

Дудник В.В.

КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТОЛЕТОВ



ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
ИНСТИТУТ УПРАВЛЕНИЯ И ИННОВАЦИЙ
АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

В.В. Дудник

КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТОЛЕТОВ

Ростов-на-Дону

2005 г.

ББК 27
УДК 629.7 (075)
Д 81

Д 81 Дудник В.В. Конструкция вертолетов. – Ростов н/Д: Издательский дом ИУИ АП, 2005. – 158 с.

ISBN 5-94596-015-2

В учебном пособии излагаются: состав, назначение, устройство и процесс конструирования основных агрегатов и систем; конструктивно-силовые и кинематические схемы агрегатов, конструкций деталей и узлов агрегатов.

Для слушателей программы профессиональной переподготовки по направлению «Вертолетостроение», а также для специалистов-практиков.

Печатается по решению редакционно-издательского совета
Института управления и инноваций
авиационной промышленности

Научный редактор:
доктор технических наук, профессор И.В.Богуславский

ISBN 5-94596-015-2

© Дудник В.В., 2005 г.
© Издательский дом ИУИ АП, 2005 г.

ВВЕДЕНИЕ

В наши дни трудно представить себе человечество без летательных аппаратов. Достойное место в ряду воздушных судов занимают вертолеты – летательные аппараты тяжелее воздуха, использующие несущий винт для перемещения в воздушной среде. Так как вертолетостроение сравнительно молодая сфера деятельности в ней идет активное изменение конструкции и технологии изготовления агрегатов. За последние годы стали применяться такие нововведения как сверхкритические трансмиссионные валы, активные гасители шума и вибрации, многозамкнутые лонжероны лопастей, монококовые фюзеляжи, гребни хвостовой балки и ряд других. К сожалению, Россия по ряду причин отстала в применении некоторых инноваций. В соответствии с этим необходимо стремиться к тому, чтобы максимально использовать опыт, накопленный в мировом вертолетостроении.

В данном учебном пособии предпринята попытка восполнить пробелы в освещении современных технологий, поэтому им уделено несколько больше внимания.

Главы 5 и 8 написаны совместно с Олейником Николаем Ивановичем.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ВЕРТОЛЕТАХ

1.1. Классификация вертолетов

В настоящее время в мире производится несколько десятков типов вертолетов. Они имеют различное назначение, размеры и характеристики, однако основным критерием классификации вертолета принято считать его взлетную массу. Существует несколько мнений о весовой классификации. Зачастую она устанавливается законодательными актами того или иного государства. Так в российской гражданской авиации вертолеты разделены в зависимости от максимальной взлетной массы на четыре класса.

1 класс – 10т и более,

2 класс – от 5 до 10т,

3 класс - от 2 до 5т,

4 класс – до 2т.

На практике вертолеты чаще делят на сверхлегкие, легкие, средние, тяжелые. Здесь предлагается один из вариантов деления.

До 700кг – сверхлёгкие;

700-5000кг – лёгкие;

5000-15000кг – средние;

свыше 15000кг – тяжёлые.

Самым тяжелым вертолетом в мире был советский вертолет Ми-12 (105т), а среди серийных машин – Ми-26 (56т).

Несколько особняком в этом ряду стоят беспилотные вертолеты, использующиеся для разведки, мониторинга окружающей среды и сельхозобработки, взлетная масса которых колеблется от 80 до 1000кг.

Кроме того, вертолеты классифицируются по назначению как:

пассажирские;

боевые;

транспортные;

сельскохозяйственные;

поисково-спасательные и другие.

Наличие на борту двигателей позволяет классифицировать воздушные суда по числу двигателей – одно, двух и трехдвигательные, и по типу – поршневые и газотурбинные.

Еще одной важной характеристикой является схема вертолета. Схему вертолета определяет способ уравнивания реактивного момента несущего винта. В настоящее время применяют одно и двухвинтовую схему. Разрабатывавшиеся в Советском Союзе и США трех и даже четырехвинтовые схемы не нашли широкого применения.

Одновинтовая схема – предполагает наличие одного несущего винта и устройства, компенсирующего реактивный момент несущего винта. В качестве устройства компенсирующего реактивный момент обычно используется рулевой винт, но в некоторых случаях применяют и другие механизмы (рисунок 1а, б).

Двухвинтовая схема предполагает наличие двух несущих винтов, имеющих разнонаправленное вращение. Реактивные моменты таких винтов взаимно компенсируются. В свою очередь двухвинтовые вертолеты по расположению несущих винтов могут иметь:

- соосную схему – несущие винты противоположного вращения располагаются один над другим (рисунок 1в);
- продольную схему – синхронизированные между собой винты размещаются один впереди другого с наличием небольшой зоны перекрытия (рисунок 1г);
- поперечную схему – винты располагаются справа и слева от фюзеляжа (рисунок 1д);
- схему с пересекающимися винтами – две оси вращения наклонены под углом друг к другу (рисунок 1е).

В настоящее время в России преобладают вертолеты фирмы Камова и Миля. Первые вертолеты собственной разработки появились у Казанского вертолетного завода. Попытки разработки вертолетов легкого класса делаются на Украине. Основными европейскими производителями вертолетов являются консорциумы – Еврокоптер, состоящий из французской корпорации Еврокоптер Франц и немецкой Еврокоптер Дойчланд и АгустаВестланд, состоящий из итальянской ком-

пании Агуста и английской Вестланд. Корпорации Боинг, Сикорский и Белл являются наиболее крупными в США. Большую активность в этом секторе рынка последние годы проявляют компании Польши и ЮАР. В классе сверхлегких вертолетов успешно работают фирмы таких стран, как США, Бельгия, Италия, Канада. Японские фирмы Ямаха и Фуджи активно продвигают беспилотные сельскохозяйственные вертолеты.

Кроме того, следует отметить, что на североамериканском континенте большой популярностью пользуются другие винтокрылые летательные аппараты – одно-двухместные автожиры. Их производством занимается сразу несколько фирм.

Абсолютное большинство производителей вертолетов в мире использует одновинтовую схему. Летательные аппараты построенные по таким принципам создает фирма Миля. Соосную применяют на вертолетах фирмы Камова и на некоторых зарубежных беспилотных аппаратах. Поперечная схема применяется в настоящее время только на конвертопланах фирмы Белл, разработанных самостоятельно и в кооперации с фирмой Агуста. Продольную схему используют транспортные вертолеты фирмы Боинг. Схема с перекрещивающимися винтами является весьма сложной и применяется только фирмой Каман (США).

1.2. Создание вертолетов

Процесс создания нового вертолета или модификации существующего достаточно сложен и состоит из нескольких этапов (рисунок 2). Для принятия решения о начале проектирования вертолета или модификации должна накопиться «критическая» масса требований. Эти требования вырабатывают различные службы:

- инженерные – на основе анализа разработок других фирм и собственных исследовательских работ, подготовленных к внедрению;
- маркетинга – на основе анализа текущих и перспективных потребностей рынка;

- эксплуатации – на основе анализа замечаний и предложений эксплуатирующих организаций;
- стилиста (дизайнера) – на основе анализа современных тенденций дизайна, с целью создания привлекательного облика вертолета.



Рисунок 1. Различные схемы расположения несущих винтов.

а – одновинтовая схема с рулевым винтом (вертолет Ми-28, Россия), б – одновинтовая схема с системой NOTAR (MD500, США), в – соосная (Ка-50, Россия), г – продольная (CH-47, США), д – поперечная (BA609, США-Италия), е - схема с пересекающимися винтами (K-MAX, США).

Требования зачастую находятся в противоречии друг с другом, поэтому после анализа их важности, срочности и стоимости вырабатывается компромиссный вариант, максимально отвечающий всем службам. На его основании осуществляется предварительное проектирование, в ходе которого выполняются аэродинамические и другие расчеты, определяется общая геометрия, состав оборудования, принимаются решения по наиболее важным техническим решениям, вырабатывается компоновка летательного аппарата. После выполнения предварительного производится рабочее проектирование. На этом этапе разрабатываются трехмерные модели деталей, узлов и агрегатов, выполняется их расчет на прочность, на основании которого принимается решение об облегчении или упрочнении элементов конструкции. На основании окончательной трехмерной модели составляется рабочая документация. Учитывая высокую степень компьютеризации авиационного производства, иногда производители используют упрощенную систему документации, в которой, например, чертеж детали показывает общий вид, но не имеет размерных данных. Потребители же такого чертежа всегда могут получить необходимую информацию с разработанной компьютерной модели расположенной в корпоративной сети. Результаты проектирования передаются в производство, где сперва происходит изготовление макетного образца, а затем и реального вертолета. Если модификация летательного аппарата не предполагает значительных изменений этап изготовления макетного образца может отсутствовать.

Летные и статические испытания подтверждают правильность расчетов. Следует отметить, что каждый этап, следующий после проектирования, приводит к частичному изменению конструкции вследствие устранения выявляемых недостатков. Результатом всей этой работы становится сертификат, разрешающий эксплуатацию летательного аппарата в той или иной стране мира. Для того, чтобы получить сертификат, воздушное судно должно соответствовать нормам летной годности, действующим на данной территории. Как правило, отдельно существуют нормы для гражданских и

военных вертолетов. Эти документы регламентируют показатели, которым должен удовлетворять весь аппарат или отдельные его агрегаты. Например, указывается какую величину ветра должен выдержать вертолет на том или ином режи-

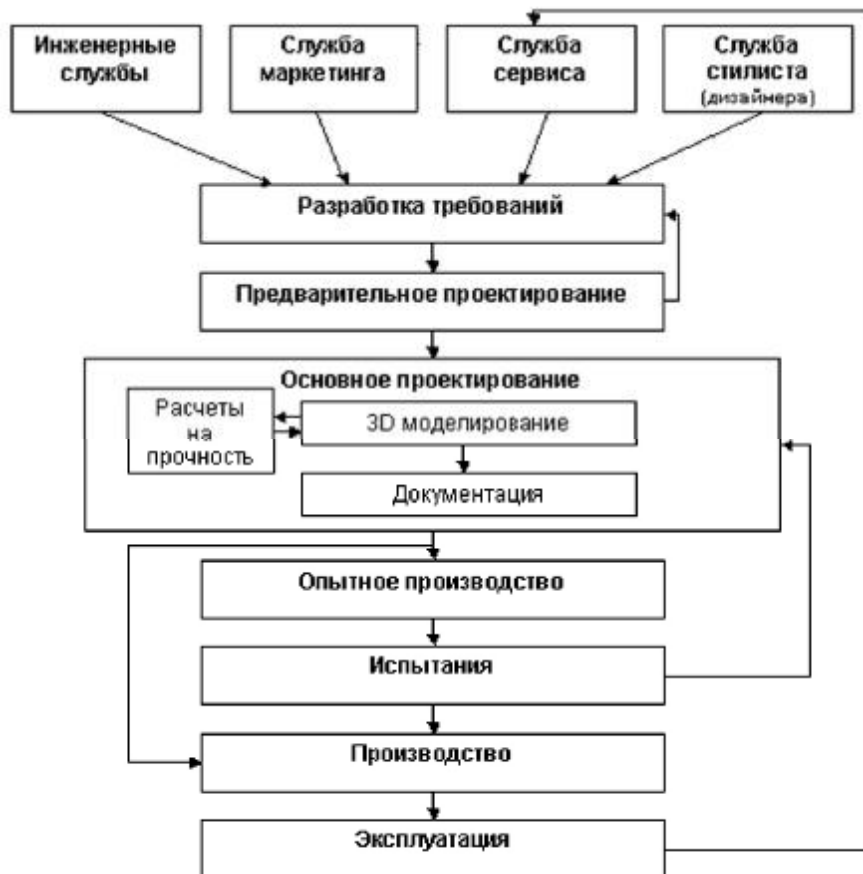


Рисунок 2. Упрощенная схема процесса создания вертолета.

ме полета или какую шумность он не может превышать в зависимости от взлетного веса. Значительную часть норм составляют нормы прочности. Они рассматривают различные варианты нагружения аппарата в полете, на взлете и посадке, при стоянке и перемещении по аэродрому. Соответственно все случаи делятся на летные, посадочные и земные.

При выполнении расчетов на прочность обычно выбирают один или несколько наиболее тяжелых для данного агрегата случаев.

В России существуют гражданские нормы летной годности – НЛГВ, и авиационные правила – АП, европейские нормы носят название JAR, американские - FAR. Однако для ряда классов вертолетов существуют и другие нормативные акты. Например, американское законодательство запрещает полеты на сверхлегких вертолетах и автожирах, в том случае, если пилот не произвел его самостоятельно хотя бы на 50%. В результате этот класс аппаратов продается в разобранном виде, так называемыми «китами», и эксплуатант вынужден заниматься сборкой самостоятельно.

В последнее время производители обращают особое внимание на живучесть вертолета, с тем, чтобы обеспечить максимальную безопасность экипажа и пассажиров. Стали широко внедряться «безопасно повреждаемые конструкции» - когда разрушение конструкции не приводит к травмированию людей. Многие производители разделяют все детали и узлы по нескольким классам потенциальной опасности. Один из вариантов такого разделения представлен в таблице 1. В соответствие с такой классификацией потенциально опасные детали подвергаются более тщательному контролю и анализу при производстве.

Таблица 1. Пример классификации потенциальной опасности разрушения элементов конструкции вертолета.

Класс потенциальной опасности	Признаки
1	Разрушение элемента приведет к немедленной гибели воздушного судна
2	Разрушение элемента приведет к немедленному выполнению аварийной посадки
3	Разрушение элемента приведет к прекращению выполнения задания
4	Разрушение элемента не приведет к прекращению задания

1.3. Особенности конструкции вертолетов различного назначения

Как уже было описано ранее, вертолеты могут иметь различное назначение и, в соответствии с ним, различные особенности конструкции и оснащения.

Боевые (рисунок 3а) имеют средства наведения, крылья, приспособленные для подвески боеприпасов, подвижной установки стрелкового оружия, интегрированные в конструкцию фюзеляжа.

Пассажирские вертолеты (рисунок 3б) обычно имеют дополнительные средства снижения шума внутри салона, комфортабельные кресла и увеличенную площадь остекления.

Поисково-спасательные вертолеты (рисунок 3в) оснащаются инфракрасными системами поиска, прожекторами большой мощности и спасательной лебедкой. Лебедка, как правило, выполняется в виде отдельного агрегата, закрепляемого в обтекаемом контейнере. Кроме самого механизма подъема и опускания троса контейнер содержит тормоз и нож аварийной обрезки троса. Существенно повысить радиус проведения спасательной операции позволяет применение средств дозаправки в воздухе, применяемые в некоторых странах.

Транспортные винтокрылые летательные аппараты (рисунок 3г) могут оснащаться тельферами или другими устройствами загрузки, специальными опускаемыми трапами.

Сельскохозяйственные вертолеты (рисунок 3д, е) подразумевают наличие распылителей или распыливателей химических препаратов. Распылители обычно устанавливают на навесных штангах, в которые подается рабочая жидкость под большим давлением. Истечение растворов происходит через большое количество мелких распылителей. В некоторых случаях применяют самолетные распылители. В них жидкость подается самотеком или под небольшим давлением, а дальше выбрасывается через несколько центробежных устройств, приводимых в действие набегающим потоком возду-

ха. Распыливатели обычно имеют электрический привод и служат для распределения порошковых препаратов.

Противопожарные вертолеты (рисунок 3з) чаще всего переоборудуются из транспортных летательных аппаратов. Они могут содержать либо мягкое водосливное устройство, подвешенное на тросах, либо жесткий бак внутри или снизу фюзеляжа. При мягком водосливном устройстве забор воды осуществляется зачерпыванием из ближайшего водоема. Жесткий бак наполняется через шланг с насосом, опускаемым в водоем на висении. Как правило, непосредственно перед сливом вода соединяется с пенообразующим реагентом и многократно увеличиваясь в объеме, выбрасывается на очаг возгорания. Для тушения вертикальных сооружений – например высотных зданий, вертолеты оснащают водяными пушками.

Вертолеты-краны содержат дополнительное рабочее место оператора, который имеет рычаги управления летательным аппаратом. Однако, в отличие от летчика, он располагается лицом в сторону, обратную направлению полета, и имеет хороший обзор вниз и назад. В районе оси несущего винта, под воздушным судном, устанавливают замок крепления тросов подвески груза. Для эффективного выполнения монтажных и транспортных операций применяют системы стабилизации груза на внешней подвеске.

Кроме перечисленных, существуют более редкие варианты применения винтокрылых летательных аппаратов, обуславливающие доработку конструкции и установку специального оборудования (рисунок 3ж).

Например, в некоторых странах существует практика очистки изоляторов высоковольтных линий электропередач. Накапливающаяся грязь во влажную погоду образует растворы, вызывающие стекание зарядов и потерю электроэнергии. Экономически более выгодно один раз в полгода мыть изоляторы с помощью водяного брандспойта, выставленного в дверной проем специально доработанного вертолета. Подобных примеров существует очень много и их полное перечисление не входит в задачу этого издания.



а



б



в



г



д



е



ж



з

Рисунок 3. Вертолеты различного назначения.

а – дальнего радиолокационного обнаружения SH-3Mk1 (Великобритания), б – противопожарный UH-60L (США), в – ударный Ми-24 (Россия), г – пассажирский S-92 (США), д – поисково-спасательный А-109К2 (Италия), транспортный Ми-26Т (Россия), ж - сельскохозяйственный Ми-2 (Россия), з – беспилотный сельскохозяйственный R-MAX (Япония).

1.4. Основные элементы конструкции вертолета

Современный вертолет содержит множество агрегатов и систем, среди которых можно выделить несколько основных:

- Несущий винт
- Рулевой винт
- Каркасные конструкции – фюзеляж, крыло и оперение
- Трансмиссия
- Система управления
- Взлетно-посадочные устройства
- Силовая установка
- Гидравлическая и пневматическая система
- Электрооборудование
- Радиоэлектронное оборудование
- Спецоборудование

Назначение, принципы действия и конструкция перечисленных элементов кратко будет описана в дальнейших главах. Исключение составляют электрооборудование, радиоэлектронное оборудование, спецоборудование и двигатели силовой установки, которые не рассматриваются в данном издании.

2. НЕСУЩИЙ ВИНТ

2.1. Принцип работы несущего винта

Отличительной особенностью вертолета как летательного аппарата является наличие несущего винта. Несущий винт создает подъемную силу и тягу, необходимую для осуществления горизонтального перемещения вертолета в атмосфере. Кроме того, он позволяет осуществлять продольное и поперечное управление летательным аппаратом. Несущий винт состоит из лопастей и втулки, передающей крутящий момент с вала главного редуктора к лопастям.

В горизонтальном полете лопасти находятся под воздействием потока не только от окружной, но и от горизонтальной скорости вертолета. Таким образом, в разных точках ометаемой площади несущего винта имеют место разные воздушные скорости.

Для удобства рассмотрения работы лопастей несущего винта при горизонтальном перемещении вертолета используются углы азимута, характеризующие положение лопасти по отношению к продольной оси фюзеляжа. В задней части, ометаемой винтом площади, принимается азимут $\Psi=0$, в передней $\Psi=\pi$. В поперечном сечении этой площади, в точке, где окружная скорость лопасти складывается со скоростью горизонтального перемещения вертолета, азимут будет $\Psi=\pi/2$. В диаметрально противоположной точке, в которой скорости вычитаются, $\Psi=\pi$ 3/2.

2.2. Основные характеристики несущего винта

Геометрические параметры лопастей характеризуются типом профилей сечений лопасти и очертанием лопасти в плане. Профиль лопасти должен обладать большим аэродинамическим качеством, малым изменением положения центра давления при изменении углов установки лопасти, высокими значениями критических углов атаки, обеспечивать способность перехода на режим самовращения (авторотации) в большом диапазоне углов установки.

В вертолетостроении используются две формы лопасти в плане – прямоугольная и трапецевидная (рис. 4).

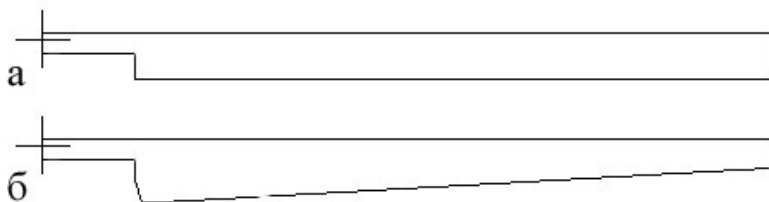


Рисунок 4. Формы лопастей в плане.

а – прямоугольная, б – трапецевидная.

В 40-50 годы широко применялись лопасти трапецевидной формы, но на современных вертолётках в основном используются прямоугольные формы. Трапецевидные имеют более ровные аэродинамические характеристики по радиусу, но конструктивно и технологически более удобны прямоугольные лопасти. Такие лопасти в настоящее время снабжаются специальными законцовками. Их применение обусловлено стремлением уменьшить потери энергии, затрачиваемой на вращение масс воздуха в вихрях. Дело в том, что при обтекании концевой части лопасти происходит перетекание воздуха из области повышенного в область пониженного давления, что приводит к возникновению вихревых шнуров от каждой лопасти, которые сворачиваются в два вихревых жгута по краям диска. Кроме того, имеют место потери энергии, происходящие на скачке уплотнения, который возникает при движении крайних сечений лопасти с околозвуковой скоростью. Применение специальных видов законцовок, позволяет снизить потери, возникающие вследствие вышеперечисленных причин (рис 5). В некоторых случаях законцовки могут быть отогнуты в вертикальной плоскости.

Крутка лопасти - изменение углов установки сечений и формы профиля по радиусу лопасти.

Геометрическая крутка предполагает наличие разницы угла установки лопасти в комлевой части и на конце. Это дает более равномерное распределение аэродинамических сил

вдоль лопасти и уменьшает индуктивные потери. Обычно величина крутки лежит в пределах 4-7° (Ми-2, Ми-6 - 6°, Ми-8 - 5°).

Аэродинамическая крутка представляет собой изменение толщины и формы профиля сечения лопасти по радиусу. Относительная толщина профиля обычно составляет 11-14% в комлевой части и 8-12% в концевой.

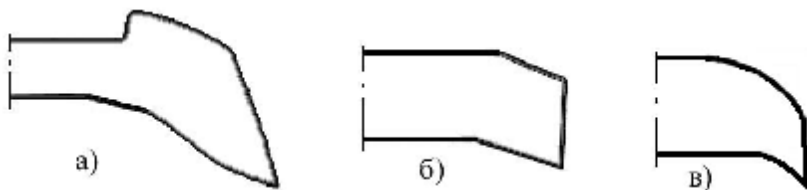


Рисунок 5. Формы современных законцовок лопастей.
а – BERP; б – стреловидная; в – оживальная.

Удельная нагрузка на ометаемую винтом площадь. Нагрузка на квадратный метр ометаемой площади – это один из наиболее важных параметров, характеризующий летные свойства вертолета. Он определяется по формуле:

$$P=G/F_{\text{ом}},$$

где G – полетный вес вертолета, $F_{\text{ом}}$ – ометаемая площадь несущего винта.

У современных вертолетов удельная нагрузка составляет 100÷680 Па (Ми-2 – 196Па, Ми-24 – 478Па, Ми-26 – 680Па).

Коэффициент заполнения несущего винта – число, показывающее, какая часть площади, ометаемая несущим винтом, заполнена лопастями (иногда выражается в процентах):

$$\sigma = F_{\text{л}} z / F_{\text{ом}},$$

где $F_{\text{л}}$ – площадь лопасти; z – число лопастей.

Обычно коэффициент заполнения лежит в пределах 0,04-0,13 (Ми-2 – 0,053 (5,3%), Ми-24 – 0,106 (10,6%) Ми-26 – 0,128 (12,8%)).

Углом установки лопасти называется угол, образованный хордой элемента и плоскостью вращения втулки несущего винта.

В России характерным сечением, по которому оценивают угол установки несущего винта, является относительный радиус 0,7.

Число лопастей несущего винта зависит от требований предъявляемых к вертолету и лежит в пределах от 2 до 8.

Вес лопасти несущего винта оказывает существенное влияние на характеристики маховых движений и авторотацию вертолета, особенно в моменты перехода в нее и подрыва. В мировой практике известны случаи, когда вертолетостроителям, применившим современные материалы и выпустившим легкие лопасти, приходилось отказываться от них и возвращаться к старым технологиям из-за недостаточных характеристик летательного аппарата на режимах авторотации.

2.3. Проходные частоты несущего винта

Вибрации на борту вертолета являются основным источником усталостных разрушений конструкции и психофизиологической нагрузки на экипаж. Основную долю колебаний вертолет получает от несущего винта.

Силу, передающуюся с лопасти несущего винта на втулку, на установившемся режиме полета, математически можно представить в виде суммы сил, действующих с различными частотами, кратными угловой скорости несущего винта:

$$Q = Q^{(0)} + \sum Q^{(i)} \sin(\omega t + \varepsilon_i),$$

где $Q^{(i)}$ - амплитуда i - ой составляющей силы ; ε_i - начальная фаза i - ой составляющей силы. Составляющие силы есть гармоники колебаний, имеющие номера, равные номерам составляющих сил.

Гармоники, имеющие номера кратные количеству лопастей, называются проходными. Их частота равна:

$$f_i = f_{\text{нв}} k_{\text{л}} m,$$

где $k_{\text{л}}$ - количество лопастей, $m=0,1,2,\dots$ - целый множитель. Амплитуда колебаний сил в этом случае равна сумме сил от каждой лопасти.

Гармоники с номерами, некратными числу лопастей, на втулке взаимно уравниваются, и суммарная сила равна

нулю. Эти гармоники называются непроходными. В итоге суммарная сила на втулке Q состоит практически только из гармоник с номерами, кратными числу лопастей. Графическое изображение колебаний для двухлопастного несущего винта показано на рисунке 6. На верхнем рисунке показана непроходная гармоника. На нижнем - проходная, на которой виброускорения лопастей складываются на втулке.

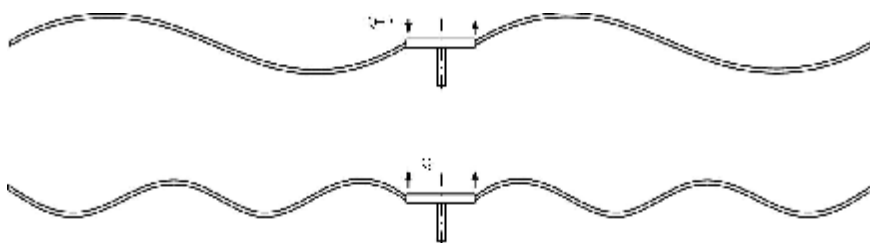


Рисунок 6. Суммирование гармоник силы Q на втулке двухлопастного винта.

2.4. Колебания лопастей

Лопасть – очень нагруженный элемент вертолѐта. На лопасти несущего винта действуют:

- аэродинамические силы: подъемная сила в вертикальной плоскости и сила лобового сопротивления в плоскости вращения;
- центробежная сила;
- инерционные силы;
- собственный вес;
- кориолисова сила;
- крутящий момент;
- изгибающий момент.

Лопасть, в процессе вращения, совершает изгибные колебания как балка, однако дополнительно на неё действует центробежная сила, которая по своему характеру является восстанавливающей – растягивая лопасть, она стремится вернуть её в неизогнутое состояние. Центробежная сила вызывает растяжение лонжерона. Под действием центробежной силы, величина которой значительна (десятки тонн), в поперечном

сечении лонжерона возникают большие нормальные напряжения.

В горизонтальном полёте на лопасть действуют переменные аэродинамические силы, вызывающие её колебания. Что касается режима висения, то, с точки зрения вибраций, он является «спокойным» режимом - переменные силы носят второстепенный характер.

Действие переменных аэродинамических сил является причиной появления в сечениях лонжерона усталостных повреждений. Поэтому при разработке лопастей, кроме анализа статической прочности, решаются две специфические задачи:

1. Устранение резонансных явлений на лопастях. Эта проблема решается на основе расчёта собственных и вынужденных колебаний лопастей.

Как известно, любое физическое тело имеет собственные частоты колебаний. Частоты собственных колебаний не зависят от частот вынужденных колебаний, а зависят от массы и жесткости конструкции. При увеличении массы собственные частоты снижаются, а при увеличении жёсткости - повышаются.

Центробежное растягивающее воздействие равносильно увеличению жёсткости тела, что приводит к увеличению собственных частот колебаний лопасти. При совпадении собственных и вынужденных частот колебаний наступает резонанс, который приводит к резкому увеличению амплитуды колебаний.

Для того, чтобы предотвратить наступление резонанса, необходимо определить зависимость собственных частот колебания лопасти от частот вращения несущего винта. Для наглядного представления этих характеристик строят резонансные диаграммы лопастей (рисунок 7).

На них наносят значения собственных частот, в зависимости от частоты вращения винта. Эти кривые на графике отмечены римскими цифрами I, II, III. С увеличением частоты вращения винта, частоты собственных изгибных колебаний возрастают.

На графике также строят прямые, описывающие частоты гармоник вынужденных колебаний (цифры 1,2,3...). Точки пересечения кривых собственных и вынужденных частот показывают, при каких значениях наступает резонанс.

