяя циклически угол установки лопасти и наклоняя ометаемый диск несущего винта в нужном направлении. Недостатком такого управления является дополнительное профильное сопротивление несущего винта вследствие установки сервозакрылков на каждой лопасти. Преимущество же его заключается в том, что оно эффективно даже в том случае, когда лопасти имеют малую жесткость на кручение. Для крупных вертолетов такой тип управления может иметь перспективу, так как при повороте лопасти обычным рычагом у комля (относительно осевого шарнира), при недостаточной жесткости на кручение и большей длине ее, неизбежно запаздывание в управлении и возможен сдвиг действия управления по фазе.

Типы автоматов-перекосов. Известны три типа конструкции автоматов-перекосов:

1. Кольцевого типа.
2. Типа «паук».
3. Кривошипного типа.

Автомат-перекос кольцевого типа является наиболее распространенным. Он располагается непосредственно под втулкой несущего винта и состоит из двух колец (фиг. 259): вращающегося *4* и невращающегося *5*, соединенных между собой посредством подшипника *8*. Эти два кольца посредством шарового шарнира *1* или кардана (см. фиг. 260 и 261) присоединяются к



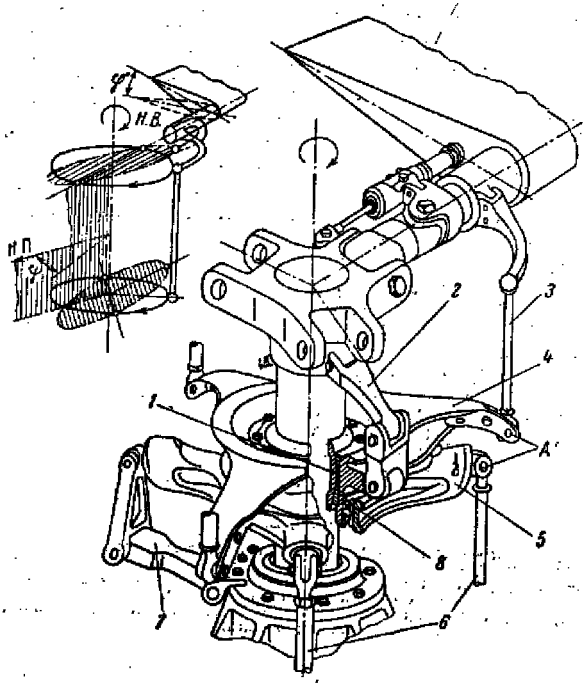
Фиг. 258.

а — схема автомата-перекоса с сервозакрылками.
1—сервозакрылок; *2*—автомат-перекос; *3*—вилка; *4*—тяга поперечного управления; *5*—тяга управления общим шагом; *6*—тяга продольного управления.
б — установка сервозакрылка.
1—сервозакрылок; *2*—шарнир сервозакрылка; *3*—лопасть несущего винта; *4*—кронштейн; *5*—тяга.

втулке, сидящей на валу или на неподвижном стакане. Благодаря шаровому шарниру кольца *4* и *5* могут наклоняться совместно относительно любой оси, лежащей в плоскости, перпендикулярной к валу. К плечам вращающегося кольца присоединяются шаровыми шарнирами тяги *3*, идущие непосредственно к рычагам лопасти или к промежуточным качалкам, расположенным на втулке несущего винта. Для изменения угла установки лопасти пропорционально первой гармонике угла ψ поворота лопасти относительно оси винта точка *A* присоединения тяги *3* должна находиться в плоскости, перпендикулярной к валу (при неотклоненном автомате-перекосе) и проходящей через центр кардана или шарового шарнира.

Наклон автомата-перекоса производится обычно посредством двух тяг *6*, присоединенных к невращающемуся кольцу *5*, отстоящих друг от друга на 90° по азимуту. Каждая из этих тяг, другим концом присоединяемая к качалке или к штоку винтового или другого

какого-либо механизма, является конечным звеном проводки продольного или поперечного управления от ручки летчика. Для того чтобы продольное и поперечное управления были независимы и не мешали друг другу, присоединять тяги *6* к невращающемуся кольцу *5* автомата-перекоса нужно на шаровых шарнирах или карданах,



Фиг. 259. Схема автомата-перекоса кольцевого типа.

1—шаровой шарнир; *2*—шлиц-шарнир вращающегося кольца; *3*—тяга; *4*—вращающееся кольцо; *5*—невращающееся кольцо; *6*—тяги продольного и поперечного управления; *7*—шлиц-шарнир невращающегося кольца; *8*—подшипник.

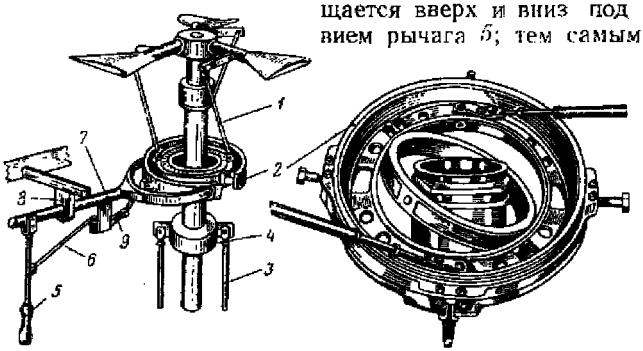
причем точки присоединения этих тяг также должны лежать в плоскости, перпендикулярной к валу (при неотклоненном автомате-перекосе) и проходящей через центр кардана или шарового шарнира.

Неизменяемость взаиморасположения по азимуту втулки и вращающегося кольца автомата-перекоса обеспечивается шлиц-шарниром *2*, являющимся также поводком для вращающегося кольца. Шлиц-шарнир не мешает автомату-перекосу перемещаться вдоль вала и иметь любой наклон, так как он присоединяется к кольцу шаровым шарниром.

Перемещением шарового шарнира *1* вдоль вала или по неподвижному стакану вверх или вниз осуществляется управление общим шагом.

На фиг. 260 показаны схема управления и автомат-перекос кольцевого типа на кардане, примененный на первом советском вертолете в 1930 г.

На фиг. 261 показана конструкция автомата-перекоса кольцевого типа на кардане. Подшипники, поставленные в гнезда стальной втулки *6*, образуют одну из осей кардана. Стальная втулка перемещается вверх и вниз под действием рычага *5*; тем самым изме-

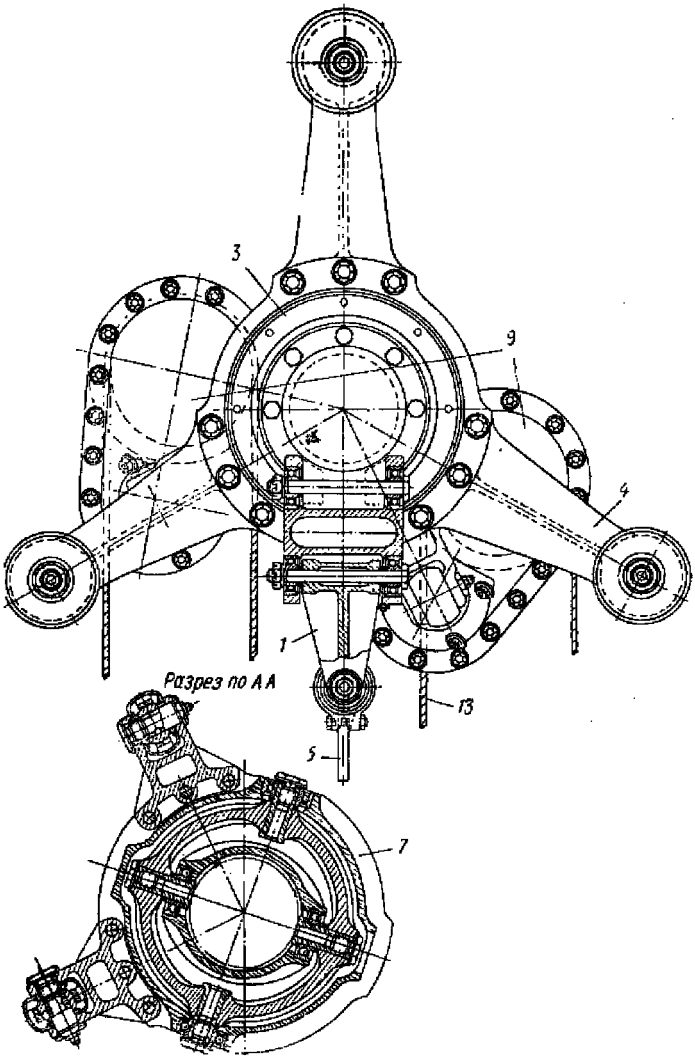


Фиг. 260. Автомат-перекос первого советского вертолета 1-ЭА.

1—тяга; *2*—автомат-перекос; *3*—тяги управления общим шагом; *4*—втулка; *5*—ручка управления; *6*—тяга продольного управления; *7*—труба поперечного управления с вилкой; *8*—опора; *9*—качалка.

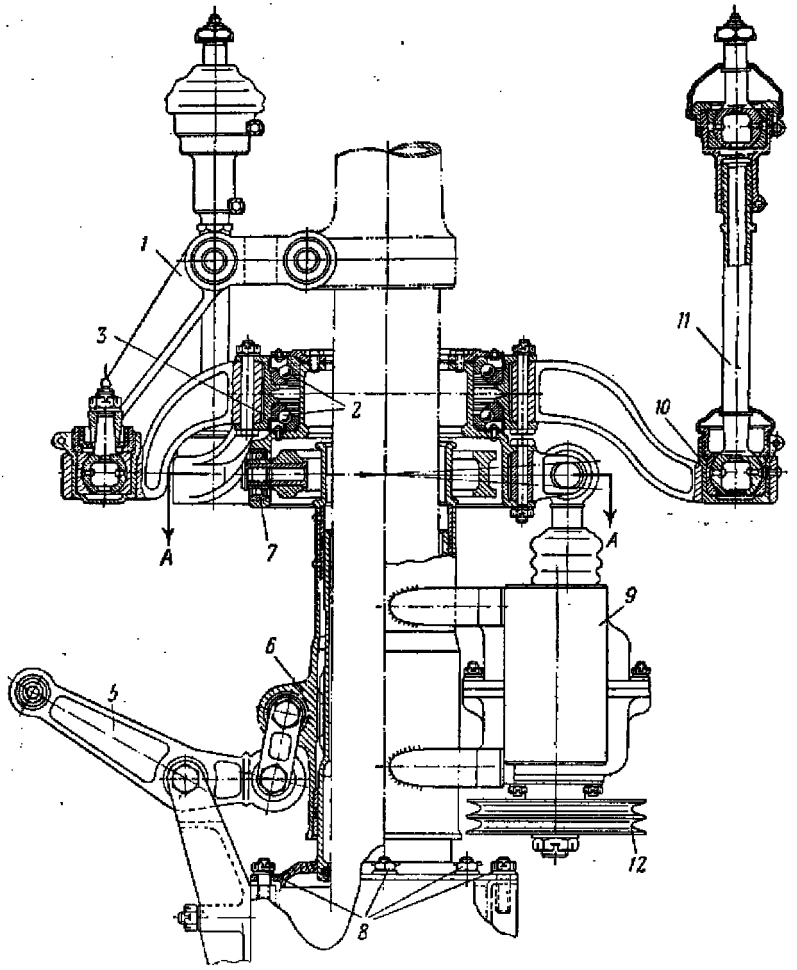
няется общий шаг несущего винта. Невращающееся стальное кольцо *7* соединено через два радиально-упорных подшипника *2* с вращающимся стальным кольцом *3*, на котором болтами закреплены штампованные из алюминиевого сплава кронштейны *4*. Для образования шарового шарнира в точке присоединения тяги *11* в кронштейны запрессована стальная втулка *10*. Втулка *6* скользит вместе с механизмами *9* (посредством которых осуществляется наклон автомата-перекоса) на шлицах по неподвижному стакану, который своим фланцем крепится на шпильках *8* к картеру редуктора несущего винта. Для обеспечения вращения кольца *3* совместно с валом оно соединено с последним шлиц-шарниром *1*. Аналогичная конструкция автомата-перекоса, но для четырехлопастного винта показана на фиг. 262.

На фиг. 263 изображен автомат-перекос на шаровом шарнире. Он состоит из нижнего невращающегося и верхнего вращающегося колец, соединенных между собой двумя радиально-упорными шарикоподшипниками. Кольца отлиты из алюминиевого сплава. Невращающееся кольцо имеет четыре выступа-плеча. В них впрессованы тонкостенные стальные втулки, в которые на шарикопод-



Фиг. 261. Конструкция автомата-перекоса

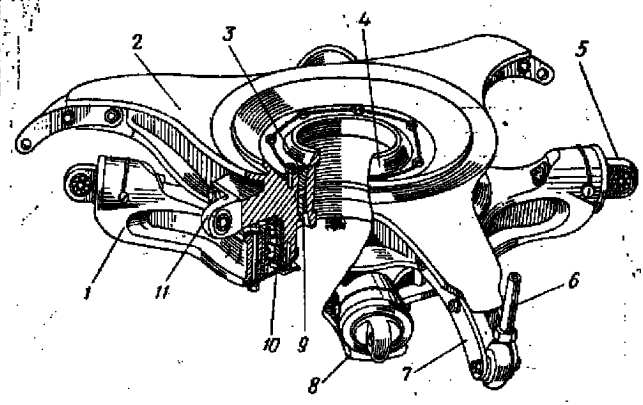
1—шлиц-шарнир; *2*—подшипники; *3*—вращающееся кольцо; *4*—кронштейн; *5*—рычаг; крепления к редуктору; *9*—кривошипный механизм; *10*—



кольцевого типа на кардане.

6—стальная втулка управления общим шагом; *7*—невращающееся кольцо; *8*—шпильки стальная втулка; *11*—тяга; *12*—ролики; *13*—тросы.

шипниках вставлены пальцы с ушками. К одному из ушков крепится шлиц-шарнир, удерживающий кольцо *1* от вращения, к остальным трем подходят тяги от домкратов. Вращающееся кольцо *2* посажено на вал несущего винта при помощи стального шара и двух вкладышей из оловянистой пористой бронзы. При изменении общего шага шар скользит по валу. Вращающееся кольцо имеет три выступа-плеча, расположенных под углом 120°, для присоединения тяг *6*, связывающих автомат-перекос с рычагами, расположенными на втулке (см. фиг. 130). Вращающееся кольцо свя-



Фиг. 263. Автомат-перекос кольцевого типа на шаровом шарнире.

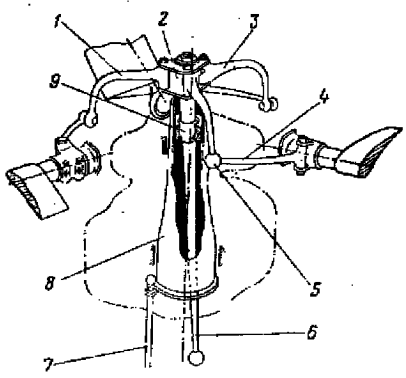
1—невращающееся кольцо; *2*—вращающееся кольцо; *3*—вкладыши; *4*—шаровой шарнир; *5*—ухо; *6*—тяга; *7*—пластинки; *8*—кронштейн для соединения со шлиц-шарниром; *9*—регулировочная шайба; *10*—шарикоподшипники; *11*—ухо для присоединения шлиц-шарнира.

зано с валом несущего винта посредством шлиц-шарнира. Так как при отклонении автомата-перекоса вкладыши шарового шарнира находятся в циклическом движении относительно шара, то шар должен быть достаточно смазан. Смазка заливается в углубление вращающегося кольца и скользящие поверхности снаружи закрываются чехольчиком.

Смазка в нижней части шара не уплотнена, что является недостатком этой конструкции, так как этот узел требует частой заправки смазкой. Смазка радиально-упорных подшипников производится через штауфер, ввинченный в невращающееся кольцо автомата-перекоса.

Автомат-перекос типа «паук» (фиг. 264) имеет шаровой шарнир *9*, расположенный внутри втулки или, вернее, внутри стакана *8*, находящегося в редукторе несущего винта. Внутри стакана имеется рычаг *6*, отклоняющийся относительно шарового шарнира в любом направлении. На верхнем конце этого рычага на

подшипниках вращается втулка *2* с прикрепленными к ней изогнутыми стержнями *1*. Концы изогнутых стержней лежат в одной плоскости с центром шарового шарнира и соединяются с рычагами *4* лопастей. Рычаги крепятся к лопастям шарнирно, благодаря чему имеют некоторую свободу в плоскости вращения несущего винта. Один из изогнутых стержней *3* крепится ко втулке жестко и служит поводком для втулки, а остальные присоединяются к ней шарнирно. Рычаги *4* и стержни *1* соединяются между собой шаровыми шарнирами *5*. Движением вперед, назад или в стороны конца рычага *6* отклоняется вращающаяся плоскость, в которой лежат шаровые шарниры *5*, чем создается соответствующее циклическое изменение шага несущего винта и осуществляется продольное и поперечное управление. В проводке должно быть предусмотрено независимое друг от друга действие продольного и поперечного управления, так как конечным звеном проводки и продольного и поперечного управления является один и тот же рычаг *6*.



Фиг. 264. Схема автомата-перекоса типа «паук».

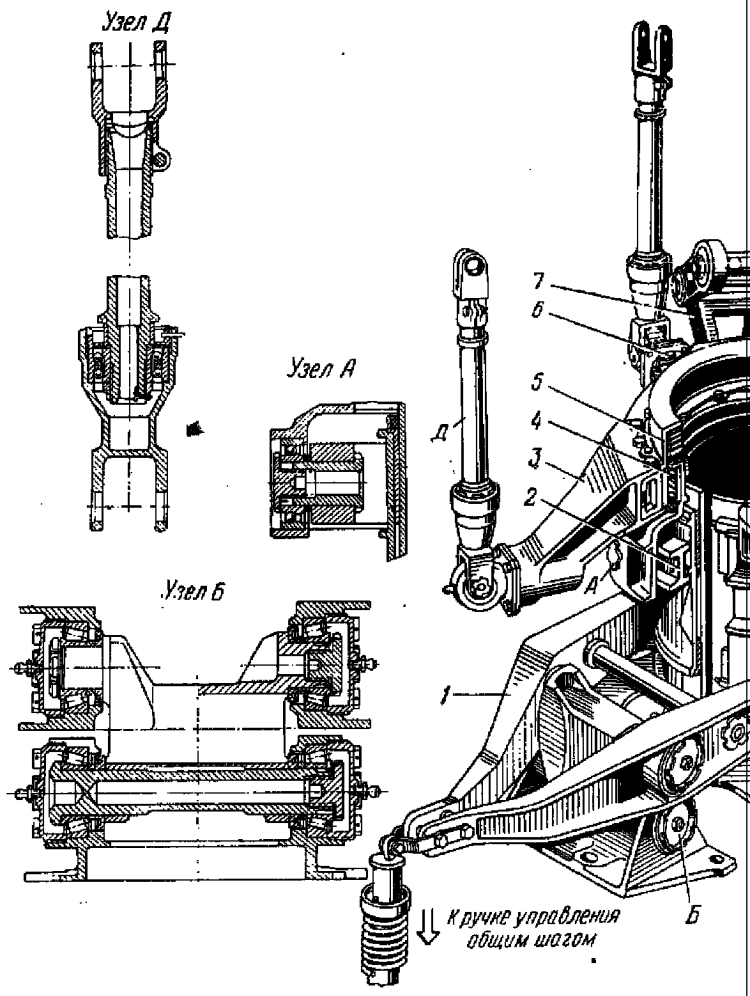
1—изогнутый стержень; *2*—втулка; *3*—стержень-поводок; *4*—рычаг лопасти; *5*—шаровой шарнир; *6*—рычаг управления; *7*—тяга управления общим шагом; *8*—стакан; *9*—шаровой шарнир автомата-перекоса.

Перемещение стакана *8* вверх и вниз изменяет общий шаг несущего винта.

Автомат-перекос типа «паук» больше подходит для такого вертолета, у которого втулка несущего винта непосредственно примыкает к редуктору винта (отсутствует консольная часть вала винта).

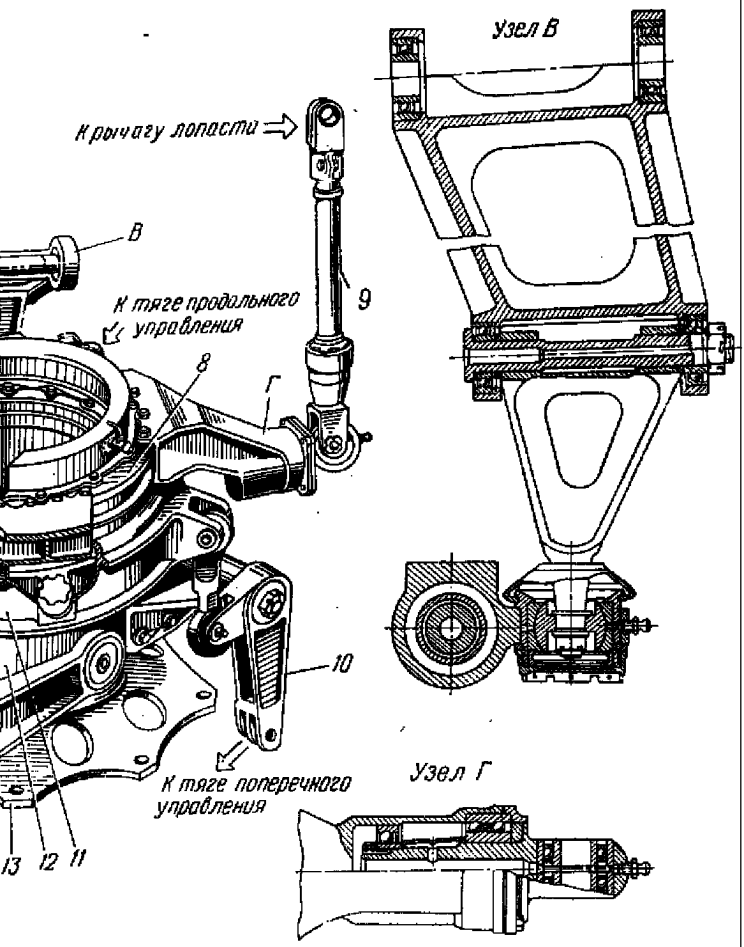
На фиг. 265 показана конструктивная схема автомата-перекоса типа «паук». В конусообразном стакане *6* на бронзовых вкладышах подвешен стальной рычаг *10*, имеющий в месте подвески шаровую поверхность. На конце рычага на двух конических подшипниках смонтирована втулка *1*, к которой присоединены изогнутые стержни *2*, связанные через шаровой шарнир *3* с рычагами лопастей. Стакан *6* имеет шпонки *8*, которые не дают ему проворачиваться относительно втулки. Автомат-перекос подобной конструкции расположен внутри неподвижной оси редуктора (см. фиг. 212).

Шаровой шарнир смазывается через верхнюю масленку *11* и сверление в рычаге. Из шарового шарнира смазка стекает на поверхности скольжения стакана по бронзовым втулкам. Шаровые шарниры, соединяющие изогнутые рычаги автомата-перекоса с рычагами лопасти, набивают консистентной смазкой через масленку.