Точки резонанса при частоте вращения, значительно меньшей, чем эксплуатационная, практического значения не имеют, так как при таких частотах винт работает лишь кратковременно – при раскрутке и торможении.

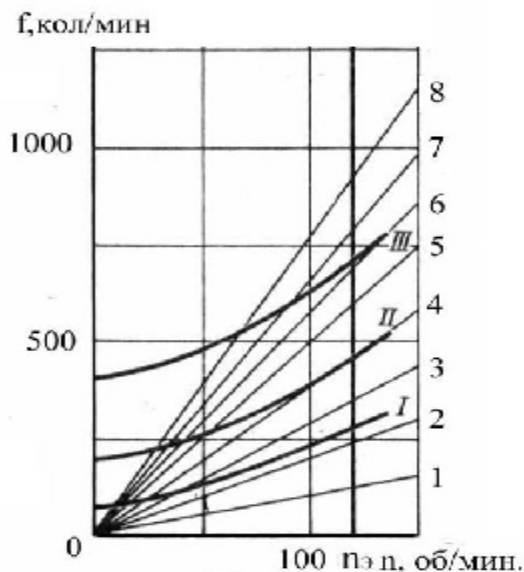


Рисунок 7. Резонансные диаграммы лопастей в плоскости наименьшей жёсткости.

Наличие же этих точек при эксплуатационной частоте вращения или около неё, будет означать, что соответствующая гармоника, будет вызывать большие колебания и напряжения в лонжероне, даже при малой нагрузке. На приведенной диаграмме показана лопасть с малым ресурсом, в ней возможно возникновение резонансных колебаний с собственными частотами 4 и 6 на рабочих режимах. Такая лопасть требует изменений.

2. Обеспечение безопасности от возникновения флаттера. Флаттер – незатухающие колебания лопастей несущего винта, возникающие за счёт энергии воздушного потока и приводящие к быстрому нарастанию амплитуды махового движения.

Явление флаттера обусловлено взаимным расположением центра давления аэродинамических сил, центра жесткости и центра масс по хорде сечения лопасти (рисунок 8).

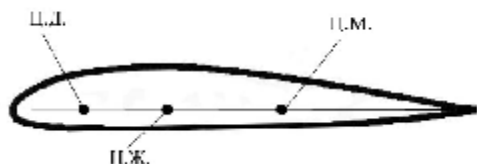


Рисунок 8. Характерные точки профиля сечения лопасти, определяющие флаттерные характеристики – центр давления, центр жёсткости, центр масс.

В установившемся полете, под действием аэродинамических сил, лопасть деформируется, однако центробежные силы уравнивают их, и лопасть находится в равновесии (рисунок 9, положение 0). Если под действием какой-либо причины (действие вертикального порыва ветра и т. д.) подъемная сила лопасти увеличилась, то это вызовет увеличение прогиба лопасти на величину y . Тогда концевое сечение займет положение 1.

При прекращении действия внешней аэродинамической нагрузки на лопасть будет действовать сила упругости P_y , приложенная в центре жёсткости сечения и направленная к положению равновесия. Силы упругости P_y вызовут возвращение лопасти к положению равновесия с ускорением. Так как центр тяжести сечения находится позади центра жесткости, возникнут инерционные силы, закручивающие сечение на угол θ (положение 2), что приведет к появлению дополнительной аэродинамической силы P_θ . По мере приближения сечения к положению равновесия закрутка лопасти увеличивается. В положении 3 лопасть не остановится, а пройдет дальше. Силы P_y , $P_{ин}$ изменят направление на обратное, и

поэтому угол закрутки уменьшается (положение 4). В положении 5 прогиб сечения будет максимальным. Следующий цикл колебаний происходит аналогичным образом.

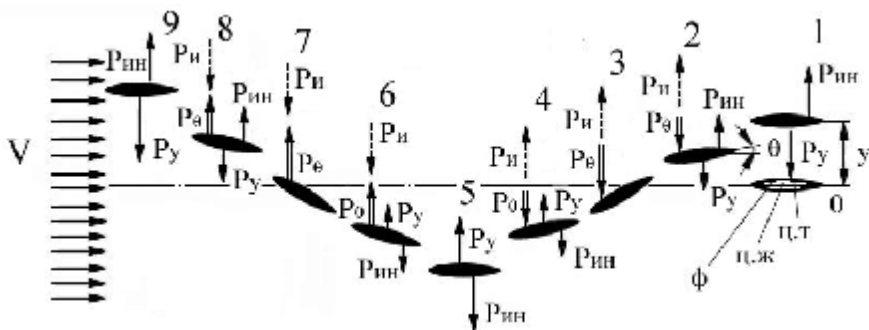


Рисунок 9. Изгибно-крутильный флаттер.

V – скорость набегающего потока, $P_{и}$ – аэродинамическая сила, возникающая за счет вертикальных колебаний, P_{θ} – дополнительная аэродинамическая сила, возникающая за счет закрутки сечения, θ – угол закрутки сечения, $P_{ин}$ – силы инерции, P_y – силы упругости, y – прогиб сечения, ц.т. – центр тяжести, ц.ж – центр жесткости, Φ – фокус профиля.

Кроме того, изменение направления обтекания при вертикальных колебаниях лопасти будет вызывать изменение подъемной силы на величину $P_{и}$. Сила $P_{и}$ всегда направлена в сторону, обратную направлению вертикального перемещения, поэтому эта сила является демпфирующей колебания, в то время, как сила P_{θ} совпадает по знаку с направлением движения и поэтому является возбуждающей.

При скорости обтекания, соответствующей критической скорости флаттера, частота и амплитуда колебаний резко возрастают, что может привести к быстрому разрушению конструкции. Критическую скорость флаттера увеличивают смещением центра тяжести вперед за счет установки в носке

профиля противофлаттерного груза. Смещение фокуса профиля от передней кромки по хорде так же эффективно, как и смещение центровки лопасти к передней кромке.

Практически индифферентная к колебаниям лопасть будет в том случае, если удастся совместить в одной точке фокус, центр тяжести и центр жесткости. Однако на практике это не достижимо.

2.5. Типы лопастей несущего винта

Как правило, лопасти подразделяются по видам материалов, применяемым для изготовления лонжеронов.

Деревянные лопасти. Такие лопасти были широко распространены в вертолетостроении, однако, в настоящее время, не применяются. Для изготовления лопасти использовались специально высушенное дерево, дельта-древесина и фанера. Изготавливалось несколько типов деревянных лопастей. Обычно такие лопасти имели стеклопластиковое покрытие. Один из типов, лопасти, состоящей из продольных деревянных брусков, представлен на рисунке 10.

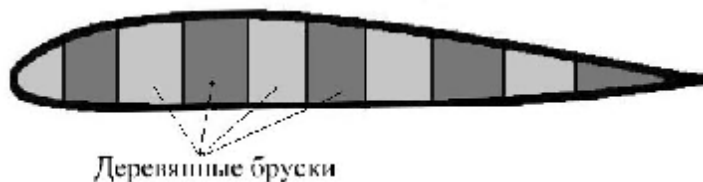


Рисунок 10. Сечение деревянной лопасти.

Лопасты с металлическим прессованным лонжероном. В течении длительного времени такие лопасти применялись на вертолетах фирмы Миля, в частности Ми-2, Ми-8, Ми-24. Существует несколько разновидностей таких лопастей. Основным силовым элементом лопасти является полый прессованный лонжерон D-образного сечения (рисунок 11).

Лонжерон выполняется пустотелым, прилегающим к аэродинамическому контуру передней части профиля (ри-

сунок 12). Для повышения прочности лонжерон может иметь ребра жесткости. К передней кромке лонжерона приклеивается нагревательный элемент противообледенительной системы. Сверху этот элемент закрывается титановой или стальной оковкой, предохраняющей лопасть от эрозийных воздействий частиц. В случае очень большой эрозии (например, в песчаной пустыне) оковка может быть покрыта специальным дополнительным протектирующим составом. К задней части лонжерона приклеены отдельные хвостовые секции. Хвостовые секции включают нервюры, обшивку и сотовый наполнитель. Образование хвостовой части из отдельных отсеков объясняется следующими соображениями: при изгибе лопасти назад, в плоскости вращения, хвостовая часть лопасти находится в области сжатия, поэтому хвостовой стрингер нуждается в защите от потери устойчивости. Между отсеками имеются зазоры, которые обеспечивают свободу перемещения их относительно друг друга при изгибе лонжерона. Для предотвращения перетекания воздуха через зазоры между отсеками устанавливаются резиновые вкладыши.

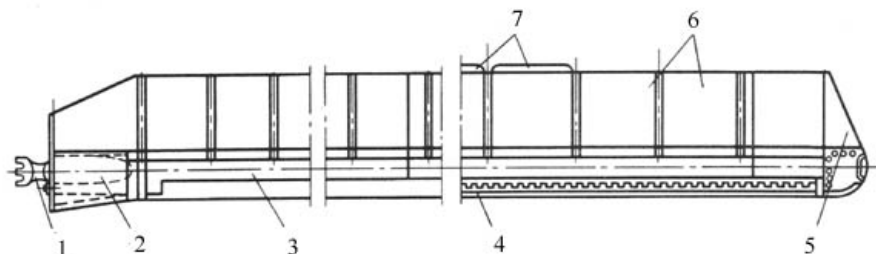


Рис 11. Общий вид лопасти в плане.

1 – наконечник лопасти, 2 – комлевой обтекатель, 3 – лонжерон, 4 – противообледенительное устройство, 5 – концевой обтекатель лопасти, 6 – хвостовые отсеки лопасти, 7 – триммеры.

На хвостике некоторых отсеков закрепляются триммеры – металлические пластины, служащие для устранения

несоконусности вращения лопастей несущего винта. Устранение несоконусности осуществляется путем отгибания триммера в процессе наземных испытаний, которые проводятся с датчиками, установленными на каждой лопасти.

В канал лонжерона, в переднюю его часть, вклеиваются противофлаттерные грузы. В комлевой части лонжерона на болтах крепится узел навески лопасти (рисунок 13). В концевой части, под съемным обтекателем, располагаются балансировочные грузы (рисунок 14). Внутри концевого обтекателя может быть установлена лампа контурного огня.

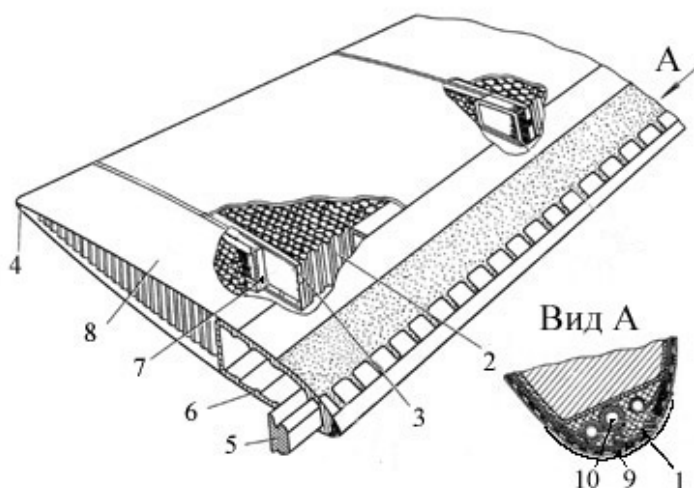


Рисунок 12. Типовой отсек лопасти с прессованным лонжероном D-образного сечения.

1 – противообледенительная система, 2 – сотовый наполнитель, 3 – нервюра, 4 – хвостовой стрингер, 5 – противовес, 6 – лонжерон, 7 – межотсечный вкладыш, 8 – обшивка, 9 – оковка, 10 – электропровода противообледенительной системы.

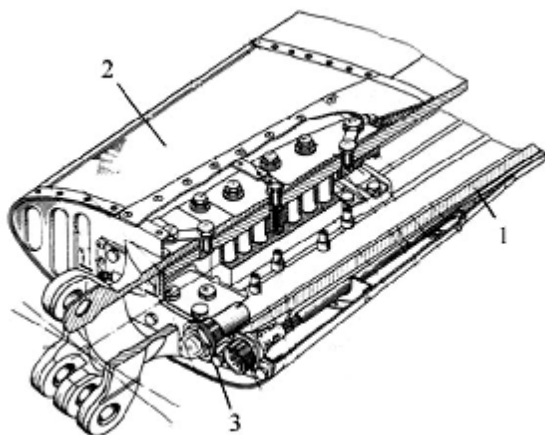


Рисунок 13. Комлевая часть лонжерона.

1 – лонжерон, 2 – хвостовая часть обтекателя, 3 – сигнализатор давления.

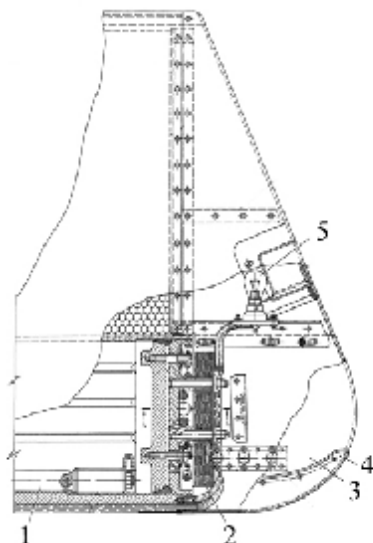


Рисунок 14. Концевая часть лопасти.

1 – противовес, 2 – пластины балансирующего груза, 3 – съемная часть законцовки, 4 – защитная накладка, 5 – лампа контурного огня.

С целью своевременного обнаружения сквозной трещины лонжерона его внутренняя полость загерметизирована заглушками, установленными по концам лонжерона. В нем создается избыточное давление и устанавливается сигнализатор, который фиксирует разгерметизацию при появлении трещины. Воздух, попадая в сигнализатор через специальные отверстия в корпусе, сжимает чувствительный элемент и втягивает индикатор с красной боковой поверхностью внутрь корпуса. В случае появления на лонжероне трещин или других повреждений давление воздуха в нем и в корпусе сигнализатора падает, чувствительный элемент разжимается и выталкивает индикатор с красной боковой поверхностью за линию визуального обзора, что свидетельствует о повреждении лонжерона или нарушении его герметизации. Распространение усталостной трещины в лонжероне лопасти происходит медленно. Время возникновения опасного разрушения лонжерона превышает обычную продолжительность полёта вертолёта, поэтому сигнализатор давления воздуха в кабине лётчика обычно не ставится.

Лопасты со стальным трубчатым лонжероном. Такие лопасти применяются на тяжелых вертолетах, в частности на Ми-26. Одна из особенностей лопастей, именно этого вертолета, является отсутствие комлевого наконечника. Весь лонжерон, включая проушины комлевого стыка, изготавливается как единое целое. Отсутствие комлевого наконечника позволяет увеличить ресурс и уменьшить массу лопасти. Лопасть состоит из общей носовой части и отдельных хвостовых отсеков, а также комлевого и концевого обтекателей.

В носовую часть, изготовленную по форме профиля лопасти (рисунок 15), входят стальной трубчатый лонжерон 1, пенопластовый наполнитель 2 и пакет противообледенительной системы 6. Лонжерон воспринимает все нагрузки от носовой части и хвостовых отсеков лопасти с помощью специальных стеклопластиковых компенсаторов 4. Труба лонжерона облицована по наружному диаметру слоем стеклопластика для обеспечения прочного соединения лонжерона с каркасом, защиты его от коррозии и для образования каналов системы

сигнализации о повреждении лонжерона 5. Компенсаторы связывают композиционную обшивку 3 лопасти с лонжероном.

Хвостовой отсек, в целом, аналогичен отсеку лопасти с прессованным лонжероном, включает в себя композиционную обшивку, нервюры, хвостовой стрингер, закрылок и сотовый наполнитель.

Многолонжеронные металлические лопасти. Этот тип лопастей был разработан специально для боевых летательных аппаратов. Пример сечения пятилонжеронной лопасти показан на рисунке 16. Пять стальных лонжеронов двутаврового сечения последовательно приклеиваются друг к другу. В местах склейки полок лонжеронов прокладываются слои стеклоткани, препятствующие распространению трещин с одного силового элемента на другой.

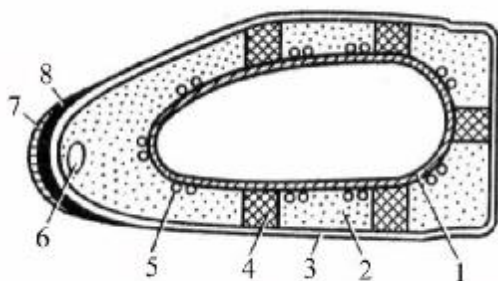


Рисунок 15. Носовая часть лопасти со стальным трубчатым лонжероном.

1 – лонжерон, 2 – наполнитель, 3 – обшивка, 4 – компенсатор, 5 – канал системы обнаружения трещин, 6 – провода, 7 – оковка, 8 – нагревательная накладка.

Имея запас прочности, лопасть, может выполнять несущие функции даже после разрушения одного или нескольких лонжеронов, что является весьма важным для вертолета, участвующего в боевых операциях. Многократное дублирование лонжеронов позволяет также отказаться

от системы предупреждения появления трещин. Лопасты имеют большой ресурс, но весьма сложны в производстве.



Рисунок 16. Сечение многолонжеронной лопасти несущего винта.

1 – лонжероны, 2 – слои стеклоткани, 3 – сотовый наполнитель.

Композиционные лопасти. Композиционные лопасти, на сегодняшний день, являются самыми распространенными в мире. В России их применяют на вертолетах Ми-28, Ми-34, Ка-50 и др. Конструкции композиционных лопастей весьма многообразны. Сечения некоторых из них представлены на рисунке 17.

Достаточно простые лопасти подразумевают использование С-образного лонжерона и пористого (рисунок 17а) или сотового (рисунок 17б) наполнителя. Более сложные лопасти имеют многозамкнутый лонжерон и приклеенную хвостовой отсек. Пример сечения такого лонжерона показан на рисунке 17в, г, д. Промежуточные стенки, установленные в канале многозамкнутого лонжерона, увеличивают жесткость пустотелой лопасти. Такие лонжероны обладают высокой живучестью, так как при разрушении лонжерона в районе одной из полостей другие могут сохранять несущую способность. Хвостовой отсек лопасти, в настоящее время, чаще делается неразрезным, что значительно упрощает конструкцию.

В качестве материалов изготовления лонжеронов и лопастей используются угле, стекло, органопластики или их комбинации.

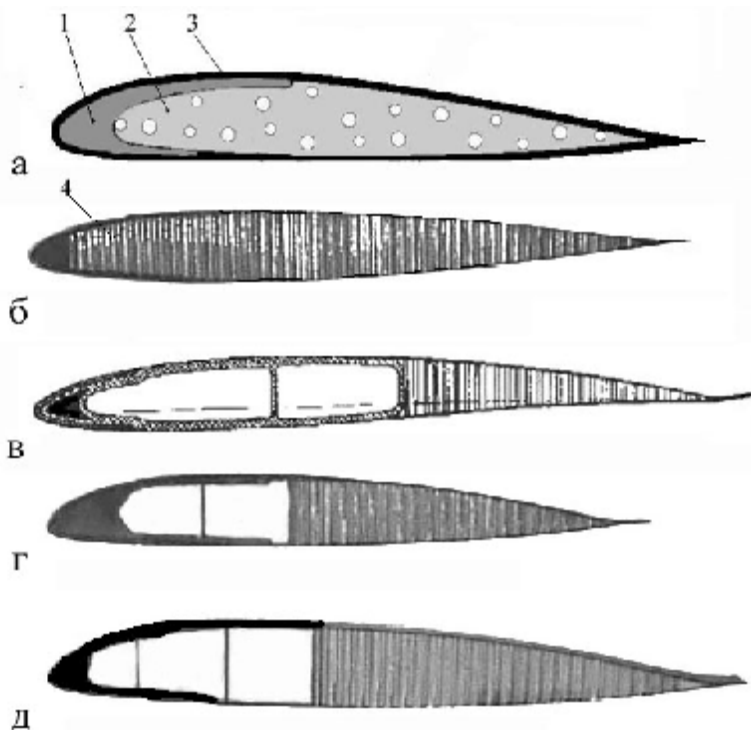


Рисунок 17. Сечение композиционных лопастей несущего винта.

а – вертолета EC145, б – EC332 МК2, в – Ка-50, г - EC225, д - NH90.

1 – стеклопластиковый лонжерон, 2 – пористый наполнитель, 3 – углепластиковое покрытие, 4 – сотовый наполнитель.

2.6. Втулки несущих винтов

Втулка несущего винта вертолета осуществляет передачу крутящего момента от главного редуктора к лопастям несущего винта, при этом выполняя ряд других функций.

По способу крепления лопасти к валу, вращающему винт, несущие винты, можно подразделить на несколько типов.

Несущие винты с трехшарнирной подвеской лопастей (рисунок 18а) и втулкой с универсальным эластомерным подшипником (рисунок 18д) применяются на вертолетах разных

классов. Винт с общим горизонтальным шарниром (рисунок 18б) весьма распространен на сверхлегких и легких вертолетах. В некоторых случаях применяются винты на кардане (рисунок 18в) и с жестким креплением лопастей (рисунок 18г).

Втулки несущего винта с трехшарнирным креплением лопастей широко применялись в вертолетостроении. В настоящее время их использование сокращается, и на новых аппаратах они, практически, не встречаются. В России такие втулки использовались на вертолетах Ми-2, Ми-24, Ми-26 и др. Втулка имеет разнесенные горизонтальные (ГШ), вертикальные (ВШ) и осевые (ОШ) шарниры (рисунок 19). Подобное соединение лопасти дает ей возможность колебаться в нескольких плоскостях.

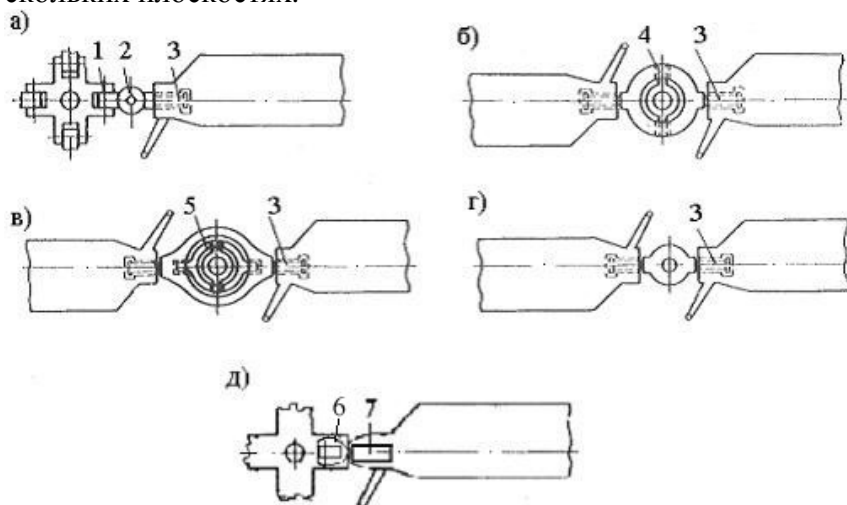


Рисунок 18. Типы несущих винтов.

а – с трехшарнирной подвеской лопастей; б – с общим горизонтальным шарниром; в – на кардане; г – с жестким креплением лопастей; д – с эластомерным подшипником.

1 – горизонтальный шарнир (ГШ), 2 – вертикальный шарнир (ВШ), 3 – осевой шарнир (ОШ), 4 – общий горизонтальный шарнир, 5 – кардан, 6 – эластомерный подшипник, 7 – торсион.

Горизонтальные шарниры обеспечивают маховое движение (колебания в вертикальной плоскости) под действием пе-

ременных по азимуту аэродинамических сил. Вертикальные шарниры позволяют лопастям совершать колебания в плоскости вращения. Эти колебания происходят под действием переменных сил лобового сопротивления и сил Кориолиса. Колебания лопастей относительно вертикального шарнира гасятся гидравлическими демпферами. Обычно демпферы соединяют подвижную и неподвижную часть лопасти.

Благодаря шарнирному креплению лопастей с корпусом втулки, значительно снижаются переменные напряжения в элементах несущего винта.

Осевые шарниры втулки предназначены для изменения углов установки лопастей. Для уменьшения угла установки лопасти при взмахе вверх и увеличения угла установки при движении ее вниз подбирают угол σ_1 , образованный осью ГШ и отрезком, соединяющим центр ГШ с концом поводка рычага поворота лопасти.

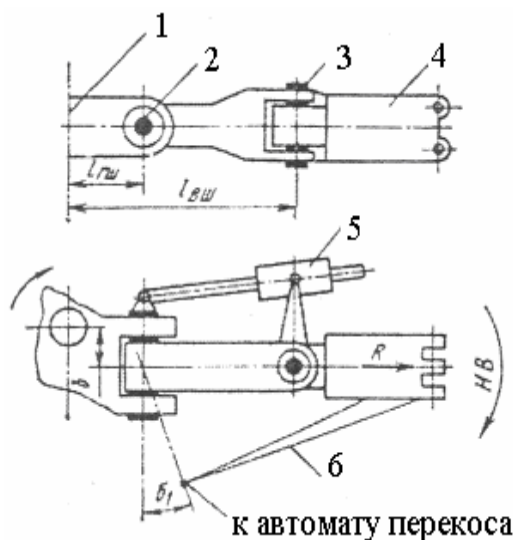


Рисунок 19. Схема втулки с разнесёнными ГШ.

1- ось вала, 2- ГШ, 3- ВШ, 4-ОШ, 5- гидродемпфер, 6- поводок лопасти.

В некоторых случаях демпферы соединяют между собой подвижные части разных лопастей (рисунок 20), что упрощает конструкцию и облегчает вес несущей системы.

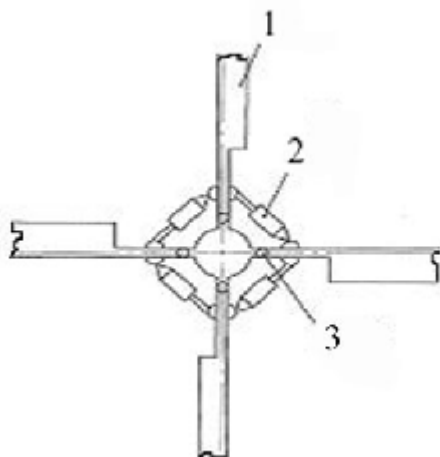


Рисунок 20. Схема карусельной установки демпфера.
1-лопасть, 2-демпфер, 3-ВШ.

Втулки с эластомерными подшипниками являются самыми распространенными. Одна из разновидностей универсальной эластомерной шарнирной втулки представлена на рисунке 21.

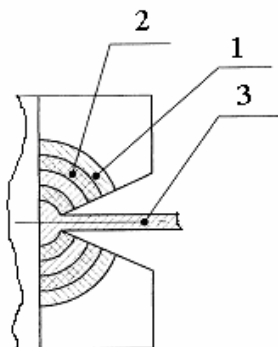


Рисунок 21. Схема эластомерного шарнира втулки несущего винта.

1 - слой металла, 2 - слой резины, 3 - металлический стержень, соединяющийся с лопастью.

Принцип действия эластомерного подшипника основан на использовании свойств резины: подвергаться значительным деформациям при растяжении, сжатии и кручении.

Эластомерные подшипники представляют собой съемные блоки, состоящие из слоев резины и металла. Они не требуют смазки, уменьшают количество деталей втулки несущего винта, упрощают эксплуатацию и снижают стоимость. В связи с тем, что резина в подшипнике подвергается термомеханическому воздействию, она быстро стареет. Вследствие этого эластомерные подшипники обычно подлежат замене каждые 4 года.

Втулки с общим ГШ применяются на двухлопастных винтах. Лопастей жестко соединяются между собой. Подвеска на шарнире позволяет исключить влияние асимметрии обтекания.

Центробежные силы лопастей замыкаются на корпусе втулки и не нагружают подшипники, образующие ось ГШ. Для разгрузки комля лопасти от изгибающего момента имеют небольшой конструктивный угол конусности $\alpha_0 = 2 \dots 6^\circ$. К достоинствам втулок с общим ГШ следует отнести: простоту конструкции втулки, малую массу. Недостатками таких винтов являются большие изгибающие моменты в комле лопасти и большой уровень вибрации на втулке двухлопастного винта, вызываемый второй гармоникой аэродинамических сил. Такая конструкция широко используется на легких и сверхлегких вертолетах для несущих и двухлопастных рулевых винтов.

Втулки на кардане также имеют жесткое крепление лопастей между собой. Втулка крепится к валу с помощью универсального шарнира (кардана). Горизонтальные шарниры заменены карданами. Центробежные силы лопастей замыкаются на корпусе втулки и не нагружают подшипники, образующие ось кардана. ОШ нагружены сильнее, чем у винтов с шарнирным креплением лопастей. Центр кардана для облегчения управления выносят вверх. Такая конструкция широко используется на втулках рулевых винтов.

Втулки с жестким креплением лопастей имеют простую конструкцию, однако в лопастях и валах создаются большие

изгибающие моменты, что приводит к утяжелению конструкции.

Существуют также втулки несущих винтов, рукава которых выполнены из упругих материалов, что позволяет лопастям совершать маховое движение в плоскостях тяги и вращения за счет упругости конструкционного материала. Это частично разгружает комлевую часть лопасти от изгибающих моментов.

2.7. Конструкция втулок несущих винтов

За последние годы конструкция втулок несущего винта претерпела существенные изменения в сторону упрощения.

Наиболее сложной является конструкция трехшарнирной втулки (рисунок 22). Ее корпус 1 обычно изготавливается из стали или титанового сплава. Он закреплен на валу главного редуктора посредством шлиц и центрируется верхним 2 и нижним 17 конусами. Верхнее конусное кольцо состоит из двух половин, а нижнее - разрезное. Сверху корпус закрепляется на валу гайкой. Середины проушин корпуса смещены от оси вращения несущего винта, что позволяет равномерно нагружать подшипники ГШ и ВШ. Проушины корпуса вместе со скобой 5 образуют корпус ГШ. На пальце ГШ 4 установлены внутренние кольца 3 игольчатых подшипников. Наружные кольца находятся в проушинах корпуса. Между кольцами установлены две шайбы, выполняющие роль упорных подшипников скольжения. Они воспринимают осевые усилия, возникающие при колебаниях лопасти относительно ВШ. Между шайбами и внутренними кольцами имеется упорное кольцо. В качестве уплотнения ГШ используются резиновые армированные манжеты. К проушине пальца ГШ крепится шток демпфера ВШ. Для ограничения колебаний лопасти относительно ГШ на втулке имеются упоры. Верхние ограничители необходимы для предотвращения полного закидывания лопастей вверх при сильном ветре. Нижний ограничитель может изменять свое положение в зависимости от частоты вращения. Это вызвано тем, что допустимый угол свеса лопасти при неработающем

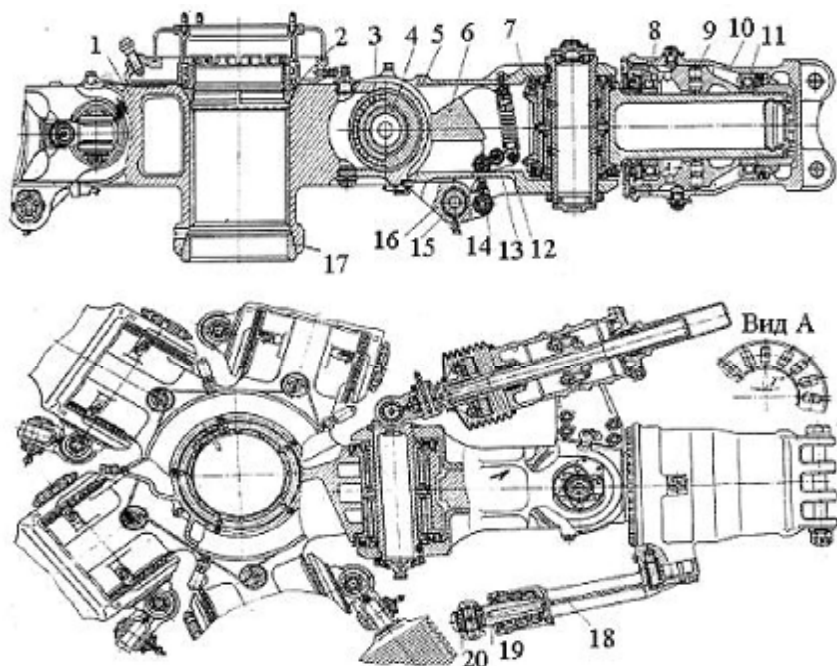


Рисунок 22. Конструкция втулки несущего винта.

1 - корпус втулки, 2 - верхний конус, 3 - внутреннее кольцо игольчатых подшипников, 4 - палец ГШ, 5- скоба, 6 - противовес, 7- цапфа ОШ, 8, 11- шариковый радиальный подшипник, 9 - двухрядный роликовый подшипник, 10 - корпус ОШ, 12 - пружина, 13, 15 - пальцы, 14 - тяга, 16- собачка, 17 - нижний конус, 18 - рычаг поворота лопасти, 19 - валик рычага поворота лопасти, 20 - подшипник.

винте гораздо меньше, чем потребный угол маха лопасти вниз в полете. Поэтому на скобе имеются постоянные упоры и центробежный ограничитель свеса. Осевой шарнир образован соединением цапфы 7 и корпуса 10 ОШ. К цапфе крепится кронштейн, расположенный на цилиндре гидродемфера. На хвостовике цапфы установлены подшипники ОШ: два шариковых радиальных 8, 11, которые воспринимают усилия от изгибающих моментов, действующих на лопасть, и упорный двухрядный роликовый 9, воспринимающий центробежную

силу лопасти. Гнезда сепаратора роликового подшипника развернуты под углом 50° к радиальному направлению. При таком расположении гнезд сепаратор не только колеблется, но и непрерывно вращается в одном направлении. В связи с этим ролики постоянно мигрируют и дорожки колец подшипника полностью участвуют в работе. В результате увеличиваются срок службы подшипников и ресурс ОШ. Корпус ОШ выполнен в виде стакана с проушинами для крепления лопасти. Скоба и цапфа образуют корпус ВШ, который конструктивно выполнен аналогично ГШ. Рычаг поворота 18 лопасти крепится болтами к корпусу ОШ. В цилиндрической полости на конце рычага на двухрядном радиально-упорном шарикоподшипнике и радиальном роликовом подшипнике установлен валик 19. В проушине валика на двух шарикоподшипниках 20 установлен палец, соединяющий рычаг поворота лопасти с тягой автомата перекоса.

Центробежный ограничитель (рисунок 23) смонтирован на нижней поверхности вертикального ограничителя 1 с помощью кронштейна 4 и сухаря 2. На кронштейн 4 на двух шариковых подшипниках установлен подвижный кронштейн 5. К нему крепится центробежный упор свеса 9 и две пластины 6, к которым крепится груз 7, состоящий из набора стальных шайб. Пружина 8 одним концом закреплена на кронштейне 4, а другим — за болт крепления груза 7. На малых частотах вращения несущих винтов зуб центробежного упора свеса 9 под действием пружины 8 находится, в зазоре между упорами корпуса втулки 10 и вертикального ограничителя 1, уменьшая, таким образом, свес лопасти.

Контактная поверхность упора 9 плотно прилегает к соответствующим поверхностям на корпусе 10 и вертикальном ограничителе 1. Подшипники ограничителя свеса посажены в корпус кронштейна 4 на резиновых втулках амортизаторах, что разгружает их от больших нагрузок.

При увеличении частоты вращения несущего винта грузы 7 под действием центробежной силы начинают преодолевать сопротивление пружины 8 и выводить зуб упора свеса 9 из за-

зора между упорами на корпусе 10 и вертикальном ограничителе 1.

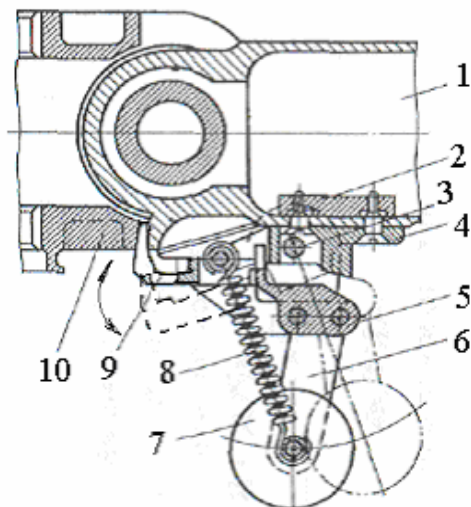


Рисунок 23. Центробежный ограничитель свеса.

1 - вертикальный ограничитель, 2 - сухарь, 3 - болт, 4 - кронштейн, 5 - подвижный кронштейн, 6 - стальные пластины, 7 - груз, 8- пружина, 9 - упор свеса, 10 - корпус втулки.

При уменьшении частоты вращения несущего винта уменьшается центробежная сила груза 7 и упор 9 под действием пружины 8 возвращается в исходное положение. Таким образом, на рабочих частотах вращения несущего винта упор свеса 9 не препятствует маховому движению лопасти.

В конструкции втулок часто удается узлы навески лопасти совместить с вертикальным шарниром (рисунок 24). В этом случае лопасти непосредственно соединяются с демпфером вертикального шарнира. Конструкция при этом упрощается. Если же соединение с демпфером делается легкоразъемным, то лопасти, поворачиваясь относительно ВШ, могут быть сложены вручную вдоль хвостовой балки.

В настоящее время часто применяются осевые шарниры с торсионом (рисунок 25). Обычно торсион представляет собой набор металлических пластин, которые выдерживают растяги-

вающие усилия, действующие на лопасть, но при этом позволяют ей совершать осевое вращение за счет деформации.

Демпфер ВШ (рисунок 26) предназначен для гашения колебаний лопасти в горизонтальной плоскости. При перемещении цилиндра относительно поршня жидкость по каналам перетекает из полости высокого давления в полость низкого давления. При таком перетекании происходят диссипативные процессы, переводящие к превращению части механической энергии колебаний в тепловую. Каналы имеют предохранительные клапаны. При достижении очень высокого давления вследствие интенсивных перемещений клапаны в поршне открываются, и усилие демпфирования резко падает.

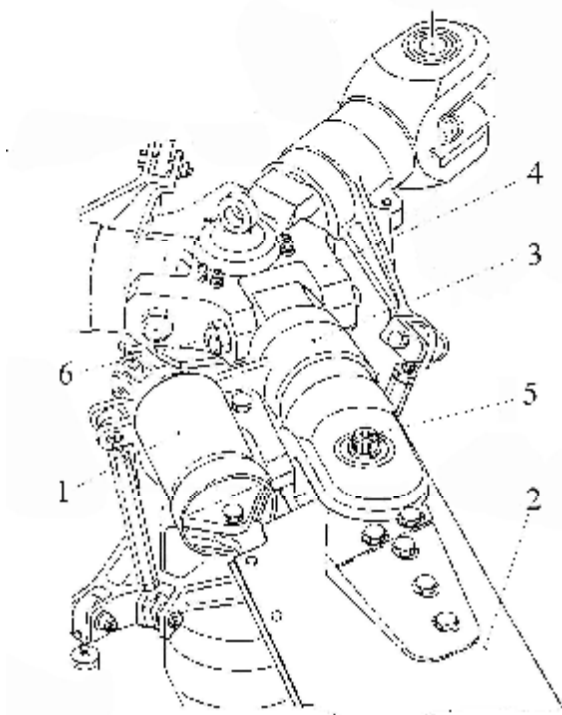


Рисунок 24. Крепление лопасти, совмещенное с ОШ.

1 – демпфер ВШ, 2 – лопасть, 3 – корпус ОШ, 4 – корпус втулки, 5 – ось ВШ, 6 – ось ГШ

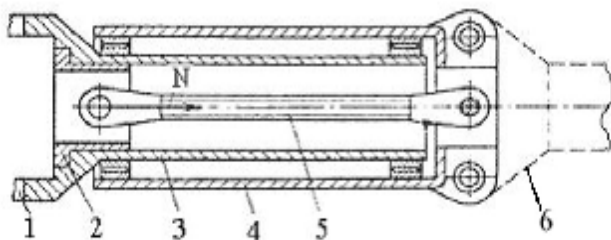


Рисунок 25. Схема осевого шарнира с торсионом.

1 – проушина вертикального шарнира, 2 – вкладыш, 3 – цапфа, 4 – корпус осевого шарнира, 5 – торсион, 6 – лопасть.

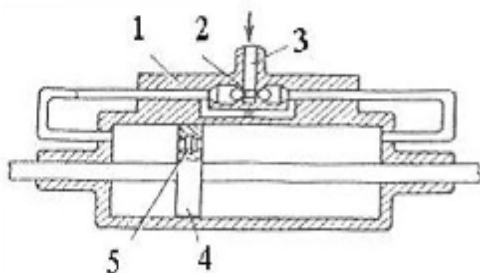


Рисунок 26. Схема гидравлического демпфера ВШ.

1 – корпус цилиндра, 2 – компенсационный клапан, 3 – подвод жидкости из компенсационного бачка, 4 – шток с поршнем, 5 – перепускной клапан.

Во втулках с эластомерными подшипниками шарнирами служат упругие элементы, которые позволяют лопасти совершать маховое движение в плоскости тяги и перемещаться в плоскости вращения. В некоторых случаях один эластомерный радиально-упорный сферический подшипник позволяет заменить несколько шарниров втулки несущего винта.

Пример шарнирной части втулки с эластомерным подшипником показан на рисунке 27. Корпус втулки изготовлен из титанового сплава. Эластомерные подшипники закреплены на трубчатом стержне 1, на котором расположен узел крепления лопасти 2, кронштейн 3 крепления демпфера и рычаг поворота

лопасти 8. Трубчатый стержень проходит внутри сферического подшипника и передает центробежную силу лопасти через узел 6 на цилиндрический эластомерный подшипник 7, который работает на сжатие.

Еще одним типом простых втулок является втулка с упругим торсионом, представляющим собой пакет упругих пластин, заменяющих ГШ и ВШ (рисунок 28). Пакеты торсионных пластин попарно соединяют противоположащие лопасти и позволяют совершать маховое движение в плоскости тяги и поворачиваться относительно своей продольной оси.

Пластины торсиона растянуты центробежной силой. Они изгибаются при колебаниях лопасти в плоскости взмаха. При изменении угла установки происходит закрутка обеих ветвей торсиона. Для таких втулок главная проблема - это обеспечение достаточного ресурса.

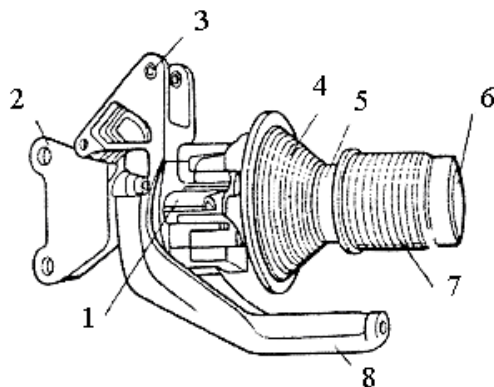


Рисунок 27. Рукав втулки вертолёта с эластомерными подшипниками.

1 – трубчатый стержень, 2 – узел крепления лопасти, 3 – кронштейн крепления демпфера, 4 – сферический эластомерный подшипник, 5 – радиальный самосмазывающийся подшипник, 6 – узел крепления стержня к цилиндрическому эластомерному подшипнику, 7 – цилиндрический эластомерный подшипник, 8 – рычаг поворота лопасти.

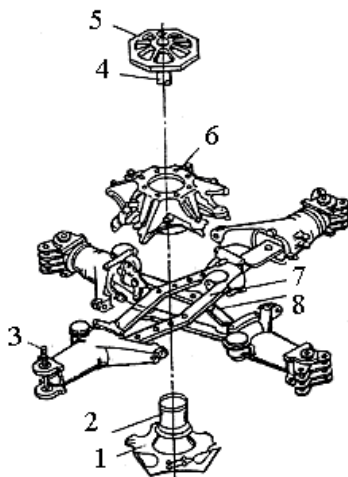


Рисунок 28. Членение втулки несущего винта с торсионом.

1 – нижняя направляющая опора, 2 – опорная стойка, 3 – ВШ; 4 – приводной вал несущего винта, 5 – верхний фланец приводного вала, 6 – корпус втулки, 7 – верхний пакет торсионных пластин, 8 – нижний пакет торсионных пластин.

Кроме упрощения конструкций, направлением развития современных втулок является замена стальных и титановых деталей композиционными. Например, массивные рукава втулки вертолета ЕН101 средней весовой категории, содержат несколько сот слоев различных композиционных материалов.

Таким образом, несущая система современных вертолетов, как лопасти, так и втулки, может практически не иметь металлических деталей.

В некоторых случаях втулка совмещается с виброгасящим устройством. В СССР был разработан виброгаситель, использующий бифилярные маятники. Он крепится на втулку вертолета и существенно снижает величину вибрационных колебаний на борту на проходной частоте (рисунок 29). Вес виброгасителя составляет около 0,8% от нормального взлетного веса вертолета, при этом маятники составляют около половины веса агрегата.

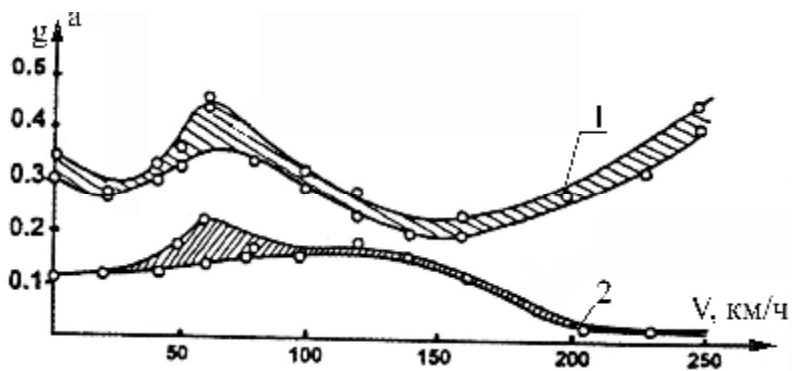


Рисунок 29. Вертикальное виброускорение вертолета Ми-8 с виброгасителем (2) и без него (1).

3. РУЛЕВЫЕ ВИНТЫ

3.1. Типы рулевых винтов

Рулевой винт – это агрегат, который используется на одновинтовых вертолетах и находится на максимальном удалении от несущего винта. Обычно ось вращения рулевого винта лежит в плоскости вращения несущего винта. Однако, на вертолетах небольшой взлетной массы рулевой винт часто располагают ниже этой плоскости, что негативно сказывается на поперечной балансировке.

Рулевой винт компенсирует реактивный момент несущего винта и позволяет осуществлять поворот в горизонтальной плоскости. Он состоит из лопастей и втулки (рисунок 30). В прямолинейном полёте направление тяги перпендикулярно направлению полёта. Лопасти рулевого винта на режиме горизонтального полёта, так же как и лопасти несущего винта, работают в несимметричном потоке. Для уменьшения момента, действующего на вал хвостового редуктора, и уменьшения переменных напряжений обычно применяют шарнирное крепление лопастей.

При изменении шага лопасть поворачивается в осевом шарнире. Поворот осуществляется при помощи поступательного движения поводка изменения шага, соединенного с рычагами поворота лопастей.

В последнее время все чаще стали применяться рулевые винты типа фенестрон. Он представляет собой многолопастный винт, размещенный в кольцевом канале киля, что позволяет исключить концевое перетекание. Каждая лопасть прикреплена с помощью осевого шарнира. Профиль киля имеет определенную кривизну и угол установки, чем достигается разгрузка фенестрона в горизонтальном полете. Однако потребляемая мощность на режиме висения увеличивается до 20-25% мощности двигателя.

Еще одним устройством, которое на некоторых вертолетах заменило рулевой винт, является так называемый NOTAR – система щелевого выдува. Выдувая воздух вниз с одной стороны хвостовой балки она разгоняет прилегающий поток.

Вследствие образования разности скоростей справа и слева от хвостовой балки появляется разность давления, которая стремится развернуть вертолет в сторону противоположную реактивному моменту несущего винта. Путевое управление при этом осуществляется реактивной струей сжатого воздуха, выдуваемого через сопла на конце хвостовой балки.

Классические рулевые винты за последние годы претерпели ряд изменений. Как и несущие, они получили скоростные законцовки, повышающие эффективность и снижающие шум. Кроме того, появились Х-образные рулевые винты (рисунок 31). Они образованы двумя двухлопастными винтами, лопасти которых установлены под углами 45° и 135° друг к другу. Такая схема позволяет исключить вредное влияние вихревых шнуров первого винта на второй, так как лопасть, которая расположена дальше, идет первой и вихрь уносится потоком. Данная конструкция позволяет повысить коэффициент полезного действия винта и снизить уровень шума.

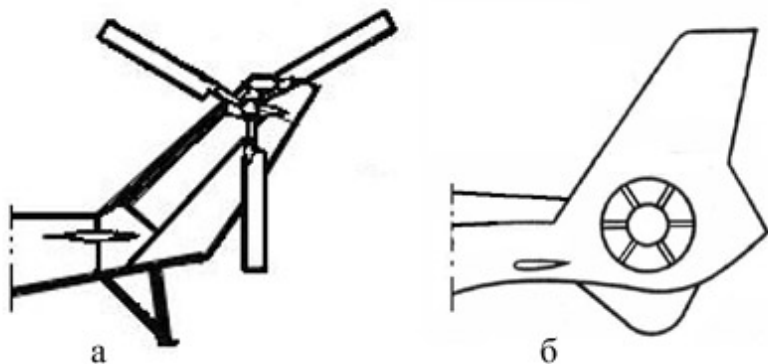


Рисунок 30. Классический рулевой винт (а) и фенестрон (б).

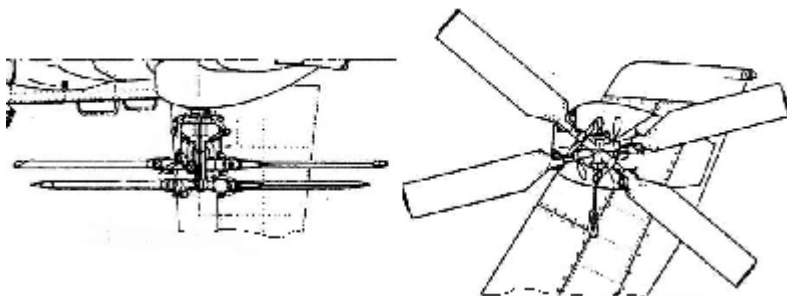


Рисунок 31. Х-образный рулевой винт вертолета АН-64.

Еще одной особенностью рулевых винтов, которая нашла некоторое применение в вертолетостроении, является наклон оси рулевого винта (рисунок 32). В этом случае ось винта наклоняют таким образом, чтобы он создавал тягу не только в горизонтальной плоскости, но и в вертикальной, причем вертикальная составляющая была сонаправлена с тягой несущего винта. Это позволяет несколько поднять полезную нагрузку

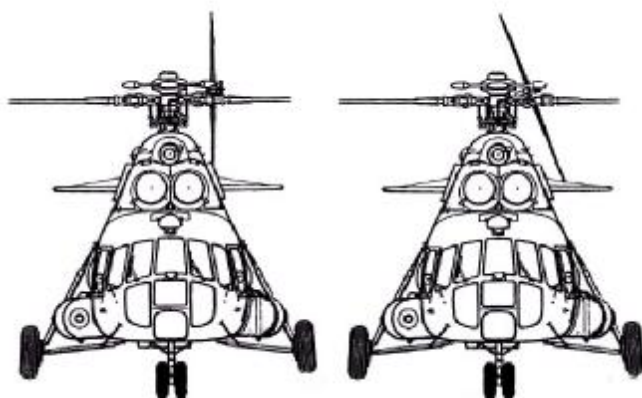


Рисунок 32. Горизонтальная и наклонная ось рулевого винта на вертолете.

или компенсировать чрезмерную заднюю центровку, образовавшуюся при модернизации вертолета. Например, наклон рулевого винта позволил компенсировать образовавшийся дисбаланс при установке, позади главного редуктора, третьего двигателя на двухдвигательный вертолет СН53. Однако, наклон тяги приводит не только к положительным эффектам. Он вызывает изменение угла тангажа при выполнении поворотов и необходимости дополнительно компенсировать это органами управления.

3.2. Конструкция лопастей рулевых винтов

В отличие от несущего, лопасти рулевого винта обычно не имеют крутки и имеют симметричный профиль, так как тяга рулевого винта может быть направлена в разные стороны. Удлинение его лопастей в 2–3 раза меньше, а относительная масса или инерционность в 1,5–2 раза больше, чем у лопастей несущего винта.

Существуют металлические, композиционные и комбинированные лопасти. Металлические лопасти с прессованным лонжероном по конструкции похожи на лопасти несущего винта. Их основной силовой элемент это лонжерон, изготовленный из прессованного алюминиевого профиля (рисунок 33).

К задней стенке лонжерона приклеена хвостовая часть, которая состоит из сотового заполнителя 5 и стеклопластиковой обшивки 6. На комлевой части лонжерона закреплен стальной наконечник, к которому прикреплен кронштейн 2. В концевой части лонжерона закреплены пластины 9 балансирующего груза. В хвостовой части лопасти установлена концевая нервюра 7, к которой винтами крепится концевой обтекатель 8.

На носовых частях лопастей хвостового винта устанавливаются противообледенительные нагревательные элементы, вклеенные между слоями стеклоткани. Однако, многие вертолеты не оборудуются противообледенительной системой.

Для защиты носовых частей лопасти от абразивных воздействий на них наклеивается резина и оковка.

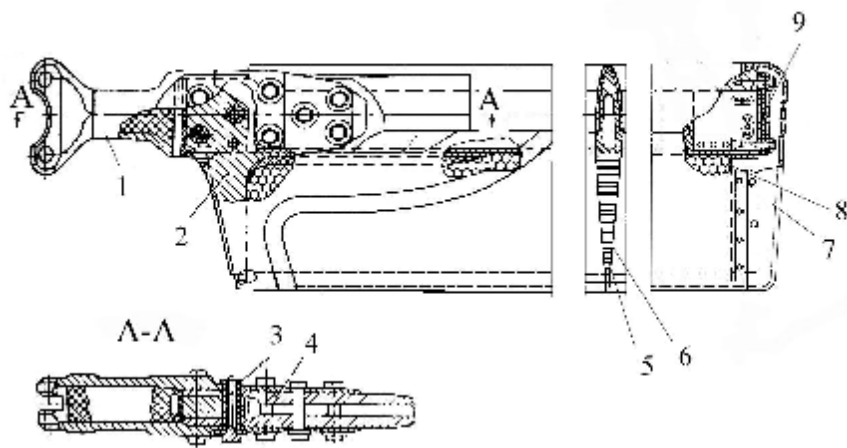


Рисунок 33. Лопасть рулевого винта.

1 – наконечник, 2 – кронштейн, 3 – болт, 4 – лонжерон, 5 – сотовый блок, 6 – обшивка, 7 – концевая нервюра, 8 – концевой обтекатель, 9 – пластины балансировочного груза.

Композиционные лопасти рулевых винтов в целом аналогичны вышеописанным. Они находят более широкое применение в настоящее время. Лонжерон таких лопастей изготавливается методом выкладки из угле или стеклопластика, а в хвостовом отсеке обычно устанавливается пористый наполнитель.

Большой простотой отличаются лопасти рулевого винта сверхлегких вертолетов. Одной из самых распространенных является конструкция с трубчатым лонжероном (рисунок 34а). На стальной трубчатый лонжерон при помощи заклепок крепится профилированная оболочка без внутреннего наполнителя. Оболочка может быть выполнена как из композиционных материалов, так и из дюралюминия. Лопасть при этом является пустотелой и даже не имеет концевых заглушек. Имея небольшой ресурс, но очень простую и дешевую конст-

рукцию, она применяется на многих вертолетах малой весовой категории.

Иную конструкцию имеет лопасть, изготовленная из целого куска алюминиевого сплава (рисунок 34 б). Такая лопасть более сложна в изготовлении и не получила широкого распространения.

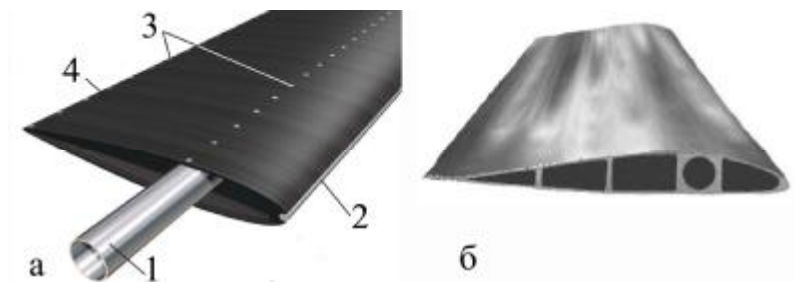


Рисунок 34. Лопасти рулевого винта, применяемые на сверхлегких вертолётках.

а – лопасть с трубчатым лонжероном, б – цельная дюралевая лопасть.

1 – трубчатый лонжерон, 2 – противоблаторный груз, 3 – заклепочный шов, 4 – обшивка.

4. КАРКАСНЫЕ КОНСТРУКЦИИ

4.1. Описание каркасных конструкций вертолетов

Силовую основу вертолета составляет его каркас. К каркасным элементам можно отнести фюзеляж, хвостовую балку, крыло (если оно имеется), горизонтальное оперение (стабилизатор), вертикальное оперение (киль) (рисунок 35).

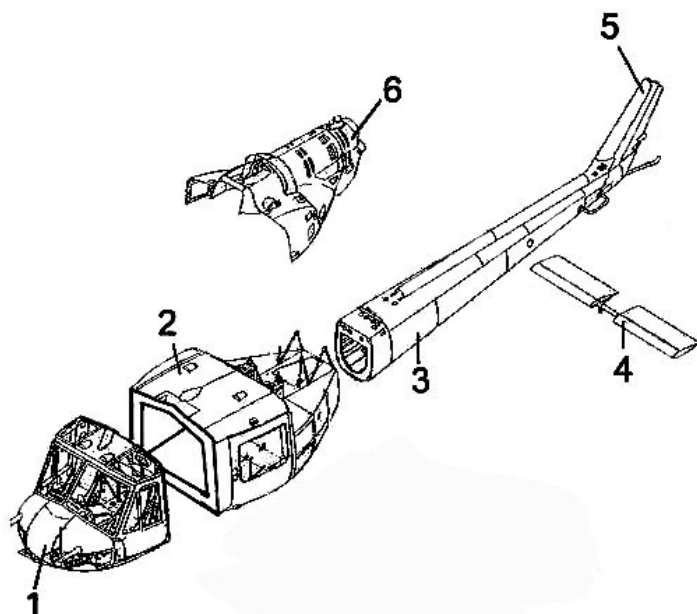


Рисунок 35. Каркасные элементы вертолета.