Фиг. 262. Конструкция автомата-пер

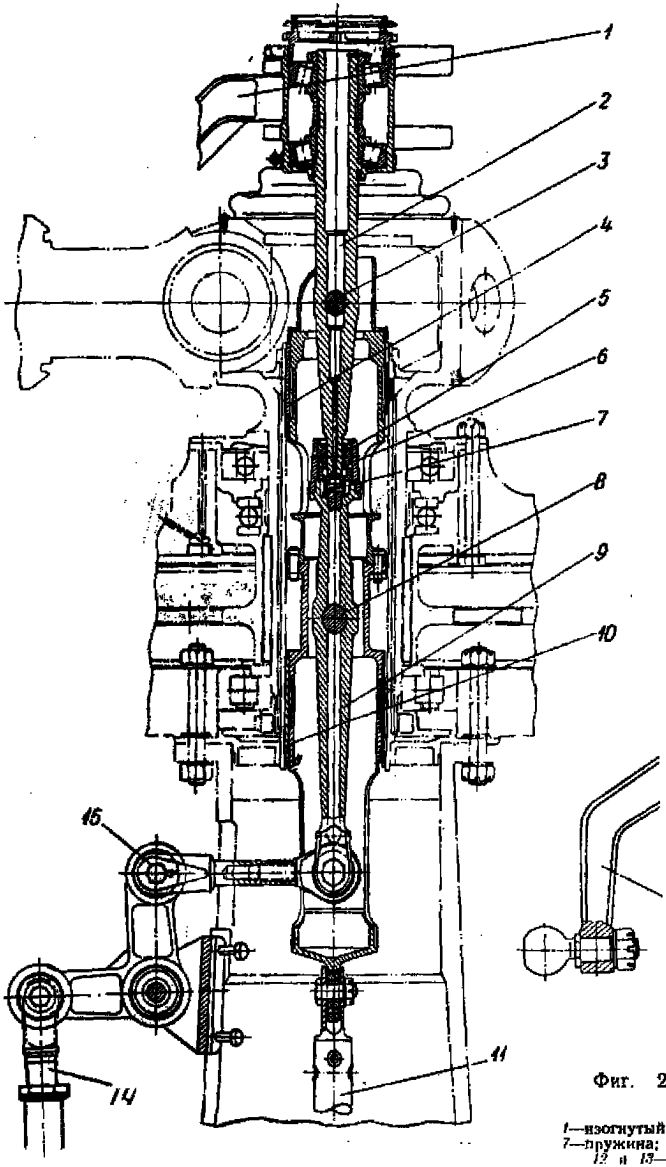
1—рычаг управления общим шагом; *2*—внутреннее вращающееся кольцо; *3*—кронн
нее вращающееся кольцо; *9*—тяга управления шагом лопасти;



екоса кольцевого типа на кардане.

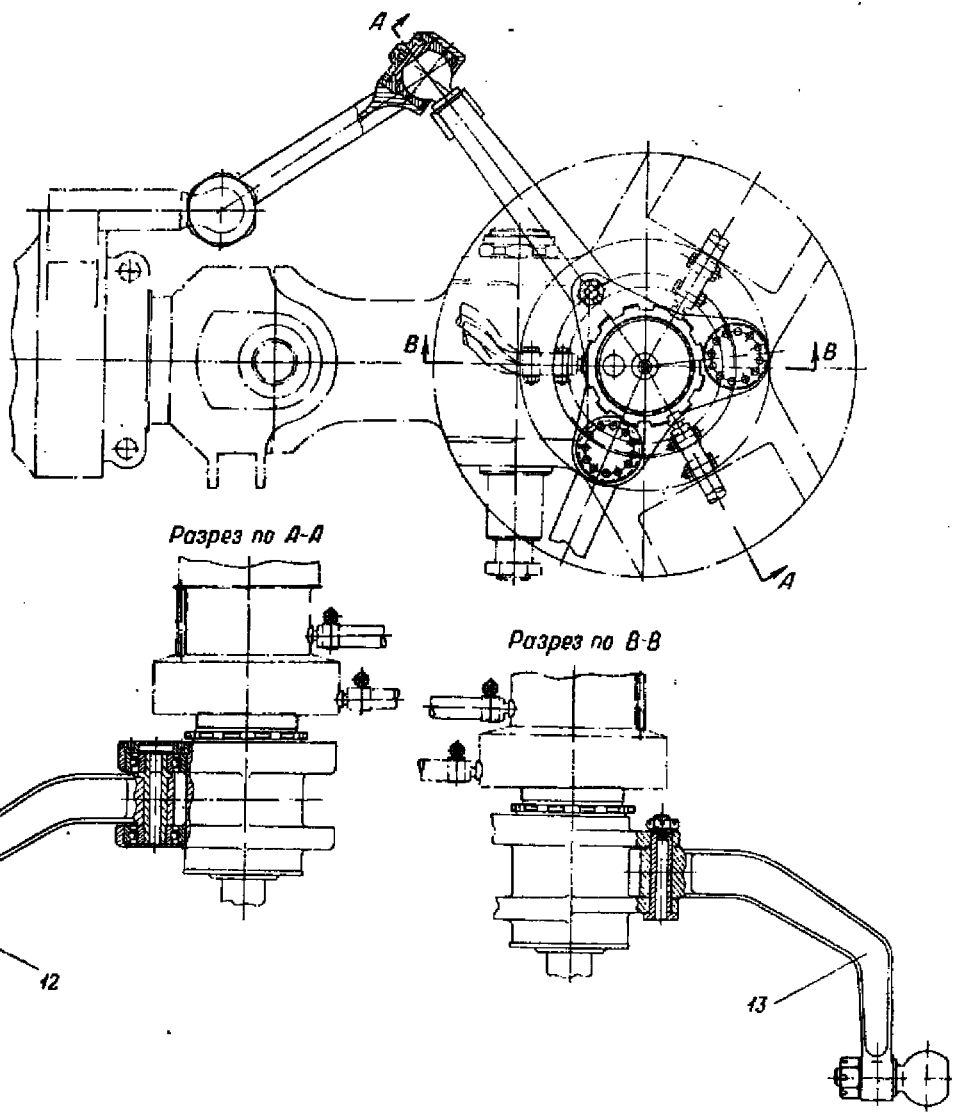
штейн; *4*—игольчатый подшипник; *5*—гайка; *6*—кронштейн; *7*—палец-шарнир; *8*—шлем; *10*—качалка; *11*—невращающееся кольцо; *12*—ползушка; *13*—опора.

И. П. Братухин



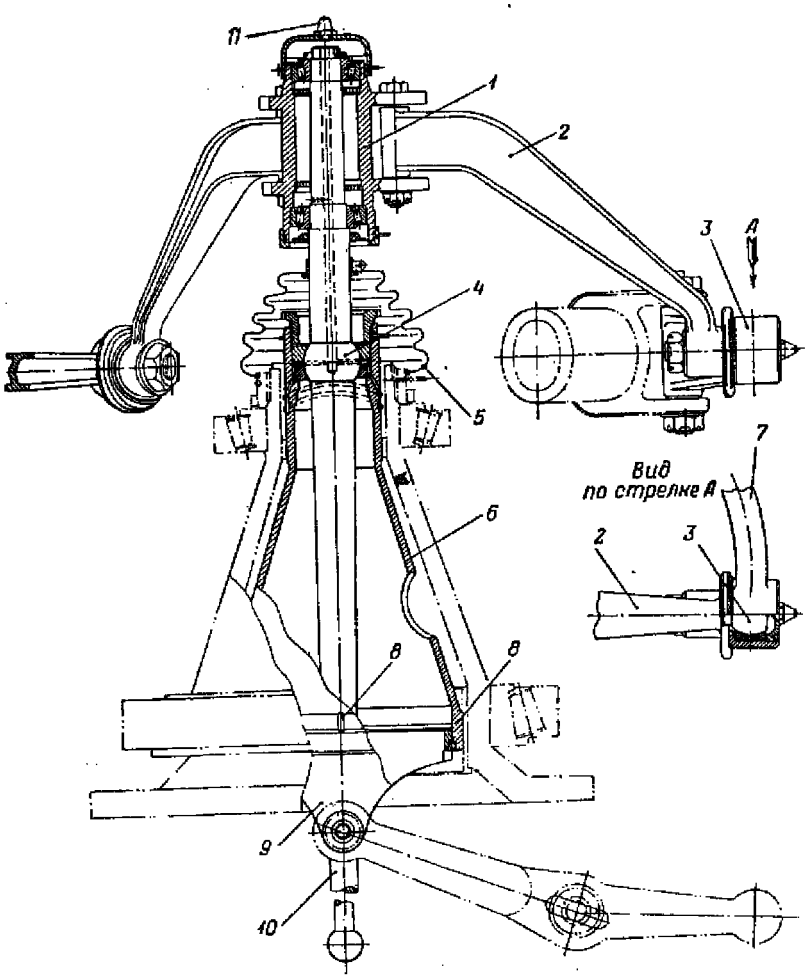
Фиг. 2

1—изогнутый
7—пружина;
12 и 13—



66. Конструкция автомата-перекоса типа «паук» вертолета поперечной схемы.

стержень; 2—рычаг; 3—ось рычага; 4—ползун; 5—шаровой шарнир; 6—шар; 8—ось рычага; 9—рычаг; 10—шпонка; 11—тяга управления общим шагом; изогнутые стержни на шарнирах 12 тяги управления



Фиг. 265. Конструктивная схема автомата-перекоса типа «паук».

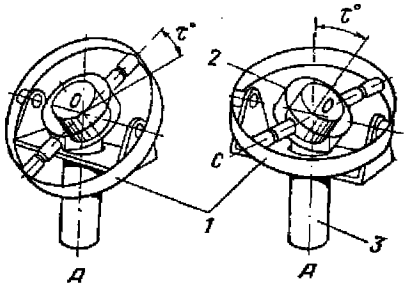
1—втулка; *2*—изогнутый стержень; *3*—шаровой шарнир; *4*—шаровой шарнир автомата-перекоса; *5*—чехол; *6*—стакан; *7*—рычаг лопасти; *8*—цапфа; *9*—вилка для управления общим шагом; *10*—рычаг автомата-перекоса; *11*—масленка.

На фиг. 266 показана конструкция автомата-перекоса типа «паук» вертолета поперечной схемы. Автомат-перекос отклоняется только в одной плоскости. В ползуне *4* на осях *3* и *8* в подшипниках смонтированы два рычага *2* и *9*, соединенные между собой шаровым шарниром *5*, причем нижний цилиндрический конец верх-

него рычага может скользить в отверстии шарового шарнира *5*. Для исключения люфтов шаровые вкладыши находятся под давлением пружины *7*. Смазывается шар через сверление в рычаге.

Ползун *4* состоит из двух частей, соединенных между собой болтами, и имеет боковые вырезы для отклонения рычагов *2* и *9* на нужный угол. На ползун надеты чугунные втулки, которыми он скользит по неподвижному стакану при изменении общего шага. На верхнем конце рычага *2* на двух конических подшипниках смонтирована втулка с присоединенными к ней изогнутыми стержнями *12* и *13*, которые соединяются шаровыми шарнирами с рычагами лопастей.

Автомат-перекос кривошипного типа действует только в одной плоскости. Он встречается на двухвинтовых и многовинтовых вертолетах, где достаточно отклонять плоскости вращения несущих винтов в одном направлении. Его особенностью является то, что он так же, как и автомат-перекос типа «паук», имеет внутреннюю проводку управления (внутри редуктора и втулки) и размещается сверху втулки. Такой тип удобно применять, когда вал несущего винта находится внутри редуктора и к выступающей части его из редуктора крепится втулка, вплотную подходящая к картеру редуктора. На фиг. 267 приведена схема такого автомата-перекоса. Наклон кольца *1* происходит только в плоскости *AOC* благодаря повороту оси *2*. При повороте оси на 90° наклон автомата-перекоса будет τ°. Управление вертолетом при применении такого автомата становится необратимым. Управление общим шагом происходит перемещением вверх или вниз стакана *3*, оканчивающегося вилкой.

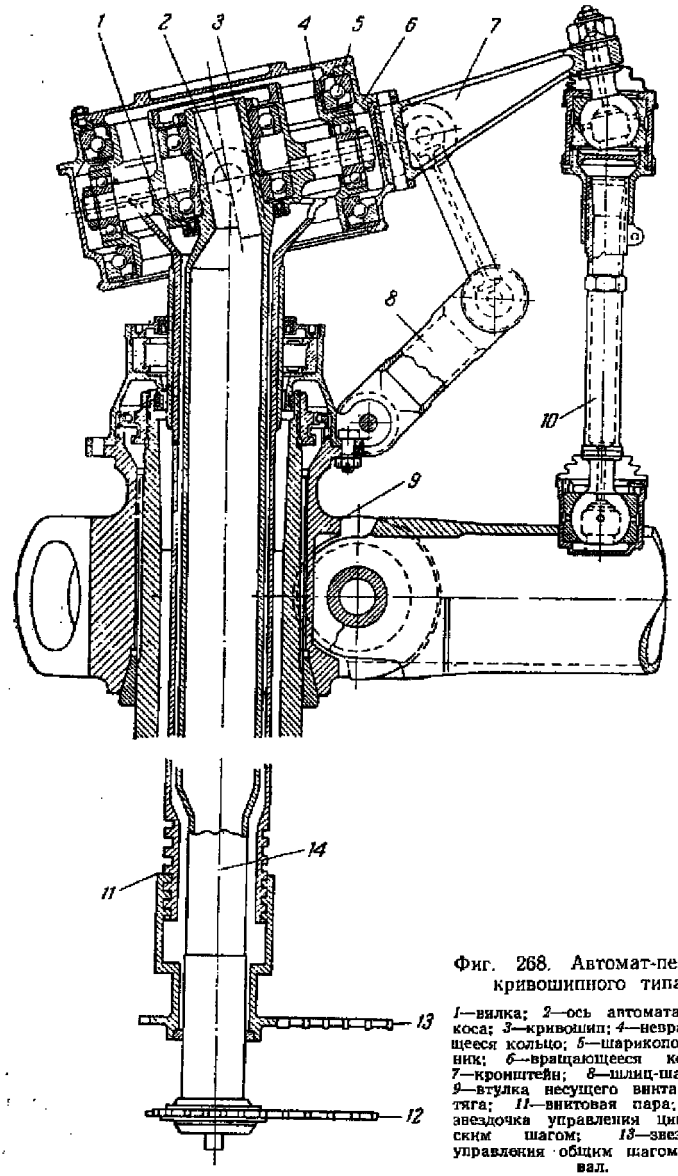


Фиг. 267. Схема автомата-перекоса кривошипного типа.

1—внешнее кольцо; *2*—ось кривошипа; *3*—стакан управления с вилкой.

Невращающееся кольцо *1* автомата-перекоса присоединяется к этой вилке цапфами, образующими ось, относительно которой наклоняется автомат-перекос. К невращающемуся кольцу на подшипниках присоединяется вращающееся с угловой скоростью несущего винта кольцо с кронштейнами, концы которых соединены тягами с рычагами лопастей.

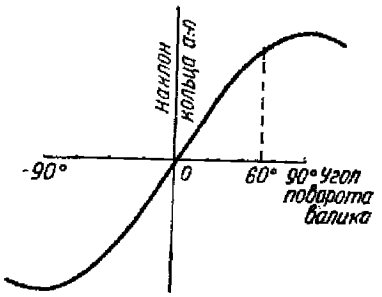
На фиг. 268 изображен автомат-перекос кривошипного типа. Он наклоняется только в одной плоскости относительно оси *2*, образованной цапфами крестовины, соединенными с вилкой стакана *1*, перемещение которого вверх и вниз изменяет общий шаг. Внутри этого стакана проходит валик с отогнутым концом (кривошипом), поворачивая который можно менять наклон невращающегося коль-



Фиг. 268. Автомат-перекос кривошипного типа.

1—вилка; *2*—ось автомата-перекоса; *3*—кривошип; *4*—невращающееся кольцо; *5*—шарикоподшипник; *6*—вращающееся кольцо; *7*—кронштейн; *8*—шлиц-шарнир; *9*—втулка несущего винта; *10*—тяга; *11*—винтовая пара; *12*—звездочка управления циклическим шагом; *13*—звездочка управления общим шагом; *14*—вал.

ца *4* кардана. С последним через подшипники *5* связано вращающееся кольцо *6*, к которому присоединяются кронштейны *7*. Концы этих кронштейнов связаны тягами *10* (на шаровых шарнирах) с рычагами лопастей. Стакан перемещается при помощи винта, вращаемого звездочкой. Поворот валика осуществляется звездочкой, приводимой во вращение цепью Галля. Угол поворота валика желательно иметь таким, чтобы зависимость наклона вращающегося кольца автомата-перекоса от угла поворота валика была близка к линейной. Из графика этой зависимости на фиг. 269 видно, что поворот валика нужно ограничить углом в 60°.



Фиг. 269. Зависимость наклона кольца автомата-перекоса от угла поворота валика.

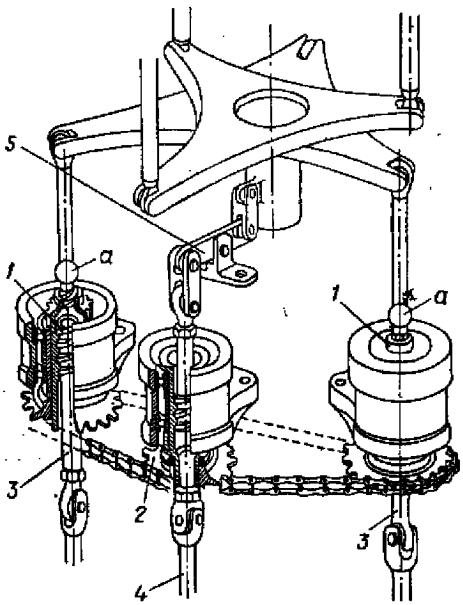
Если сравнивать по весу рассмотренные типы конструкций автоматов-перекосов, то окажется, что наиболее легким является автомат-перекос типа «паук», более тяжелыми — автоматы-перекосы кольцевого типа.

Независимость действия управления циклическим шагом от управления общим шагом несущего винта. В случаях когда управление общим шагом осуществляется посредством перемещения автомата-перекоса (вверх и вниз), необходимо в проводке управления до автомата-перекоса иметь узлы, обеспечивающие независимость действия продольного и поперечного управления от управления общим шагом, в противном случае при перемещении автомата-перекоса вверх или вниз для изменения общего шага автомат-перекос будет отклоняться и изменять также циклический шаг. Конструктивно независимость действия управления обеспечивается по-разному. В схеме управления (см. фиг. 260) это достигается тем, что качалка *9* продольного управления автоматом-перекосом размещена на трубе, вилка которой охватывает невращающееся кольцо автомата-перекоса. Поперечное управление осуществляется поворотом этой трубы относительно ее продольной оси. При перемещении втулки *4*, на которой смонтирован автомат-перекос, вдоль вала труба *7* благодаря большому расстоянию от автомата-перекоса до ее опоры *8* на фюзеляже отклоняется от своего среднего положения на очень малый угол, что практически вследствие длинной тяги *6* не изменяет наклон автомата-перекоса при управлении общим шагом.

В случае автомата-перекоса, изображенного на фиг. 261, независимость действия управления циклического шага от общего шага достигается также благодаря большой длине тросов, идущих перпендикулярно валу несущего винта. Ролики *12*, приводимые тро-

сами *13*, находятся на кривошипных или винтовых механизмах *9*, корпусы которых находятся на втулке, которая перемещается вверх и вниз, вместе с автоматом-перекосом при управлении общим шагом обычно на небольшую величину.

На фиг. 270 дана схема, в которой независимость действия управления общим шагом от циклического управления достигается применением домкратов. Звездочка на домкрате, изменяющем общий шаг, одновременно через цепь Галля и винтовые пары *1* поднимает или опускает точки *a* на ту же величину, на которую переместился автомат-перекос.



Фиг. 270. Схема независимости действия управления общим шагом от циклического управления.

1—винты домкратов продольно-поперечного управления; *2*—звездочка домкрата общего шага; *3*—тяги со скользящей парой продольно-поперечного управления; *4*—валик с карданом домкрата общего шага; *5*—рычаг.

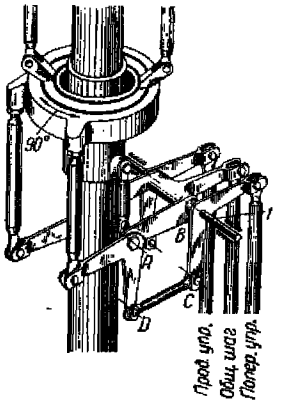
На фиг. 271 дана схема, где независимость управления общего и циклического шага обеспечивается размещением рычагов и качалок управления общим шагом, продольным и поперечным управлением на общей оси *1* и вводом параллелограммов *ABCD*, благодаря которым перемещение автомата-перекоса вдоль оси не влияет на циклический шаг.

На фиг. 272 дана схема с автоматом-перекосом типа «паук». Стержни *AO* и *BO* имеют достаточную длину; поэтому перемещение точки *O* вверх или вниз практически не перемещает точки *A* и *B*. При продольном управлении точка *O* перемещается вдоль оси фюзеляжа, а при поперечном — поперек. Благодаря наличию сходящихся тяг *C*, идущих от ручки летчика, обеспечивается независимость действия также между продольным и поперечным управлением.

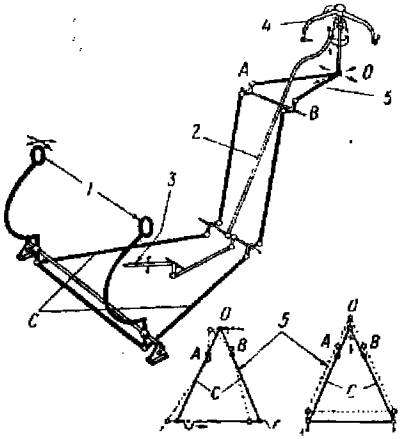
На фиг. 266 видно, как осуществлена независимость действия между управлением общим и циклическим шагом при автомате-перекосе типа «паук», отклоняющемся в одной плоскости. При перемещении ползуна *4* тяга *15* отклоняется на малый угол от

среднего положения, благодаря чему влияние перемещения ползуна на циклическое управление практически отсутствует.

На некоторых вертолетах автоматы-перекосы не перемещаются вверх и вниз, а закреплены на валу или неподвижном стакане; в этом случае управление общим шагом идет не через автомат-перекос, а минуя его. Так как проводка управления общим шагом и проводка управления циклическим шагом в конечном счете подходит к одним и тем же рычагам лопастей, то узлы, обеспечиваю-



Фиг. 271. Схема независимости действия управления общим и циклическим шагом.



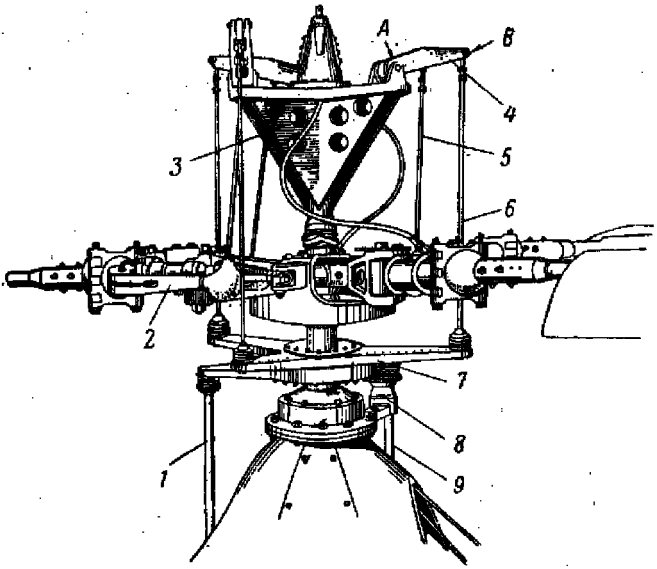
Фиг. 272. Схема независимости действия управления одновинтового вертолета.