1 – носовая часть фюзеляжа, 2 – центральная часть фюзеляжа, 3 – хвостовая балка, 4 – стабилизатор, 5 – киль, 6 – капоты двигателя.

Фюзеляж служит для размещения экипажа, пассажиров, грузов, оборудования, топлива и т. д. К нему крепятся агрегаты вертолета: несущий винт, шасси, подредукторные рамы, узлы крепления двигателя, рулевой винт, крыло, оперение и т. д. Форма фюзеляжа определяется конструктивной схемой, аэродинамической компоновкой, назначением и условиями эксплуатации вертолета.

Фюзеляж должен обеспечивать возможность максимального использования его внутренних объемов, создание необходимых условий для работы экипажа и комфорта пассажиров, удобство погрузки и разгрузки, наличие люков для обеспечения доступа к различным агрегатам и системам вертолета, а также аварийных выходов для пассажиров и экипажа. У вертолетов-амфибий нижняя часть может быть выполнена в виде лодки. Фюзеляжи одновинтовых вертолетов обычно имеют длинную хвостовую балку, на которой крепится хвостовой редуктор с винтом.

Для уменьшения лобового сопротивления в горизонтальном полете ось вала несущего винта, как правило, выполняют наклоненной вперед от вертикальной оси вертолета на угол $3...6^\circ$, в результате чего фюзеляж на крейсерской скорости полета располагается почти под нулевым углом атаки. Кроме того, фюзеляж некоторых одновинтовых вертолетов сконструирован так, что ось вала несущего винта отклонена от вертикали вбок на угол $2—3^\circ$. Благодаря этому уменьшается потребное для балансировки наклонение вертолета на висении и малых скоростях полета, а также обеспечивается вертикальный взлет с одновременным отрывом от земли основных стоек шасси и приземление на обе основные стойки.

Элементы конструкции, служащие для восприятия сил и моментов, образуют основную силовую схему фюзеляжа. В общем случае она включает в себя продольный и поперечный набор силовых элементов и обшивку.

Крыло не обязательно для полета вертолета, хотя несколько увеличивает дальность крейсерского полета, но на режимах висения, вертикальных перемещений и малых скоростей горизонтального полета оно уменьшает весовую отдачу машины. Крыло на современных вертолетах используют для подвески различного оборудования (вооружения, грузов и т. д.). Кроме того, крыло несколько улучшает балансировку и устойчивость вертолета, а при соответствующих размерах может быть использовано для размещения в нем топливных баков и убирающегося в полете шасси. На винтокрылых лета-

тельных аппаратах поперечной схемы оно осуществляет крепление несущих винтов.

Оперение предназначено для обеспечения устойчивости, управляемости и балансировки вертолета. Стабилизатор служит для улучшения характеристик продольной балансировки и устойчивости вертолета. Применяют неуправляемый и управляемый стабилизатор. Стабилизатор устанавливают на конце хвостовой балки для максимально возможного увеличения расстояния до центра масс воздушного судна, а также уменьшения вредного индуктивного воздействия несущего винта. На одновинтовых вертолетах с длинной хвостовой балкой площадь стабилизатора значительно меньше, чем на соосных. Компоновка соосного аппарата, как правило, не позволяет осуществить достаточный вынос стабилизатора, поэтому увеличивают его площадь для обеспечения приемлемой продольной устойчивости.

Киль на одновинтовом вертолете, так же как и крыло, не обязателен для полета, а на взлетно-посадочных режимах он, как и крыло, ухудшает летные данные. Однако, при наличии концевой балки, целесообразно превратить ее в киль, благодаря чему достигается частичная разгрузка рулевого винта на больших скоростях полета и повышение путевой устойчивости вертолета. Кроме того, в киле может размещаться «фенестрон». Как правило, киль имеет толстый несимметричный профиль, трапециевидную форму в плане (при виде сбоку), расположен под углом $30\text{--}60^\circ$ к продольной оси хвостовой балки и повернут влево относительно вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа на угол $5\text{--}7^\circ$. На режиме горизонтального полета киль создает боковую аэродинамическую силу, направленную в сторону силы тяги рулевого винта.

На соосных вертолетах, как правило, устанавливают мощное вертикальное оперение с рулями поворота, которые способствуют улучшению путевой управляемости вертолета на режимах горизонтального полета. Это необходимо вследствие малого удаления килей от центра масс аппарата.

4.2. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжа

Для изготовления фюзеляжей вертолетов используют две конструктивные схемы – ферменную и балочную. Ферменные фюзеляжи обычно применяются на вертолетах сверхлегкого и легкого классов со взлетной массой до 1,5 тонн. На остальных аппаратах, как правило, используются фюзеляжи балочной конструкции. В балочной конструкции максимально используется внутренний объем фюзеляжа, однако вырезы в обшивке требуют местного усиления, что приводит к увеличению массы.

Ферменная конструкция. Фюзеляж ферменной конструкции представляет собой пространственную ферму, составленную из скрепленных стержней. Пример хвостовой балки ферменной конструкции показан на рисунке 36. Все виды нагрузок (изгибающие и крутящие моменты, перерезывающие силы) воспринимаются за счет деформации статически неопределимой фермы. Основными силовыми элементами являются пояса, пространственная система стоек и подкосов. Вырезы в обшивке не требуют значительных усиления, так как она не включается в силовую схему фюзеляжа. Наличие стержней в ферменной конструкции затрудняет использование внутреннего объема, размещение, монтаж и демонтаж агрегатов и оборудования. Устранение резонансных колебаний многочисленных стержней является сложной задачей.

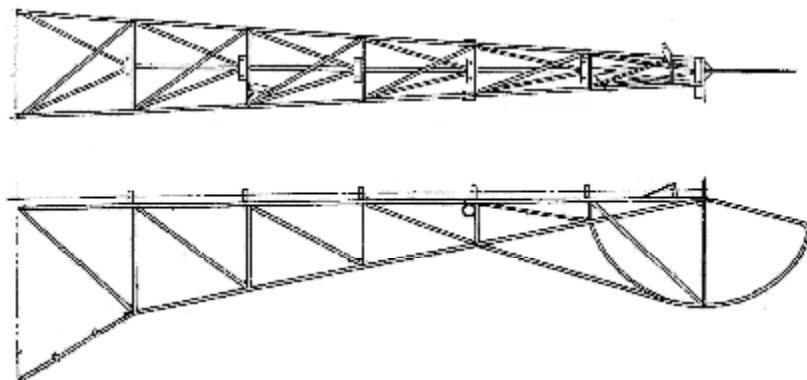


Рисунок 36. Хвостовая балка ферменной конструкции.

В вертолетостроении используются полностью сварные неразборные и разборные фермы. В разборных - стержни имеют болтовое соединение, встречаются комбинации этих двух типов. Технологические процессы термообработки фермы после сварки связаны со значительными трудностями, однако разборные конструкции имеют больший вес и ряд проблем с резонансами.

Балочная конструкция. Балочные каркасные конструкции можно подразделить на лонжеронные и моноблочные.

В лонжеронных конструкциях изгибающий момент воспринимается преимущественно продольными элементами — лонжеронами, а обшивка воспринимает местные нагрузки, перерезывающую силу и крутящий момент. Такой вид распределения нагрузок чаще применяется в структуре крыла и стабилизатора, однако его можно встретить и в фюзеляжных конструкциях. Так, транспортные вертолеты небольших масс для загрузки используют боковые проемы, которые образуют вырезы почти во всю высоту фюзеляжа. В таких случаях часто наборы из четырех лонжеронов, расположенных в углах фюзеляжа, образуют силовой каркас центральной части.

Моноблочная конструкция подразумевает, что обшивка вместе с элементами каркаса включена в работу общей силовой схемы фюзеляжа. Разновидностью моноблочной конструктивно-силовой схемы является монокок. Монокок из однородного материала предусматривает наличие лишь двух элементов: обшивки и шпангоутов. Все силы и моменты воспринимает обшивка. Шпангоуты подкрепляют обшивку. По такой схеме выполнялись элементы каркасов вертолетов, например, хвостовые балки на заре вертолетостроения. Однако развитие композиционных материалов, технологии изготовления трехслойных панелей и методов их соединений привело к тому, что монокок вновь начал находить применение в вертолетостроении. Можно предположить, что в ближайшие годы эта схема будет применяться все чаще, так как она обеспечивает максимальную весовую отдачу и высокую надежность.

Комбинацией описанных силовых схем является полумонокок, состоящий из тонкой обшивки, подкрепленной стрин-

герами и шпангоутами (рисунок 37). В конструкциях этой схемы стрингеры подкрепляют обшивку, повышая ее критические напряжения сжатия и сдвига, работают на нормальные напряжения от изгибающего момента и сжимающих (растягивающих) сил.

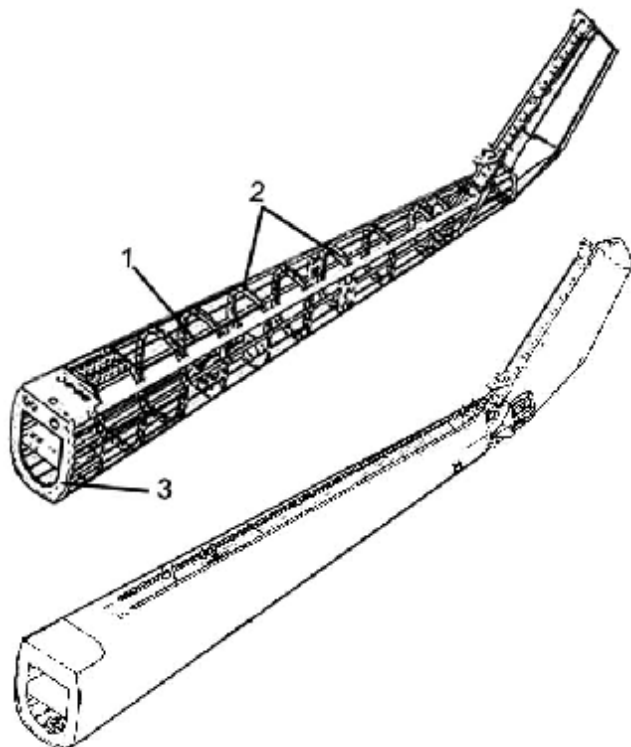


Рисунок 37. Хвостовая балка полумонококовой конструкции (без обшивки и с обшивкой).

Обшивка создает форму и плавность обводов корпуса, она работает на нормальные и касательные напряжения от изгиба, сжатия (растяжения) и кручения. Усиленные стрингеры иногда называют бимсами, они устанавливаются по продольным границам вырезов для компенсации местного ослабления конструкции.

Шпангоуты обеспечивают требуемую форму корпуса в поперечных сечениях. Шпангоуты увеличивают критические напряжения в стрингерах и обшивке, являясь для них опора-

ми. Они работают под действием местных воздушных нагрузок и избыточного давления в герметических отсеках.

Кроме того, существуют усиленные шпангоуты, которые передают сосредоточенные силы от прикрепленных к ним частей летательного аппарата и агрегатов обшивке. Такие шпангоуты также устанавливаются на границах больших вырезов, в разъемах, в местах резких переломов оболочки, нагруженной избыточным давлением.

4.3. Особенности конструкции элементов фюзеляжа

Различные части фюзеляжа имеют целый ряд особенностей, которые оказывают влияние на конструкцию летательного аппарата.

Особенностью силовой схемы пола грузовой кабины вертолета является зависимость от типа груза. При транспортировке колесного транспорта размещение продольных силовых элементов (лонжеронов) пола необходимо согласовать с колесами их шасси. Поверхность грузового пола должна иметь фрикционное покрытие или выступы. Пустоты между шпангоутами под полом обычно используют для размещения мягких топливных баков.

Для погрузки и выгрузки перевозимых объектов фюзеляжи транспортных вертолетов оборудуются проемами, которые закрывают подвижные элементы. Аппараты со взлетной массой более восьми тонн обычно имеют грузовой люк в хвостовой части фюзеляжа. Люк закрывается грузовыми створками. Створки открываются в стороны и выполняются в виде двух каркасных оболочек. В закрытом положении образуют задний обвод фюзеляжа. Кроме створок, в такой конструкции предусматривают грузовые трапы, позволяющие самоходной технике самостоятельно заезжать внутрь. Для облегчения и упрощения конструкции на современных вертолетах грузовой трап часто выполняется совмещенным с крышкой люка и при загрузке опускается вниз (рисунки 38а). Менее грузоподъемные вертолеты используют проем в боковой части фюзеляжа. В этом случае дверь грузового отсека делается трех видов:

- - классическая поворотная дверь - открывается поворотом вокруг оси петель. В горизонтальном полете ее практически нельзя открывать.

- - сдвижная дверь – прилегает к фюзеляжу с наружной стороны и перемещается по специальным рельсам вдоль борта. Создает искажения гладкого обвода корпуса и портит эстетический облик вертолета. На современных винтокрылых машинах практически не применяется.

- - «пробковая» дверь – составляет единый контур с фюзеляжем (рисунок 38б). При открывании, сперва перемещается в поперечном направлении, как бы «вываливаясь» из контура и затем сдвигается назад. Крепление двери осуществляется тремя – четырьмя кронштейнами, задние из которых «подламываются» при закрывании.



Рисунок 38. Вертолет с открытым грузовым трапом (а) и со сдвижной боковой дверью транспортного отсека(б).

В носовой части фюзеляжа многие вертолеты имеют установленные сверху и снизу резак проводов (рисунок 39). Эти устройства обеспечивают некоторый уровень защиты летательного аппарата от аварии при встрече с линиями электропередач.

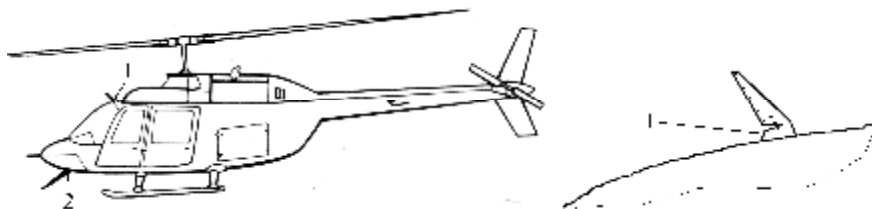


Рисунок 39. Установка ножей для резки проводов на вертолете.

1 – верхний нож, 2 – нижний нож.

Расположенная позади транспортного отсека хвостовая балка, вследствие наличия тяги рулевого винта, подвергается изгибу в горизонтальной плоскости. Необходимость обеспечения устойчивости конструкции обычно приводит к росту толщины силовых элементов в сжатой зоне. В целом, жесткость хвостовой балки – небольшая, при значительном удлинении. На многих вертолетах она имеет собственные частоты колебаний, более низкие, чем рабочие частоты вибрации вертолета. При раскрутке валов хвостовые балки такого типа попадают в резонанс и могут испытывать кратковременные колебания большой амплитуды.

Еще одной особенностью хвостовых балок многих современных вертолетов является наличие гребней. Гребни представляют собой пластины, закрепленные вдоль хвостовой балки вертолета со стороны того борта, в направлении которого действует индуктивный поток рулевого винта. Используют одиночный гребень, установленный в верхней части хвостовой балки или двойной – один также в верхней части балки, а второй в нижней. (рисунок 40). Необходимость их использования обусловлена тем, что одновинтовые вертолеты при выполнении полетов с малой скоростью и на режимах висения часто испытывают недостаток путевой управляемости, что особенно заметно в условиях наличия бокового ветра. Кроме того, с проблемой недостаточной эффективности путевого управления, сталкиваются производители при установке двигателей более высокой мощности. При полете на

малой скорости и висении хвостовая балка обдувается индуктивным потоком несущего винта. Установленный гребень, являясь интерцептором, обеспечивает отрыв потока от одного борта балки, что приводит к появлению разности давлений между правым и левым бортом и возникновению боковой силы, стремящейся развернуть вертолет в сторону противоположную реактивному моменту несущего винта. На висении, гребни могут компенсировать 8-22% реактивного момента несущего винта, то есть вертолет приобретает дополнительный небольшой «рулевой винт». По мере набора горизонтальной скорости, хвостовая балка перестает обдуваться индуктивным потоком несущего винта. Исчезает и боковая сила. Конструкция гребней, оснащенная упруго диссипативными элементами, позволяет также снижать вибрацию в хвостовой части вертолета и системе путевого управления. Например, вибрация на педалях летчика вертолета Ми-2 на основной частоте снижается в четыре раза (рисунок 41).

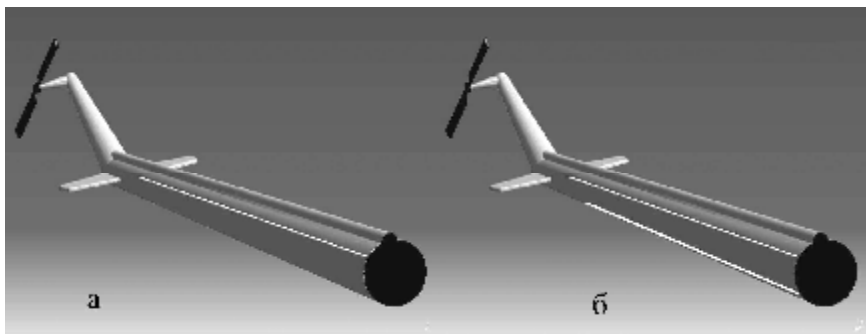


Рис.40. Одиночный (а) и двойной (б) гребень хвостовой балки вертолета.

В наружной и потолочной обшивках, а также в боковой обшивке фюзеляжа делаются специальные люки, необходимые для обеспечения подходов и удобства обслуживания агрегатов управления, трансмиссии, редукторов, магистралей топливо- и маслопроводов, гидросистемы, пневмосистемы и других магистралей.

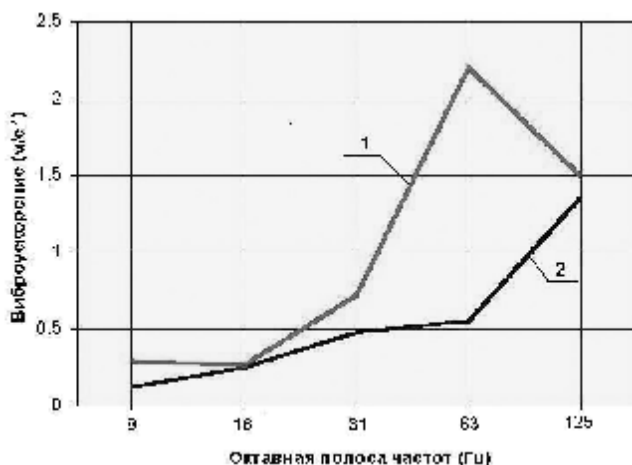


Рис.41. Продольное виброускорение на педалях летчика вертолета Ми-2 до установки гребней с упругодиссипативными элементами (1) и после (2).

Крышки люков выполняются либо силовыми на самоконтрающихся винтах, либо легкоъемными несиловыми, оборудованными рычажными замками или замками штыревого типа с поворотной ручкой. Люки обычно имеют силовые окантовки, образующие рамы в местах вырезов.

Как уже указывалось выше, в последние годы трехслойные панели с успехом заменяют металлические обшивки, усиленные стрингерами. Эти панели являются основными конструктивными элементами каркаса многих современных вертолетов. Они представляют собой два слоя обшивки из композиционного материала, между которыми располагается слой сотового заполнителя (рисунок 42 а). Ближе к краям панелей обшивки склеиваются воедино (рисунок 42 б).

Обшивки панелей в настоящее время изготавливаются из углепластика, органопластика и в некоторых случаях из стеклопластика. Наиболее распространенным материалом является углепластик. Его волокна являются токопроводящими, поэтому для исключения местной электрохимической коррозии при соединении с металлом, на панель, в местах контакта, накладывается один слой стеклопластика или другого диэлек-

трика. Материалом сотового заполнителя может являться алюминиевая фольга, специальная бумага или композиционный материал. Основная форма сот — шестигранная. Связь несущих слоев со стенками сот обеспечивается клеей. В каждой ячейке сотового заполнителя на наклеиваемых поверхностях должны быть предусмотрены дренажные отверстия очень малого диаметра для выхода воздуха и летучих составляющих клея в процессе полимеризации клея.

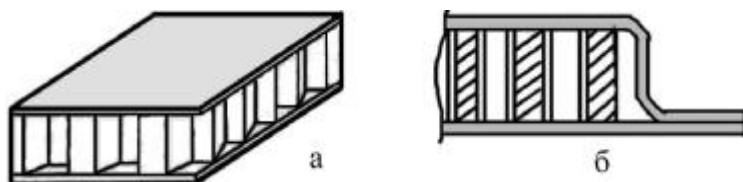


Рисунок 42. Структура трехслойной панели с сотовым заполнителем (а) и сечение ее законцовки (б).

Сдвигающие нагрузки в плоскости стенки соты передаются на несущий слой панели через оба шва соединения стенки соты с несущим слоем. Таким образом, между несущими слоями имеется достаточное количество соединительных поверхностей, работающих на сдвиг. Так как сопротивление потере устойчивости панели растет по мере увеличения толщины, целесообразно увеличивать высоту сот, снижая толщину обшивок. Однако по технологическим соображениям толщину обшивок панелей не делают менее 1 мм. Для легких и сверхлегких вертолетов иногда вместо сот используют пенопласт или вещества, которые полимеризуются внутри композитов и создают похожую пористую структуру.

Крепление соединительных деталей к панели осуществляется различными способами, в зависимости от видов и назначения деталей. На рисунке 43 показаны некоторые примеры соединения деталей с трехслойной панелью.

Слабонагруженные детали — зализы, обтекатели, могут крепиться к одной обшивке панели с помощью односторонних заклепок (рисунок 43а). Детали средней нагруженности можно крепить стандартными крепежными средствами в тех

местах, где сотовый блок отсутствует и обе обшивки сходятся (рисунок 43б). В некоторых случаях используются специальные самоконтрящиеся гайки с ребрами (рисунок 43в). Тогда заранее подготовленная полость заливается клеевым составом. При необходимости передачи значительных усилий могут устанавливаться сквозные стальные втулки (рисунок 43г).

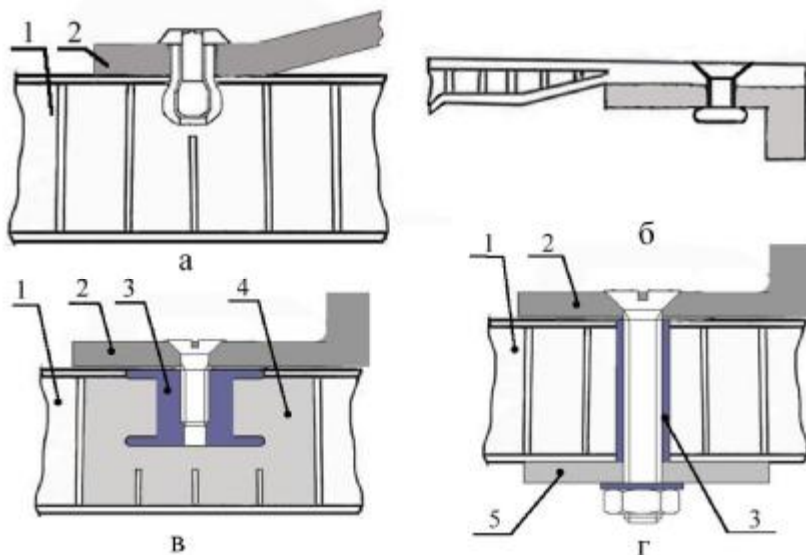


Рисунок 43. Возможные способы соединения с трехслойными панелями. а – слабонагруженные узлы, б, в – средненагруженные узлы, г – узлы с сосредоточенными усилиями.

1 – трехслойная панель, 2 – прикрепляемая деталь, 3 – втулка, 4 – клеевой наполнитель, 5 – полка шпангоута.

Если в конструкции каркаса используется металлический полумонокок, то обшивка, выполненная из листовых материалов, может быть обработана методом химического травления.

Стрингеры обычно изготавливаются из гнутых или пресованных профилей. Они не только подкрепляют обшивку, но и сами несут нагрузку, поэтому целесообразно их делать неразрезными.

Нормальные шпангоуты выполняются в виде кольца, отштампованного из листового материала швеллерного или Z-образного сечения. Иногда пояса шпангоутов образуются профилями уголкового или таврового сечения. Нормальные шпангоуты прикрепляются непосредственно к обшивке или соединяются с нею с помощью специальных накладок. При креплении шпангоута к обшивке в нем, для прохода стрингеров, делаются вырезы (рисунок 44). Усиленные шпангоуты изготавливаются путем соединения из отдельных листов и профилей или фрезерованных объемных деталей.

Если позволяет объемная компоновка корпуса, то шпангоуты выполняются с глухой стенкой (рисунок 45).

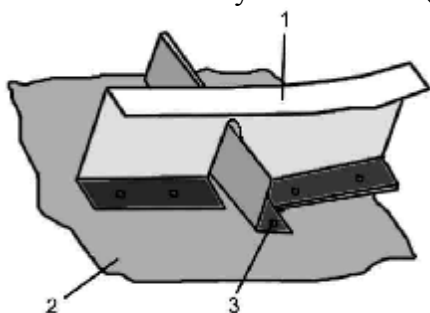


Рисунок 44. Соединение нормального кольцевого шпангоута с обшивкой и стрингером.

1 – шпангоут, 2 – обшивка, 3 – стрингер.

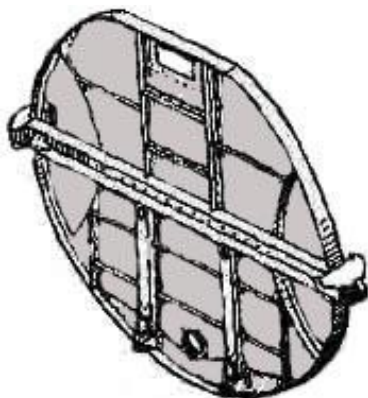


Рисунок 45. Силовой шпангоут с глухой стенкой.

В зоне усиленных шпангоутов стрингеры часто прерываются; передача продольных усилий в этом случае осуществляется при помощи специальных элементов — фитингов (рисунок 46).

В целом, разъемы фюзеляжа разделяются на два типа.

- 1) контурный разъем, в котором все силовые элементы, находящиеся в районе стыка, соединены друг с другом;
- 2) точечный разъем, в котором лишь отдельные силовые элементы соединены между собой.

Конструкция контурного разъема напоминает фланцевое соединение. Он наиболее распространен для соединения частей фюзеляжа между собой.

При контурном соединении в разьеме повсеместно осуществляется силовая связь между обшивкой, лонжеронами, стрингерами и другими подкрепляющими элементами. Благодаря этому, силовые элементы в разьеме и вблизи него участвуют в изгибе и кручении.

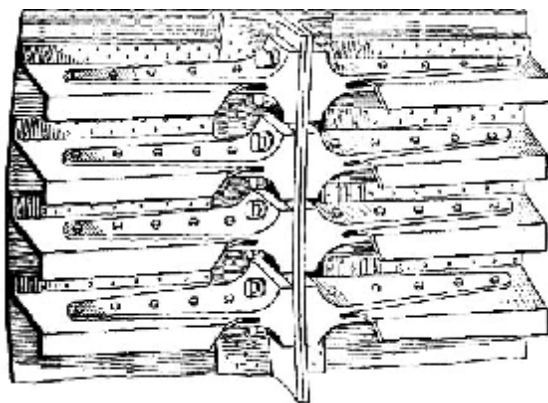


Рисунок 46. Фитинги контурного разъема, соединяющие стрингеры.

Недостаток контурных разъемов — трудности монтажа и демонтажа — в значительной мере устраняется при переходе к точечным разьемам. При точечном разьеме силовая связь осуществляется через узлы, стыкующие только наиболее мощные силовые элементы. Обшивка и стрингеры воспринимают изгибающий момент лишь на некотором удалении от

места стыка. Вследствие этого конструкция такого разъема тяжелее. Точечные разъемы наиболее распространены в узлах соединения фюзеляжа с крылом и стабилизатором.

Возможная конструкция точечного разъема показана на рисунке 47.