1—ручка управления; *2*—тяга управления общим шагом; *3*—рычаг общего шага; *4*—автомат-перекос типа «паук»; *5*—треугольник.

щие независимость действия этих управлений друг от друга, здесь также необходимы и должны находиться на участке проводки между автоматом-перекосом и рычагами лопастей.

На фиг. 273 показаны автомат-перекос и проводка управления, обеспечивающая независимость действия общего и циклического шага путем введения в нее промежуточного рычага, имеющего опору *A* на крестовине *3* общего шага. Когда действует общий шаг, для рычага *4* опорой служит точка *B* конца тяги *6*, идущей от автомата-перекоса. Точка *A*, перемещаясь вверх или вниз, перемещает тягу *5*, идущую к рычагу лопасти, изменяя одновременно у всех лопастей угол установки. При отклонении автомата-перекоса опорой для рычага *4* служит уже точка *A*, а точка *B* — циклически перемещается вверх и вниз, вызывая нужное циклическое изменение угла установки лопастей несущего винта. В схеме управления общим и циклическим шагом (см. фиг. 256) независимость действия управления общим и циклическим шагом осуществляется также

посредством рычага *7*, расположенного на ползушке *4* общего шага. Этот рычаг одним концом соединен тягой *8* с автоматом-перекосом,



Фиг. 273. Конструктивная схема управления общим и циклическим шагом несущего винта.

1—тяга поперечного управления; *2*—рычаг лопасти; *3*—крестовина управления общим шагом; *4*—рычаг; *5*—тяга; *6*—тяга; *7*—автомат-перекос; *8*—шлицшарнир; *9*—тяга продольного управления.

а другим — тягой *9* с рычагом лопасти через качалку *10*, размещенную на стабилизирующем стержне *5*.

§ 4. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОВ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ

Управление обычного одновинтового вертолета состоит из следующих элементов: ручки, педалей и рычага шаг-газа, проводки управления, автомата-перекоса и механизма изменения шага хвостового винта.

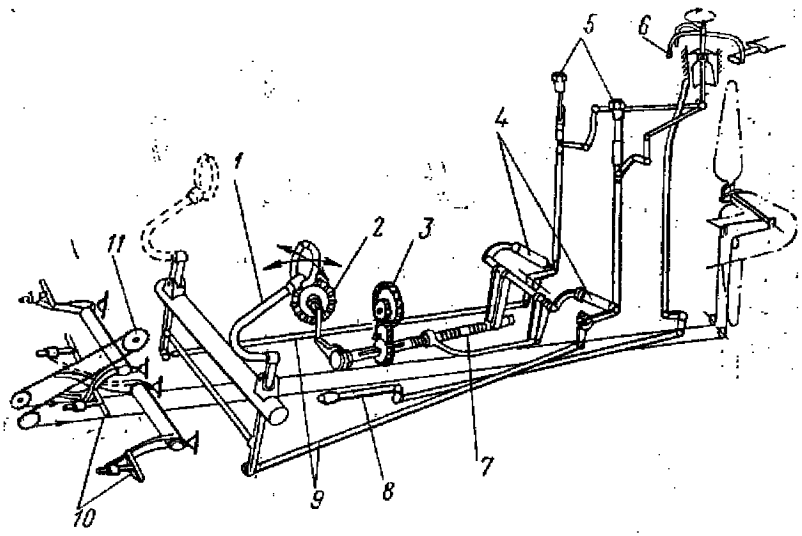
Управление двухвинтовых и многовинтовых вертолетов имеет те же элементы, но только проводка управления от педалей идет через автоматы-перекосы к лопастям несущих винтов. Итак, к лопастям несущего винта в случае двухвинтовых или многовинтовых вертолетов идут четыре цепи управления (в одновинтовых — три): продольное, поперечное, путевое и общего шага. Все они кинематически должны действовать независимо друг от друга, для чего в проводке

управления имеются суммарно-дифференциальные механизмы. Отклонения ручки, педалей и рычага общего шага передаются проводкой на вращающиеся лопасти посредством автомата-перекоса. Обеспечение независимости действия всех цепей, а также правильной установки автомата-перекоса по отношению к лопастям и осям вертолета является одной из трудных задач при проектировании управления вертолета.

Кроме указанных элемеитов, в системе управления у большинства современных вертолетов имеются разгрузочные пружинные механизмы, снимающие усилия с ручки летчика. На средних и тяжелых вертолетах в систему управления включаются гидравлические бустеры. Уже имеются вертолеты, оборудованные автопилотами. Проведеиные летные испытания подтверждают целесообразность применения иа вертолете автопилота.

Принципиальные схемы управления

На фиг. 274 показаиа принципиальная схема двойного управления одновинтового вертолета. Особенностью ее является то, что



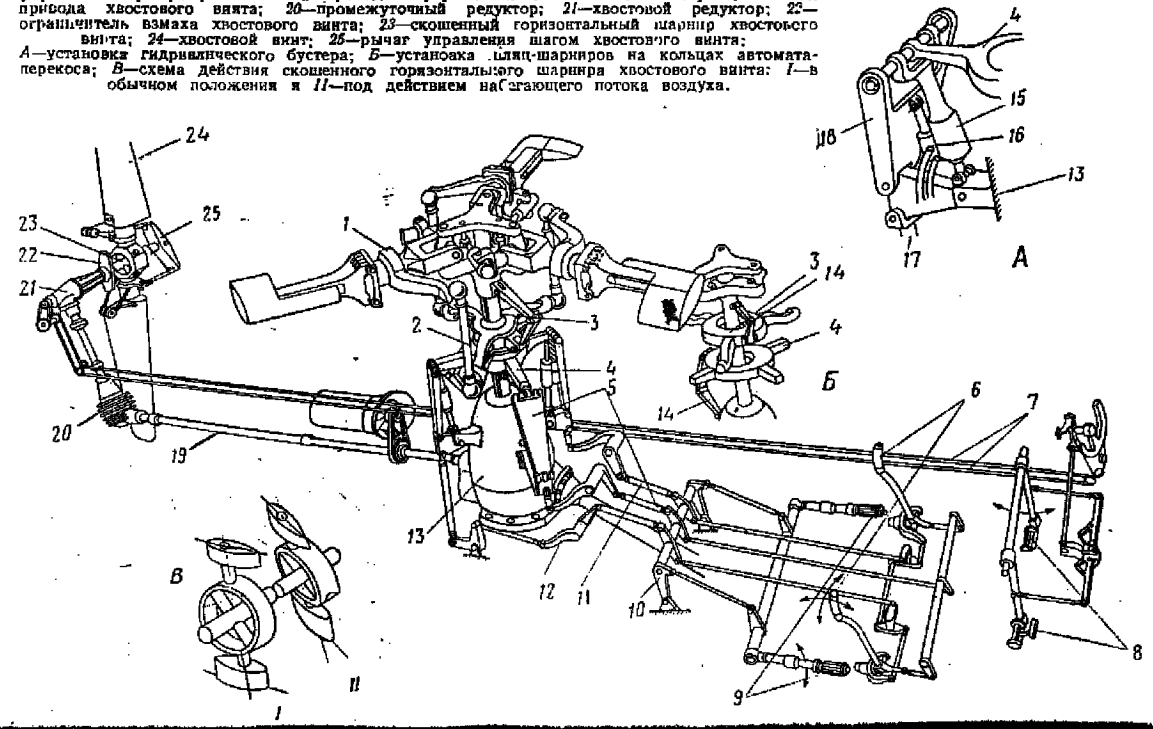
Фиг. 274. Принципиальная схема управления одновинтового вертолета с хвостовым винтом.

1—ручка управления; *2*—штурвал продольной балансировки ручки; *3*—штурвал поперечной балансировки ручки; *4*—пружина; *5*—демпфер вибраций; *6*—автомат-перекос; *7*—ходовой винт; *8*—рычаг шаг-газа; *9*—тяги продольно-поперечного управления; *10*—педали; *11*—ролики.

продольное и поперечное движение ручки, передаваясь через одни и те же сходящиеся тяги *9* и через систему тяг и качалок, переме-

Фиг. 275. Схема управления одновинтового вертолета.

1—рычаг управления шагом лопасти; *2*—тяга управления шагом; *3*—вращающееся кольцо автомата-перекоса; *4*—невращающееся кольцо автомата-перекоса; *5*—проводка продольного управления; *6*—ручки управления циклическим шагом; *7*—тросовая проводка путевого управления; *8*—педали; *9*—рычаги шаг-газа; *10*—суммарно-дифференциальный механизм; *11* и *12*—проводка поперечного управления; *13*—главный редуктор; *14*—шлиц-шарниры; *15*—гидравлический бустер; *16*—регулятор управления бустером; *17*—тяга проводки управления от летчика; *18*—серьга; *19*—вал привода хвостового винта; *20*—промежуточный редуктор; *21*—хвостовой редуктор; *22*—ограничитель взмаха хвостового винта; *23*—скошенный горизонтальный шарнир хвостового винта; *24*—хвостовой винт; *25*—рычаг управления шагом хвостового винта; *А*—установка гидравлического бустера; *Б*—установка шлиц-шарниров на кольцах автомата-перекоса; *В*—схема действия скошенного горизонтального шарнира хвостового винта: *I*—в обычном положении и *II*—под действием набегающего потока воздуха.



щает конец рычага автомата-перекоса при поперечном управлении вбок, в случае же продольного управления — вперед или назад.

Управление общим шагом осуществлено рычагом шаг-газа *8* (блокировка с дросселем на схеме не показана), отклонение которого передается через качалки и тяги поршню, в котором смонтирован шаровой шарнир автомата-перекоса. В систему управления включены инерционные массовые демпферы *5* и разгрузочные пружины *4*, регулируемые штурвалами *2* и *3* для продольного и поперечного управления. Путевое управление — тросовое; у педалей трос замкнут на ролике *11*, а у хвостового винта — на звездочке домкрата, изменяющего общий шаг хвостового винта.

Схема двойного управления одновинтового вертолета, показанного на фиг. 66, приведена на фиг. 275. Проводка управления общим и циклическим шагом жесткая. Независимость управления общим и циклическим шагом достигается введением суммарно-дифференциального механизма *10*; при управлении циклическим шагом качалки продольного и поперечного управления вращаются на общей оси, при управлении общим шагом общая ось, установленная на двух рычагах, перемещается поступательно. Для облегчения управления на вертолете имеется необратимая бустерная система, состоящая из трех бустеров: двух для поперечного управления и одного для продольного. Движение тяг управления, идущих к автомату-перекосу, вызывает движение регуляторов *16* гидравлических бустеров *15*, установленных на главном редукторе. При управлении общим шагом одновременно действуют все три бустера.

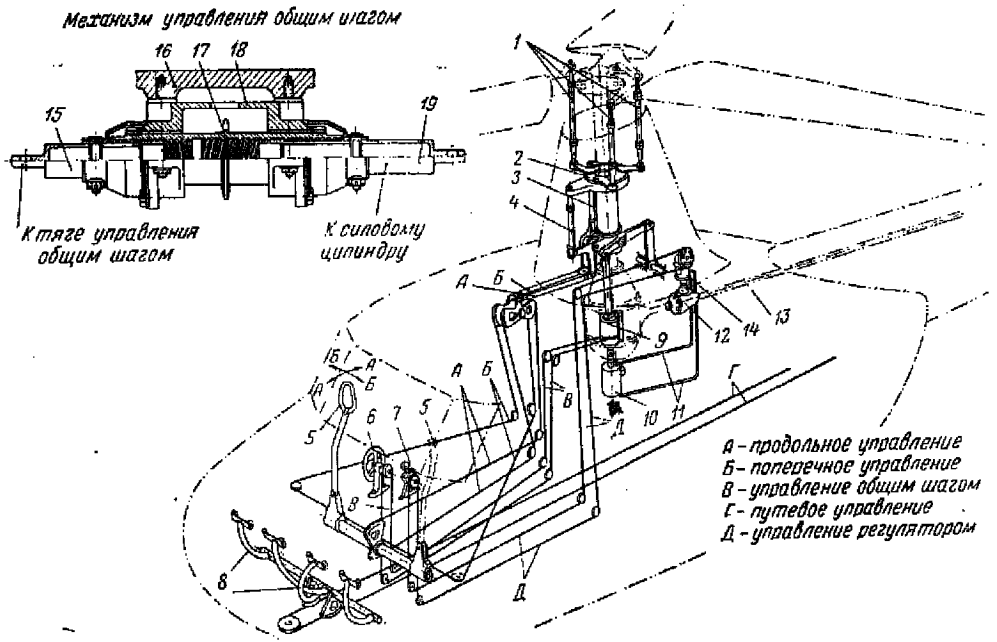
Вращающееся кольцо автомата-перекоса установлено на сферическом подшипнике (так же, как и на фиг. 263). Проводка управления шагом хвостового винта тросовая.

На фиг. 276 изображена схема управления одновинтового вертолета также с бустерами. Вся проводка управления жесткая. В цепь управления включены четыре гидравлических бустера: для продольного и поперечного управления, управления общим шагом и управления шагом хвостового винта. Управление общим шагом связано с управлением стабилизатором *17*. Бустерная система для продольного и путевого управления является частично обратимой, а для поперечного и общего шага — необратимой.

На фиг. 277 изображена принципиальная схема управления одновинтового вертолета, в которой вместо блокировки общего шага с дросселем в виде общего рычага шаг-газа включен регулятор постоянных чисел оборотов несущего винта, автоматически изменяющий общий шаг в зависимости от подаваемой мощности на несущий винт.

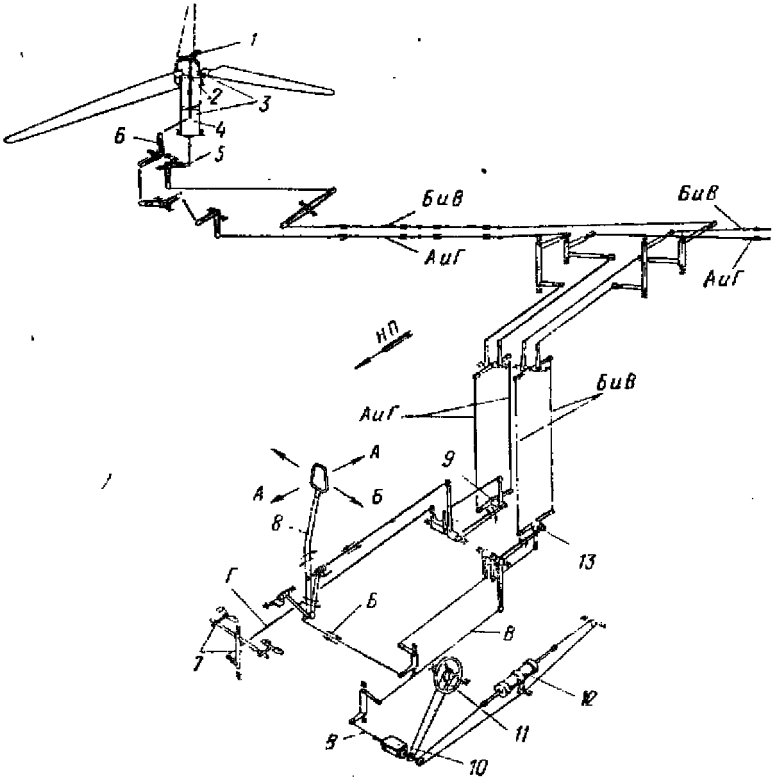
На фиг. 278 изображена принципиальная схема управления двухвинтового вертолета с поперечным расположением несущих винтов с двумя двигателями.

Продольное управление *A* осуществляется одновременным наклоном обоих автоматов-перекосов в одну сторону (вперед или назад).



Фиг. 277. Принципиальная схема управления одновинтового вертолета с хвостовым винтом.

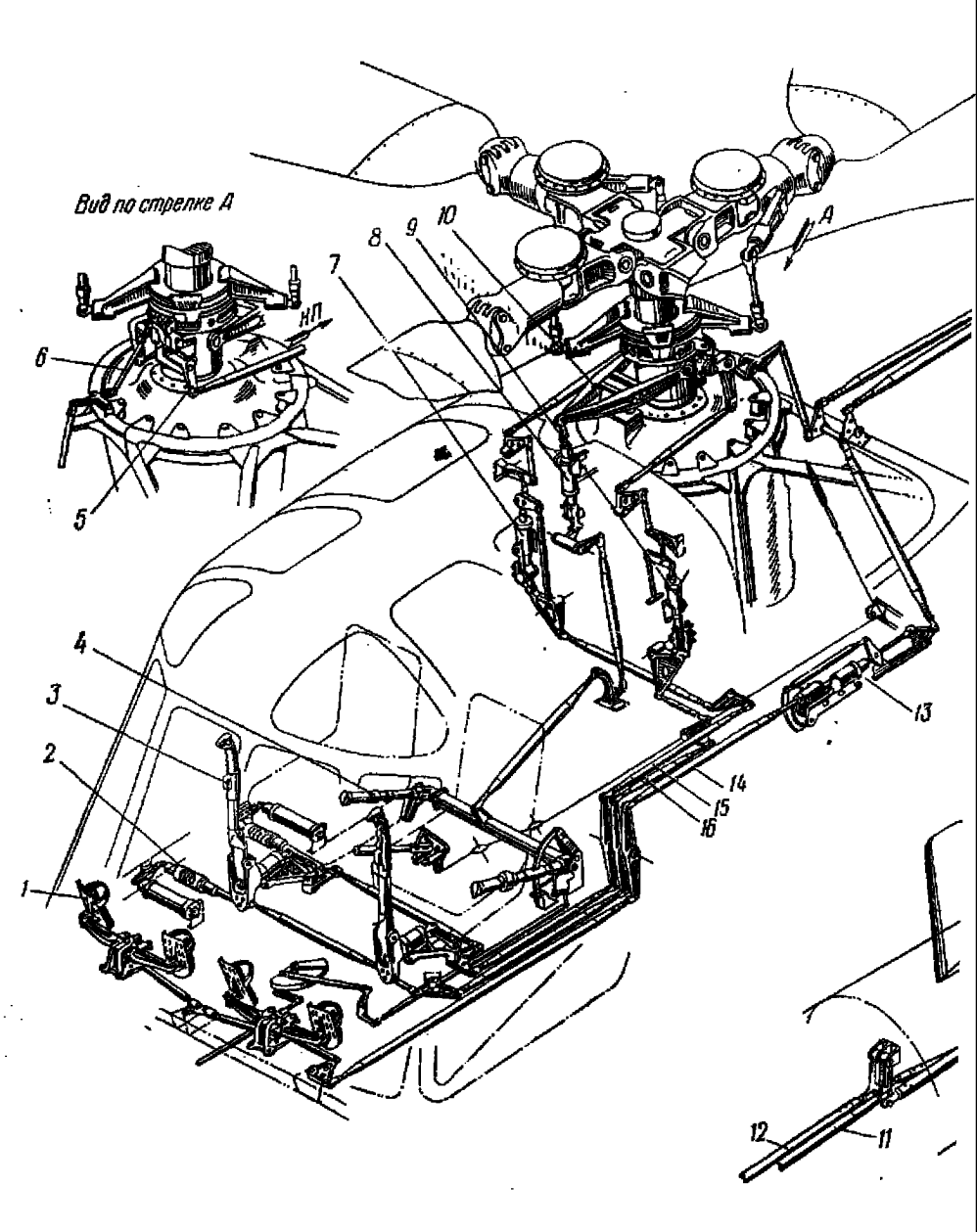
1—тяга; *2*—автомат-перекос; *3*—тяга поперечного управления; *4*—тяга продольного управления; *5*—ручка управления; *6*—штурвал общего шага; *7*—сектор управления регулятором постоянства оборотов; *8*—педали; *9*—механизм управления общим шагом; *10*—силовой цилиндр; *11*—трубопровод; *12*—редуктор привода регулятора постоянства оборотов; *13*—хвостовой вал; *14*—регулятор постоянства оборотов; *15*—шток с самотормозящей резьбой; *16*—корпус редуктора; *17*—винтовая гайка со звездочкой управления общим шагом; *18*—корпус механизма; *19*—шток с несамотормозящейся резьбой.

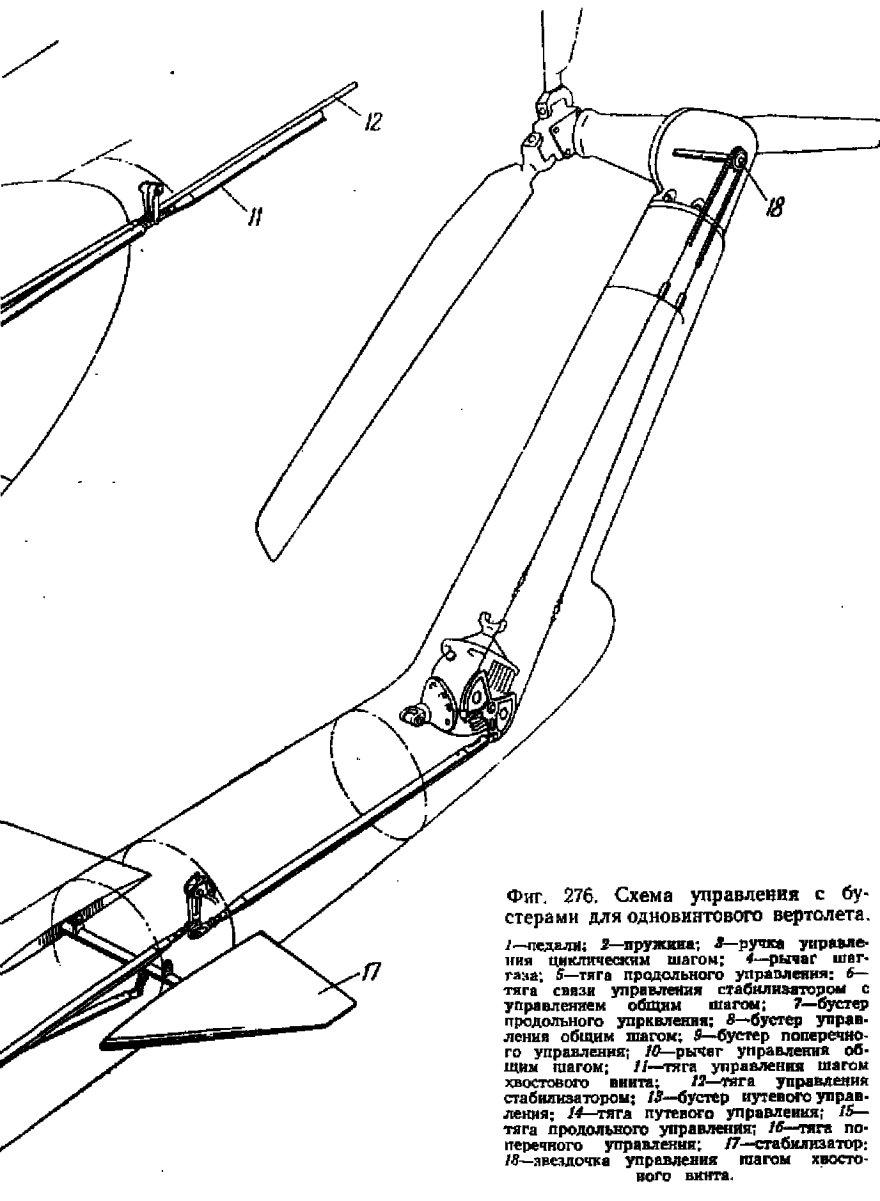


Фиг. 278. Принципиальная схема управления вертолета поперечной схемы.

1—автомат-перекос; *2*—шарнир; *3*—рычаги; *4*—ползун; *5*—качалка; *6*—качалка; *7*—педали; *8*—ручка управления; *9* и *13*—суммарно-дифференциальный механизм; *10*—самотормозящий механизм; *11*—штурвал общего шага; *12*—силовой цилиндр сброса общего шага.

А — продольное управление; *Б* — поперечное управление; *В* — управление общим шагом; *Г* — путевое управление.


Вид по стрелке А
НП
А
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16



Фиг. 276. Схема управления с бустерами для одновинтового вертолета.

1—педали; *2*—пружина; *3*—ручка управления циклическим шагом; *4*—рычаг шаг-газа; *5*—тяга продольного управления; *6*—тяга связи управления стабилизатором с управлением общим шагом; *7*—бустер продольного упрквления; *8*—бустер управления общим шагом; *9*—бустер поперечного управления; *10*—рычаг управлений общим шагом; *11*—тяга управления шагом хвостового винта; *12*—тяга управления стабилизатором; *13*—бустер путевого управления; *14*—тяга путевого управления; *15*—тяга продольного управления; *16*—тяга поперечного управления; *17*—стабилизатор; *18*—звездочка управления шагом хвостового винта.

И. П. Братухин

Управление пути *Г* достигается наклоном автоматов-перекосов в разные стороны (например, для левого разворота правый — вперед, левый — назад). Для независимого действия этих двух управлений в их проводку вводится суммарно-дифференциальный механизм *9*.

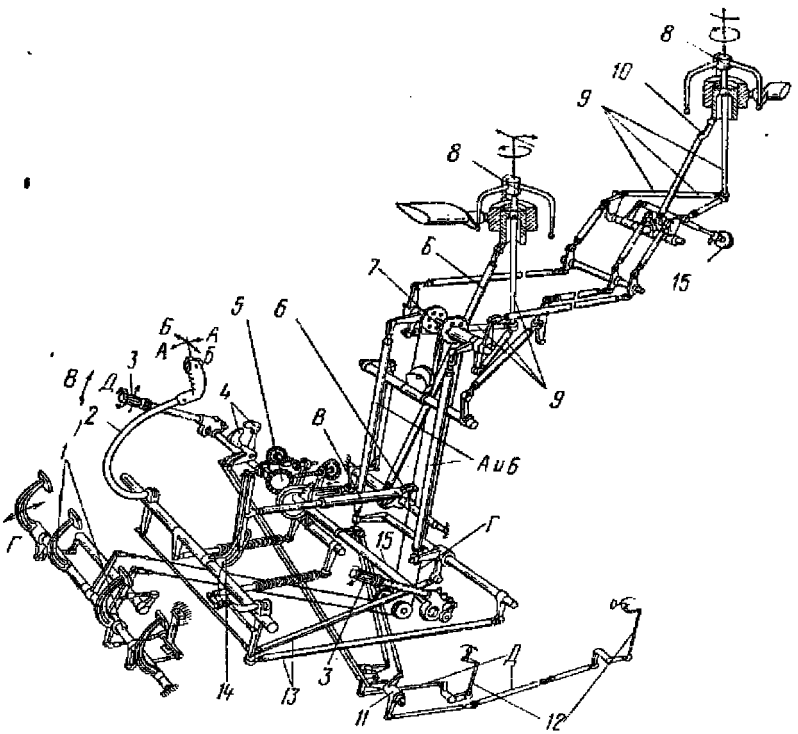
Поперечное управление *Б* осуществляется дифференциальным изменением общих шагов несущих винтов. Поэтому в проводку поперечного управления и управления общим шагом обоих винтов для независимого действия этих двух управлений одновременно вводится также общий узел — суммарно-дифференциальный механизм *13*.

Управление общим шагом в этой схеме не сблокировано с дросселями двигателей. Оно осуществляется через штурвал *11* и самотормозящий винтовой механизм *10*. Установлен автомат, сбрасывающий общий шаг до значения, необходимого для полета на одном двигателе, и общий шаг при остановке обоих двигателей до значения, соответствующего режиму авторотации несущих винтов. Сброс осуществляется гидросистемой с силовым цилиндром *12*. Эта система связана с давлением смазки в двигателе (при падении давления специальный клапан включает систему сброса). При дальнейшей модификации вертолета этой конструкции систему сброса предполагалось заменить установкой (в системе управления) регулятора постоянных чисел оборотов, вращающегося от синхронного вала, который заменил бы не только систему аварийного сброса общего шага, но также сделал бы излишней блокировку шаг-газ, так как регулятор постоянных оборотов автоматически регулирует открытие дросселей обоих двигателей в соответствии с нагрузкой несущего винта.

На фиг. 279 показана принципиальная схема управления двухвинтового вертолета продольной схемы с двумя двигателями. Управление — двойное. Продольно-поперечное управление осуществляется с помощью ручки летчика, движение которой через систему качалок и тяг передается автоматам-перекосам, наклоняющимся в ту же сторону, что и ручка. Продольное и поперечное движение ручки передается через одни и те же тяги *13* (как в схеме фиг. 274), расположенные в виде треугольника под полом кабины летчика, и через тяги, также расположенные треугольником и подходящие к концам рычагов автоматов-перекосов.

Путевое управление осуществляется от педалей путем дифференциального отклонения автоматов-перекосов в разные стороны при помощи эксцентрикового вала, смонтированного в узле *7*. Продольное управление вертолетом дополнено еще дифференциальным изменением общего шага несущих винтов.

Дифференциальное изменение общих шагов несущих винтов блокировано через кулису *14* с продольным управлением. Кулиса имеет такой профиль, что при небольших продольных отклонениях ручки летчика проводка управления общим шагом остается неподвижной, при значительных же отклонениях ручки дополнительно

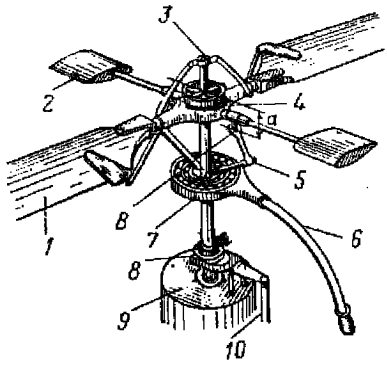


Фиг. 279. Принципиальная схема управления вертолета продольной схемы.

1—педали; *2*—ручка управления; *3*—рычаг шаг-газа; *4*—секторы раздельного управления газом двигателей; *5*—штурвал продольной балансировки вертолета; *6*—эксцентриковый вал для дифференциального управления общим шагом; *7*—эксцентриковый вал для дифференциального изменения циклического шага; *8*—автомат-перекос типа «паук»; *9*—проводка циклического управления; *10*—тяга управления общим шагом; *11*—эксцентриковый механизм управления газом двигателя; *12*—тяги управления газом двигателя; *13*—тяги; *14*—кулиса; *15*—инерционный демпфер.
А — продольное управление; *Б* — поперечное управление; *В* — управление общим шагом; *Г* — путевое управление; *Д* — управление газом двигателей.

к отклонению ометаемых дисков несущих винтов изменяются дифференциально общие шаги несущих винтов и увеличивается эффективность продольного управления.

Управление общим шагом и дросселями двигателей сблокировано; имеется рычаг шаг-газа с расположенной на конце рычага рукояткой, позволяющей управлять дросселями обоих двигателей одновременно. Имеется два сектора *4* для раздельного управления двигателями на земле. Их отклонения воздействуют на эксцентриковый вал качалок газоуправления.



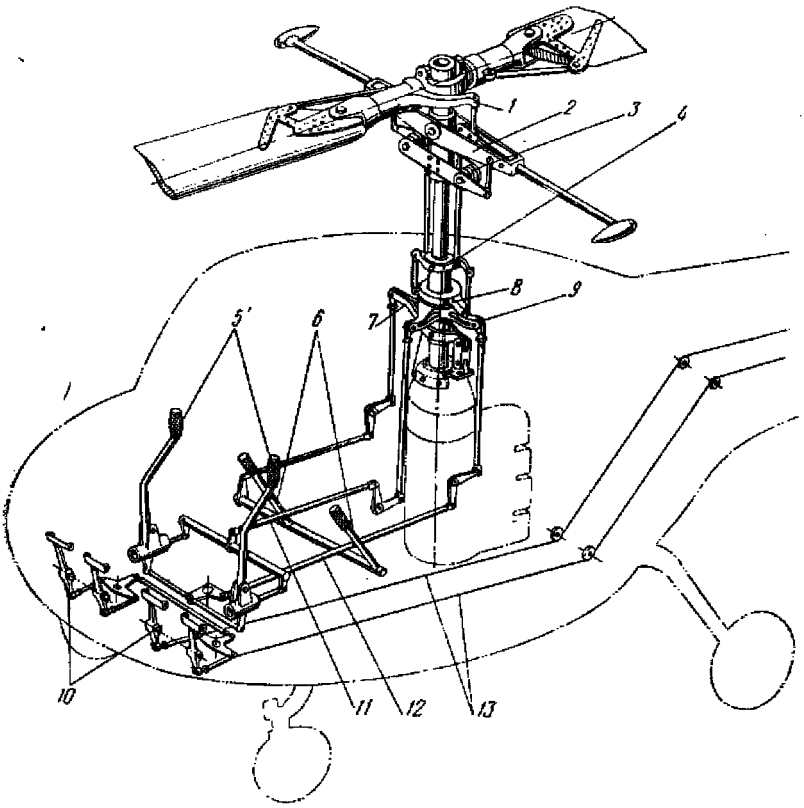
Фиг. 280. Принципиальная схема управления одновинтового вертолета (автомат-перекос с серволопатками).

1—лопасть; *2*—серволопатки; *3*—коромысло управления общим шагом; *4*—втулка на кардане; *5*—шлиц-шарнир; *6*—ручка управления; *7*—автомат-перекос; *8*—втулка общего шага; *9*—редуктор; *10*—тяга управления общим шагом.

На фиг. 280 показана принципиальная схема управления вертолета с несущим винтом на кардане и с серволопатками для управления. Автомат-перекос воздействует на лопасти этого винта. Ручка непосредственно подходит к невращающемуся кольцу автомата-перекоса.

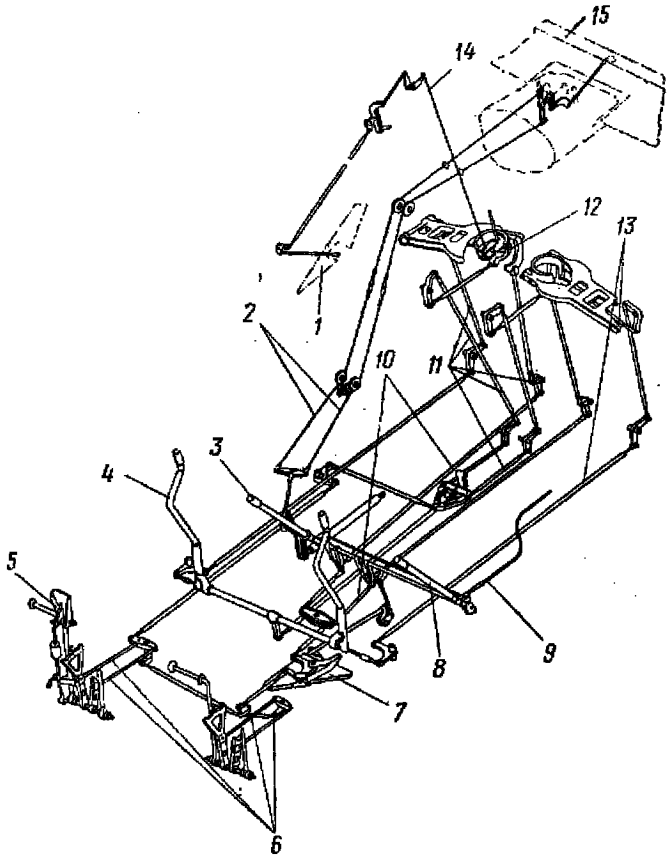
На фиг. 281 изображена принципиальная схема управления одновинтового вертолета, снабженного стабилизирующим устройством в виде стержня с грузами на концах, представляющего собой простейший гироскоп.

На фиг. 282 показана принципиальная схема управления вертолета с перекрещивающимися несущими винтами с сервозакрылками на лопастях. Лопасти от действия управления не поворачиваются в осевом шарнире (его нет), а упруго закручиваются под действием сил, возникающих на сервозакрылках, к которым идет проводка от ручки, педалей и рычага шаг-газа. Триммер стабилизатора (на хвосте) сблокирован с рычагом общего шага.



Фиг. 281. Принципиальная схема управления одновинтового вертолета (несущий винт со стабилизирующим стержнем).

1—рычаг лопасти; *2*—стабилизирующий стержень; *3*—демпфер стабилизирующего стержня; *4*—дифференциальный механизм; *5*—ручки управления; *6*—рычаги общего шага; *7*—качалка управления общим шагом; *8*—вращающееся кольцо автомата-перекоса; *9*—неподвижное кольцо автомата-перекоса; *10*—педали ножного управления; *11*—тяга продольного управления; *12*—тяга поперечного управления; *13*—тросовая проводка путевого управления.



Фиг. 282. Принципиальная схема управления вертолета с перекрещивающимися винтами.

1—сервозакрылок; *2*—тросы управления триммером стабилизатора; *3*—рычаг шаг-газа; *4*—ручка управления циклическим шагом; *5*—педали путевого управления; *6*—тяги; *7*—дифференциальный механизм; *8*—рычаг шаг-газа; *9*—проводка управления газом двигателя; *10*—тяга управления общим шагом; *11*—тяги продольного управления; *12*—автомат-перекос; *13*—тяги поперечного управления; *14*—тяга к сервозакрылку; *15*—триммер.

§ 5. УПРАВЛЕНИЕ ОБЩИМ ШАГОМ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Проводка управления общим шагом конструктивно увязана с автоматом-перекосом. Втулка-ползушка общего шага в большинстве случаев двигается вместе с автоматом-перекосом при изменении общего шага. Даже тогда, когда проводка управления общим шагом идет не через автомат-перекос, приходится ее кинематически увязывать с проводкой от автомата-перекоса, соединяя их на последних звеньях у лопастей. Из некоторых принципиальных схем управления можно видеть, что во всех случаях, кроме одновинтовой схемы, изменение общего шага каждого винта используется для поперечного, продольного или путевого управления. Поэтому в проводке управления общего шага должно быть в этих случаях малое трение; однако управление для совместного одинакового изменения общего шага у всех несущих винтов можно делать самотормозящимся.

Шаг-газ. Во многих вертолетах управление шагом объединяют с дросселем, помещая на конце объединенного общего рычага рукоятку (наконечник) для дополнительного управления дросселем.

Кинематическая связь общего шага с углом поворота дроссельной заслонки при проектировании определяется зависимостью потребной мощности от угла установки лопастей на различных режимах полета. Управление при помощи объединенного рычага должно обеспечивать приблизительно постоянные числа оборотов несущих винтов на всех режимах полета, а при дополнительном управлении дросселем — позволять получать оптимальные условия для любого режима. Для двухвинтовых и многовинтовых вертолетов с одним или двумя двигателями также можно применить объединенный рычаг шаг-газа, но здесь возникает дополнительное требование, заключающееся в том, что дифференциальное управление общим шагом несущих винтов не должно мешать связи шага и газа.

В вертолете с двумя двигателями при проектировании связи общего шага и дросселя нужно обязательно предусмотреть возможность работы несущих винтов на одном двигателе.

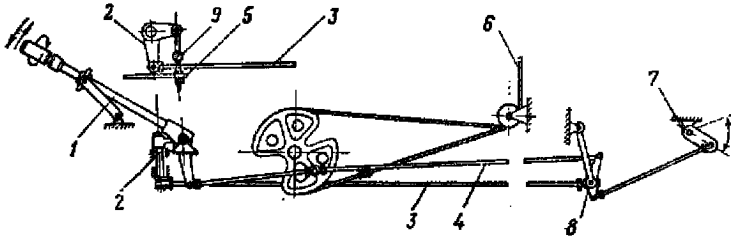
На фиг. 283 показана конструктивная схема блокировки управления общим шагом с дроссельной заслонкой для одновинтового вертолета.

На фиг. 284 изображен рычаг шаг-газа, изготовленный из стальной трубы, к верхнему концу которой приклепан наконечник. В наконечнике на двух бронзовых втулках вращается внутренний валик *8* с надетой на него рукояткой газа *1*. К нижнему концу валика приклепано зубчатое колесо *10*. Своим нижним концом труба вставлена в стальной сварной стакан, где в бронзовых вкладышах скользит рейка *11*, сцепленная с зубчатым колесом валика. Рейка соединена с тягой *13*, идущей к двуплечему рычагу. По шлифованной поверхности трубы рычага скользит, как по штоку, за-

жимной хомут *18*, которым можно фиксировать рычаг в любом положении.

На фиг. 285 показан рычаг шаг-газа другой конструкции. При повороте рукоятки газа, размещенной также на конце общего шага, вращается валик *2*, имеющий на конце винт *3*. На винте перемещается гайка *4*, связанная карданом с рычагом *11*, который поворачивает трубку с насаженным на ней рычагом *6*. Для фиксирования рычага шаг-газа служит траверса *7*.

Регулятор постоянного числа оборотов несущего винта для любого вертолета, а в особенности много-

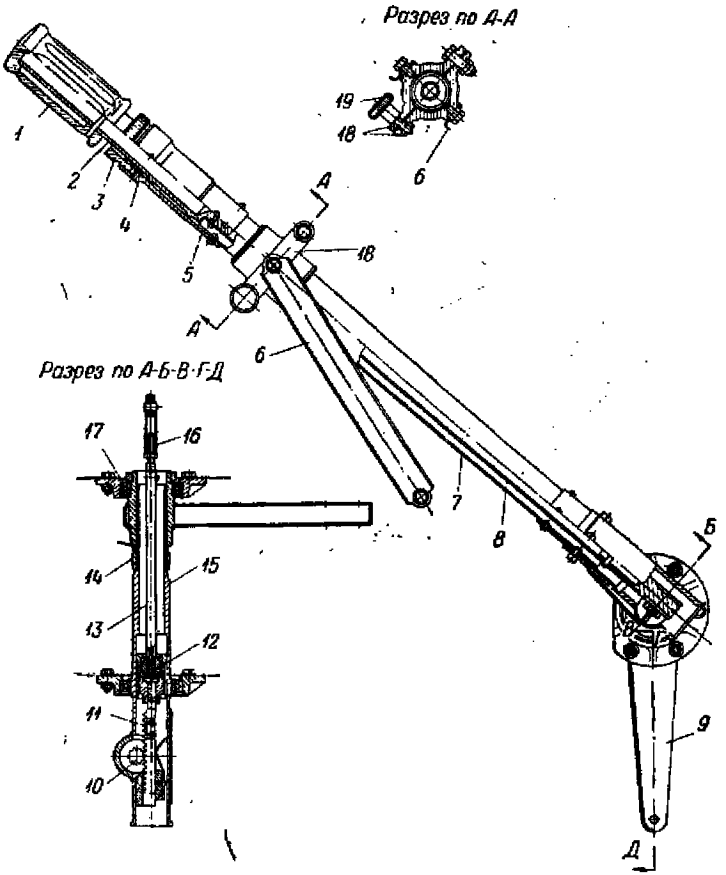


Фиг. 283. Конструктивная схема блокировки управления общим шагом с дроссельной заслонкой для одновинтового вертолета.

1—рычаг шаг-газа; *2*—двуплечий рычаг; *3*—тяга управления газом двигателя; *4*—тяга кинематической связи шаг-газа; *5*—валик рычага общего шага с зубчатым колесом; *6*—тросовое управление общим шагом; *7*—сектор дросселя двигателя; *8*—кинематическое звено шаг-газа; *9*—рейка с шаровым шарниром.

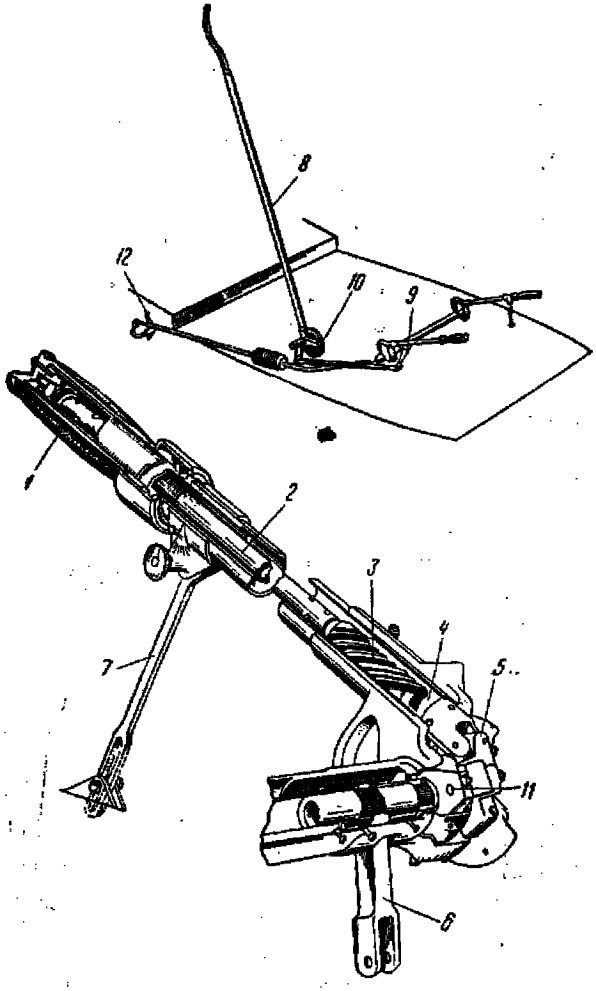
двигательного, является наилучшим средством автоматической координации шага и дросселя для всех режимов полета. При его применении рычаг шаг-газа устраняется; можно оставить аварийное ручное управление общим шагом. При регуляторе постоянного числа оборотов летчик управляет сектором газа, и регулятор воздействует на механизм в проводке управления общего шага так, что устанавливает общий шаг соответственно открытию дросселя на заданных оборотах. Обычно такой регулятор, применяемый на самолетных винтах ВИШ, летчик из своей кабины может настраивать на обороты в некотором диапазоне. Регулятор постоянного числа оборотов имеет то преимущество, что при входе несущего винта в срывной режим он будет автоматически уменьшать общий шаг (если летчик при этом не будет добавлять газ).