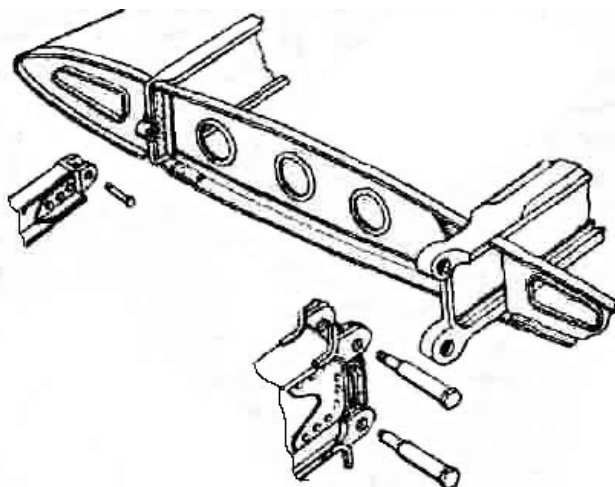


Рисунок 47. Трехточечное болтовое соединение крыла с фюзеляжем.

4.4. Особенности конструкции крыла и оперения

Крыло устанавливают в центральной части фюзеляжа. Оно представляет собой балку, нагруженную распределенными и сосредоточенными силами, и состоит из правой и левой консолей, расположенных по бокам фюзеляжа. Вредное аэродинамическое взаимовлияние с фюзеляжем уменьшают плавным сопряжением с помощью зализов. В отличие от самолетов, винтокрылые аппараты используют небольшое количество средств механизации крыла. Исключение составляют конвертопланы, сочетающие в себе свойства самолета и вертолета. На «классических» серийных вертолетах применяются только закрылки, хотя экспериментальные воздушные суда

имели самые разные устройства, улучшающие аэродинамические характеристики крыла.

Силовая схема крыла состоит из продольного и поперечного наборов и обшивки (рисунок 48). К продольному набору относятся лонжероны и стрингеры, к поперечному набору — нервюры.

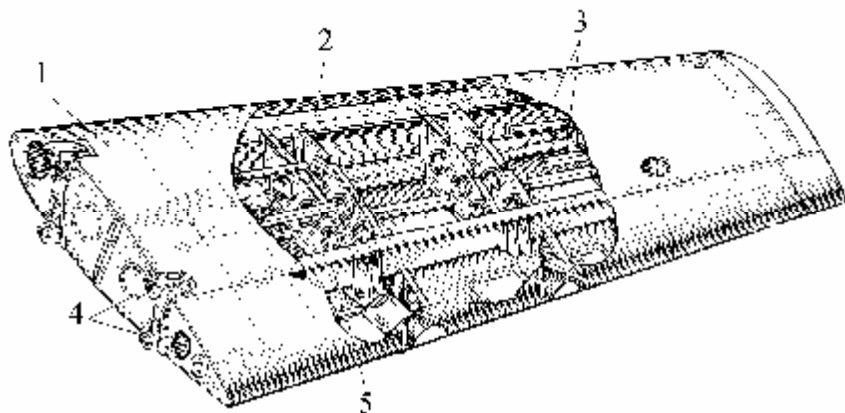


Рисунок 48. Конструкция крыла.

1 — обшивка, 2 — нервюра, 3 — стрингеры, 4—узлы навески крыла, 5 - лонжерон.

Лонжероны - обычно двухпоясные продольные балки (рисунок 49), пояса которых работают на растяжение и сжатие от изгиба, а стенки — на сдвиг поперечной силы и крутящего момента

В конструкциях крыльев обычно применяются лонжероны балочного типа и только в отдельных случаях — ферменного. У лонжеронов балочного типа имеются пояса и тонкая стенка. У ферменных лонжеронов стенка отсутствует и пояса связаны между собой решеткой. Из условия равнопрочности площади сечений поясов лонжеронов уменьшают по мере удаления от фюзеляжа.

Стрингеры воспринимают осевые усилия при изгибе и совместно с обшивкой подвергаются поперечному изгибу от воздушной нагрузки.

Нервюры крыла, по своему назначению и конструктивному выполнению, разделяются на два типа — нормальные и усиленные.

Нормальные нервюры служат для сохранения заданной формы профиля крыла, передают аэродинамическую нагрузку на лонжероны и обшивку, участвуют в общей работе крыла, подкрепляя обшивку и продольный набор.

Усиленные нервюры выполняют те же функции, что и нормальные, а также служат для восприятия сосредоточенных сил от крепления различных агрегатов. Кроме того, усиленные нервюры ставят у краев больших вырезов, в разъемах и других местах, где они испытывают значительные нагрузки, участвуя в перераспределении сил между элементами крыла.

Типовые нормальные нервюры выполняются из листового материала в виде сплошных стенок с отбортовками и облегчающими отверстиями.

Конструкция усиленных нервюр во многом аналогична нормальным нервюрам, однако их средняя часть более развита, и может быть изготовлена из цельного куска металла методом фрезеровки.

Обшивка необходима для придания крылу обтекаемой формы. Она нагружается нормальными и касательными напряжениями от изгиба и кручения крыла

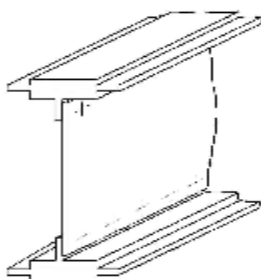


Рисунок 49. Типовое сечение лонжерона крыла

Стабилизатор вертолета (рисунок 50), по конструкции, в целом аналогичен крылу, однако имеет меньшие размеры и может быть как неподвижным, так и управляемым, изменяющим углы установки, в зависимости от режимов полета.

Кроме схемы с продольным и поперечным силовым набором, в настоящее время применяют стабилизаторы более простых типов, в которых обшивка переменной толщины изготавливается из композиционных материалов, а внутреннее пространство заполняется сотовым наполнителем. Применяют обратные и симметричные профили стабилизатора. Часто стабилизаторы имеют неподвижный предкрылок.

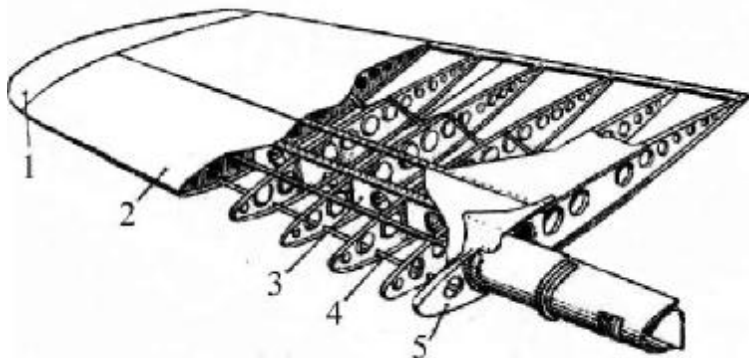


Рисунок 50. Консоль стабилизатора.

1 — законцовка, 2 — обшивка, 3 — лонжерон, 4 — стрингеры, 5 — нервюры.

5. ТРАНСМИССИЯ

5.1. Состав трансмиссии

Трансмиссия – одно из самых сложных устройств вертолета, которое обеспечивает передачу крутящего момента от двигателя к несущим, рулевым винтам и вспомогательным агрегатам.

В трансмиссию входят следующие основные элементы:

- главный редуктор;
- редукторы двигателей;
- промежуточные редукторы;
- хвостовой редуктор;
- муфты включения сцепления и свободного хода;
- тормозы несущих винтов;
- валы;
- соединения валов (карданы, шлицевые и эластичные муфты);
- опоры валов с амортизаторами;
- системы крепления редукторов.

Кроме того, в систему может входить ряд других элементов, которые будут описаны далее.

Схема трансмиссии определяется схемой вертолета, числом, типом и расположением двигателей. На рисунке 51 представлена схема трансмиссии одновинтового вертолета с тремя газотурбинными двигателями. Мощность двигателей 1 передаётся через угловые редукторы, главному редуктору 3, откуда она распределяется на несущий винт 4, рулевой винт и на привод других агрегатов. Удлиненный хвостовой вал 5 в местах сочленений отдельных участков имеет муфты, позволяющие осуществлять не только угловые, но и продольные перемещения вала.

5.2. Агрегаты трансмиссии

Редукторы предназначены, в основном, для изменения частоты вращения на пути от двигателя к несущему и рулевому винту. Наличие потерь мощности в редукторах приводит

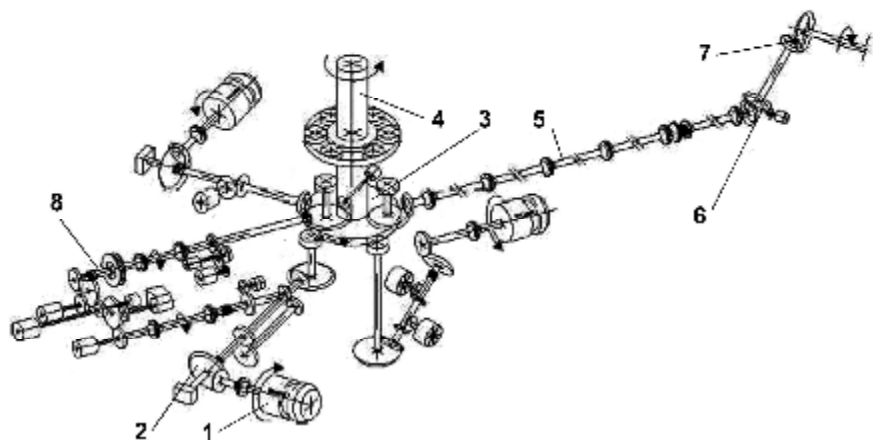


Рисунок 51. Схема трансмиссии вертолёта EH101.

1 – двигатели, 2 – угловые редукторы, 3 – главный редуктор, 4 – вал несущего винта, 5 – трансмиссионный вал, 6 – промежуточный редуктор, 7 – хвостовой редуктор, 8 – дополнительные приводы.

к нагреву их деталей, особенно шестеренчатых передач. С помощью смазки тепло отводится к стенкам картера редуктора и рассеивается в атмосферу. При небольшой передаваемой мощности, небольших потерях в передаче, хорошем оребрении наружных стенок картера и достаточной циркуляции воздуха вокруг картера специальной системы охлаждения не требуется. Однако с увеличением передаваемой мощности, количество тепла, которое нужно отводить, настолько возрастает, что приходится использовать специальную систему охлаждения, включающую в себя вентиляторы, заборники воздуха, радиаторы, фильтры, насосы, системы управления.

Главный редуктор предназначен для передачи крутящего момента от двигателя на валы несущего и рулевого винтов и обеспечения привода вспомогательных агрегатов (рисунок 52). Главные редукторы обычно имеют большое передаточное отношение, обусловленное малой частотой вращения несущего винта и большой частотой вращения свободной турбины двигателя. Они крепятся к силовым шпангоутам фюзеляжа,

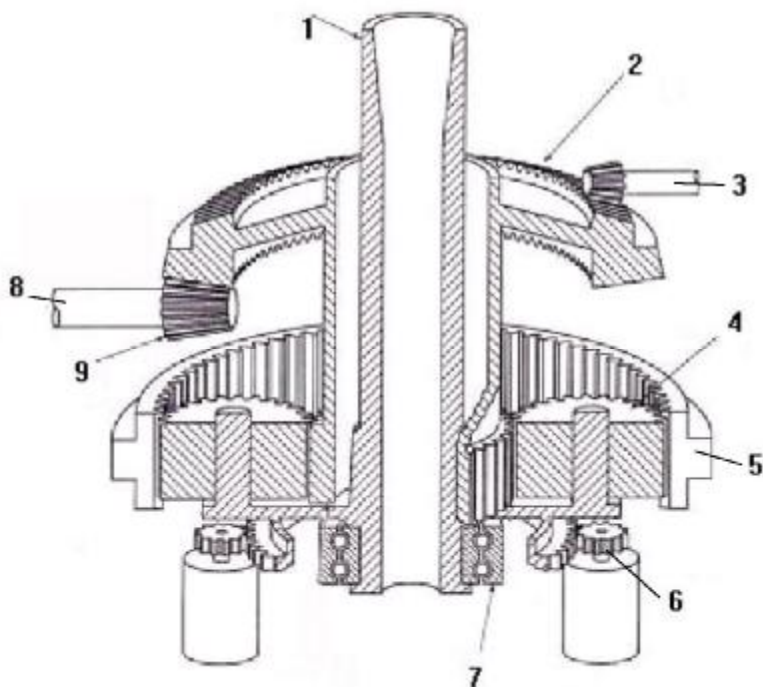


Рисунок 52. Схема главного редуктора вертолета UH60

1 – вал несущего винта, 2 – коническое зацепление, 3 – выход трансмиссионного вала, 4 – планетарное зацепление, 5 – стационарная шестерня, 6 – привод масляного насоса, 7 – подшипник, 8 – вход от угловых редукторов (от двигателей), 9 – коническое зацепление

которые передают на фюзеляж силы и моменты, воспринимаемые катером редуктора.

Редуктор обычно имеет независимую от двигателей масляную систему, приводимую в действие с помощью шестеренчатых масляных насосов. Насосы содержат две ступени: нагнетающую и откачивающую. На выходе из нагнетающей ступени масляного насоса расположены масляный фильтр и редукционный клапан, ограничивающий давление масла в маслосистеме редуктора. Нагретое масло из редуктора поступает в маслорадиатор, где охлаждается до требуемой темпе-

ратуры. В маслоотстойник масло из радиатора поступает при помощи откачивающей ступени масляного насоса. Корпус маслоотстойника имеет внутри перегородку, предназначенную для разделения областей холодного и горячего масла. В днище корпуса маслоотстойника располагается магнитная пробка для улавливания стальных частиц, попавших в масло.

Промежуточный редуктор предназначен для изменения направления привода. Такое изменение обеспечивается парой конических зубчатых колес, передаточное отношение которых обычно близко к единице. Пример промежуточного редуктора показан на рисунке 53.

В картер редуктора вставлены опоры ведущего и ведомого зубчатых колес. В верхней части картера находятся отверстия для суфлера и масломерной линейки, в нижней его части устанавливается датчик температуры масла. В самом низу картера обычно расположено сливное отверстие, закрываемое пробкой.

Усилия от каждого зубчатого колеса воспринимаются тремя подшипниками: два роликовых воспринимают только радиальную нагрузку, а третий, радиально-упорный, только осевую нагрузку. Подшипниковый узел затягивается гайкой 5 через распорную втулку 7 и фланец 6, установленный на шлицах хвостовика шестерни. Во избежание течи масла вдоль валов их выводы защищены лабиринтными уплотнениями, которые предохраняются от попадания пыли сальниками, пропитанными графитовой смазкой.

На легких и средних вертолетах в промежуточном редукторе применяется смазка разбрызгиванием (барботажная). Ведущее зубчатое колесо, обод которого частично погружен в масло, при вращении создает в картере редуктора масляную эмульсию, обеспечивающую смазку зубьев колес. Для контроля уровня масла в верхней части редуктора имеется масломерная линейка.

Расположение промежуточного редуктора внутри концевой балки затрудняет его охлаждение. Для улучшения его охлаждения картер редуктора оребрен не только снаружи, но и изнутри. В верхней части редуктора установлен суфлер 10 для

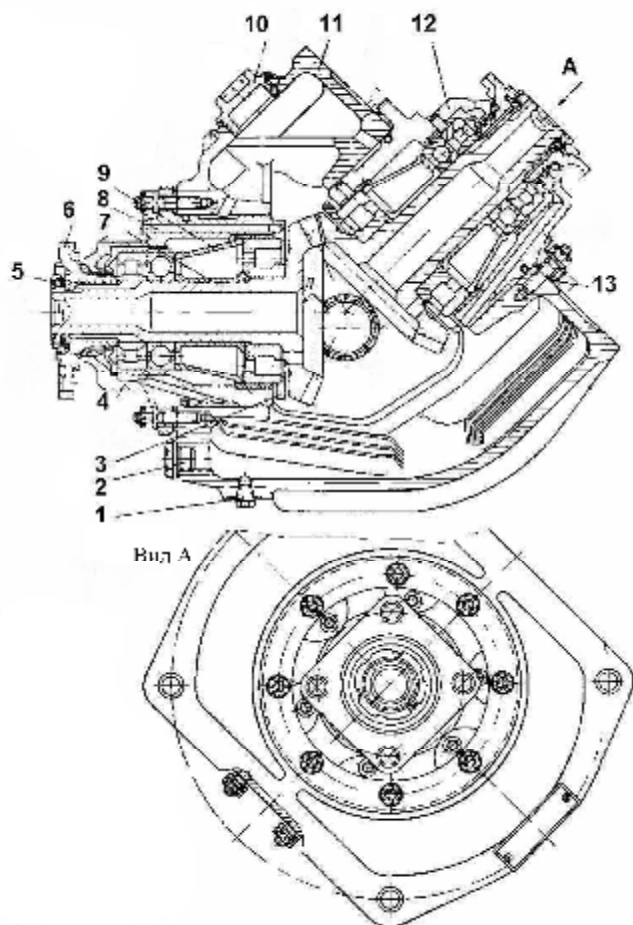


Рисунок 53. Промежуточный редуктор.

1 — пробка, 2 — заглушка, 3 — фланец крепления роликового подшипника, 4 — стакан ведущего зубчатого колеса, 5 — гайка, 6 — шлицевой фланец, 7 — внутренняя распорная втулка, 8 — болт, 9 — наружная распорная втулка, 10 — суфлер, 11 — картер, 12 — стакан ведомого зубчатого колеса.

сравливания избыточного давления воздуха. Суфлер состоит из ряда лабиринтных ходов, которые препятствуют утечке наружу масла в случае пенообразования. В головке суфлера устанавливаются сетчатые шайбы с прокладками между ни-

ми, которые предохраняют редуктор от проникновения в него пыли при входе воздуха извне.

На тяжелых вертолетах промежуточный редуктор имеет основную систему с принудительной подачей масла и дублирующую – барботажную масляную систему, обеспечивающую смазку подшипников в случае отказа основной масляной системы. Отвод тепла от картера обеспечивается при помощи вентилятора.

Хвостовой редуктор предназначен для вращения хвостового винта с нужным числом оборотов. Вращение осуществляется парой конических зубчатых колес. Один из вариантов хвостового редуктора представлен на рисунке 54 .

Картер имеет три цилиндрические расточки, в которые устанавливаются стакан с ведущим зубчатым колесом, крышка с ведомым зубчатым колесом и узел штока управления хвостовым винтом. Ведущее зубчатое колесо 5 насажено при помощи шлиц на полый вал. Верхняя часть вала ведущего зубчатого колеса соединена шлицами с ведущим валом 7 хвостового редуктора. Этот вал опирается на шариковый подшипник 6. На другом конце вала также имеются шлицы, на которые надевается концевой вал. Ведомый вал хвостового редуктора закреплен в двухрядном шариковом подшипнике и соединяется со ступицей ведомого зубчатого колеса также при помощи шлиц. К фланцу наружного конца ведомого вала крепится втулка рулевого винта.

Смазка в хвостовых редукторах аналогична смазке в промежуточных редукторах.

Муфты. Трансмиссия вертолета может иметь муфты включения, сцепления и свободного хода. Иногда можно встретить комбинированные муфты, которые выполняют несколько функций.

Муфты включения, если они не являются одновременно и муфтами сцепления, рассчитываются на передачу небольшого крутящего момента при малой частоте вращения несущего винта и минимальном угле установки лопастей. Муфты включения бывают фрикционные, приводимые в действие ручным управлением, или автоматические, производящие

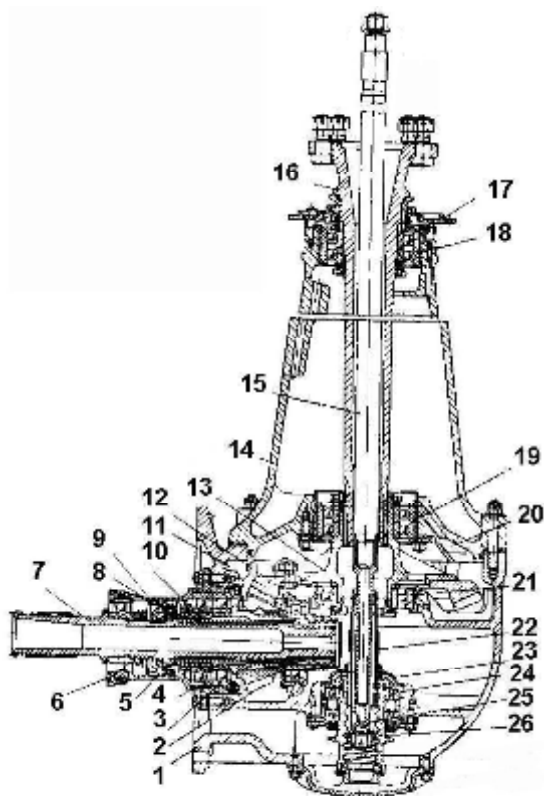


Рисунок 54. Хвостовой редуктор.

1 — картер редуктора, 2 — ведущее зубчатое колесо, 3 — подшипник роликовый, 4 — подшипник шариковый, 5 — гильза уплотнительная, 6 — подшипник шариковый, 7 — вал ведущий, 8 — стакан подшипников ведущего зубчатого колеса, 9 — манжета резиновая армированная, 10 — втулка ведущего зубчатого колеса, 11 — ведомое зубчатое колесо, 12 — подшипник роликовый, 13 — ступица ведомого зубчатого колеса, 14 — крышка картера, 15 — шток управления шагом лопастей, 16 — вал ведомый, 17 — крышка лабиринтного уплотнения, 18, 19 — подшипник шариковый, 20 — карман-уловитель масла, 21 — подшипник роликовый, 22 — гильза шлицевая, 23 — стакан подшипников штока, 24 — подшипник шариковый, 25 — червяк штока, 26 — корпус звёздочки управления шагом лопастей.

включение при определенной частоте вращения 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 нужной частоты вращения. Чаще всего муфты сцепления и включения используются на вертолетах с поршневыми двигателями, однако в последнее время иногда их устанавливают на летательные аппараты с газотурбинными двигателями. Такой вертолет может иметь запущенный на малом газу двигатель с заторможенным несущим винтом.

Муфта свободного хода (обгонная муфта) прерывает связь неработающего двигателя вращающимся несущим винтом. Выключение муфты происходит автоматически, когда число оборотов звездочки становится меньше числа оборотов наружной обоймы. Это позволяет вертолету совершать полет с одним выключенным двигателем и на режиме авторотации, не вращая неработающую силовую установку.

Муфта свободного хода, представленная на рисунке 55, состоит из наружной обоймы 2 и звездочки 1, между которыми расположен сепаратор 4 с цилиндрическими роликами 3.

Сепаратор служит для предотвращения перекосов роликов относительно рабочих поверхностей звездочки и наружной обоймы, а также для обеспечения одновременного включения всех роликов. В муфте свободного хода ведущей деталью является звездочка, связанная с валом свободной турбины, а ведомой – наружная обойма, связанная с входным валом редуктора.

Муфта свободного хода включается автоматически при вращении звездочки по часовой стрелке в результате заклинивания роликов между рабочими поверхностями звездочки и внутренней поверхностью наружной обоймы при уравнивании частот вращения звездочки и наружной обоймы. Рабочие поверхности звездочки и наружной обоймы выполнены с небольшим конусом, для лучшего распределения нагрузки на ролики при деформации обоймы под нагрузкой.

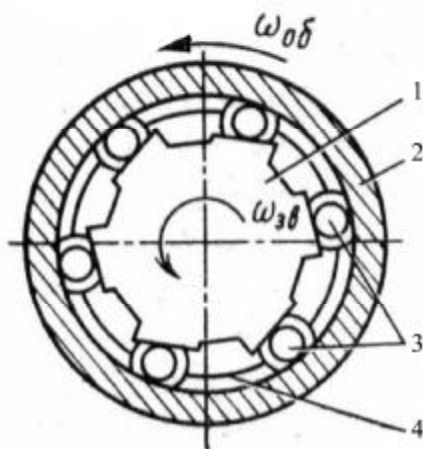


Рисунок 55. Схема муфты свободного хода.

1 — звездочка, 2 — обойма, 3 — ролики, 4 — сепаратор.

Соединительная муфта. В случае применения одновинтовых вертолетов в качестве корабельных, их хвостовая балка складывается вперед путем поворота относительно вертикальной оси (рисунок 56). Трансмиссионный вал при этом разделен и имеет стыковочное устройство, состоящее из направляющего конуса 2 и зубчатого венца 1 на передней части 3 и ответного венца на задней части вала. При возвращении вала в рабочее состояние конус, попадая в отверстие, обеспечивает центрование вала. Зубчатые венцы при этом передают мощность от передней части вала к задней.

Тормоз несущего винта. В большинстве вертолетов в систему трансмиссии введен тормоз, с целью более быстрой остановки несущего винта и предотвращения раскрутки его на стоянке. Управление тормозом осуществляется из кабины летчика.

На рисунке 57 изображен фрикционный тормоз, размещенный на приводе хвостового винта, на выходе из главного

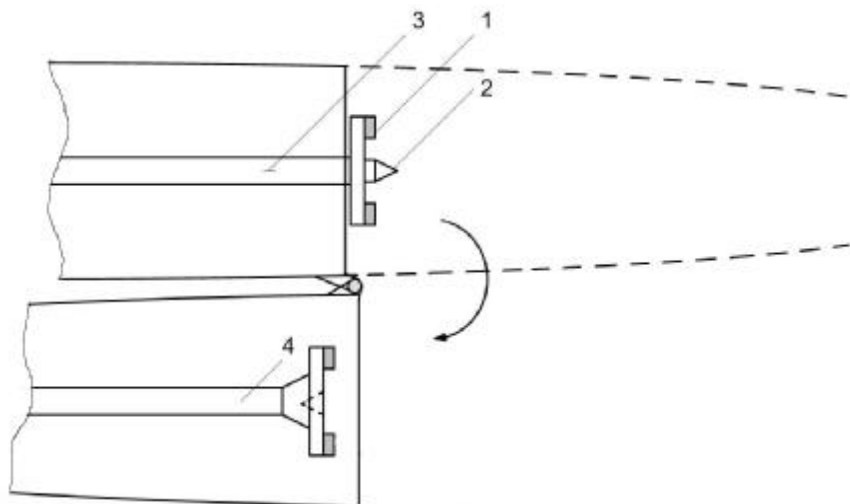


Рисунок 56. Схема расстыковки трансмиссионного вала на корабельных одновинтовых вертолетах (вид сверху).

1 – зубчатый венец, 2 – направляющий конус, 3 – передняя часть трансмиссионного вала, 4 – задняя часть трансмиссионного вала.

редуктора. Тормоз колодочного типа, с механическим управлением с помощью троса. Кронштейн 10 тормоза крепится к корпусу главного редуктора. При помощи пружины 11 колодки, с прикрепленными к ним фрикционными накладками, прижимаются к кронштейну. Торможение осуществляется прижатием фрикционных колодок к тормозному барабану 1, который крепится к фланцу хвостового вала. Передача тормозного момента с фрикционных колодок на заделанный в кронштейне упорный палец 13 осуществляется шарнирными звеньями 14, поддерживающими тормозные колодки с одного конца. Другими концами колодки входят в пазы регулировочных винтов 4. Подвеска колодок на шарнирных звеньях дает им возможность самоустанавливаться относительно барабана и обеспечивает их равномерный износ. Прижатие колодок к барабану осуществляется системой рычагов и тяг. Трос 12 тянет за крючок разжимного рычага 9, который укреплен шарнирно на одной из колодок. При повороте разжимного рычага вокруг винта распорный стержень 5 прижимает

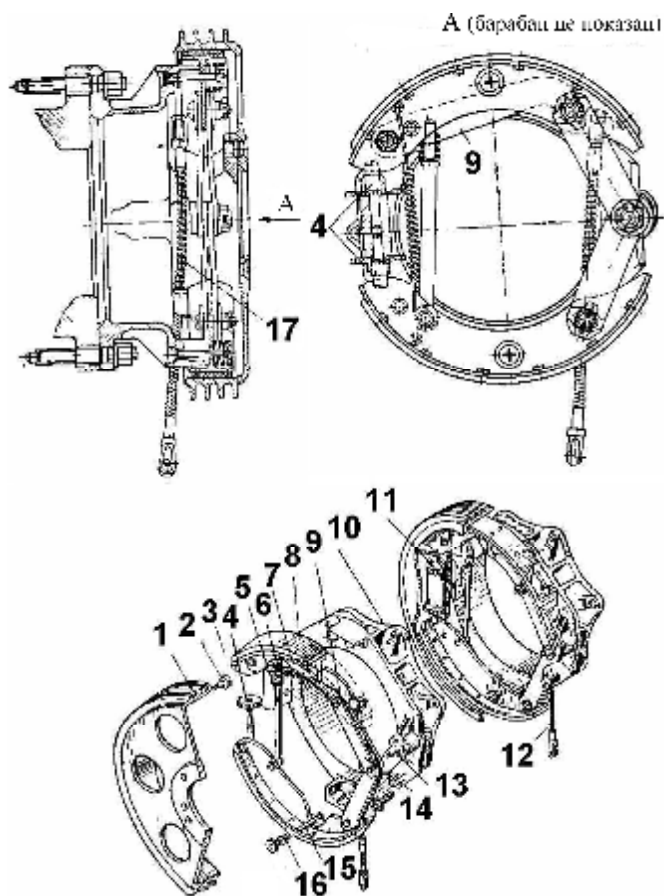


Рисунок 57. Тормоз несущего винта.