Опыт, накопленный по эксплуатации регуляторов оборотов на самолетах, можно полностью использовать на вертолетах. Можно предполагать, что благодаря большему моменту инерции и большему передаточному числу переход с режима на режим будет в случае вертолета более плавный; колебания оборотов при этом должны быть меньше.



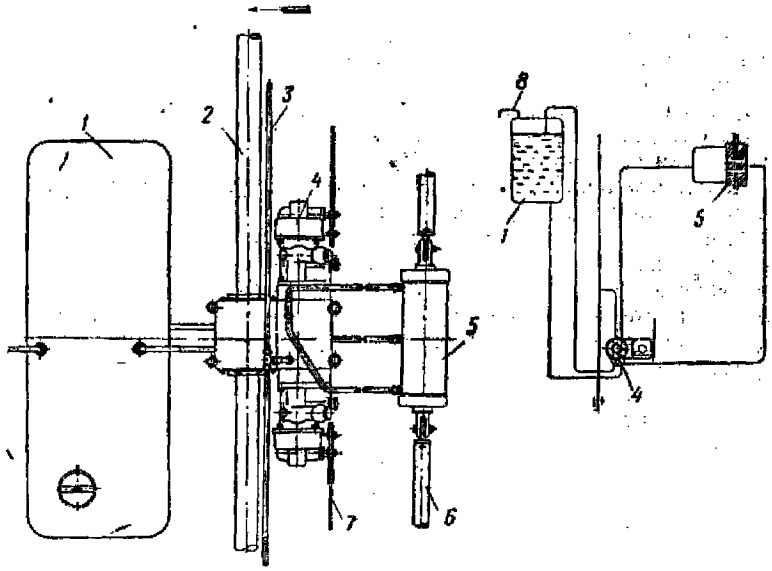
Фиг. 284. Конструкция рычага шаг-газа.

1—рукоятка газа; *2*—валик; *3*—зажимная гайка; *4*—шарики; *5*—наконечник трубы; *6*—траверса; *7*—шлифованная труба; *8*—внутренний валик; *9*—плечо рычага; *10*—зубчатое колесо; *11*—рейка; *12*—шаровой шарнир; *13*—тяга; *14*—втулка рычага; *15*—поперечная труба; *16*—наконечник тяги; *17*—опора; *18*—хомут; *19*—зажимной болт.



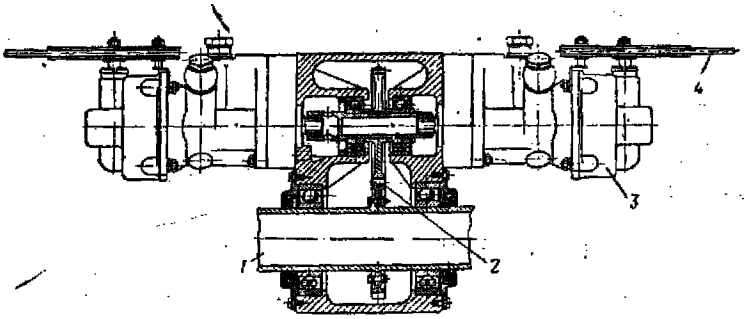
Фиг. 285. Конструкция рычага шаг-газа.

1—рукоятка газа; *2*—валик; *3*—винт; *4*—черпячная гайка; *5*—универсальный шарнир; *6*—рычаг управления газом двигателя; *7*—траверса; *8*—тяга управления общим шагом; *9*—рычаг; *10*—необратимый механизм; *11*—рычаг; *12*—тяга к дроссельной заслонке.



Фиг. 286. Схема установки регулятора постоянного числа оборотов на вертолете поперечной схемы.

1—гидробак; *2*—синхронный вал; *3*—трубопровод к тянущим винтам; *4*—регулятор постоянного числа оборотов; *5*—силовой цилиндр; *6*—тяга к несущим винтам; *7*—трос управления; *8*—дренаж.



Фиг. 287. Привод регулятора постоянного числа оборотов.

1—синхронный вал; *2*—зубчатое зацепление; *3*—регулятор постоянного числа оборотов; *4*—трос управления регулятором.

На фиг. 286 приведена схема установки регулятора постоянного числа оборотов для вертолета поперечной схемы (проект). На фиг. 287 показан привод этого регулятора от синхронного вала.

Перевод общего шага несущих винтов на режим авторотации. При переходе несущих винтов с моторного режима на режим авторотации (из-за остановки двигателя) требуется быстро уменьшать общий шаг. При управлении общим шагом объединенным рычагом шаг-газа летчик не во всех случаях в состоянии своевременно, с должной быстротой уменьшить общий шаг несущего винта до величины, соответствующей режиму авторотации. Правда, при наличии компенсатора взмаха кажется возможным допустить некоторую медлительность в переводе общего шага, так как увеличение угла конусности лопастей приводит к уменьшению угла установки лопастей благодаря компенсатору взмаха, но это требует еще проверки в летных испытаниях. Во всяком случае это имеет значение только для несущих винтов с шарнирными лопастями.

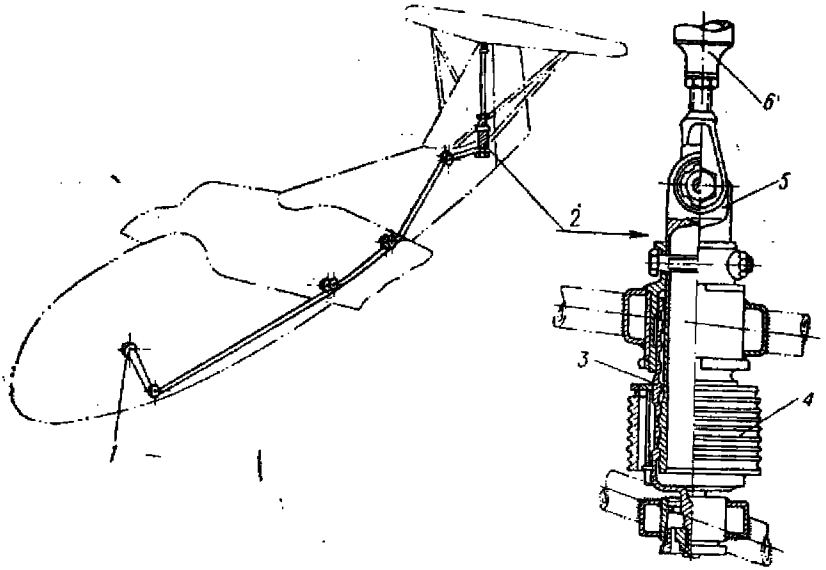
Поэтому необходимо обеспечить автоматическое уменьшение общего шага при переходе на режим авторотации. Лучше всего для этого использовать регулятор постоянного числа оборотов. В самом деле, остановка двигателя вызовет падение крутящего момента на несущем винте (что равносильно закрытию дросселя); регулятор, сохраняя постоянными обороты последнего, автоматически уменьшит шаг до значения, соответствующего режиму авторотации. Как было указано выше, в системе управления вертолета поперечной схемы (см. фиг. 278) применялось специальное приспособление для сброса общего шага, использующее уменьшение давления в нагнетающей сети маслосистемы двигателя; шаг несущих винтов автоматически уменьшался до авторотационного. Этот способ имеет тот недостаток, что давление масла в двигателе в некоторых случаях будет падать не одновременно с падением мощности; поэтому не исключена некоторая задержка в переводе общего шага и возможна опасная потеря оборотов несущего винта. При любых приспособлениях для сброса общего шага надо обеспечить в системе управления общим шагом возможность быстрого увеличения угла установки при посадке вертолета с выключенными двигателями с подрывом.

§ 6. УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ

На фиг. 288 дана принципиальная схема управления стабилизатором. Изменение угла установки стабилизатора в полете происходит от штурвала. В проводке управления имеется самотормозящий винтовой механизм *2*. Проводка в большей части тросовая.

В некоторых вертолетах отклонение стабилизатора или его триммера кинематически связано с изменением общего шага. На фиг. 276 показана кинематическая схема такой связи. Эта связь

удерживает вертолет от входа в пикирование после внезапной остановки двигателя, так как при сбросе шага обеспечивает кабрирующий момент на вертолете, что приводит к увеличению угла атаки несущего винта и быстрому набору оборотов. Можно повысить характеристики устойчивости вертолета, если установить кинемати-



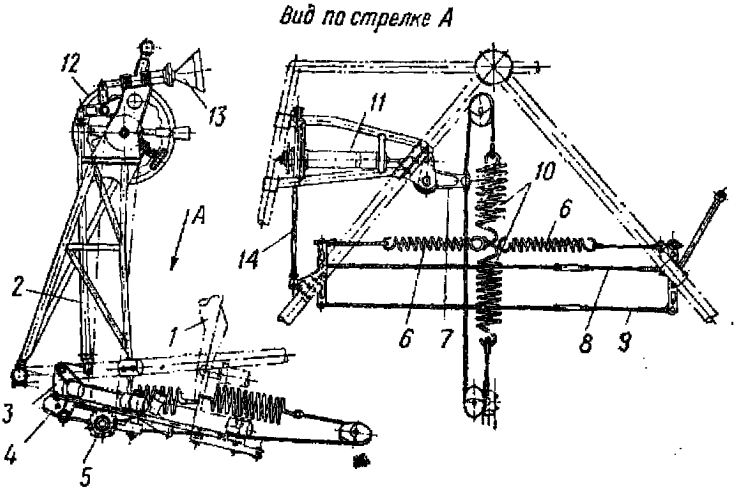
Фиг. 288. Принципиальная схема управления стабилизатором вертолета поперечной схемы.

1—штурвал; *2*—винтовой механизм; *3*—винтовая гайка; *4*—барабан; *5*—винт; *6*—тяга к стабилизатору.

ческую связь угла отклонения стабилизатора с углом отклонения ручки летчика (желательно эту связь осуществлять с переменным передаточным отношением).

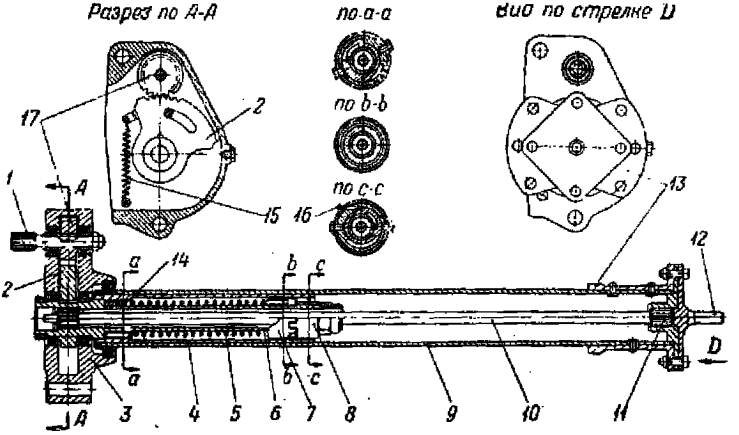
§ 7. МЕХАНИЗМЫ СНЯТИЯ НАГРУЗКИ С РУЧКИ ЛЕТЧИКА

Усилие на ручку летчика передается от лопастей несущего винта. Шарнирные моменты лопастей и их изменение со скоростью полета в большинстве случаев не дают необходимого градиента усилия на ручке летчика. В некоторой степени этого можно достичь регулированием триммеров на задней кромке лопастей, но в большинстве случаев для повышения пилотажных свойств вертолета идут на создание нужного искусственного градиента усилий на ручке управления и снятия чрезмерных нагрузок с ручки. Для этого в



Фиг. 289. Разгрузочные пружины одновинтового вертолета.

1—ручка управления; *2*—тяга; *3*—качалка; *4*—ролик; *5*—зубчатка; *6*—разгрузочные пружины поперечного управления; *7*—качалка; *8*—стяжной трос; *9*—замыкающий трос; *10*—разгрузочные пружины продольного управления; *11*—самотормозящий механизм; *12*—штурвальчик механизма разгрузки продольного управления; *13*—штурвальчик механизма разгрузки поперечного управления; *14*—тяга механизма разгрузки поперечного управления.



Фиг. 290. Разгрузочная пружина.

1—шлицевой валик привода электромеханизма; *2*—зубчатый сектор; *3*—корпус разгрузочного механизма; *4*—неподвижная втулка; *5*—пружина для центрирования ручки; *6*—валик разгрузки; *7*—втулка для регулирования затяжки пружины; *8*—втулка для выбирания люфта при затяжке пружины; *9*—внешняя труба; *10*—стержень; *11*—шлицевой конец стержня; *12*—хвостовик под опору; *13*—фланец крепления сектора и рычага управления; *14*—втулка крепления пружины; *15*—пружина для выбирания люфта в зацеплении; *16*—регулировочный болт; *17*—зубчатое колесо.

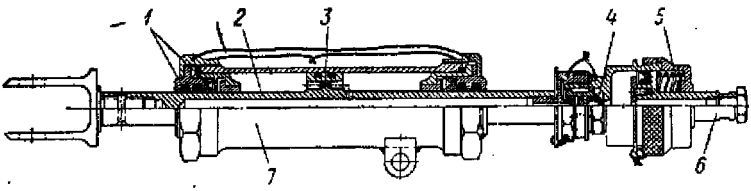
проводку продольного и поперечного управления вводят пружины с регулирующими их механизмами. Приводы этих механизмов бывают ручные или электрические.

На фиг. 289 приведена установка этих пружин на одном из вертолетов. Балансировка ручки пружинами происходит вручную посредством штурвальчиков *12* и *13*. В последних конструкциях вертолетов разгрузочные пружины для балансировки ручки регулируются электромеханизмом, состоящим из электродвигателя и электропривода.

Приведенные на фиг. 289 пружины работают на растяжение. Применяются также разгрузочные пружины, работающие на сжатие, или пружины в виде прутка, работающего на закручивание (фиг. 290). Для центровки ручки на любом угле балансировки пружине *5* дают предварительную затяжку.

§ 8. ДЕМПФЕРЫ В ПРОВОДКЕ УПРАВЛЕНИЯ

Усилия, идущие от лопастей на ручку летчика, имеют периодический характер. Они вызывают «дерганье», «вождение» и «тряску» ручки, что ухудшает управляемость вертолета. Предварительная затяжка разгрузочных пружин дает возможность не ощущать на



Фиг. 291. Гидравлический демпфер в проводке управления.

1—уплотнение; *2*—шток; *3*—жиклер; *4*—шариковый клапан; *5*—пружина; *6*—поршень; *7*—цилиндр.

ручке небольшие периодические силы; но этой меры обычно бывает недостаточно, и для поглощения вибрации в проводке управления приходится ставить вблизи автомата-перекоса демпферы.

Демпферы бывают инерционные и гидравлические. Инерционные демпферы (см. фиг. 279 и 294) имеют тот недостаток, что при больших ускорениях отклонения ручки в этих демпферах возникает инерционная сила, вначале препятствующая движению ручки, а в конце движения ускоряющая его.

Недостатком гидравлического демпфера (фиг. 291) является дополнительное трение, вводимое в проводку управления; но гасит он вибрации лучше, чем демпфер инерционный. Для тех и других демпферов, чтобы погасить вибрации, нужны малые перемещения в проводке управления. Гашению вибраций в проводке управления содействует тросовая часть проводки.

Борьба с вибрациями ручки заставила на некоторых (даже легких) вертолетах применять необратимое управление, а необходимый градиент усилий на ручке создавать пружинами.

§ 9. БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Управление вертолетом при помощи бустеров стало в последнее время весьма распространенным. Для крупных вертолетов оно является единственным возможным способом получения легкого управления. На вертолетах можно применять бустерное управление двух родов: необратимое (см. фиг. 275) и частично обратимое (см. фиг. 276).

Если шарнирные моменты аэродинамических сил на лопастях создают положительный градиент усилий на ручке летчика, то желательно бустерное управление делать частично обратимым, но тогда в проводке управления нужно поставить демпферы для поглощения вибраций от периодических сил, идущих с лопастей несущего винта.

Необратимое бустерное управление исключает вибрации ручки летчика, но при этом летчик не будет ощущать необходимого градиента усилий на ручке при полете с горизонтальной скоростью. В этом случае необходимые для управления усилия на ручке придется создать пружинами, регулируя которые можно сбалансировать ручку при любом ее отклонении. Такие пружины нужны и для частично обратимого бустерного управления на режиме висения.

Для надежности питание бустеров (нагнетающую линию и насосы) следует дублировать.

§ 10. СТАБИЛИЗИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА В УПРАВЛЕНИИ ВЕРТОЛЕТОМ

Из всех стабилизирующих приспособлений, применявшихся для повышения динамической устойчивости вертолета, в некоторой степени оказались удовлетворительными стабилизирующий стержень и серволопатки.

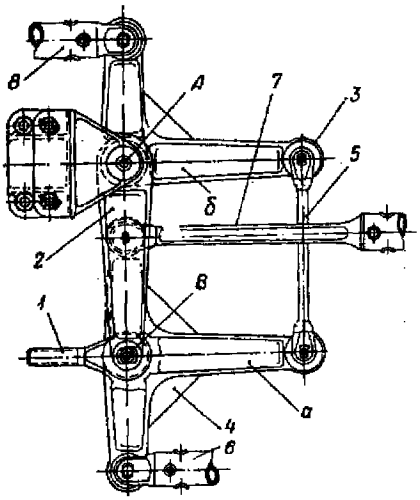
Стабилизирующий стержень (см. фиг. 148 и 256), посаженный шарнирно на вал, стремится сохранить свою плоскость вращения в пространстве.

В проводке управления от автомата-перекоса до рычага лопасти имеется качалка, опора которой размещена на стабилизирующем стержне. Благодаря этому всякое отклонение вертолета вызывает восстанавливающий момент. Стабилизирующий стержень имеет гидравлический демпфер, который введен для того, чтобы стержень в нужной степени следовал за валом. Характеристика демпфера определяется из расчета устойчивости вертолета со стабилизирующим стержнем.

Серволопатки (см. фиг. 280) также создают стабилизирующий эффект. Всякий наклон плоскости вращения несущего винта вызывает циклическое изменение угла установки серволопаток, потому что точка *B* удерживается автоматом на месте, а осевой шарнир серволопатки перемещается, это и приводит к действию, эквивалентному действию автомата-перекоса, создающего восстанавливающий момент. Дальнейшим шагом к облегчению пилотирования вертолета и повышению его устойчивости является установка на него автопилота.

§ 11. КОНСТРУКЦИИ НЕКОТОРЫХ ЭЛЕМЕНТОВ УПРАВЛЕНИЯ

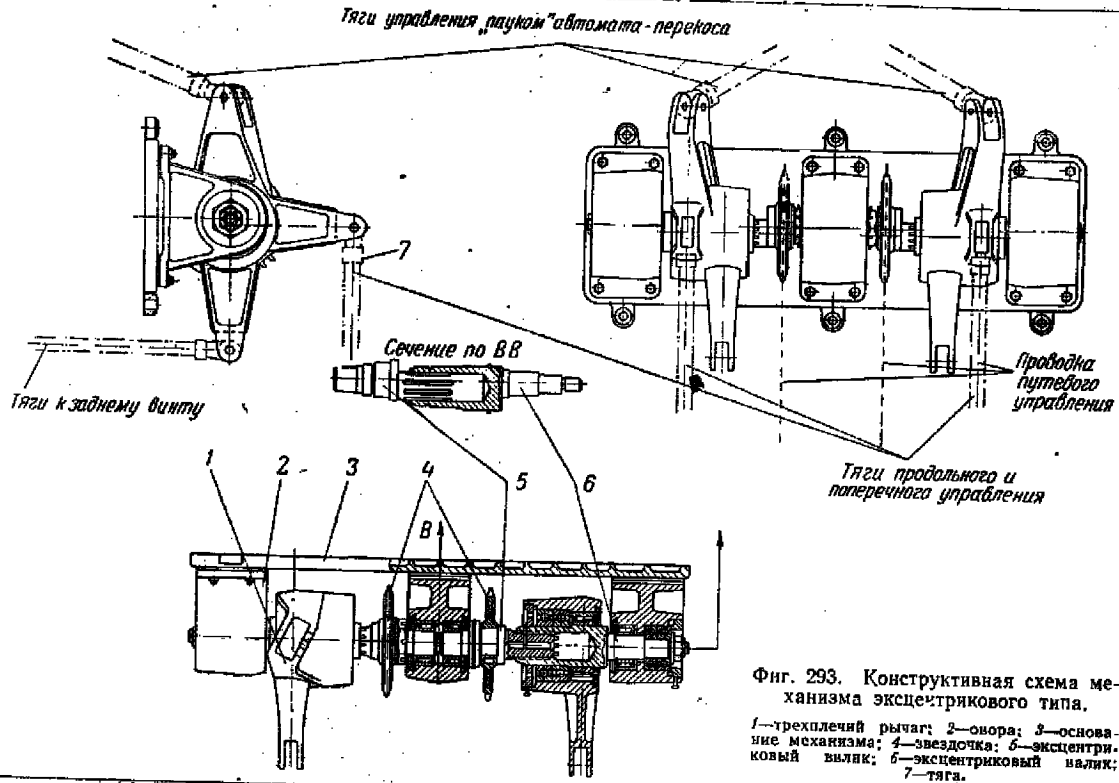
Большая часть элементов управления вертолета (ручка летчика, педали, тяги, рычаги и качалки жесткой проводки управления, ролики тросовой проводки) аналогична по конструкции элементам управления самолета. Поэтому конструкцию их мы не будем рассматривать и отсылаем интересующихся к литературе по самолетам. Здесь мы приводим конструкцию элементов, специфических для вертолетов. К таким элементам относятся: автоматы-перекосы, рычаги шаг-газа, суммарно-дифференциальные механизмы и кривошипные механизмы автоматов-перекосов. (Конструкция автоматов-перекосов и рычагов шаг-газа была уже описана выше).



Фиг. 292. Суммарно-дифференциальный механизм типа параллелограмма.

1—тяга от ручки управления; *2*—основной рычаг; *3*—двуплечий рычаг; *4*—трехплечий рычаг; *5*—тяга параллелограмма; *6*—тяга; *7*—тяга; *8*—тяга от ручки управления.

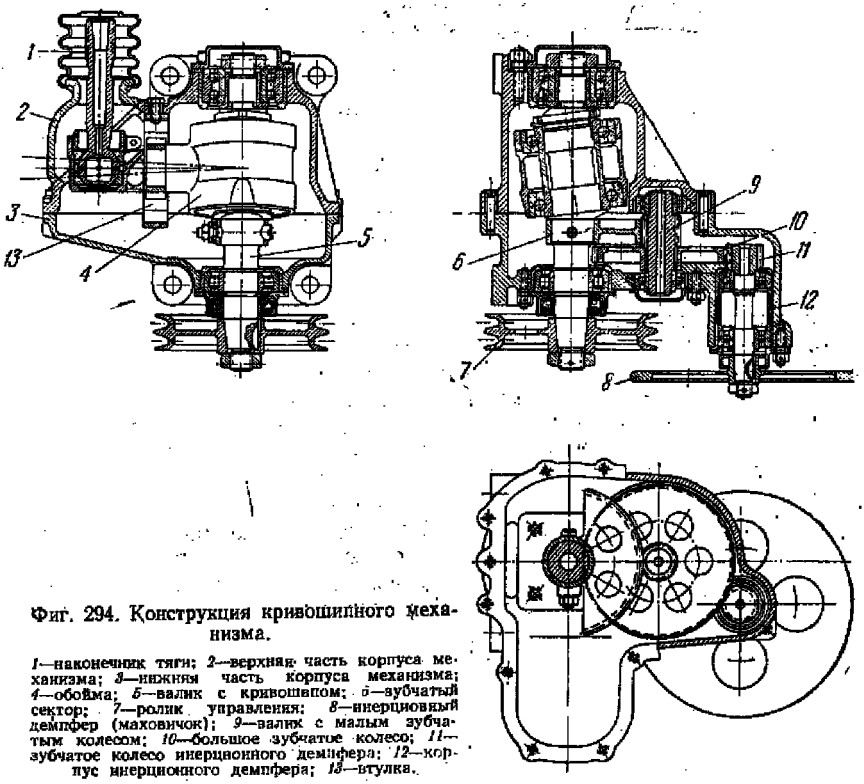
На фиг. 292 изображен суммарно-дифференциальный механизм типа параллелограмма. На основном рычаге *2*, имеющем ось *A*, размещен на оси *B* трехплечий рычаг *4*. Плечо *a* соединено с двуплечим рычагом *3*, имеющим общую неподвижную ось *A*, тягой *5*, которая вместе с плечами *a* и *б* и основным рычагом *2* образует параллелограмм. При отклонении основного рычага тяги *6* и *7* двигаются в одном направлении, а при отклонении двуплечего рычага — в разные стороны. Эти проводки действуют независимо друг от друга благодаря введению параллелограмма. Подобный механизм применен в системе управления вертолета поперечной схемы фиг. 278.



Фиг. 293. Конструктивная схема механизма эксцентрикового типа.

1—трехплечий рычаг; *2*—опора; *3*—основание механизма; *4*—звездочка; *5*—эксцентриковый вилик; *6*—эксцентриковый валик; *7*—тяга.

На фиг. 293 изображен такой же по действию механизм эксцентрикового типа, примененный в схеме управления фиг. 279. Трехплечие рычаги *1* могут отклоняться в одном направлении — при действии тяг *7* и будут перемещаться в разные стороны—при вращении звездочек *4* цепью Галля благодаря эксцентриковым валикам *5* и *6*.



Фиг. 294. Конструкция кривошипного механизма.

1—наконечник тяги; *2*—верхняя часть корпуса механизма; *3*—нижняя часть корпуса механизма; *4*—обойма; *5*—валик с кривошипом; *6*—зубчатый сектор; *7*—ролик управления; *8*—инерционный демпфер (маховичок); *9*—валик с малым зубчатым колесом; *10*—большое зубчатое колесо; *11*—зубчатое колесо инерционного демпфера; *12*—корпус инерционного демпфера; *13*—втулка.

На фиг. 294 показан кривошипный механизм вертолета, включаемый в проводку продольно-поперечного управления. Тросовая проводка через ролик *7* поворачивает валик *5* кривошипа. На кривошипе на подшипниках посажена обойма *4* с рычагом, отклоняющимся в одной плоскости благодаря скользящей ползушке, сидящей на рычаге и двигающейся в детали *13*. Конец рычага соединен тягой *1* с автоматом-перекосом. В одном корпусе *3* с этим механизмом выполнен и инерционный демпфер, состоящий из двух пар зубчатых колес, передающих вращение от валика к маховичку *8*.

§ 12. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРОЕКТИРОВАНИЮ УПРАВЛЕНИЯ

Расстояние от плоскости автомата-перекоса кольцевого типа до плоскости вращения (плоскость, проходящая через центр втулки) должно быть таким, чтобы тяги, соединяющие автомат-перекос с рычагами лопастей, были достаточной длины во избежание нежелательного изменения угла установки лопасти при колебании ее относительно вертикального шарнира. Кроме того, этим расстоянием нужно обеспечить необходимый ход вдоль вала автомату-перекосу, если он перемещается при управлении общим шагом несущего винта. Это расстояние в среднем равно 250—300 *мм*. Желательно, чтобы тяги, соединяющие автомат-перекос с рычагами лопастей, были направлены параллельно валу, т. е. были перпендикулярны к плоскости автомата-перекоса при его нейтральном положении (точки крепления этих тяг должны лежать в плоскости, проходящей через центр кардана или шарового шарнира автомата-перекоса).

Оси карданов нужно устанавливать на шариковых или игольчатых подшипниках с минимальными люфтами. Если вместо кардана автомат-перекос имеет шаровой шарнир, то лучше всего его ставить не на валу, а на неподвижном стакане, так как в таком случае уменьшается его износ, не будет циклического скольжения, и, следовательно, при утечке смазки устраняется опасность задиров. Все шарниры, а особенно те, которые находятся в циклическом движении при отклоненном автомате-перекосе, нужно хорошо смазывать и предохранять чехлами от пыли и влаги. Кольца автомата-перекоса должны быть достаточно жесткими.

В автомате-перекосе типа «паук» не должно быть люфта во внутренних шаровых шарнирах (целесообразно вводить автоматическую подтяжку шаровых вкладышей, например, так, как это сделано на фиг. 266). Центральный рычаг автомата-перекоса должен быть жестким на изгиб.

При проектировании автомата-перекоса кривошипного типа поворот кривошипа нужно брать в пределах 60° — в диапазоне линейной зависимости угла наклона автомата-перекоса от угла поворота кривошипа (в пределах, указанных на графике фиг. 269). Проводка продольного и поперечного управления от ручки летчика до автомата-перекоса может быть тросовой, жесткой и смешанной. Тросовая проводка легче, чем жесткая; кроме того, она поглощает в какой-то мере вибрации в цепи управления благодаря гистерезису в растянутом тросе. По этим соображениям она даже желательна, но, с другой стороны, тросовая проводка может увеличить трение в цепи управления и вызвать запаздывание управления из-за упругой вытяжки троса. В проводке от ручки летчика до автомата-перекоса желательно всюду иметь достаточно большой ход, чтобы влияние люфтов и упругой деформации длинной проводки меньше сказывалось на запаздывании управления.

Соотношение между усилиями, прилагаемыми одновременно к ручке в продольном и поперечном направлениях, а также и к педалям, нужно брать, как у самолета:

$$\frac{P_{\text{прод}}}{P_{\text{попер}}} = 2;$$

$$\frac{P_{\text{пед}}}{P_{\text{попер}}} = 5.$$

После того как выбран тип автомата-перекоса и его основные параметры, в зависимости от схемы вертолета намечены элементы в проводке, обеспечивающие независимость действия отдельных управлений, рекомендуется составить принципиальную схему управления вертолета. После этого, задавшись углами отклонения, нужно проверить кинематику управления по отдельным проводкам в крайних положениях, а также построить график изменения угла установки лопастей в зависимости от отклонения ручки, педалей и рычага общего шага.

Приводим рекомендуемые углы отклонения управления.

Для любого вертолета

Ручка	при продольном управлении	$\pm 20°$
	при поперечном управлении	$\pm 15°$
Педали		$\pm 20°$
Рычаг шаг-газа		45—55°
Рукоятка газа		180—220°
Автомат-перекос		
а) продольное отклонение		от ± 5 до $\pm 8°$
б) поперечное отклонение		от ± 4 до $\pm 6°$

Для одновинтового вертолета с хвостовым винтом

Изменение угла установки лопастей:	
при циклическом управлении	
продольном	$\pm 6°$
поперечном	$\pm 5°$
при управлении общим шагом	11°
Изменение угла установки хвостового (рулевого) винта	
при полном отклонении педалей	20°
Угол отклонения стабилизатора	20°

Для двухвинтового вертолета поперечной схемы

Изменение угла установки лопастей:	
при циклическом управлении	
продольном	$\pm 6°$
путевом	$\pm 4°$

при управлении общим шагом . . . . . 9°
при поперечном управлении . . . . . ±3°
угол отклонения стабилизатора . . . . . 22°

Для двухвинтового вертолета продольной схемы

Изменение угла установки лопастей:
при циклическом управлении
продольном . . . . . ±5°
поперечном . . . . . ±4°
путевом . . . . . ±2°
при управлении общим шагом . . . . . 10°
при продольном управлении (за счет дифференциального изменения общего шага двух винтов . . . . . ±0,5°

Глава VI

ШАССИ ВЕРТОЛЕТА

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ТРЕБОВАНИЯ

Шасси вертолета предназначается для поглощения кинетической энергии при посадке. На колесах шасси вертолет производит рулежку по земле, а также пробежку во время посадки с выключенными двигателями с планирования на авторотирующих винтах. Кроме колесного шасси, часто встречаются шасси с баллонными поплавками для посадки на воду; иногда наряду с баллонами шасси имеет и колеса (такие вертолеты-амфибии могут садиться на сушу и воду). В последнее время применяются шасси с полозьями, позволяющими производить посадку в грязь, рыхлый снег. Ввиду небольших скоростей полета у большинства вертолетов шасси не убираются; обычно пока ограничиваются установкой обтекателей на стойках и подкосах шасси. На последних вертолетах, имеющих максимальную горизонтальную скорость ~250 *км/час* (см. фиг. 9 и 15), появились убирающиеся шасси.

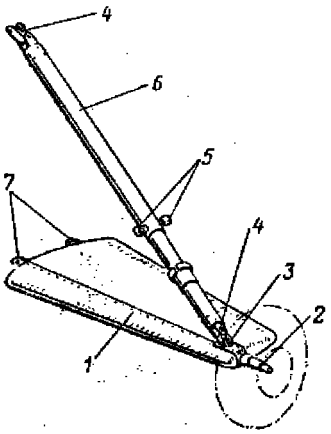
Требования, предъявляемые к шасси вертолета, следующие:

1. Устойчивая рулежка на земле.
2. Достаточная амортизация для поглощения удара при посадке (при соответственно желательных характеристиках демпфирования колебаний «земного резонанса»).
3. Характеристика амортизатора должна быть такой, чтобы после удара о землю его колеса оставались в соприкосновении с землей, т. е. вертолет не должен подпрыгивать после удара о землю.
4. Достаточная прочность.
5. Простота изготовления и удобство эксплуатации.
6. Минимальный вес.

§ 2. СХЕМЫ И КОНСТРУКЦИИ ШАССИ

Шасси, применяемые в настоящее время на вертолетах, весьма различны по схемам. Встречаются трехколесные шасси — с двумя главными и одним передним или хвостовым колесом, четырехколесные шасси — с двумя главными и двумя передними или с двумя главными, передним и хвостовым колесами и, наконец, могут быть шасси, у которых все четыре колеса являются главными.

Передние колеса почти всегда ориентирующиеся. Тормоза на главных колесах могут быть менее мощными, чем у самолета, так как вертолет тормозит в основном несущим винтом, а для разворотов при рулежке пользуются путевым управлением. Тормоза на колесах служат для удержания вертолета с невращающимся несущим винтом на наклонной плоскости после посадки на нее и при опробовании управления на стоянке; поэтому управление тормозами колес на вертолете можно делать общим. Учитывая, что рулежка совершается с малой скоростью и при облегченном несущими винтами вертолете самолетные колеса можно при установке их на вертолет перегружать на 25%.



Фиг. 295. Главная нога шасси одновинтового вертолета.

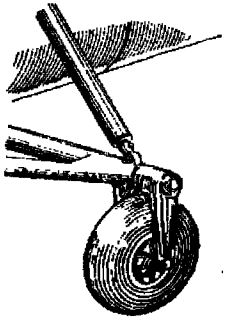
1—клепаная балка; *2*—полуось; *3*—ушко; *4*—универсальные шарниры; *5*—кольца; *6*—амортизационная стойка; *7*—узлы крепления.

Конструкции шасси вертолета по типу аналогичны самолетным: они выполняются ферменными, балочными и рычажными.

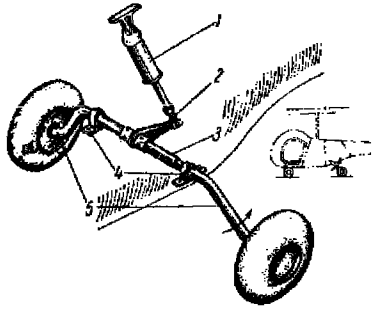
Главные ноги шасси. На фиг. 295 показана главная нога шасси одновинтового вертолета, представляющая собой трехстержневую пирамиду; два нижних стержня пирамиды объединены в клепаную коробчатую балку *1*, на конце которой вклепана полуось колеса *2*. Балка выклепана из листов и профилей алюминиевого сплава и шарнирно прикреплена двумя узлами *7* к нижней панели фермы фюзеляжа. Балка в сечении имеет обтекаемый профиль. Узел крепления полуоси колеса имеет с верхней стороны балки ушко *3* для крепления амортизатора, а с нижней стороны — упор под домкрат. В конструкцию наклонной с шарнирными концами стойки *6* включен амортизатор. Стойка *6* крепится к балке и к ферме фюзеляжа с помощью карданных шарниров *4*. Для привязи и буксировки вертолета к стойке болтом крепятся кольца *5*. На компоновочной схеме вертолета (см. фиг. 61) показаны главные ноги шасси в виде ферменной конструкции пирамидального типа. Не-

достатками такой конструкции являются боковые перемещения колеса и дополнительная нагрузка на амортизатор вследствие наклонного положения стойки. На фиг. 296 показана главная нога шасси вертолета продольной схемы с вилкой для колеса.

На фиг. 297 приведена схема главных ног шасси рычажной конструкции. На отогнутых концах трубчатой оси *3* крепятся колеса. Ось поворачивается при посадке в опорах *4*. На середине трубчатой оси *3* укреплен рычаг *2*, соединенный со штоком амортизатора *1*, установленного внутри фюзеляжа. Главные ноги шасси рычажного типа показаны на фиг. 74, где главные ноги не свя-



Фиг. 296. Главная нога шасси вертолета продольной схемы с вилкой для колеса.

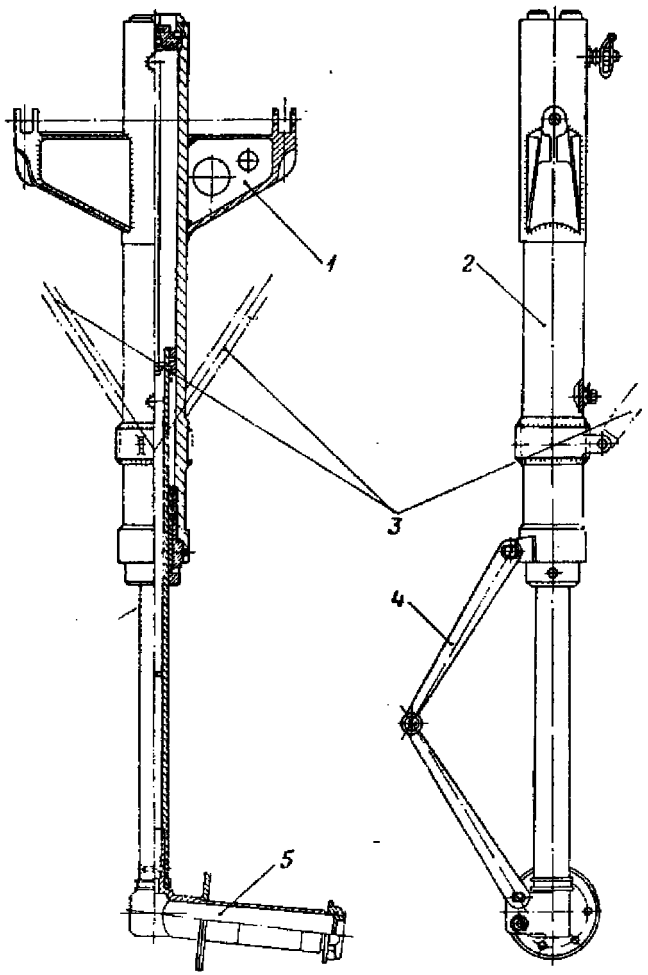


Фиг. 297. Схема главных ног шасси рычажной конструкции.

1—амортизатор; *2*—рычаг; *3*—трубчатая ось шасси; *4*—опоры; *5*—изогнутые концы трубчатой оси.

заны друг с другом общей трубой, а образованы отдельно для каждого колеса на полуосях, также поворачивающихся в подшипниках, размещенных в борту фюзеляжа. Достоинством шасси рычажного типа является перемещение колес в одной вертикальной плоскости без боковых смещений, что исключает срыв покрышек колес при посадке.

На фиг. 298 изображена главная нога шасси балочного типа, расположенная под гондолой вертолета поперечной схемы. Цилиндр амортизационной стойки *2* имеет траверсу *1*, которой он крепится к ферме гондолы. Эта траверса воспринимает боковые нагрузки. Цилиндр амортизационной стойки в продольной плоскости имеет два сходящихся на нем подкоса *3*. Шток амортизатора имеет полуось *5* для крепления колеса. Шлиц-шарнир *4* не дает штоку поворачиваться. В шасси балочной конструкции нет боковых смещений колес. Амортизатор, входящий в конструкцию балки, подвергается, помимо осевых сил, действию изгибающих моментов. Амортизаторы



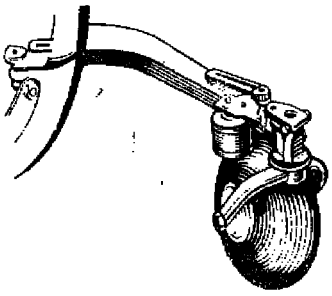
Фиг. 298. Главная нога шасси балочного типа.

1—траверса; *2*—цилиндр амортизационной стойки; *3*—подкосы; *4*—шлиц-шарнир; *5*—полуось.

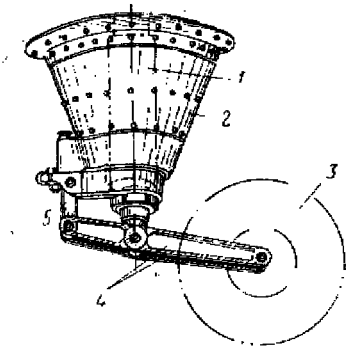
в шасси ферменной и рычажной конструкции работают только на осевые силы.

Передние ноги шасси. По конструкции передние ноги шасси бывают балочные, рычажные и ферменные с ориентирующимися колесами.

На фиг. 66 видны передние ноги балочной конструкции с ориентирующимися колесами. Конструктивно передние ноги выполнены самостоятельно друг от друга. Имеется установка передних колес рычажного типа (фиг. 299) на общей изогнутой трубе с амортиза-



Фиг. 299. Передняя стойка шасси с ориентирующимся колесом.



Фиг. 300. Передняя нога трехколесного шасси с ориентирующимся колесом.

1—амортизатор; *2*—клепаный корпус; *3*—колесо; *4*—траверса; *5*—звено подвески траверсы.

тором в фюзеляже. Конструкция ориентирующейся передней ноги также рычажного типа одновинтового вертолета показана на фиг. 300. Нога состоит из амортизатора *1*, укрепленного в клепаном узле *2*, траверсы *4* с колесом *3* и звена подвески траверсы *5*. В нейтральное положение передняя нога устанавливается двумя пружинами.

Встречаются передние ноги шасси ферменной конструкции, где амортизационные стойки поставлены наклонно. На фиг. 301 изображена одна из передних ног шасси вертолета продольной схемы ферменной конструкции с ориентирующимися совместно колесами, связанными между собой стержнями *2* с центрирующей пружиной *1*.

На фиг. 302 изображена передняя нога вертолета поперечной схемы, служащая опорой при рулежке и предохранительной опорой при посадке.

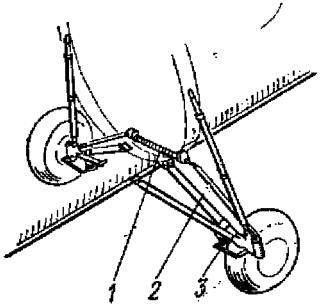
Предохранительные хвостовые опоры. У многих вертолетов одновинтовой схемы на конце хвостовой балки ставится

предохранительная опора-костыль в целях предохранения от удара редуктора или хвостового винта о землю.

Костыль делается рессорным (упругим), чтобы удар им о землю был не жестким. Установка костыля показана на фиг. 62 и 63. Для этих же целей иногда устанавливается хвостовое колесо без амортизации (см. фиг. 71).

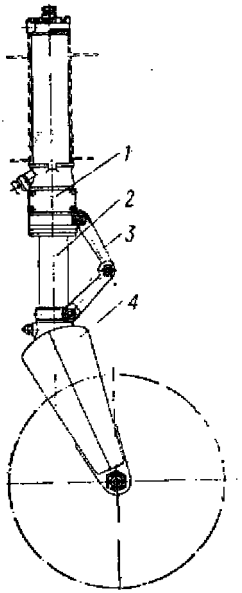
Шасси с поплавками-баллонами. Для посадки на воду применяются поплавки-баллоны из прорезиненной ткани, наполненные воздухом. Они крепятся к ногам шасси и к специальным фермам, присоединенным к фюзеляжу (фиг. 303).

Иногда шасси с баллонами-поплавками снабжаются колесами, расположенными под поплавками (фиг. 304). Такое шасси позволяет садиться на



Фиг. 301. Передние стойки шасси вертолета продольной схемы.

1—центрирующая пружина; *2*—стержни; *3*—демпфер.



Фиг. 302. Передняя нога шасси вертолета поперечной схемы.

1—амортизационный цилиндр; *2*—шток; *3*—шлицшарнир; *4*—вилка.

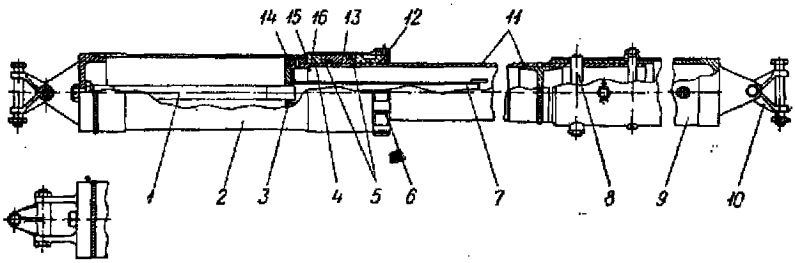
сушу и на воду, и такой вертолет по существу является амфибией. Колеса под поплавками облегчают передвижение и по земле; в случае аварийной посадки с планирования вертолет не скапотирует.

На некоторых вертолетах для создания плавучести в случае аварийной посадки на воду около колес крепятся специальные надувные камеры из прорезиненной ткани, которые в момент погружения колес в воду надуваются (фиг. 305).

Шасси с полозьями. На фиг. 306 показано очень легкое по весу и простое в производстве шасси с полозьями. Для перемещения по земле полозья имеют по одному колесу. Колеса установлены на кривошипах, как видно на фиг. 306, так, что при повороте

§ 3. АМОРТИЗАТОРЫ ВЕРТОЛЕТНЫХ ШАССИ

Характеристики пневматиков и амортизационных стоек в вертолете, в отличие от самолета, нужно подбирать не только из условия посадки вертолета, но также из условия демпфирования автоколебаний вертолета, называемых *земным резонансом*. Земной резонанс — взаимодействие двух колеблющихся систем: вертолета — на своем шасси и лопастей несущего винта — относительно вертикальных шарниров. Амортизаторы шасси вертолета должны поглощать энергию автоколебаний как на прямом, так и на обратном ходе. Пневматики дают только 5—6% необходимого демпфирования.