1 — барабан тормоза, 2 — винт разжимного рычага тормоза, 3 — маховичок регулировки тормоза, 4 — регулировочный винт, 5 — распорный стержень, 6 — пружина стержня, 7 — тормозная колодка, 8 — фрикционная накладка, 9 — разжимной рычаг, 10 — кронштейн тормоза, 11 — стяжная пружина, 12 — трос управления тормозом, 13 — упорный палец колодок, 14 — звено колодки тормоза, 15 — стержень прижимной чашки, 16 — пружина стержня, 17 — пружина троса управления тормозом.

нижнюю колодку к барабану тормоза. Когда колодка прижимается к барабану, рычаг 9 начинает поворачиваться вокруг верхнего конца распорного стержня 5, прижимая к барабану верхнюю колодку. Правильное расположение распорного стержня относительно рычага обеспечивается пружиной 6, входящей в вырез рычага.

Когда трос не натянут, он прижимается пружиной 18, а колодки оттягиваются от барабана стяжной пружиной 11. При этом стягивание колодок происходит до их упора в пазы регулировочных винтов 4.

Трансмиссионные валы. Валы, соединяющие двигатель с редукторами несущих винтов или редуктор несущего винта с хвостовым редуктором, имеют большую частоту вращения (обычно 1-3 тысячи оборотов в минуту). На рисунке 58 приведен вариант элемента хвостового вала. Вал опирается на подшипники качения, требующие смазки и постоянного контроля. Опоры целесообразно амортизировать резиновыми втулками на болтах, крепящих обоймы, или резиновыми кольцами в обоймах подшипников, для того чтобы возможные биения валов не передавались на конструкцию вертолета.

Так как хвостовая балка, вдоль которой проходит трансмиссионный вал, может деформироваться в процессе полета, вал должен выдерживать угловые и линейные перемещения. Для этого обычно валы делаются разрезными, а соединения валов выполняются в виде шлицевых муфт, карданов, упругих и эластичных муфт. Пример упругой муфты, показанной на рисунке 59, состоит из набора гибких металлических пластин, закрепленных одной стороной к ведущему валу, а другой к ведомому.

По соотношению собственных и вынужденных частот колебаний трансмиссионные валы делятся на докритические и сверхкритические. На докритических валах частота вращения ниже резонансной частоты. В течение длительного времени в вертолетостроении применялись только такие трансмиссионные валы. На современных вертолетах все чаще используют сверхкритические валы. Они имеют большую длину и, вследствие этого, малую жесткость, что обеспечивает низкие

частоты собственных колебаний. В результате резонансные частоты оказываются ниже рабочей частоты вращения, и это не приводит к чрезмерному увеличению амплитуды в полете. Однако, резонанс на валах наступает при раскрутке и торможении несущего винта, поэтому в такой системе обязательно должны быть предусмотрены гасители колебаний.

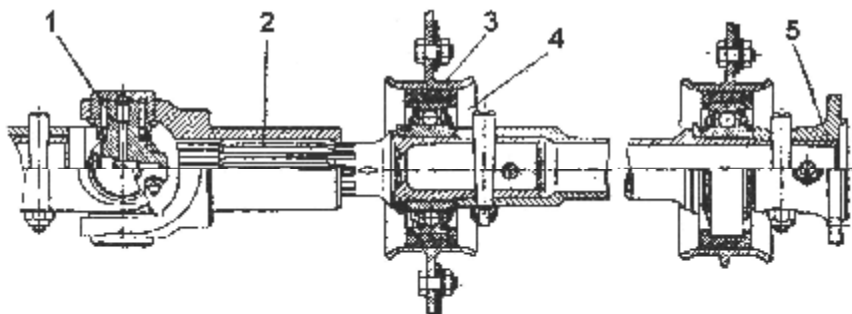


Рисунок 58. Элементы хвостового вала.

1 – карданное соединение, 2 – штицевое телескопическое соединение, 3 – резиновая прокладка, 4 – промежуточная опора, 5 – соединительный фланец.

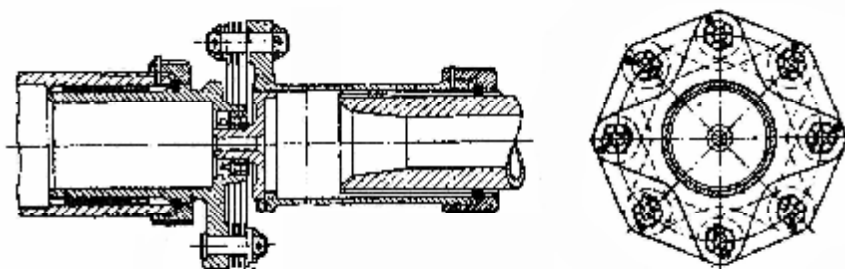


Рисунок 59. Установка упругой муфты на трансмиссионный вал.

Использование длинных сверхкритических валов позволяет уменьшить количество опор в 2-3 раза, уменьшить вес, упростить обслуживание, повысить надежность.

На рисунке 60 а, б представлена классическая трансмиссионная схема с большим количеством опор и сверхкритический вал, состоящий из двух отдельных отрезков. Для предотвращения чрезмерного биения этого вала на резонансной частоте, посередине каждого отрезка установлены гасители колебаний. Гасители могут иметь простейшую конструкцию, например, в виде металлических ограничителей с внутренним фторопластовым кольцом.

Кроме того, в последние годы ведется внедрение электромагнитных опор подшипников. Такие опоры не требуют смазки и практически не подвержены износу. Однако, самое важное, они практически не дают потерь трения, которые потребляют значительную часть мощности двигателей.

Еще одним направлением создания высокоэффективных трансмиссионных валов является применение упругих валов. Ранее описанные конструкции требовали физического разделения отрезков, необходимого для синхронизации деформации вала с деформациями фюзеляжа. Упругие конструкции подразумевают возможность угловой деформации без разрушения. Применение электромагнитных опор и специальных муфт на входе и выходе вала позволяет ему иметь продольные линейные перемещения. Комбинация с этими устройствами обеспечивает применение единого неразрезного вала, обладающего низким весом и высокими эксплуатационными характеристиками (рисунок 60в).

Система крепления главного редуктора связывает главный редуктор с фюзеляжем вертолета.

Одним из распространенных вариантов крепления редукторов несущих винтов к фюзеляжу является подредукторная рама (рисунок 61), в которой все нагрузки передаются через восемь прямолинейных стержней. Существует еще несколько способов крепления главного редуктора. Один из вариантов - это крепление не с помощью единой рамы, а с помощью отдельных стержней. Тогда их количество может быть другим, например, равно семи.

Системы крепления главного редуктора передают на фю-

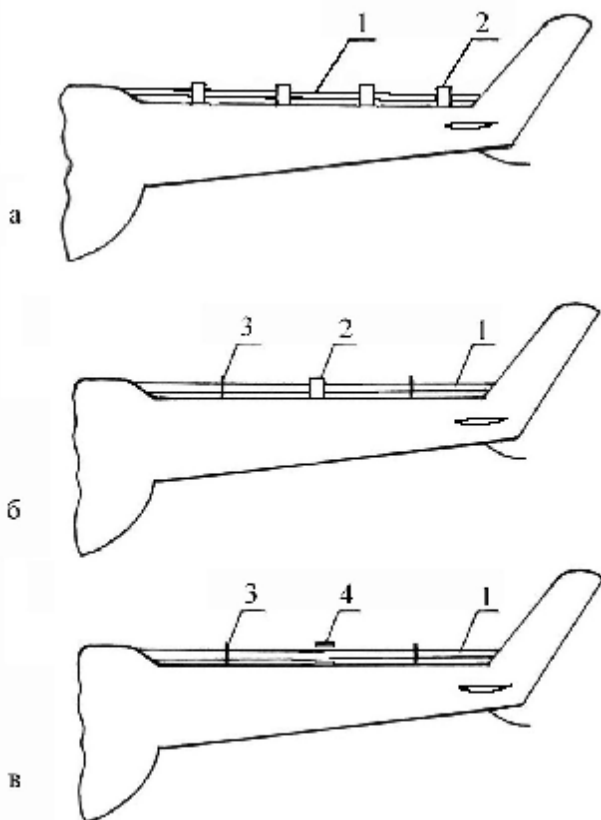


Рисунок 60. Схема «классического» (а), сверхкритического (б) и упругого сверхкритического (в) трансмиссионного вала.

1 – отрезок вала, 2 – опора вала, 3 – гаситель колебаний, 4 – электромагнитный подшипник.

зеляж вибрационные колебания несущего винта и редуктора. Высокие уровни вибрации лишают комфорта пассажиров, увеличивают усталость экипажа, понижают надежность и долговечность оборудования. Работа над методами снижения этой вибрации велась вертолетостроителями разных стран мира. В результате был разработан целый ряд способов крепления редукторов с использованием средств активной или пассивной виброизоляции. Например, в узлах крепления под-

редукторной рамы к фюзеляжу могут быть установлены небольшие резиновые амортизаторы. Более эффективным способом защиты от колебаний является установка главного редуктора на виброизоляторы и демпферы (рисунок 62). Однако вибрационная защита с помощью пассивных средств оказывается малоэффективной при возбуждении колебаний в области низких частот, а также при действии вибрации с широким спектром.

Самым эффективным средством снижения вибрации на борту, на сегодняшний день, является использование систем активных опор. В этом случае для крепления главного редуктора используются стержни, которые могут изменять свою длину под действием электрического тока (рисунок 63). Такая система крепления редуктора, кроме стержней, содержит чувствительные элементы и управляющие устройства. В качестве чувствительных элементов используются датчики, регистрирующие вибрационные параметры, - акселерометры. Сигналы датчиков используются для формирования сигналов управления. Управляющий алгоритм обрабатывает их и рассчитывает приложение управляющих усилий. После усиления сигналы подаются в активные опоры, создающие управляющее воздействие, например, поднимающие или опускающие редуктор в зависимости от вида и фазы колебаний. Таким образом, активные опоры сами трясут главный редуктор.

В результате взаимодействия вибрации, индуцированной опорой, с той, которая передалась от несущего винта, колебания фюзеляжа уменьшаются (рисунок 64). Такая система опор позволяет гасить вибрацию на нескольких гармониках в широком спектре частот. Однако недостатками ее являются значительная сложность конструкции опор и высокая стоимость.

Более простым вариантом активной системы виброподавления является система снижения шума. Наибольшие шумы также приходят внутрь вертолета от редуктора и несущего винта в виде высокочастотной вибрации (1-3 кГц) через опоры редуктора.

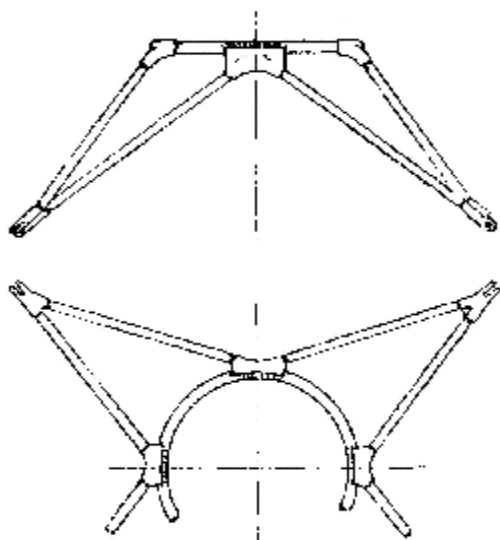


Рисунок 61. Подредукторная рама.

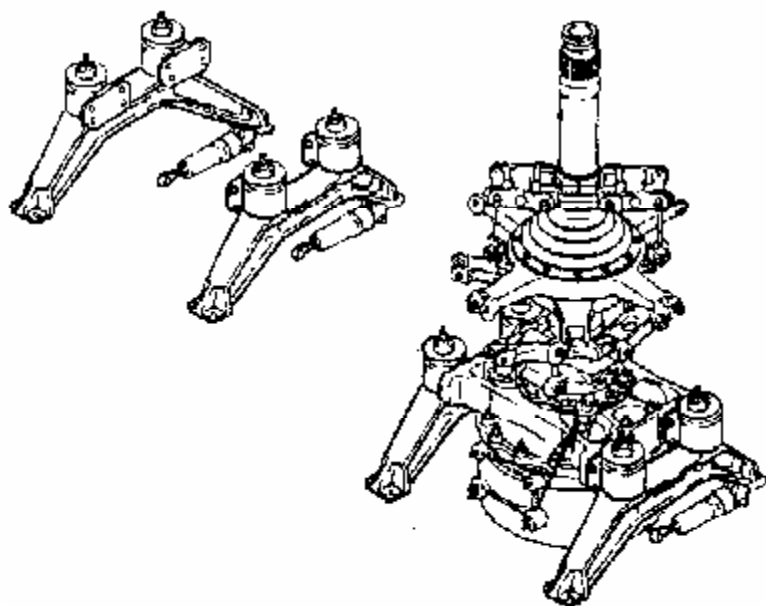


Рисунок 62. Крепление главного редуктора с помощью системы виброизоляторов и демпферов.

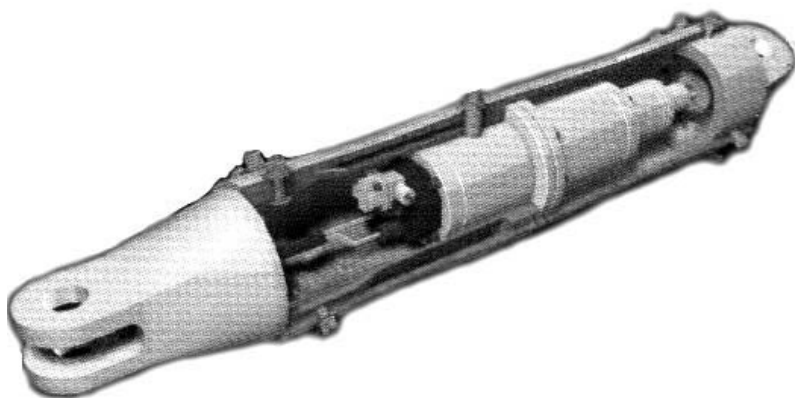


Рисунок 63. – Разрез одной из активных опор главного редуктора вертолета ЕН101.

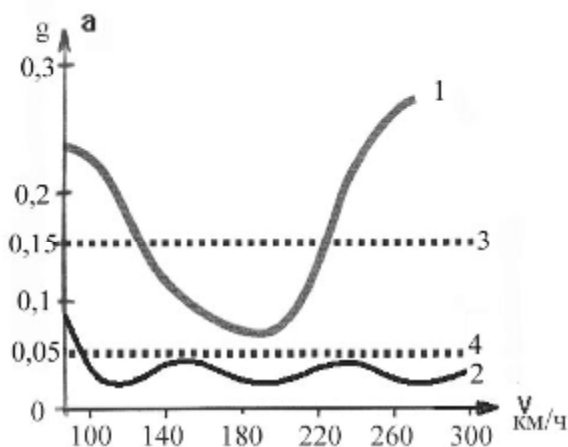


Рисунок 64. – Вертикальные виброускорения вертолета ЕН101 с включенным виброгасителем и без.

1 – выключенная система виброгашения, 2 – включенная система виброгашения, 3 – зарубежные военные требования, 4 – величина, рекомендованная для современных гражданских вертолетов.

Применение активных «антишумовых» опор позволяет, например, пассажирам использовать мобильные телефоны без специальных наушников. Работы по внедрению таких систем ведутся во многих странах мира. Этому способствует не только простота, но и возможность устанавливать систему на уже существующий вертолет, без изменения его конструкции. Система представляет собой комплекс измерителя вибрации, устройства и активатора (рисунок 65а). Активатор подавляет колебания путем приложения управляющих силовых воздействий, используя для формирования управления результаты измерения вибрации в опоре. При этом активаторы обычно выполняются в виде тонкостенных пластин пьезоэлементов, приклеенных на типовые опоры главного редуктора (рисунок 65б). Пластины вызывают микроперемещения в опорах (порядка 0,5 мкм), что является достаточным для снижения шума, проходящего от главного редуктора и несущего винта. Например, на вертолете ВК117 опоры понижают пиковую звуковую частоту на 11 дБ.

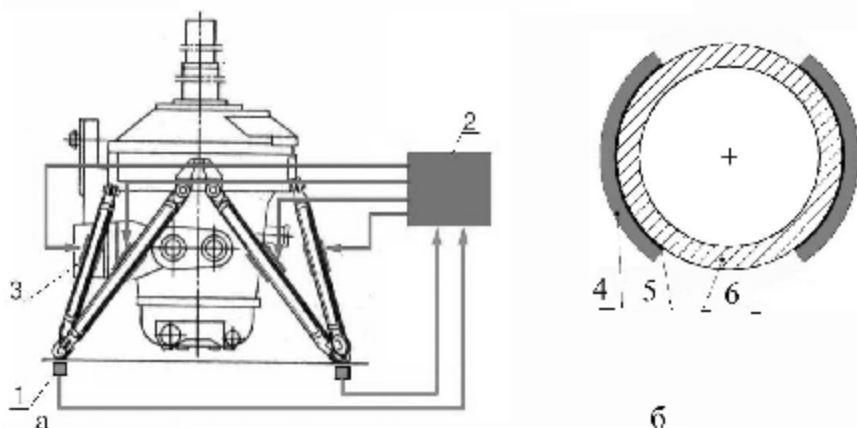


Рисунок 65. Схема бортовой активной системы снижения шума вертолета (а) и сечение опоры с активатором (б).

1 – трехкомпонентный акселерометр, 2 – управляющий блок, 3 – активаторы, 4 – пьезоэлектрические пластины, 5 – клеевой слой, 6 – металлический стержень опоры главного редуктора.

5.3. Диагностирование элементов трансмиссии

Трансмиссия является наиболее дорогим и ответственным агрегатом вертолета, разрушение которого в полете часто приводит к гибели воздушного судна. Раннее выявление дефектов элементов повышает безопасность полетов и снижает стоимость эксплуатации, за счет удлинения срока их использования, поэтому в состав трансмиссии современных вертолетов часто вводят бортовые средства диагностики. Основные поломки трансмиссии происходят в зубчатых передачах и подшипниках.

Наиболее распространенной формой поломок редукторов является разрушение зубьев в зацеплениях. Обычно поломки зуба возникают из малых дефектов в корне зуба (рисунок 66), которые, в свою очередь, приводят к потере большего куска зуба. Влияние таких дефектов снижает изгибную жесткость зуба. Жесткость всего зубчатого зацепления изменяется во времени, в зависимости от различных параметров, таких как количество зубьев, участвующих в зацеплении, размер линии контакта и других. Изменение параметров является основным источником вибрации зубчатого зацепления. Модель зубчатого зацепления показана на рисунке 67. До начала работы центры зубчатых колес находятся в точках 1 и 2. После начала, вследствие упругого взаимодействия, происходит деформация валов и центры колес отодвигаются друг от друга на некоторое расстояние, оказываясь в точках 1' и 2'. Так как упругие свойства нормальных зубьев примерно равны, во время работы центры находятся в этих точках постоянно. В момент зацепления зуба имеющего трещину, но еще могущего нести нагрузку, происходит резкое уменьшение жесткости контакта, и валы, на некоторый момент времени, сдвигаются в обратном направлении, к точкам 1 и 2. Естественно, такое резкое перемещение значительных масс металла может быть зафиксировано датчиками ускорений в виде вибрационных всплесков.

На рисунке 68а показана запись вибрации, подшипника опоры вала зубчатого колеса содержащего 24 зуба. На рисун-

ке 68б показана запись вибрации этого же колеса, но с искусственной трещиной корня одного из зубьев. На диаграмме хорошо видно, что в момент зацепления зуба с измененной жесткостью наблюдается усиленный колебательный процесс, вызванный изменением деформации вала, которая передалась на опору с датчиком.

Своевременный анализ вибрационных процессов бортовыми средствами диагностики позволяет выявить небольшие дефекты еще до разрушения зубьев.



Рисунок 66. Возникновение трещины в корне зуба.

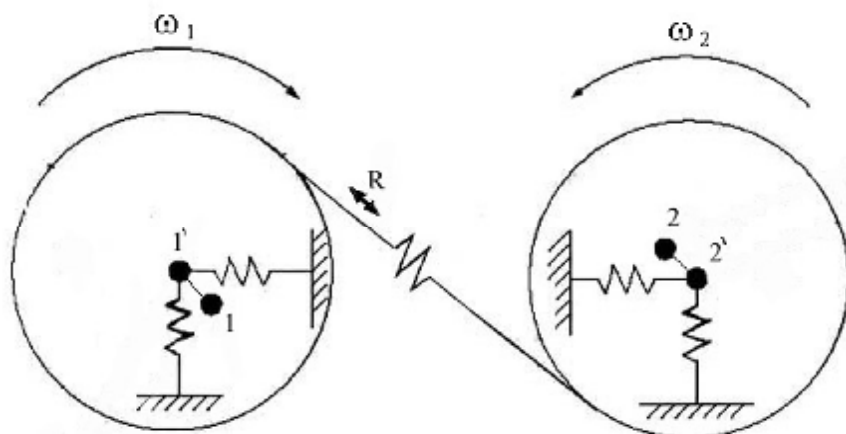


Рисунок 67. Схема зубчатого зацепления.

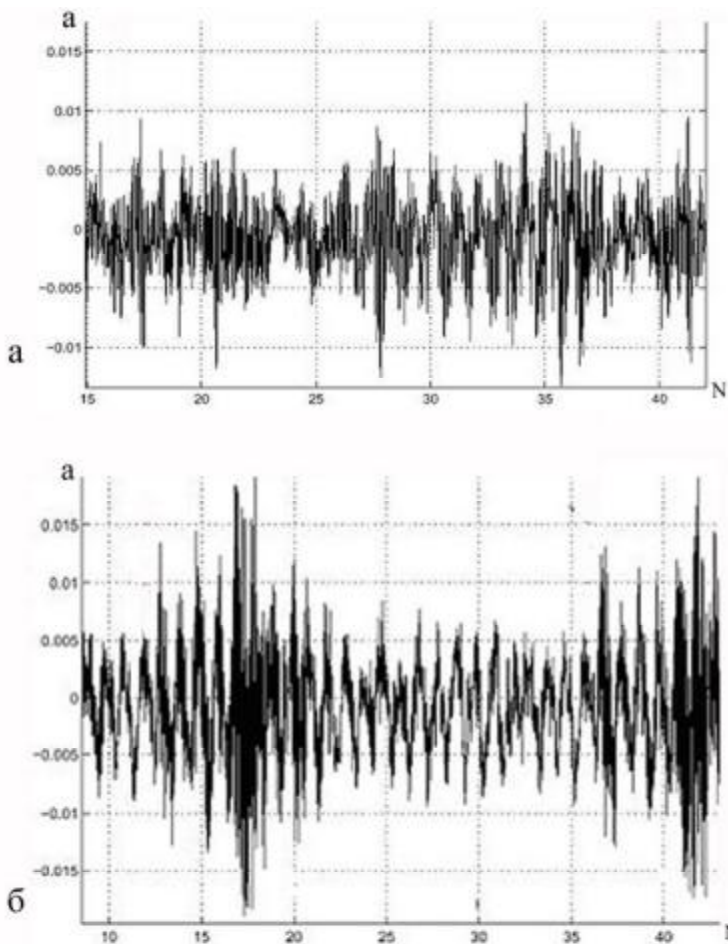


Рисунок 68. Запись виброускорения, в зависимости от номера зуба зацепления, не имеющего дефектов (а), и с того же зацепления, но с трещиной одного зуба (б).

Еще одним опасным видом разрушений является поломка подшипников качения. Как и в случае с зацеплениями, спектр и форма сигнала вибрации содержит информацию о характерных дефектах подшипников. Например, если на внешней дорожке присутствует какой-нибудь недостаток – раковина или посторонний предмет, через некоторое время этот дефект

вызовет износ и деградацию элементов качения, а затем передастся и внутренней дорожке подшипника. Характерные частоты кратны количеству ударов за один оборот вала, возникающих вследствие наличия определенного дефекта.

Дефекты подшипников, которые можно распознать с помощью вибрационного анализа, включают в себя: дефекты внутренней и внешней дорожек качения, дефекты элементов качения, дефекты сепаратора, ослабление посадки подшипника, увеличенный внутренний зазор, проворачивание внутреннего кольца на валу, перекос подшипника и дефекты смазки. Подшипник с дефектом на внешней дорожке может прослужить дольше, чем с дефектом на внутренней.

Штатные системы диагностики современных вертолетов обеспечивают запись вибрационных характеристик редукторов, подшипников опор на частотах 4-20000 Гц и регистрацию режимов полета. Обычно после каждого полета эти данные передаются на наземный комплекс, который, обрабатывая полученную информацию, выдает сведения о возможных проблемах в работе трансмиссии в будущем. Кроме того, данные на каждый летательный аппарат заносятся в базу данных позволяющую эксплуатантам централизованно контролировать состояние техники.

6. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

6.1. Конструктивно-кинематические схемы управления вертолётom

Для создания сил и моментов, необходимых для заданного движения вертолета, используется система управления.

Система управления вертолета состоит из четырех основных каналов. Они разделяются на управление общим шагом (управление подъёмной силой по вертикальной оси), циклическим шагом несущего винта (продольное и поперечное управление) и путевое управление (поворот относительно вертикальной оси).

Управление общим шагом лётчик осуществляет при помощи рычага, расположенного слева от него. Управление циклическим шагом несущего винта производится с помощью ручки управления, установленной в кабине. Непосредственно лопасти несущего винта меняют свои углы установки при помощи кинематического механизма автомата перекаса. Путевое управление производится с помощью педалей. На вертолётe одновинтовой схемы путевое управление предназначено для изменения общего шага рулевого винта.

Часто вертолеты имеют сдвоенное управление, то есть управление командира воздушного судна и второго пилота механически взаимосвязаны.

На большинстве существующих вертолётov применяется механическая система управления. Такие системы обладают высокой надежностью, но обладают большой массой, значительным количеством деталей, сложной регулировкой резонансных характеристик и рядом других недостатков. На новых летательных аппаратах чаще используются электрические дистанционные системы. Такие системы лишены многих недостатков. Долгое время они не внедрялись, вследствие не очень высокого уровня надежности. В настоящее время уровень надежности доведен до приемлемого состояния.

Типовая схема механической системы управления одновинтового вертолета показана на рисунке 69. Для управления двигателями, тормозом несущего винта, остановом двигате-

лей и пожарными кранами в кабине размещаются ручки вспомогательного управления.

В каналах управления вертолетом могут быть установлены гидроусилители, загрузочные и триммерные механизмы. Гидроусилители управления несущего винта устанавливаются, как правило, на главном редукторе. Таким образом, обеспечивается большая жесткость узлов крепления усилителей, которая необходима для исключения явления резонансов в системе управления.

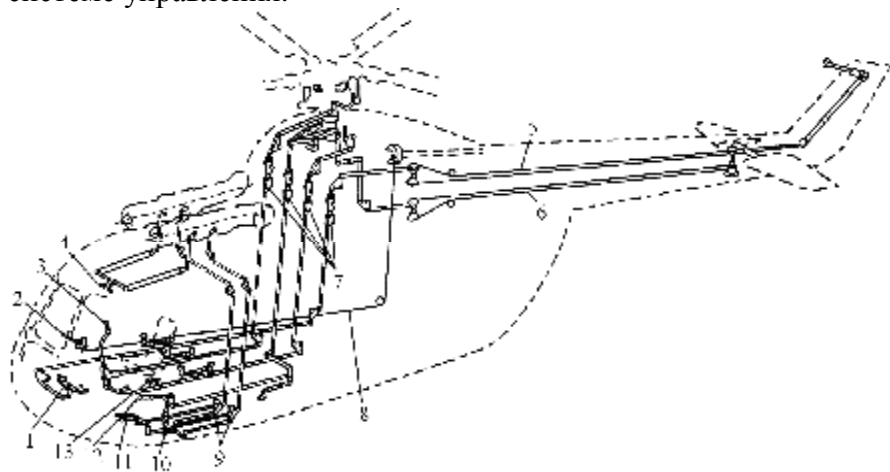


Рисунок 69. Типовая схема механической системы управления одновинтового вертолета.

1 – педали, 2, 3 – ручки управления циклическим шагом и тормоза несущего винта, 4 – рукоятки управления остановом двигателей, 5, 6 – тросовая проводка управления рулевым винтом и стабилизатором, 7 – гидроусилители системы управления несущим и рулевым винтом, 8 – тросовая проводка тормоза несущего винта, 9 – дифференциальный механизм, 10 – раздвижная тяга, 11 – ручки раздельного управления двигателями, 12 – рычаг управления общим шагом, 13 – рукоятки управления пожарными кранами.

Если в системе управления используется тросовая проводка, то она может быть дублирована, что повышает ее надежность.

На рисунке 70 показана схема управления соосного вертолета. Системы продольного и поперечного управлений связывают ручку циклического шага с автоматами перекоса. Система путевого управления соединяет педали путевого управления с лопастями несущего винта и рулями направления хвостового оперения, при этом поворот осуществляется изменением углов установки верхнего и нижнего несущих винтов.

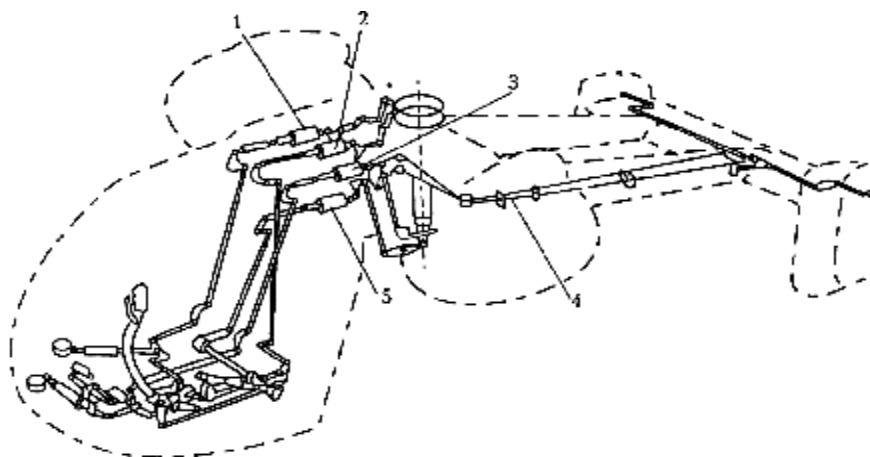


Рисунок 70. Система управления соосного вертолета Ка – 26.

1, 2, 3, 5 – гидросилы поперечного и продольного управлений, управления общим и дифференциальным шагом; 4 – тросовая проводка управления рулями вертикального оперения.

6.2. Управление циклическим шагом несущего винта

Управление циклическим шагом состоит из колонки управления, системы тяг и качалок, гидросилы и автомата перекоса. Одна линия проводки предназначена для продольного управления, вторая – для поперечного управления (рисунок 71).

Колонка управления циклическим шагом выполняется в виде отдельного агрегата и крепится к каркасу пола кабины летчика. Кинематика колонки должна обеспечивать макси-

мальную независимость продольного и поперечного перемещений ручки управления (рисунок 72).

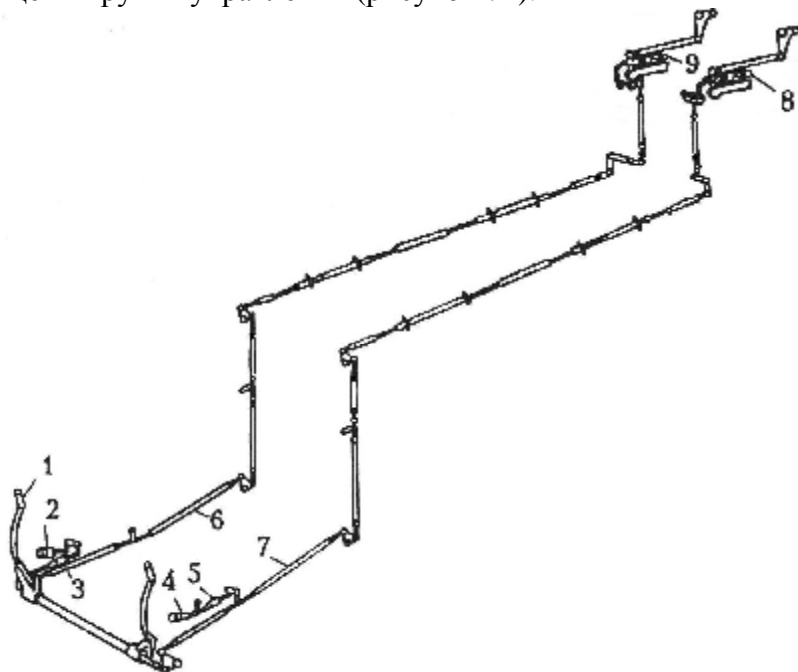


Рисунок 71. Схема управления циклическим шагом несущего винта.

1 – ручка управления, 2, 4 – электромеханизмы, 3, 5 – пружинный механизм загрузки продольного и поперечного управления, соответственно, 6, 7 – тяга продольного и поперечного управления, 8, 9 – гидроусилитель продольного и поперечного управления.

Существенно отличается от вышеописанной только система циклического управления, применяемая на некоторых вертолетах американской фирмы Каман. Она подразумевает управление подвижными закрывками, установленными на лопастях. Вдоль каждой лопасти проходят тяги, кинематически соединенные с колонкой управления, которые и приводят в действие закрывок.

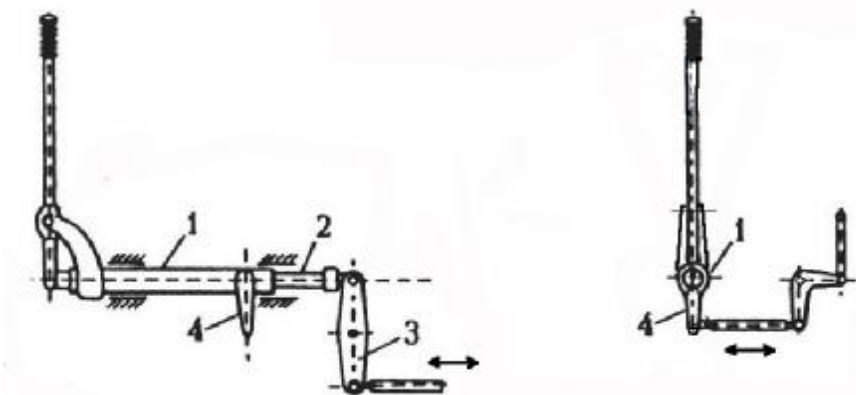


Рисунок 72. Схема колонки циклического управления
1 – вращающееся основание колонки управления, 2 - тяга продольного управления, 3 - качалка продольного управления, кронштейн поперечного управления.

6.3. Управление общим шагом несущего винта и двигателями

Управление общим шагом несущего винта и двигателя (рисунок 73) на вертолете осуществляется рычагом общего шага, который кинематически связан с ползуном автомата перекоса при помощи рычага и одновременно с рычагами топливных агрегатов, расположенных на двигателях.

Изменение общего шага связано с управлением мощностью двигателей вертолета либо посредством механической кинематической связи или автоматически через стабилизатор частоты вращения. В обоих случаях оно обеспечивается поддержанием заданной частоты вращения несущего винта при изменении общего шага, так как одновременно, соответственно, изменяется мощность двигателя. В случае механической связи шага с газом ручка имеет специальную поворотную рукоятку коррекции, соединенную с дросселем (рычагом подачи топлива) двигателя. При помощи этой рукоятки летчик может изменить частоту вращения несущего винта в допустимых пределах, независимо от его шага.

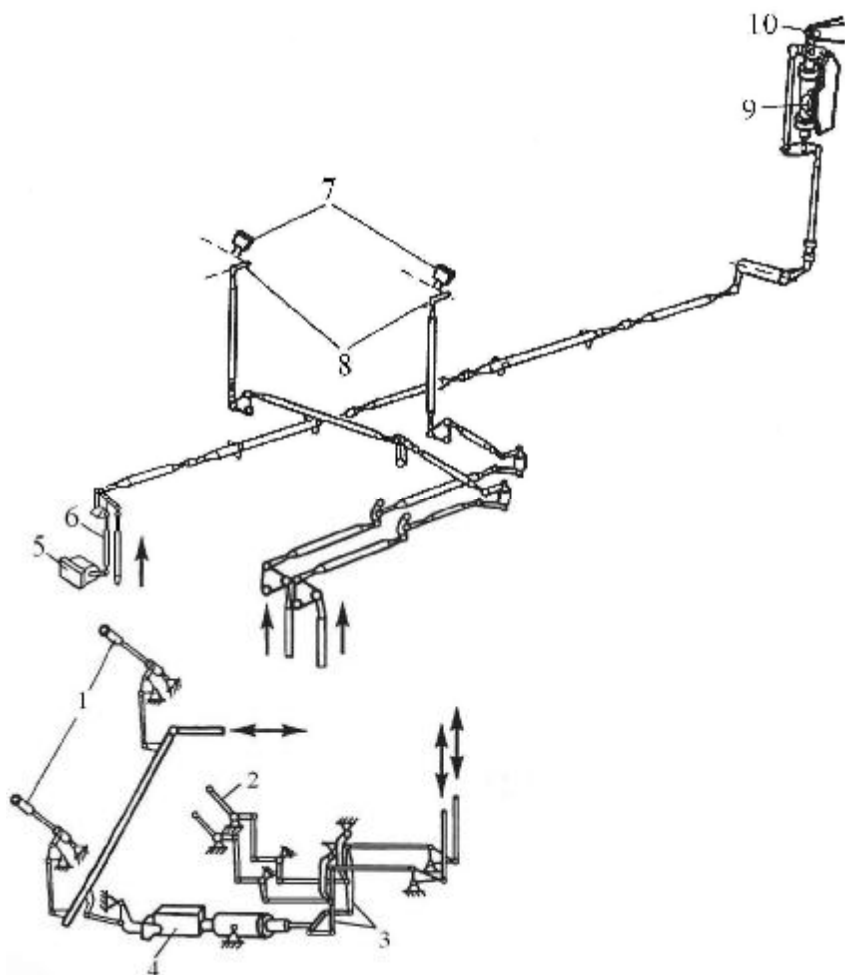


Рисунок 73. Схема управления общим шагом и двигателями вертолета с включенным по дифференциальной схеме автопилотом.

1 – рычаг «шаг-газ», 2 – рычаги раздельного управления двигателями, 3 – дифференциальные рычаги, 4 – рулевая машина, 5 – электромагнитная муфта, 6 – пружинная тяга, 7 – рычаг общего шага, 8 - рычаги управления двигателями, 9 – гидроусилитель общего шага.

На оси вращения рычага общего шага обычно устанавливается специальное фрикционное устройство с механическим

или гидравлическим растормаживанием, позволяющее пилоту устанавливать и фиксировать рычаг в любом положении. Для фрикциона необходимо, чтобы при его растормаживании на оси вращения рычага управления оставалось некоторое трение, которое в сумме с трением в проводке превышало бы примерно в два раза величину трения в гидроусилителе. Нарушение этого условия приводит к вождению и «подергиванию» рычага общего шага при его смещении.

На вертолетах, имеющих два и более двигателей, кроме системы «шаг-газ», устанавливается система раздельного управления мощностью двигателей. Раздельное включение двигателей в кабине производится с помощью рукоятки управления кранами останова, а для аварийного выключения двигателей (в случае пожара) летчик дополнительно может прекратить подачу топлива в двигатели при помощи пожарных кранов.

Для улучшения балансировочных характеристик одновинтовых вертолетов управление общим шагом несущего винта иногда связывают со стабилизатором. В некоторых случаях стабилизатор управляется электронными устройствами и на режиме висения отклоняется вниз для того, чтобы не уменьшать эффективность несущего винта (рисунок 74).

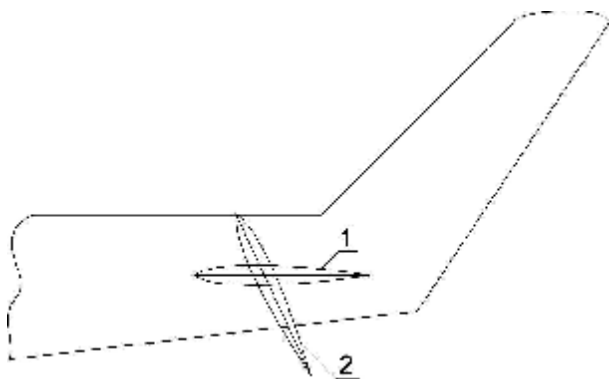


Рисунок 74. Положение стабилизатора в горизонтальном полете (1) и на режиме висения (2), используемое на некоторых типах вертолетов.

6.4. Путевое управление

Для осуществления путевого управления педали летчика кинематически связываются с механизмом изменения шага рулевого винта. Такая связь может осуществляться как жесткой, так и гибкой (тросовой) проводкой управления, типовые схемы которых представлены на рисунке 75.

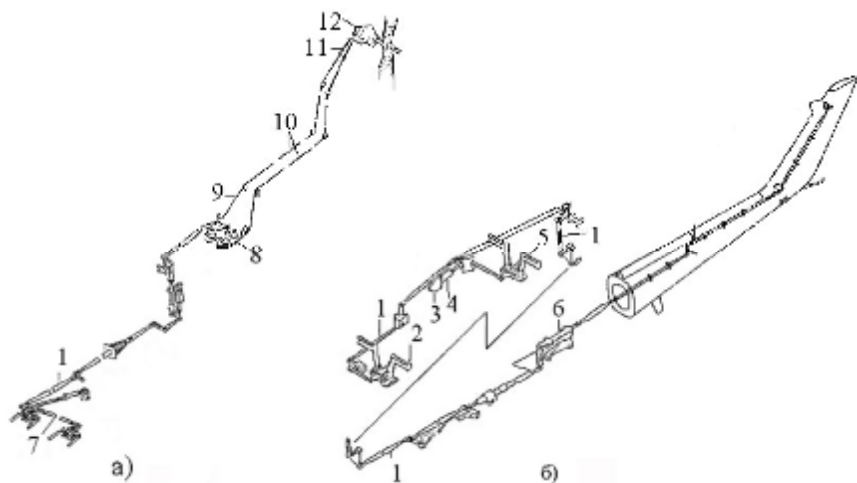


Рисунок 75. Схема гибкой (а) и жесткой (б) проводки системы путевого управления.

1 — тяги управления, 2 — педали ножного управления оператора, 3 — демпфер, 4 — механизм загрузки, 5 — педали ножного управления лётчика, 6 — гидроусилитель, 7 — синхронизирующая тяга, 8 — сектор, 9 — трос, 10 — тандеры, 11 — цепь, 12 — хвостовой редуктор.

Командным рычагом путевого управления являются педали. Чаще всего педали устанавливаются по схеме параллелограмма (рисунок 76). При такой схеме перемещение одной педали вперед приводит к обратному движению второй. При этом педали остаются параллельны друг другу, а установленный сбоку кронштейн обеспечивает перемещение системы управления. На одновинтовом вертолете путевое управление осуществляется при помощи рулевого винта, размещенного

на конце хвостовой балки фюзеляжа. Шаг рулевого винта изменяется в больших пределах (обычно от -10° до $+25^\circ$). На режиме висения шаг рулевого винта близок к максимальному (особенно при боковом ветре), на режиме авторотации – к минимальному, на крейсерской скорости – к нулевому.

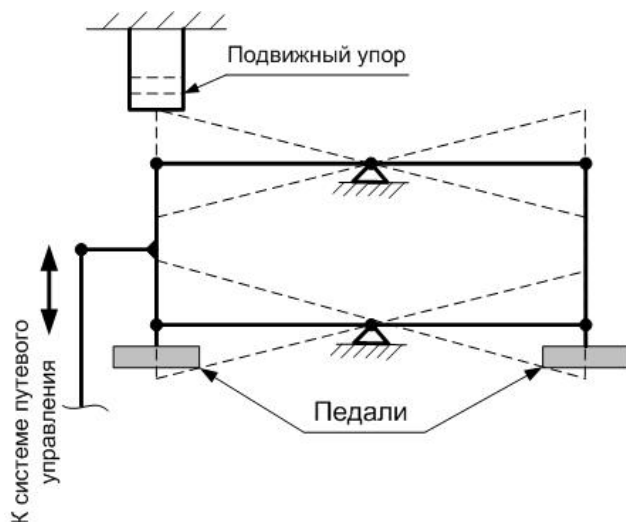


Рисунок 76. Параллелограммная схема педалей путевого управления.

Применяют два способа управления шагом рулевого винта. Первый осуществляется прямым воздействием управляющих элементов на шарнир, соединяющийся с лопастями рулевого винта. Как правило, воздействие идет от жесткой системы тяг и качалок (рисунок 77а) или от системы тросов. На некоторых сверхлегких вертолетах применяют одинарный трос (рисунок 77б), причем иногда его размещают в гибком канале. Перемещаясь, трос поворачивает сектор или рычаг, механически связанный с лопастями рулевого винта. Возвратные движения, в этом случае, могут выполняться пружинной.

Второй способ предполагает управление через внутренний шток (рисунок 77в). Тросовая проводка, вращая винтовой ме-

ханизм, заставляет шток перемещаться внутри полого вала рулевого винта и изменять углы установки лопастей.

Педали ножного управления соединяются с механизмом загрузки и триммерным устройством. Работа электромеханизма загрузки ножного управления может осуществляться нажатием носком ноги на гашетки, которые монтируются на опорных площадках педаль.

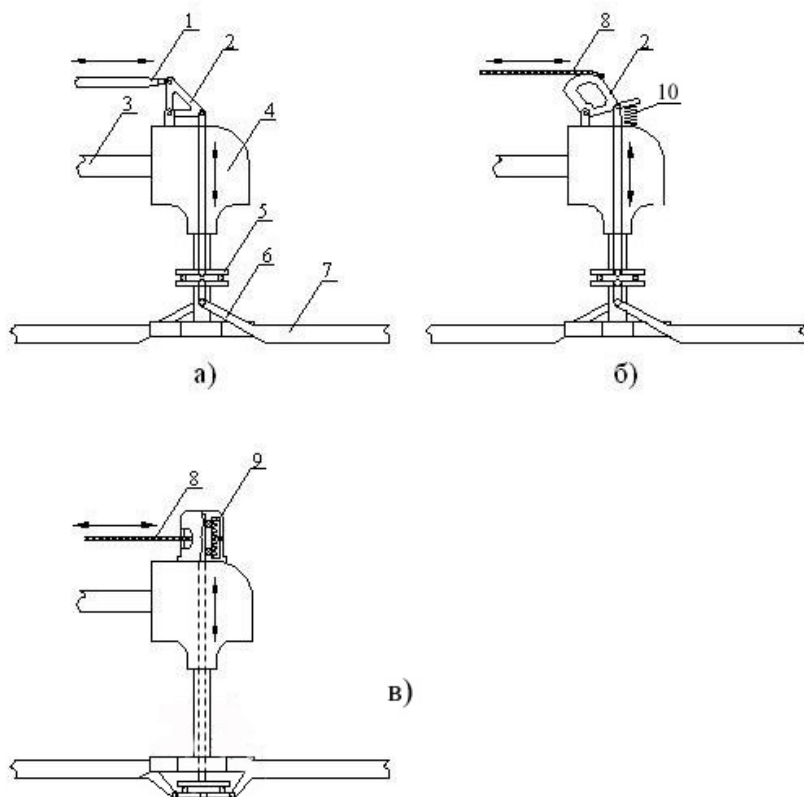


Рисунок 77. Виды управления рулевым винтом.

а) прямой привод с жесткой проводкой, б) прямой привод с одинарной тросовой проводкой, в) винтовой привод

1 – тяга, 2 – качалка, 3 – вал, 4 – хвостовой редуктор, 5 – упорный подшипник, 6 – поводок, 7 – лопасти рулевого винта, 8 – трос, 9 – винтовой механизм, 10 – пружина.

Часто системы путевого управления имеют устройства, демпфирующие их скорость перемещения. Это связано с тем, что чрезмерно быстрое изменение угла установки лопастей рулевого винта может привести к недопустимо большим нагрузкам в хвостовой балке и ее разрушению.

Критические углы установки лопастей рулевого винта, превышение которых приводит к срыву потока, зависят от высоты полета. Соответственно, для того, чтобы не превысить этих значений, педали обычно имеют подвижные упоры, которые ограничивают ход органов управления в зависимости от высоты полета. Такие упоры имеют барометрический механизм и перемещаются при изменении статического давления воздуха.

6.5. Особенности механической проводки управления

Вертолеты, управление которыми невозможно или затруднительно без применения гидроусилителей (бустеров), должны иметь, кроме основной гидравлической системы, дублирующую. Вертолеты, обладающие небольшой массой, могут не иметь усилителей вовсе.

Во всех каналах обычно применяют необратимую бустерную систему управления. Усилия, возникающие в проводке управления от шарнирных моментов на органах управления, воспринимаются гидроусилителями и не передаются на рычаги управления вертолетом. Для имитации усилий от органов управления в систему включаются загрузочные механизмы. В этом случае пилот преодолевает усилие не от лопастей, а от сжатия или растяжения пружины загрузочного механизма. К загрузочному устройству присоединяется так называемый механизм триммерного эффекта. При включении этого механизма снимается (по желанию пилота при длительном полете) усилие с ручки (педали).

Для рычагов управления рекомендуется не превышать следующих значений отклонения:

± 170 мм – для продольного отклонения ручки;

± 125 мм – для поперечного отклонения ручки;

± 100 мм – для отклонения педалей.

Ручка управления, педали и рычаг общего шага должны иметь ограничители своих отклонений. Ограничители ставятся непосредственно на органах управления, если в системе управления нет гидроусилителя, или на гидроусилитель.

Все рычаги и тяги управления в кабине должны быть расположены таким образом и иметь такую форму, чтобы не стеснять движения летчика при работе и по возможности не мешать ему входить в кабину и покидать ее. Для этого, например, может быть использована складывающаяся боковая ручка циклического управления, которая может быть вообще демонтирована для второго пилота (рисунок 78).

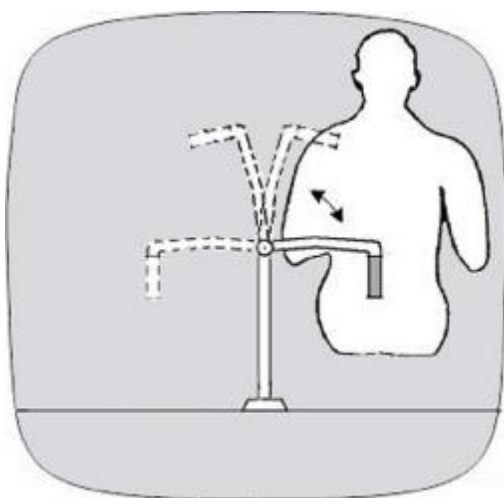


Рисунок 78. Поворотная ручка циклического управления.

Если проводка на каком-то участке тянется под углом к горизонтальной плоскости, ее вес может воздействовать на органы управления. Поэтому в системе управления необходимо производить балансировку проводки, например, путем установки противовесов.

Жесткость проводки управления определяется из условия отсутствия резонансных явлений. Как правило, вследствие наличия большого количества шарнирных соединений, жест-

кость механической проводки незначительна, поэтому возможно наступление резонанса уже на низких частотах, характерных для проходных частот несущего винта. Соответственно, отстройка от режима резонанса очень важна для системы управления вертолета.

Как правило, исполнительные механизмы системы управления требуют симметричного перемещения от нейтрального положения при симметричном отклонении рычагов управления. Для этого необходимо, чтобы углы в нейтральном положении между осями качалок и подсоединяющихся к ним тяг были равны 90° , а величины плеч выбраны так, чтобы их отклонения не превышали $\pm 30...35^\circ$. Однако, в тех случаях, когда требуется добиться несимметричных перемещений исполнительных механизмов, применяют дифференциальные качалки, в которых углы между осями качалок и присоединяющихся к ним тяг не равны 90° (рисунок 79г). Необходимость применения дифференциальных соединений может возникнуть, например, на стабилизаторе, когда угол отклонения вверх не равен углу отклонения вниз.

Гидроусилители состоят из исполнительных механизмов (силовых приводов), следящих элементов (золотников) и связей между ними. При нейтральном положении золотника гидросмесь не поступает в силовой цилиндр, и система остается неподвижной. При перемещении золотника одна из полостей цилиндра соединяется с питающей магистралью гидросистемы, а другая – со сливной. Под действием разности давлений в полостях шток сливного цилиндра начинает перемещаться, приводя в действие управляющие элементы вертолета с многократно увеличенным усилием.

Люфты в управлении неблагоприятно влияют на управляемость вертолета. Появление чрезмерного суммарного люфта может привести к самопроизвольному перемещению золотников и включению гидроусилителей. Система управления практически не должна иметь люфтов. Для этого сокращают количество соединений, в шарнирных соединениях применяют подшипники качения, изготовленные по повышенным классам точности или применяют подшипники

скольжения. Сокращение соединений достигается применением роликовых или скользящих (обычно фторопластовых) направляющих для тяг управления (рисунок 79а, б), устанавливаемых на прямолинейных участках длинной механической проводки. Длина тяг, при этом, увеличивается без потери их устойчивости. В то же время при применении таких направляющих необходимо учитывать упругие деформации фюзеляжа вертолета, во избежание заклинивания тяг управления. При подсчете люфтов шарнирных соединений исходят из того, что люфты в болтах шарниров не проявляются ввиду трения, создаваемого при их затяжке.

Подсчет люфта в шарнирах механической проводки, приведенного к рычагу управления, производится по эмпирической формуле:

$$A = a n i,$$

где a – радиальный люфт в подшипнике, составляющий 0,006 – 0,0018 мм; n – количество шарниров; i – отношение хода рычага управления к среднему рабочему ходу.

Существенно больше в проводке управления могут быть упругие деформации. При усилии на ручке до 30 Н они составляют 3,5 – 5 мм. Некоторый свободный ход на ручке управления образуется также за счет зоны нечувствительности золотников гидроусилителя. При большом количестве шарниров в проводке целесообразно увеличивать рабочий ход управления, чтобы относительная величина люфтов была меньше. Опыт показывает, что жесткую проводку до необратимого гидроусилителя длиной выше 15 м и с количеством шарниров более 40 делать нецелесообразно. В такой длинной проводке на ручке управления ощущается чрезмерное трение, превышающее 20 – 30 Н, возникают недопустимые люфты и упругие деформации.

Тяги механической проводки (рисунок 79ж) обычно выполняются из труб алюминиевого сплава с обжатыми концами, в которые ввертываются наконечники.

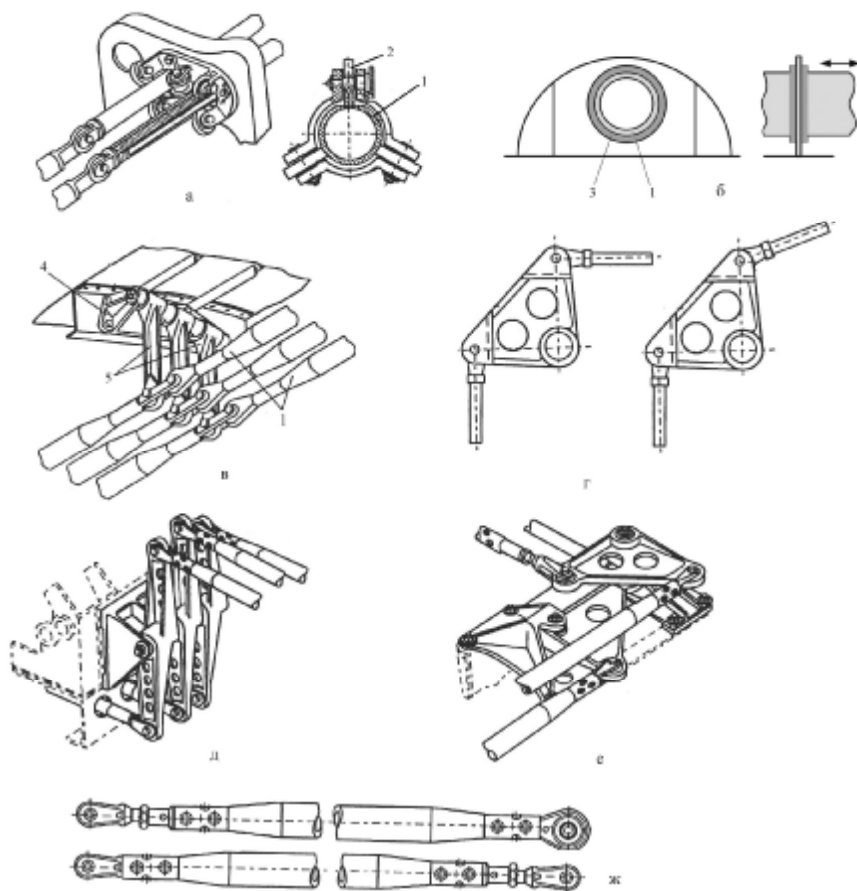


Рисунок 79. Поддерживающие элементы и соединения жесткой проводки управления.

а – установка тяги на роликовых направляющих, б – установка тяги на скользящих направляющих, в – соединение тяг на двойных проушинах поддерживающих качалок (поводков), г – нормальное и дифференциальное соединение тяг с качалкой, д, е – варианты соединения тяг с качалками, ж – регулируемые тяги управления.

1 – тяга, 2 – ролик, 3 – фторопластовая втулка, 4 – неподвижный кронштейн, 5 – качалка.

Тяги должны не терять устойчивость (общую и местную) при сжатии. При общей потере устойчивости, критическое напряжение определяется выражением:

$$\sigma_{кр.о} = \frac{1,2ED^2}{l^2},$$

где E – модуль упругости; D – внешний диаметр трубы; l – длина тяги.

Местная потеря устойчивости:

$$\sigma_{кр.м} = \frac{0,9kEd^2}{D^2},$$

где k – коэффициент, зависящий от формы и геометрии сечения тяги (берется по справочнику); δ – толщина стенки трубы.