Фиг. 308. Конструктивная схема амортизационной стойки.

1—игла; *2*—цилиндр; *3*—калиброванное отверстие; *4*—упорное кольцо; *5*—уплотнение; *6*—гайка; *7*—пеногаситель; *8*—болт; *9*—труба; *10*—кардан; *11*—шток; *12*—верхняя букса; *13*—втулка; *14*—нижняя букса; *15*—запоршневое пространство; *16*—отверстия.

Расчет амортизатора на случай посадки обусловливается нормами прочности вертолета. Требования к амортизаторам во многом совпадают с соответствующими требованиями к самолетным амортизаторам.

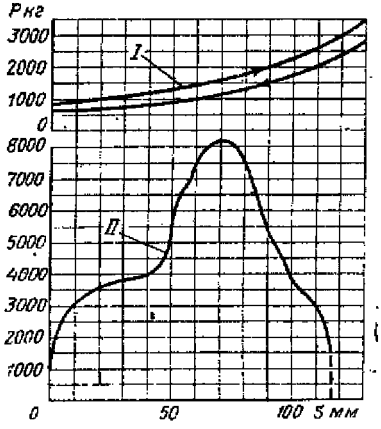
На вертолете применяются масляно-воздушные амортизаторы обычных самолетных конструкций. Ход выбирается из условия поглощения регламентируемой нормами работы при посадке. Желательно стояночное обжатие амортизатора доводить до 50—60%, тогда рулежка по аэродрому будет более спокойной (мягкой). Надо помнить, что при рулежке вертолет сильно облегчается; поэтому если дать малое стояночное обжатие амортизатора, т. е. большое сопротивление амортизатора в начале хода, то рулежка будет очень жесткой, с подпрыгиванием на пневматиках (амортизационная стойка не будет работать).

На фиг. 308 в качестве примера приведена конструктивная схема амортизационной стойки главной ноги шасси пирамидального типа для одновинтового вертолета. Амортизатор — масляно-воздушный с верхним расположением штока и нижним расположением цилиндра. Воздушная камера расположена в штоке. На прямом ходе воздух в верхней полости сжимается жидкостью, вытесняемой поршнем из

нижней полости. Гидравлическое сопротивление создается при прохождении жидкости через круговой зазор между телом иглы *1* и краем отверстия *3*.

Для отделения и торможения струи жидкости, вытесняемой из нижней полости, а также для уменьшения пенообразования установлен корпус *7* с подвижной тарелкой.

Обратное торможение осуществляется жидкостью, попавшей при прямом ходе в запоршневое пространство и вытесняемой оттуда при обратном ходе поршнем через калиброванные отверстия на конце штока, а также жидкостью, вытесняемой через два отверстия у основания корпуса *7* в нижнюю полость. Уплотнение *5* в амортизаторе выполнено для подвижных соединений — в виде одного круглого резинового кольца, свободно плавающего между двумя кожаными шайбами, и для неподвижных соединений — в виде одного круглого резинового кольца. Диаграмма статического обжатия и работы такого амортизатора приведена на фиг. 309.



Фиг. 309. Диаграммы:
I — статического обжатия; *II* — работы амортизатора.

Характерным в диаграмме работы является максимальное усилие по амортизатору примерно на половине прямого хода. К концу прямого хода усилие приближается к стояночному. Такой характер диаграммы работы желателен для амортизаторов шасси вертолетов, так как этим исключается подпрыгивание вертолета, особенно при грубой вертикальной посадке. При данной диаграмме работы амортизатора в конце прямого хода пневматик имеет обжатие, почти равное стояночному; вертолет при такой амортизации как бы «прилипает» после удара при посадке к земле.

Глава VII

ФЮЗЕЛЯЖИ ВЕРТОЛЕТА

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ТРЕБОВАНИЯ

Фюзеляж вертолета, так же как и фюзеляж самолета, предназначен для размещения внутри него экипажа, пассажиров, грузов, оборудования, топлива и смазки для двигателей и др. К нему крепятся отдельные части конструкции вертолета: шасси, подредуктор-

ные рамы и кабаны с редукторами, рамы двигателей с двигателями, оперение (иногда крылья) и другие агрегаты.

Основными требованиями, предъявляемыми к фюзеляжу вертолета, являются:

1. Удобство размещения и хороший обзор для экипажа.
2. Удобство размещения пассажиров и создание необходимого комфорта.
3. Максимальное использование внутренних объемов.
4. Хороший подход к агрегатам и удобство монтажа и демонтажа их.
5. Хорошая обтекаемость внешних форм.
6. Обеспечение требуемых нормами прочности и жесткости.
7. Простота изготовления.
8. Малый вес.

§ 2. КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

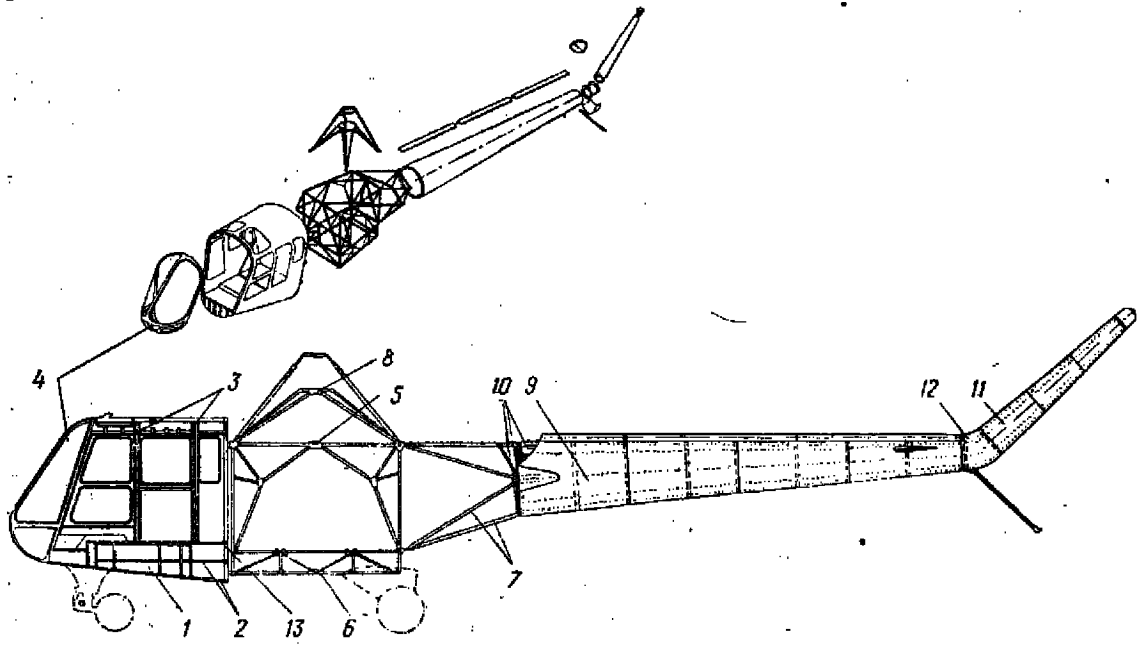
Особенностью фюзеляжей вертолетов является то, что на них замыкаются большие реактивные крутящие моменты от несущих винтов, сильно нагружающие фюзеляж.

У вертолетов одновинтовой схемы этот момент передается на фюзеляж от подредукторной рамы и уравновешивается силой тяги хвостового винта, приложенной на конце хвостовой балки. У двухвинтовых вертолетов продольной схемы реактивные моменты от обоих несущих винтов уравновешиваются на фюзеляже, изгибая его в горизонтальной плоскости.

По конструкции фюзеляжи вертолетов весьма разнообразны: ферменные, балочные, смешанные. Схема вертолета сильно влияет на внешние формы и силовую схему фюзеляжа. Из приведенных выше компоновочных схем можно видеть типы конструкций фюзеляжей вертолетов различных схем. Ограничимся приведением в качестве примеров нескольких конструкций фюзеляжей вертолетов, отметив специфические особенности их.

Для фюзеляжей одновинтовых вертолетов с хвостовым винтом характерно наличие хвостовой балки, на которой крепится хвостовой редуктор с винтом. У большинства одновинтовых вертолетов фюзеляжи имеют не однотипную, а смешанную конструкцию; передняя часть — клепаная балочная, средняя — ферменная из труб и хвостовая балка — клепаная монококовая.

На фиг. 310 приведен фюзеляж типичного вертолета одновинтовой схемы, состоящий из трех частей: кабины, средней части и хвостовой балки. Каркас кабины образован корытообразной балкой *1*, подкрепленной стрингерами *2*, продольным набором, верхними полушпангоутами *3* и шпангоутом с глухой стенкой, являющейся одновременно противопожарной перегородкой. Каркас и обшивка выполнены из дуралюмина. Каркас *4* для носового остекления обра-



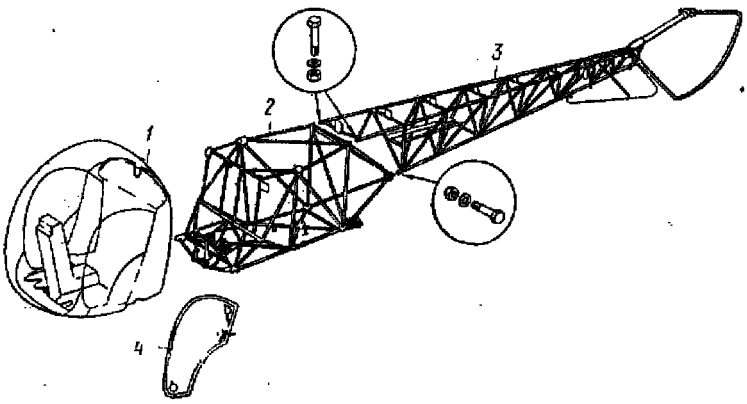
Фиг. 310. Фюзеляж одновинтового вертолета.

1—корытообразная балка; *2*—стрингеры; *3*—полушпангоуты; *4*—каркас носовой части; *5*—арка; *6*—основание; *7*—переходная ферма; *8*—подредукторная рама; *9*—хвостовая балка; *10*—фитинги; *11*—концевая балка; *12*—переходной узел; *13*—противопожарная перегородка.

зован из закрытых профилей, внутри которых проходит теплый воздух от бензообогревателя для предохранения стекол от запотевания.

Двери для летчика и пассажиров при открывании сдвигаются назад на роликах.

Кабина на болтах соединяется со средней частью фюзеляжа. Средняя часть фюзеляжа является основным силовым элементом фюзеляжа и представляет собой ферменную сварную конструкцию из труб. Средняя часть состоит из арки *5*, основания *6*, переходной фермы *7* и подредукторной рамы *8*.



Фиг. 311. Фюзеляж одновинтового вертолета.

1—клепаная кабина; *2*—ферменная средняя часть; *3*—ферменная хвостовая балка; *4*—дверь кабины.

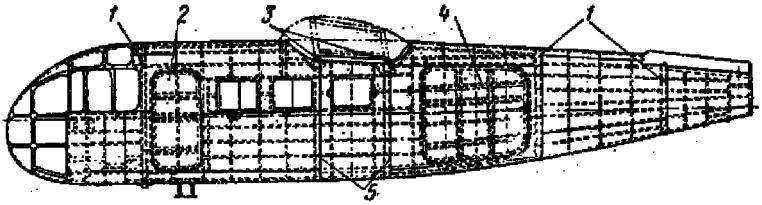
Хвостовая балка *9* представляет собой коническую трубу круглого сечения, состоящую из шпангоутов и работающей обшивки. Сверху балки к продольным уголкам крепится съемный кожух хвостового вала. Для стыковки со средней частью фюзеляжа на хвостовой балке установлены четыре фитинга *10*. В изломе балки присоединяется отогнутая часть балки *11*, на конце которой крепится хвостовой редуктор.

Фюзеляж ферменной конструкции с отъемной кабиной показан на фиг. 311.

Фюзеляжи вертолетов одновинтовой схемы могут быть однотипной конструкции. Примером такого фюзеляжа является фюзеляж балочной конструкции вертолета, изображенного на фиг. 66.

На фиг. 312 приведен фюзеляж балочной конструкции вертолета поперечной схемы. Фюзеляж состоит из продольного и поперечного набора с двумя мощными шпангоутами, к которым в четырех точках *3* крепится крыло, для которого в фюзеляже сверху сделан вырез. Внизу фюзеляжа к шпангоутам крепятся подкосы крыла. Меж-

ду кабиной летчика и пассажирской кабиной также поставлен усиленный шпангоут *1*, в стенке которого имеется вырез для двери. На



Фиг. 312. Фюзеляж балочной конструкции вертолета поперечной схемы.

1—усиленные шпангоуты; *2*—дверь для пассажиров; *3*—узлы крепления крыла; *4*—грузовая дверь; *5*—силовые шпангоуты.

левом борту имеются двери: грузовая *4* и для пассажиров и экипажа *2*. Выемки для дверей усилены силовой окантовкой.

У вертолетов продольной схемы фюзеляжи выполняются ферменной и балочной конструкции. Примером балочной конструкции служит фюзеляж, показанный на фиг. 70. Внутренний вид такого фюзеляжа приведен на фиг. 313.

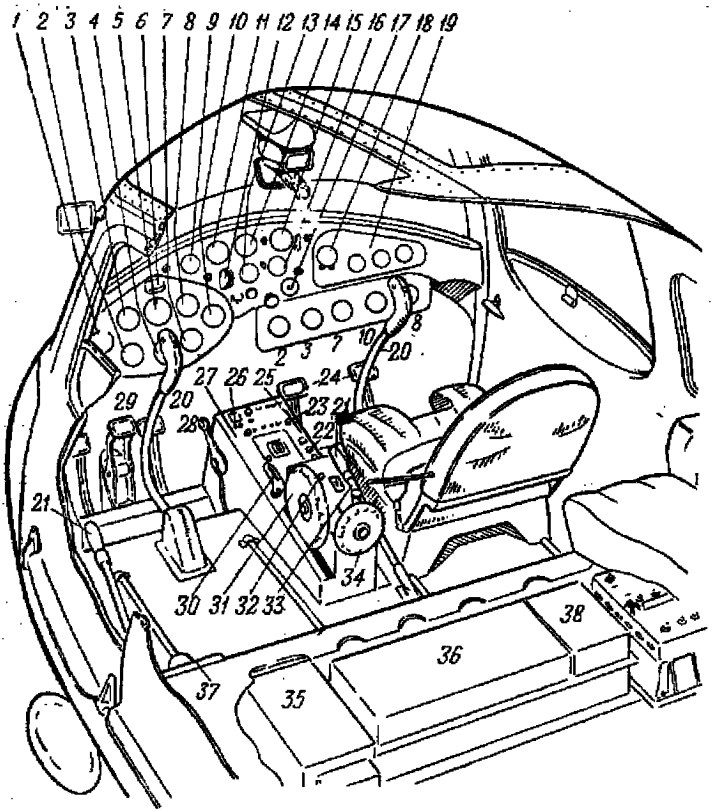
Фиг. 313. Фюзеляж вертолета продольной схемы.

§ 3. КАБИНЫ ЛЕТЧИКОВ И ПАССАЖИРОВ

Кабина для экипажа на большинстве вертолетов расположена в носу фюзеляжа. От самолетных кабин она отличается гораздо бо́льшим остеклением, благодаря чему создается хороший обзор не только впереди вверх, но и вниз под углом 40—50°, а на некоторых вертолетах почти по вертикали вниз.

Обзор вниз на вертолете совершенно необходим, так как, в отличие от самолета, положение фюзеляжа вертолета не указывает траекторию полета, и летчик, не видя под собой земли, может плохо рассчитать заход на посадку, особенно при крутом планировании.

Носовые части фюзеляжей вертолетов бывают самой разнообразной формы и по-разному остеклены (см. фиг. 6—41).



Фиг. 314. Оборудование кабины одновинтового вертолета.

1—указатель давления и температуры масла; *2*—манометр бустерного насоса; *3*—тахометр; *4*—компас; *5*—авиагоризонт; *6*—указатель крена; *7*—указатель воздушной скорости; *8*—указатель угла наклона фюзеляжа; *9*—часы; *10*—указатель высоты; *11*—указатель температуры цилиндров; *12*—вакуумметр; *13*—указатель температуры масла в редукторе; *14*—указатель количества топлива; *15*—указатель давления топлива; *16*—указатель наддува; *17*—амперметр; *18* и *19*—навигационные приборы «Декка»; *20*—ручка управления; *21*—рычаг шаг-газа; *22*—стартер двигателя; *23*—сигнальная лампа включения муфты сцепления; *24*—педали управления шагом хвостового винта; *25*—указатель циклического шага; *26*—включение зажигания; *27*—указатель общего шага; *28*—рычаг управления посадочной фарой; *29*—педаль насоса муфты сцепления; *30*—ручной тормоз; *31*—маховик управления стабилизатором и балансировки продольного управления; *32*—кнопка ограничителя рычага общего шага; *33*—пожарный кран; *34*—маховик балансировки бокового управления; *35*—радиостанция; *36*—приемник «Декка»; *37*—коробка управления «Декка»; *38*—умформеры.

У небольших вертолетов кабины для экипажа и пассажиров общие, у тяжелых вертолетов — отдельные, но сообщаются между собой.

Оборудование кабин. Кроме обычных аэронавигационных приборов и приборов контроля работы двигателя, которыми оборудуется самолет, на приборной доске и панелях в кабине летчика на вертолете должны быть следующие приборы: указатель общего шага несущего винта и его оборотов, манометр давления масла в системе смазки трансмиссии, если она объединена с системой смазки двигателя, и термометр для редуктора несущего винта.

Обычный самолетный указатель скорости не подходит для вертолета. Необходимо ставить на вертолет указатель скорости, показывающий и минимальные скорости — 10—15 *км/час*.

Для слепого полета на вертолете оборудование, употребляемое на самолете, должно быть дополнено еще указателем положения плоскости вращения несущего винта относительно горизонта. Попытки создания такого прибора уже делаются.

На фиг. 314, 315, 316, 317 показано размещение приборов и оборудования в кабине летчика на некоторых вертолетах, а также размещение приборов на приборных досках.

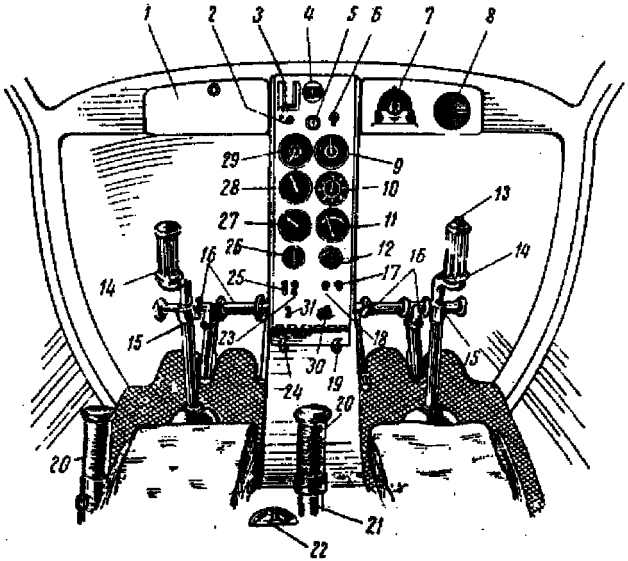
Приборная доска одновинтового вертолета (фиг. 318) установлена перед сиденьем летчика на колонке клепаной конструкции. К колонке приборная доска крепится на амортизаторах (фиг. 319).

Кабины на вертолетах, как пассажирские, так и для экипажа, нужно оборудовать, исходя из требований удобств, установленных для кабин самолетов. Нужно позаботиться в первую очередь о том, чтобы изолировать экипаж и пассажиров от шума, газов двигателя, а также о том, чтобы вибрации в кабине были не более допустимых.

Обязательным является обогрев и вентиляция кабин.

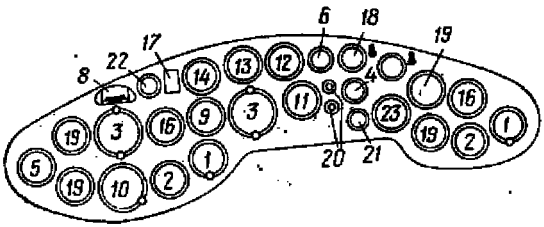
Для изоляции пассажиров и экипажа от шума и газов ставят противопожарные перегородки, отделяющие кабины от силовых установок, и обшивают кабины изнутри тепло-звукоизоляционным материалом. Для обогрева кабины ставят бензообогреватель. Вентиляция обычно бывает вытяжная. На фиг. 320 дана схема обогрева и вентиляции общей кабины (для экипажа и пассажиров) одновинтового вертолета. Против запотевания стекол кабины летчика применяют обогрев их теплым воздухом. Кроме того, на некоторые стекла кабины ставят очистители для сохранения обзора при снегопадах и в дождливую погоду.

Для устранения недопустимых вибраций в кабине, помимо способов, уменьшающих вибрации в источнике (двигатели, трансмиссии и винты), можно применять амортизацию в подвеске кабины к средней части фюзеляжа (фиг. 321) или амортизацию в креплении сиденья (фиг. 322). Трубчатая рама сиденья крепится к полу кабины с помощью двух амортизаторов, поглощающих вибрации и ослабляющих удары при перегрузках. Сиденье летчика можно в некоторых пределах регулировать по росту с помощью ручки *1*. Оно фик-



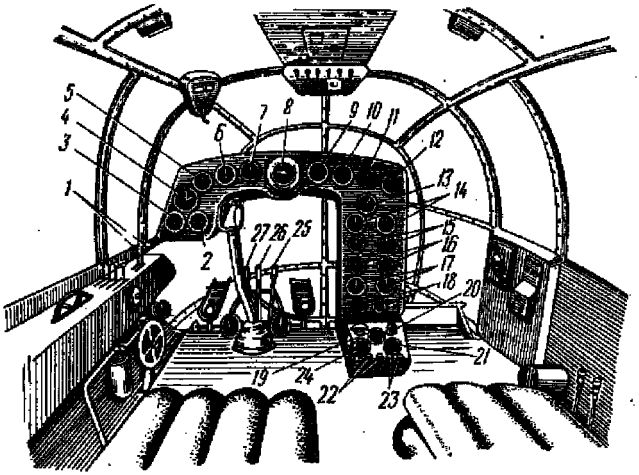
Фиг. 315. Оборудование кабины двухместного одновинтового вертолета.

1—откидная дверца; *2*—кнопка стартера; *3*—рамка для карточки поправок показаний компаса; *4*—компас; *5*—выключатель зажигания; *6*—главный выключатель; *7*—панель управления радио; *8*—громкоговоритель; *9*—указатель воздушной скорости; *10*—высотомер; *11*—указатель температуры головок цилиндров; *12*—амперметр; *13*—кнопка микрофона; *14*—ручка управления циклическим шагом; *15*—фрикционный зажим регулирования длины ручки; *16*—педали управления; *17*—выключатель посадочного освещения; *18*—выключатель радио; *19*—рукоятка управления посадочной фары; *20*—вращающаяся рукоятка управления дросселем; *21*—рычаг управления общим шагом; *22*—пожарный кран; *23*—выключатель указателя температуры масла; *24*—рукоятка регулирования смеси в карбюраторе; *25*—выключатель освещения кабины; *26*—указатель количества топлива; *27*—указатель температуры масла и давления бензина; *28*—манометр давления наддува; *29*—тахометр; *30*—выключатель освещения приборной доски; *31*—выключатель топливного насоса.



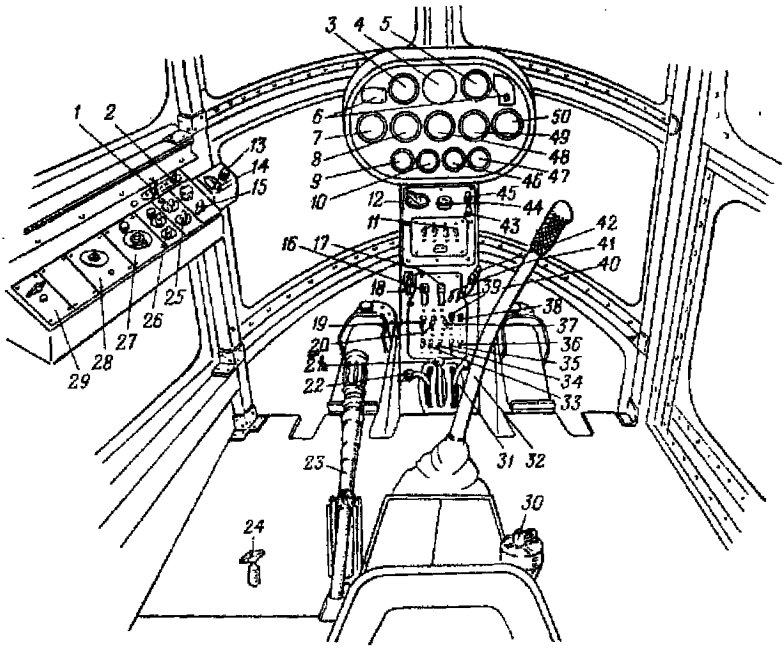
Фиг. 316. Размещение приборов на приборной доске двухвинтового вертолета продольной схемы с двумя двигателями.

1—высотомер; *2*—указатель скорости; *3*—авиагоризонт; *4*—манометр давления воздуха в системе включения муфты сцепления; *5*—указатель наддува; *6*—часы; *8*—кренометр; *9*—термометр головок цилиндров; *10*—гирополукомпас; *11*—указатель количества топлива; *12*—манометр давления топлива; *13*—манометр давления масла в двигателе; *14*—термометр масла в двигателе; *16*—вариометр; *17*—вакуумметр; *18*—амперметр; *19*—тахометр или указатель навигационной системы «Декка»; *20*—сигнализация падения давления топлива; *21*—индикатор управления муфтами сцепления; *22*—сигнализатор температуры подшипников; *23*—указатель наддува или указатель навигационной системы «Декка».



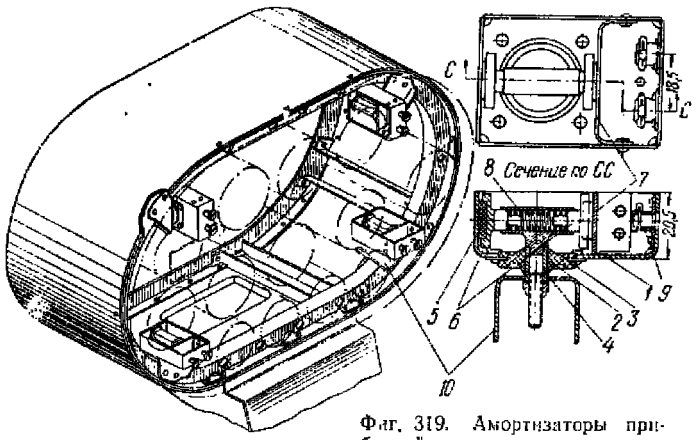
Фиг. 317. Оборудование кабины двухвинтового вертолета поперечной схемы с двумя двигателями.

1—управление двигателями; *2*—амперметр; *3*—вольтамперметр; *4*—часы; *5*—радиовысотомер; *6*—высотомер; *7*—указатель скорости; *8*—авиагоризонт; *9*—вариометр; *10*—компас; *11*—радиополукомпас; *12*—указатель количества топлива; *13*—тахометр; *14*—указатели наддува; *15*—тахометры; *16*—термометры температуры головок цилиндров; *17*—трехстрелочные индикаторы; *18*—термометры температуры масла; *19*—манометр; *20*—включение зажигания; *21*—тахометр двигателя; *22*—управление открыванием жалюзи капота; *23*—пожарные краны; *24*—тахометр двигателя; *25*—муфта включения; *26*—муфта включения; *27*—ручка управления.



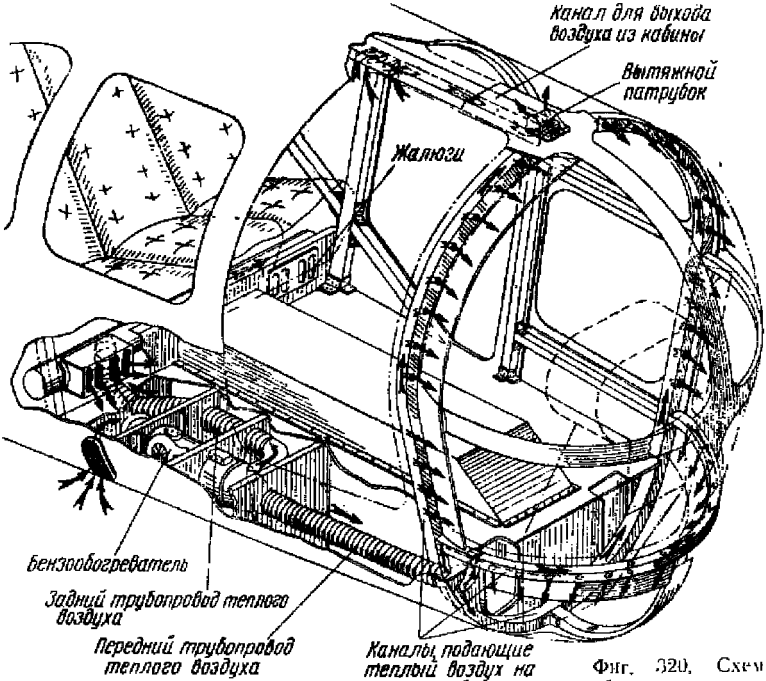
Фиг. 318. Оборудование кабины одновинтового вертолета.

1 и *2*—управление триммерами; *3*—высотомер; *4*—магнитный компас; *5*—указатель скорости; *6*—таблицы; *7*—термометр цилиндров; *8*—трехстрелочный индикатор двигателя; *9*—амперметр; *10*—термометр воздуха карбюратора; *11*—предохранители радио; *12*—зажигание; *13*—сигнальная лампа перекачки топлива; *14*—сброс подвесного бака; *15*—главный пульт радиостанции; *16*—включение стартера; *17*—включение аккумуляторной батареи; *18*—тормоз винта; *19*—обогрев кабины; *20*—включение вентилятора обогрева; *21*—обогрев карбюратора; *22*—управление жалюзи; *23*—рычаг шаг-газа; *24*—ручка стопора носового колеса; *25*—пульт передатчика; *26*—пульт приемника; *27*—пульт приемника; *28*—реостат УФО; *29*—пульт радиооборудования; *30*—кран включения топливных баков; *31*—обогащение смеси; *32*—ручка управления; *33*—разжижитель масла; *34*—управление лебедкой; *35*—сигнализатор обогрева кабины; *36*—групповой сигнализатор; *37*—освещение; *38*—указатель количества топлива; *39*—сигнализатор температуры масла; *40*—управление обогревом; *41*—управление топливным насосом; *42*—тормоз колеса; *43, 45*—сигнальные лампы; *44*—управление подсветом магнитного компаса; *46*—часы; *47*—указатель топлива; *48*—вариометр; *49*—мановакуумметр; *50*—указатель числа оборотов.



Фиг. 319. Амортизаторы приборной доски и их установка.

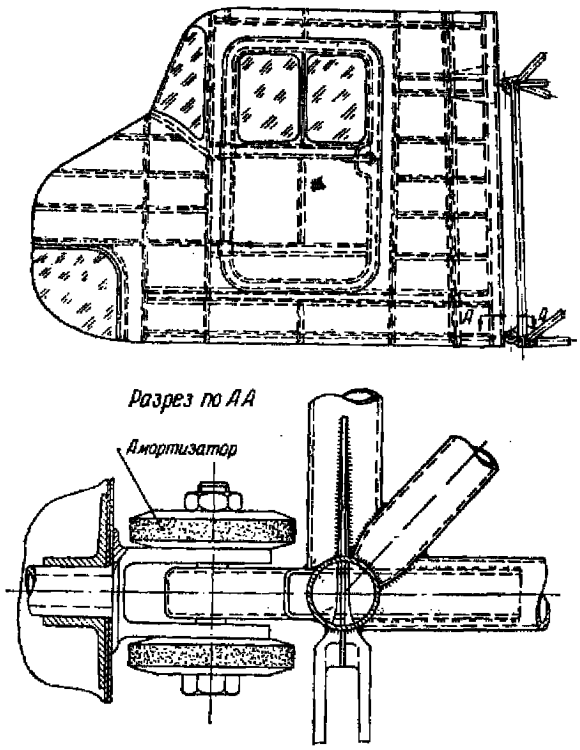
1—кожух амортизаторы; *2*—резина; *3*—штырь; *4*—втулка; *5*—резина; *6*—ползун; *7*—стенка; *8*—пружина; *9*—анкерная гайка; *10*—кронштейн крепления приборной доски.



Фиг. 320. Схема обогрева и вентиляции кабины.

сируется по высоте в нужном положении двумя стопорами. Незастопоренное сиденье может перемещаться на направляющих *2* по боковым стержням трубчатой рамы: вверх — под действием резинового амортизатора *3*, вниз — под тяжестью летчика. На фиг. 323 приведена характеристика амортизатора сиденья летчика, применённого на одном из одновинтовых вертолетов.

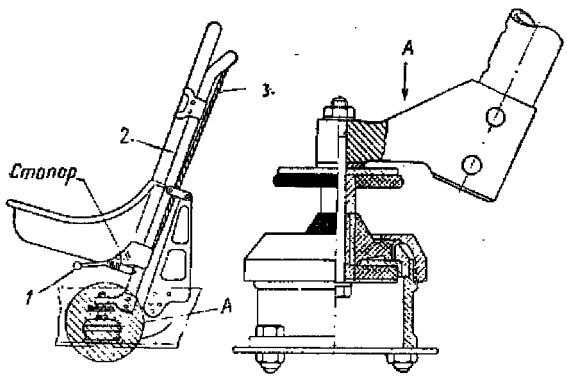
Расположение пассажирских сидений, их крепления в кабине, а также внутренняя отделка пассажирских кабин выполняются так же, как в самолетных кабинах. То же самое нужно сказать о конструкции дверей, окон, люков и грузовых створок.



Фиг. 321. Крепление кабины к средней части фюзеляжа на амортизаторах.

Иногда на вертолетах делают двери, сдвигающиеся по борту, подобно дверям грузовых вагонов (см. фиг. 66). Такие двери удобны при погрузке и выгрузке при висении вертолета, когда воздушный

поток от несущего винта препятствует держать дверь свободно открытой.



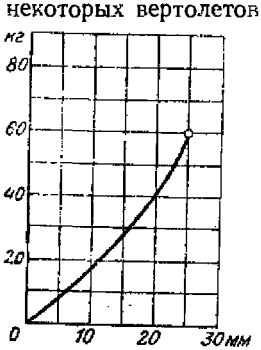
Фиг. 322. Сиденье летчика.
1—ручка; 2—направляющие; 3—амортизатор.

Радио- и электрооборудование вертолета может быть таким же, как на самолете. Только привод генератора у некоторых вертолетов располагают в системе трансмиссии так, чтобы генератор мог вращаться и от авторотирующего несущего винта. Размещение антенн для радиопередатчиков и радиоприемников затруднено из-за вращающихся сверху фюзеляжа несущих винтов.

Для вертолетов целесообразно применять ультракоротковолновые радиопередатчики со штыревой антенной.

На фиг. 214 показано размещение такой антенны в рычаге автомата-перекоса (над втулкой винта).

На фиг. 62, 66 и 69 показано размещение антенн на различных вертолетах.



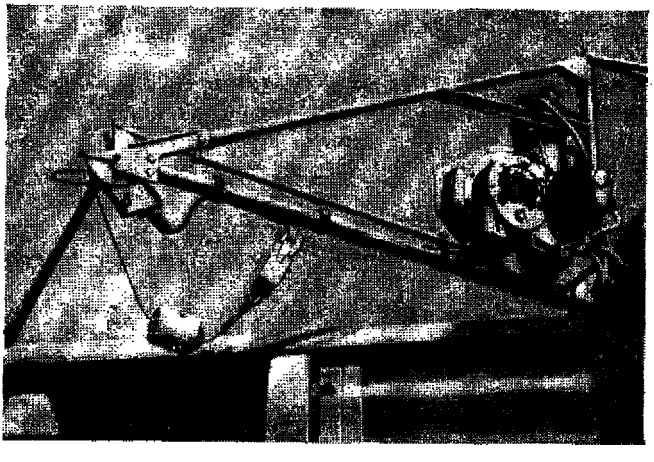
Фиг. 323. Характеристика амортизатора сиденья.

§ 4. УСТАНОВКА ГИДРОЛЕБЕДОК НА ВЕРТОЛЕТАХ

Для погрузки и выгрузки грузов без приземления, а также для спасательных операций некоторые вертолеты оборудованы гидролебедками.

Гидролебедка (фиг. 324) устанавливается с левой стороны над кабиной одновинтового вертолета и крепится к подредукторной раме. Грузы могут приниматься на борт и опускаться через левую дверь кабины, около которой проходит трос лебедки.

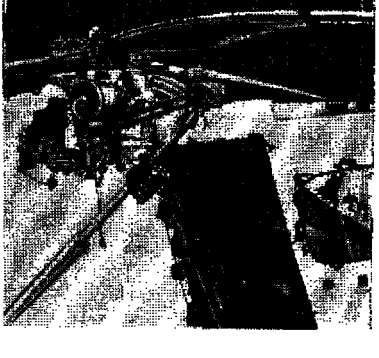
На других вертолетах (фиг. 325, 326) лебедки размещены иначе, но трос также проходит около сдвижной двери.



Фиг. 324. Размещение гидролебедки на одновинтовом вертолете.

На некоторых вертолетах лебедка укреплена к потолку пассажирской кабины, а в полу кабины имеется большой люк, через который поднимают и опускают грузы.

Фиг. 325. Размещение гидролебедки.



Фиг. 326. Размещение гидролебедки на вертолете.

ЛИТЕРАТУРА

Жуковский Н. Е., Опыт теоретического определения эффекта ветра, дующего в плоскости геликоптерного винта. Полное собрание сочинений, т. VI. 1937.

Жуковский Н. Е., О полезном грузе, поднимаемом геликоптером. Полное собрание сочинений, т. VI, 1937.

Юрьев Б. Н., Исследование летных свойств геликоптеров, Труды ВВА им. Жуковского, вып. 49, 1939.

Юрьев Б. Н., Проблема геликоптера, «Известия Академии наук», № 6, 1945.

Братухин И. П., Автожиры, Госмашметиздат, 1934.

Миль М. Л., Аэродинамика несущего винта с шарнирным креплением лопастей при криволинейном движении, Труды ЦАГИ № 465, 1940.

Миль М. Л. и Ярошенко В. И., Метод аэродинамического расчета геликоптера, ТВФ, № 11, 1946.

Проскуряков А. П., Динамическая устойчивость несущего винта при наличии горизонтальных шарниров у лопастей, Труды ЛИИ № 22, 1947.

Проскуряков А. П., Аэродинамический расчет несущего винта с переменным по азимуту углом установки лопасти, БНТ, 1946.

Вильдгрубе Л. С., Оптимальные параметры геликоптеров на режимах вертикального полета, ТВФ, № 3—5, 1946.

Вильдгрубе Л. С., Определение летных характеристик геликоптера на всех режимах и выбор его параметров при проектировании, ТВФ, № 6, 1947.

Вильдгрубе Л. С., Определение оптимальной формы лопасти ротора геликоптера на режимах парения и вертикального полета, ТВФ, № 3, 5, 1946.

Михайлов А. П., Теория ротора автожира с переменным углом установки лопастей, ТВФ, № 3, 1940.

Стрижевский С. Я., К аэродинамике подъемного винта, Труды ВВА им. Жуковского, вып. 116, 1944.

Кожевников В. А., Влияние близости земли на аэродинамические характеристики несущего винта геликоптера, ТВФ, № 4, 1947.

Глауэрт, Гелнкоптерные винты. Аэродинамика. Под редакцией проф. Дюренд, т. IV, гл. X.

Раймонд А., Янг, Теория и расчет геликоптера, Оборонгиз, 1951.

Иваксон М. А., Геликоптеры, Оборонгиз, 1948.

Камов Н. И., Винтовые летательные аппараты, Оборонгиз, 1949.

Баршевский В. Б., Геликоптер, Редиздат Осоавиахима, 1950.

Баршевский В. Б., Вертолет в полете, ДОСААФ, 1954.

Геликоптеры, Сборник переводов под редакцией В. А. Кузнецова, изд. БНТ МАП, 1946.

Гессоу А. и Мейерс Г., Аэродинамика вертолета, Перевод с английского, Оборонгиз, 1954.

Сутугин Л. Н. Основы проектирования самолетов, Оборонгиз, 1945.

Сутугин Л. Н., Проектирование частей самолета, Оборонгиз, 1946.

Зинин Л. С., Весовой расчет самолета, Оборонгиз, 1941.

Шульженко М. Н., Конструкции самолетов, Оборонгиз, 1953.

Поликовский В. И., Силовые установки самолетов, Оборонгиз, 1953.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие 3
Введение 4

Часть I
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ

Глава I. **Общие вопросы проектирования вертолетов** 11
§ 1. Основные задачи проектирования вертолетов . . . . . —
§ 2. Технические требования к вертолетам 13
§ 3. Этапы проектирования 15
Глава II. **Обзор и анализ схем вертолетов** 16
§ 1. Одновинтовая схема с хвостовым винтом 17
§ 2. Двухвинтовая продольная схема 21
§ 3. Двухвинтовая поперечная схема 24
§ 4. Двухвинтовая соосная схема 26
§ 5. Схема с перекрещивающимися винтами . . . . . —
§ 6. Многовинтовая схема 28
§ 7. Схема реактивного вертолета 29
§ 8. Схемы комбинированных вертолетов 33
§ 9. Схемы вертолетов-самолетов 38
Глава III. **Эскизное проектирование вертолета** 41
§ 1. Содержание эскизного проекта . . . . . —
§ 2. Выбор и обоснование схемы вертолета 42
§ 3. Предварительное определение взлетного веса вертолета 43
§ 4. Определение и выбор основных параметров вертолета 53
§ 5. Выбор двигателя 59
§ 6. Выбор параметров и места расположения хвостового винта одновинтового вертолета 64
§ 7. Выбор расстояния между несущими винтами и их взаиморасположение в двухвинтовых и многовинтовых вертолетах 67
§ 8. Выбор размеров и места расположения хвостового оперения . . 71
§ 9. Выбор типа шасси и его размещение 73
§ 10. Выбор размеров крыла в поперечной схеме вертолета 75
§ 11. Предварительное определение веса частей вертолета 76
§ 12. Компоновка и центровка вертолета 85
§ 13. Примеры компоновок вертолетов различных схем 94
§ 14. Заключение 116

Стр.

Часть II
ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИИ ЧАСТЕЙ ВЕРТОЛЕТА

Глава I. **Несущие винты** . . . 118
§ 1. Назначение несущих винтов . . . —
§ 2. Требования, предъявляемые к несущему винту . . . —
§ 3. Типы несущих винтов . . . 120
§ 4. Число лопастей несущего винта . . . 121
§ 5. Лопасти несущего винта . . . 122
§ 6. Весовая и силовая компоновка лопасти . . . 125
§ 7. Конструкции лопастей . . . 127
§ 8. Втулки несущих винтов с шарнирными лопастями . . . 147
§ 9. Втулки несущих винтов на кардане . . . 191
Глава II. **Хвостовые (рулевые) винты** . . . 196
§ 1. Назначение и предъявляемые требования . . . —
§ 2. Лопасти хвостового винта . . . —
§ 3. Втулки хвостовых винтов . . . 198
Глава III. **Силовые установки вертолетов** . . . 203
§ 1. Особенности силовых установок и требования, предъявляемые к ним . . . —
§ 2. Размещение силовых установок . . . 204
§ 3. Рамы двигателей . . . 214
§ 4. Система охлаждения двигателя . . . 219
§ 5. Топливная система . . . 228
§ 6. Маслосистема . . . 231
§ 7. Системы всасывания и выхлопа . . . 234
§ 8. Система запуска двигателя . . . —
§ 9. Управление двигателем . . . 237
Глава IV. **Трансмиссии вертолетов** . . . —
§ 1. Назначение и предъявляемые требования . . . —
§ 2. Принципиальные схемы трансмиссии . . . 239
§ 3. Главные редукторы или редукторы несущих винтов . . . 248
§ 4. Редукторы двигателей (вертолетные) . . . 264
§ 5. Промежуточные редукторы . . . 266
§ 6. Редукторы хвостовых винтов . . . 270
§ 7. Муфты . . . 274
§ 8. Тормозы несущего винта . . . 277
§ 9. Валы, их соединения и опоры . . . 278
§ 10. Подредукторные рамы и кабаны . . . 284
Глава V. **Управление вертолета** . . . 286
§ 1. Общие сведения . . . —
§ 2. Требования, предъявляемые к управлению вертолетом . . . —
§ 3. Автомат-перекос . . . 287
§ 4. Системы управления вертолетов различных схем . . . 308
§ 5. Управление общим шагом несущих винтов . . . 319
§ 6. Управление стабилизатором . . . 324
§ 7. Механизмы снятия нагрузки с ручки летчика . . . 325

Стр.

§ 8. Демпферы в проводке управления 327
§ 9. Бустерное управление 328
§ 10. Стабилизирующие устройства в управлении вертолетом . . . . —
§ 11. Конструкции некоторых элементов управления 329
§ 12. Рекомендации по проектированию управления 332
Глава VI. **Шасси вертолета** 334
§ 1. Назначение и требования . . . . . —
§ 2. Схемы и конструкции шасси 335
§ 3. Амортизаторы вертолетных шасси 342
Глава VII. **Фюзеляжи вертолета** 343
§ 1. Назначение и требования . . . . . —
§ 2. Конструкции фюзеляжей 344
§ 3. Кабины летчиков и пассажиров 347
§ 4. Установка гидролебедок на вертолетах 355
Литература 357
Приложение. Таблица основных данных зарубежных вертолетов . . . . . вкл.

Иван Павлович Братухин

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ

Издательский редактор *М. Ф. Богомолова* Техн. редактор *А. В. Чистякова*

Г15148 Подписано в печать 20/X 1955 г. Учетно-изд. л. 26,35.
Формат бумаги 60×92¹/₁₆=10,75 бум. л.—22,5 печ. л. в т. ч. 6 вкл.
Цена 10 р. 75 к. Заказ 512/1510

Типография Оборонгиза