Учитывая общую и местную потери устойчивости, размеры сечения тяги выбираются из условия:

$$\sigma_{кр.о} = \sigma_{кр.м} = \sigma_{кр.э}$$

Внешние периодические силы могут вызвать в тягах управления вынужденные колебания. Для устранения резонансов необходимо собственную частоту колебаний тяг подбирать возможно дальше от частот возмущающих сил. Собственная частота колебаний тяги с шарнирно опертыми концами при осевой нагрузке определяется по формуле:

$$n = \frac{94,2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} \sqrt{1 + \frac{P}{P_3}}$$

где EI – жесткость тяги на изгиб; m – погонная масса тяги; P – осевое усилие в тяге (сжатие, растяжение); P_3 – критическая сила сжатия тяги.

Как видно из формулы, при сжатии ($-P$) собственная частота тяги уменьшается, а эффективным способом ее повышения является уменьшением длины тяги.

6.6. Автомат перекоса

Как уже указывалось выше, циклическое и вертикальное управление связано с автоматом перекоса.

Автомат перекоса - это устройство, позволяющее менять углы установки лопастей несущего винта и, соответственно, величину и направление равнодействующей аэродинамических сил винта. При помощи автомата перекоса производится общее и циклическое изменение углов установки лопастей на каждом обороте несущего винта. Циклическое изменение углов установки лопастей позволяет производить управление вертолетом в продольном и поперечном направлениях с помощью соответствующего наклона автомата перекоса.

Наиболее часто применяемые типы автоматов перекоса представлены на рисунке 80.

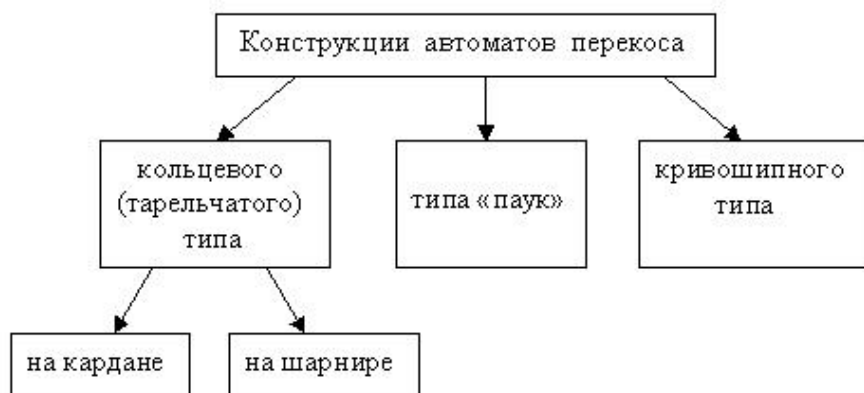


Рисунок 80. Типы конструкций автоматов перекоса.

Автоматы перекоса кольцевого типа являются наиболее распространенными. Автомат перекоса располагается под втулкой несущего винта и состоит из двух колец: неврещающегося и вращающегося, соединенных между собой подшипником. Невращающееся кольцо с помощью кардана или шарового шарнира присоединяется ко втулке, находящейся на валу главного редуктора. Кольца могут наклоняться одновременно в любой оси, лежащей в плоскости, перпендикулярной оси вала несущего винта. К плечам вращающегося кольца шарнирно крепятся тяги, идущие непосредственно к рычагам поворота лопастей. Рычаги поворота лопасти присоединяются через поводки к корпусам осевых шарниров.

Наклон автомата перекоса производится посредством тяг, присоединенных к невращающемуся кольцу, отстоящих друг от друга на 90° по азимуту. Каждая из этих тяг является конечным звеном проводки продольного или поперечного управления. Независимость перемещения тяг продольного и поперечного управления обеспечивается их шарнирным креплением в плоскости перпендикулярной к валу (при неотклоненном автомате перекоса), и совмещением с центром качания кардана или шарового шарнира.

Чтобы свести к минимуму отклонение тарелки автомата перекоса при изменении общего шага несущего винта, тяги, идущие к качалкам продольного и поперечного управления, выполняют максимально длинными.

На рисунке 81 изображен автомат перекоса на кардане, разработанный российским ученым Юрьевым.

Внутреннее неподвижное кольцо 12 автомата перекоса при помощи карданной подвески 3 крепится к кожуху вала. Наружное кольцо 2 автомата перекоса с помощью шарикоподшипников соединено с внутренним неподвижным кольцом и вращается. Тягами 4 наружное кольцо соединено с лопастями несущего винта и вращается вместе с ними и валом винта.

Потянув с помощью ручки управления тягу 7, одновременно подается вверх тяга 10, летчик наклоняет вперед неподвижное, а вместе с ним и подвижное кольца автомата перекоса. Тяга 4 подается вниз, лопасть 5 поворачивается относительно осевого шарнира 9, угол установки лопасти уменьшается, и подъемная сила также уменьшается.

У двух других лопастей угол установки, наоборот, увеличивается. Тяги 4, при наклоне кольца автомата перекоса, подаются вверх. Разница в подъемной силе лопастей наклоняет тягу несущего винта. Поскольку винт вращается, угол установки лопастей будет меняться периодически по азимуту. Меньший угол будет каждый раз у той лопасти, которая в данный момент находится в направлении полета. Пока, воздействуя на ручку управления, летчик не изменит наклона колец автомата перекоса.

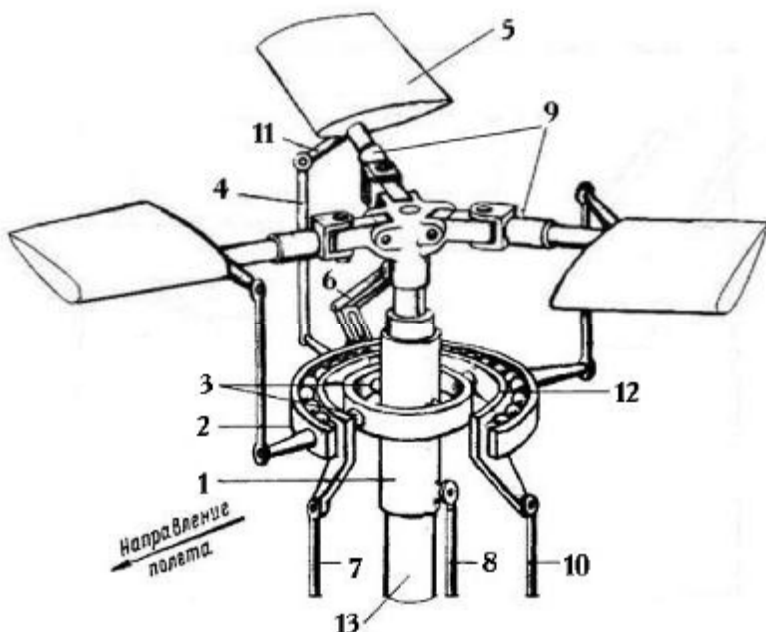


Рисунок 81. Автомат перекося Юрьева.

1 – основание автомата перекося, 2 – наружное кольцо, 3 – ось карданной подвески, 4 – тяги, 5 – лопасть, 6 – шлиц-шарнир, 7 – тяга продольного управления, 8 – тяга управления общим шагом, 9 – осевой шарнир, 10 – тяга поперечного управления шагом, 11 – рычаг лопасти, 12 – внутреннее кольцо, 13 – вал несущего винта.

Неизменяемость взаиморасположения по азимуту втулки и вращающегося кольца автомата перекося обеспечивается шлиц-шарниром 6. Он является также поводком для вращающегося кольца.

Если же летчик воздействует на рычаг общего шага, опускается или поднимается тяга 8, а вслед за ней основание 1 автомата перекося вместе с внутренним и наружным кольцами. Это вызывает общее изменение угла установки, одинаковое у всех лопастей. Соответственно, происходит изменение силы тяги винта без наклона этой силы в ту или иную сторону.

На рисунке 82 показана конструкция автомата перекося кольцевого типа на кардане в разрезе.

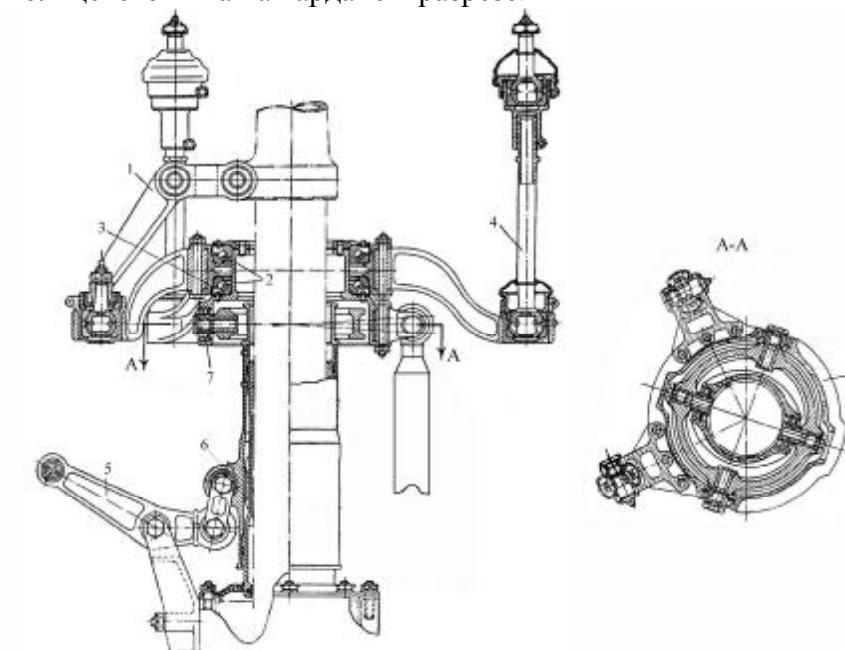


Рисунок 82. Конструкция автомата перекося на кардане в разрезе.

1 – шлиц-шарнир, 2 – подшипники, 3 – вращающееся кольцо, 4 – тяга, 5 – рычаг, 6 – кронштейн, 7 – невращающееся кольцо.

Автомат перекося на шаровой основе (рисунок 83), в целом, аналогичен устройству на кардане. Использование в кинематической схеме шарового шарнира уменьшает массу и габариты.

Управление автоматом перекося осуществляется гидроусилителями, шарнирно соединенными непосредственно с невращающейся тарелкой. Он устанавливается на главном редукторе. На ползуне крепится сферическая опора, служащая для обеспечения наклона тарелки автомата перекося. Изменение тяги несущего винта, одновременно по всем азимутам, осуществляется путем перемещения ползуна по направляющей (изменение общего шага).

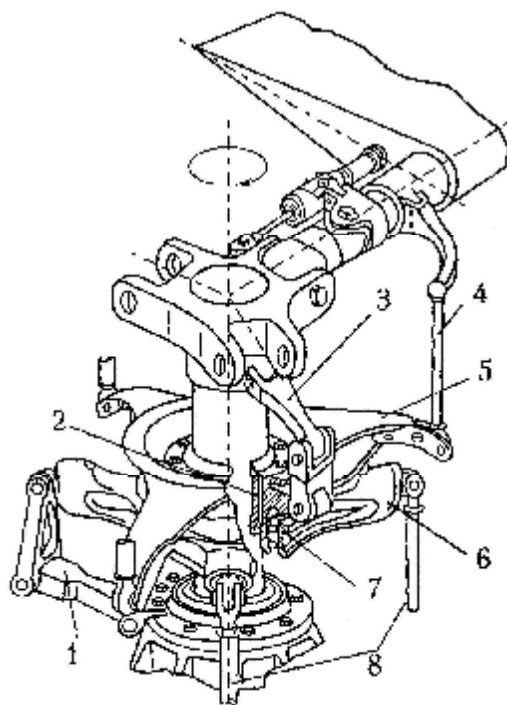


Рисунок 83. Схема автомата перекося на шаровой опоре.

1 — шлиц-шарнир невращающегося кольца, 2 — шаровой шарнир, 3 — шлиц-шарнир вращающегося кольца, 4 — тяга, 5 — вращающееся кольцо, 6 — невращающееся кольцо, 7 — радиально-упорный двухрядный подшипник, 8 — тяги продольного и поперечного управления.

Кинематическая схема управления несущего винта может быть выполнена таким образом, что при управлении несущим винтом одновременно работает три гидроусилителя. Подобная кинематическая схема управления несущего винта позволяет обеспечить полную независимость каналов управления несущего винта и уменьшить потребные усилия на штоках силовых гидроусилителей. Пример такой схемы показан на рисунке 84.

Автоматы перекося типа «паук» позволяют существенно упростить конструкцию этого агрегата. На рисунке 85 показана схема такого автомата перекося.

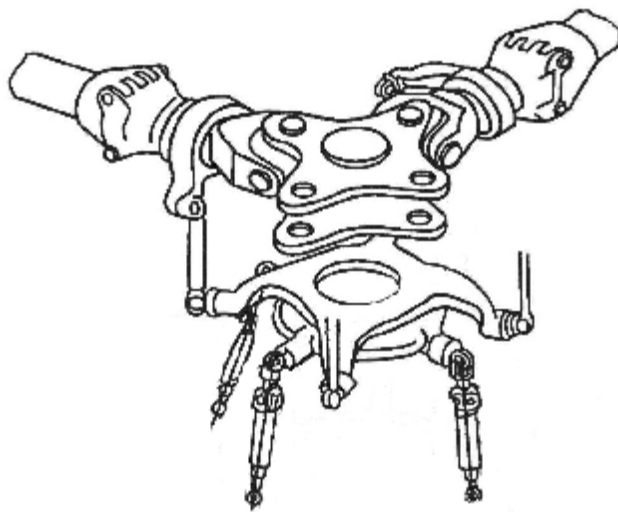


Рисунок 84. Система управления, при которой три канала управления соединены непосредственно с автоматом переко-
са.

Автомат перекося типа «паук» имеет шаровой шарнир 4, расположенный внутри стакана, находящегося внутри втулки несущего винта. В конусообразном стакане 6 подвешен стальной рычаг 7, имеющий в месте подвески шаровую поверхность. Рычаг 7 отклоняется в любом направлении.

На верхнем конце этого рычага на двух конических подшипниках смонтирована втулка 1, к которой присоединены изогнутые стержни 2. Концы этих стержней лежат в одной плоскости с центром шарового шарнира и соединяются с рычагами лопастей. Рычаги крепятся к лопастям с помощью шарнира 3. Один из изогнутых стержней крепится ко втулке жестко и служит поводком для втулки, а остальные присоединяются к ней подвижно.

Движением вперед, назад или в стороны конца рычага 7 создается соответствующее циклическое изменение шага несущего винта и осуществляется продольное и поперечное управление. Перемещение стакана 6 вверх и вниз изменяет общий шаг несущего винта.

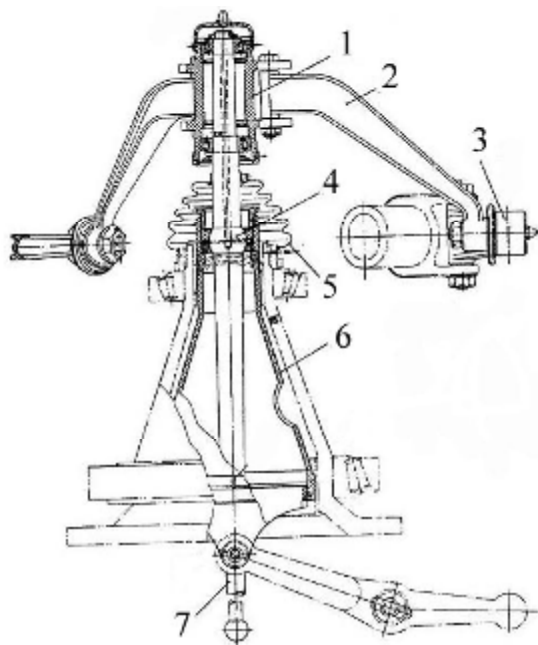


Рисунок 85. Конструктивная схема автомата перекоса типа «паук».

1 – втулка, 2 – изогнутый стержень, 3 – шарнир поводка лопасти, 4 – шаровой шарнир автомата перекоса, 5 – чехол, 6 – стакан, 7 – рычаг автомата перекоса.

Небольшая масса и простота обуславливают применение этих автоматов перекоса на легких и сверхлегких вертолетах. Отсутствие большого количества элементов управления, расположенных снаружи вала и главного редуктора, снижает риск поражения жизненно важных систем вертолета системами вооружения. Это является преимуществом при использовании «пауков» на военных летательных аппаратах.

Автомат перекоса кривошипного типа применяется достаточно редко. Он, также как автомат-перекос типа «паук», имеет проводку управления внутри редуктора и размещается сверху втулки.

6.7. Компенсатор взмаха и угол опережения

Наличие махового движения лопастей привело к появлению компенсатора взмаха, способного уменьшить это не всегда желательное явление.

Компенсатор взмаха это кинематическая связь (рисунок 86), обеспечивающая автоматическое уменьшение угла установки лопасти при взмахе вверх и увеличение его при опускании лопасти. Компенсатор взмаха характеризуется коэффициентом пропорциональности $k = \operatorname{tg} \sigma_1$. Угол σ_1 определяется линией, соединяющей шарнир поводка лопасти с серединой горизонтального шарнира и осью горизонтального шарнира. Наличие этого угла и жесткой связи системы управления с поводком приводит к тому, что при взмахе лопасти вверх происходит ее поворот относительно осевого шарнира. Угол установки уменьшается, снижается подъемная сила, и лопасть начинает опускаться. При маховом движении вниз происходит обратный процесс. Однако если угол $\sigma_1 = 0$, то есть ось шарнира поводка лежит на оси горизонтального шарнира, угол установки лопасти не зависит от ее махового движения.

При циклическом изменении углов установки лопастей за счет инерционных и аэродинамических сил происходит фазовое отставание их махового движения. В результате плоскость

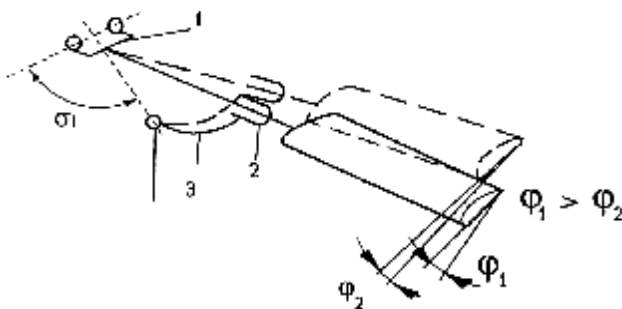


Рисунок 86. Схема изменения угла φ установки лопасти при ее взмахе под действием регулятора взмаха.

1 – горизонтальный шарнир, 2 – осевой шарнир, 3 – поводок управления шагом лопасти.

наклона оси конуса несущего винта не будет совпадать с плоскостью, требуемой для управления вертолетом. Для уменьшения взаимного влияния продольного и поперечного управления вводится угол опережения изменения циклического угла установки лопастей. (рисунок 87). Таким образом лопасти, например осуществляют изменение продольного шага еще до прохода лопастью продольной оси винта. Аналогичное изменение происходит и с поперечным управлением.

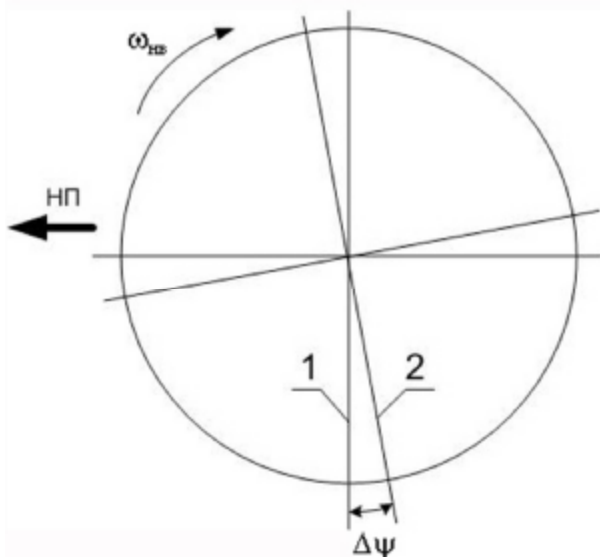


Рисунок 87. Схема угла опережения управления - $\Delta\psi$.

1 – продольная и поперечная ось несущего винта, 2 – оси продольного и поперечного управления.

7. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

7.1. Общие сведения

Взлетно-посадочные устройства вертолетов – шасси – предназначены для перемещения по взлетно-посадочной полосе и восприятия кинетической энергии удара при посадке.

Существует несколько схем шасси: колесные, ползковые, лыжные, поплавковые, лодка и др. Посадочные устройства могут быть также выполнены и в виде комбинации из двух схем. Например, на вертолете-амфибии посадочными устройствами являются лодка и колесные шасси. Лыжное шасси может быть выполнено в комбинации с колесным. На некоторые варианты вертолетов устанавливаются баллонеты для выполнения аварийных посадок на воду.

Чаще всего на вертолетах применяется колесное шасси. На стоянке вертолет имеет либо четыре точки опоры, расположенные симметрично относительно оси фюзеляжа (четырёхколесное шасси), либо три точки опоры - две опорные точки расположены симметрично относительно оси фюзеляжа вертолета – это главные опоры шасси, третья опорная точка располагается по оси фюзеляжа вертолета – это хвостовая или передняя (носовая) опора шасси (рисунок 88). Главные опоры шасси помещаются вблизи центра тяжести вертолета, а третья его опора - на значительном удалении от центра тяжести. Схема шасси с передним колесом обеспечивает хорошую путевую устойчивость и обзор при разбеге и пробеге. Шасси с носовым колесом имеет на конце хвостовой балки опору для предохранения от удара о землю при грубой посадке.

Основные параметры шасси с носовой стойкой указаны на рисунке 89.

Расстояние от колес главных опор шасси до центра тяжести вертолета выбирают, исходя из того, что на эти колеса должно приходиться 85-90 % веса вертолета. Такое расположение нагрузки обеспечивает продольную устойчивость вертолета и путевое управление при маневрировании. Величина **b** должна быть такой, чтобы вертолет при загрузке через гру-

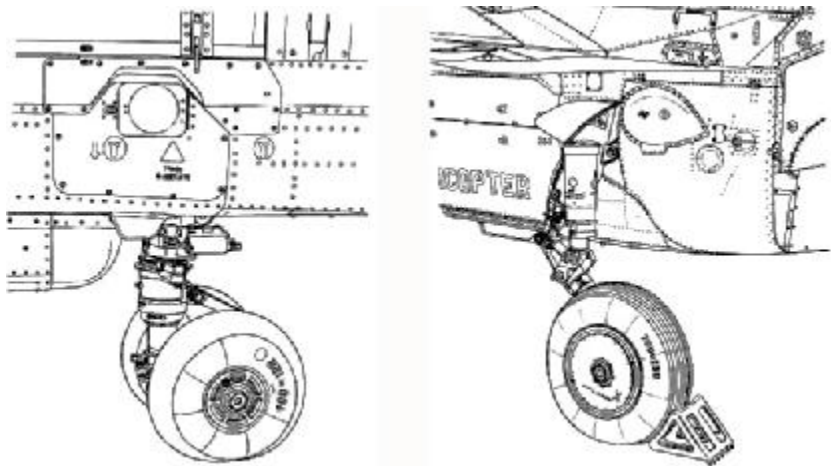


Рисунок 88. Передняя и главная опора убирающегося шасси вертолета Ка-50.

зовой люк, посадке на главные колеса и движении по земле не опрокидывался на хвостовую опору. Величина c , называется сазой шасси. Минимально необходимая колея шасси B определяется с учетом поперечной устойчивости вертолета. При большой колее вертолет становится чувствительным к ударам в колеса главных опор шасси, вследствие возрастания момента рыскания, при малой – не обеспечивается поперечная устойчивость вертолета. Угол опрокидывания Θ определяется из условия безопасности посадки вертолета на режиме авторотации. Угол, образованный перпендикуляром, опущенным из центра тяжести вертолета на линию, соединяющую точки прикосновения носового колеса и одного из колес главных опор шасси, и вертикальную, опущенную из центра тяжести, называется противокапотажным углом γ . Он выбирается таким, чтобы исключить боковое опрокидывание вертолета ($\gamma > 35...40^\circ$), угол значительно увеличивается если используется две носовые стойки. Стояночный угол ξ (между строительной горизонталью фюзеляжа вертолета и поверхностью посадочной площадки) необходим для облегчения движения

вертолета по земле ($\xi = 2—3^\circ$) или загрузки через задний грузовой люк (тогда угол ξ отрицательный).

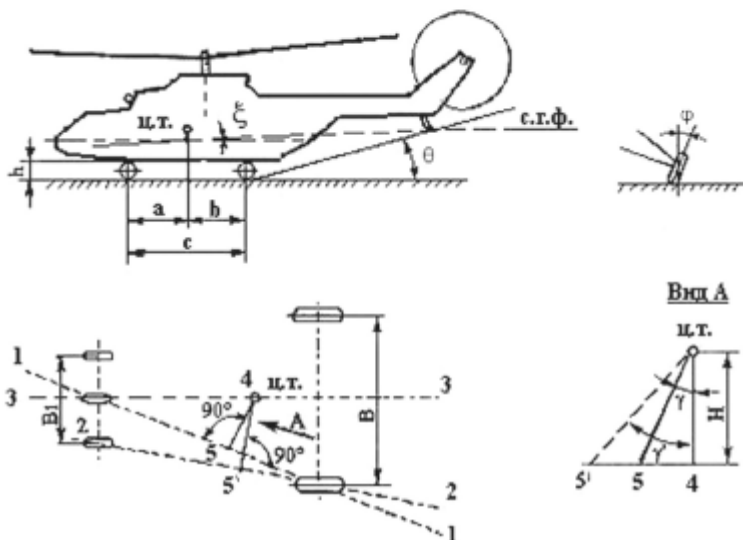


Рисунок 89. Параметры шасси с носовой стойкой.

h — расстояние от поверхности посадочной площадки до нижней точки элемента фюзеляжа; ц.т. — центр тяжести вертолета; ξ — стояночный угол; θ — угол опрокидывания; a , b — вынос колес; c — база шасси; B — колея шасси; ϕ — развал колес; 1 — 1, 2 — 2 — ось поворота вертолета; 3 — 3 — ось симметрии вертолета; с.г.ф. — строительная горизонталь фюзеляжа; H — расстояние ц.т. до поверхности посадочной площадки; γ — угол опрокидывания (противокапотажный угол); 4, 5, 5' — точки пересечения.

7.2. Конструктивно-силовые схемы стоек колесных шасси

Совокупность всех элементов, передающих нагрузки от колес к планеру вертолета, называется стойкой шасси.

Для наиболее распространенного, колесного шасси используются ферменные, балочные, и рычажные схемы.

Ферменные стойки шасси имеют большие размеры, значительное аэродинамическое сопротивление и существенно

портят внешний вид вертолета. Ферменная пирамидальная силовая схема (рисунок 90а) состоит из трех стержней, которые шарнирно крепятся к силовым элементам нижней части фюзеляжа. Они воспринимают боковые и лобовые нагрузки от колеса. Кинетическая энергия вертолета при посадке воспринимается амортизатором, встроенным в стержень фермы. Чтобы в конце обжатия колесо имело максимальную площадь контакта с грунтом, оно в не обжатом состоянии должно иметь угол развала. Угол развала не должен превышать величину, при которой возможен срыв протектора в процессе обжатия амортизатора при изменении колеи шасси. Шток амортизатора воспринимает только осевые силы, что создает благоприятные условия работы уплотнений.

В ферменном шасси с вертикальной стойкой (рисунок 90б) при обжатии амортизатора плоскость колеса не меняет своего положения, поэтому условия работы пневматика более благоприятные, чем в предыдущей схеме, однако конструкция получается более громоздкая.

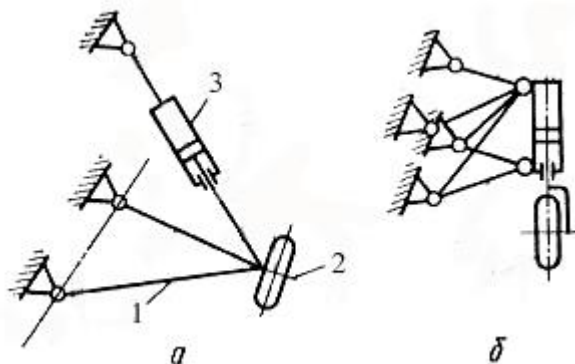


Рисунок 90. Силовая схема ферменного шасси.

а - пирамидального типа, б - с вертикальной стойкой.

1 - подкосы, 2 – колесо, 3 – амортизатор.

Балочная конструкция стойки шасси представляет собой консольную балку, прикрепленную к пилонам фюзеляжа, нагружаемую в верхней части большим изгибающим моментом (рисунок 91а). Балочные амортистойки крепятся к планеру вер-

толета таким образом, чтобы воспринимались все виды нагрузки со стойки на каркас вертолета. Основным отличием балочного шасси, помимо его компактности, является нагружение штока амортизатора, воспринимающего не только осевую, но и продольную, и поперечную силу. Поэтому возможно появление большого усилия трения в буксах амортизаторов.

Для исключения поворота колеса относительно амортизационной стойки обычно устанавливается шлиц-шарнир. При отсутствии нагрузки на колесо угол между звеньями шлиц-шарнира должен быть меньше 150° для исключения заклинивания его при обжати амортизатора.

При необходимости уменьшить высоту опоры шасси применяют рычажную установку колеса (рисунок 91б). Она позволяет значительно увеличить ход колеса при небольшом ходе амортизатора.

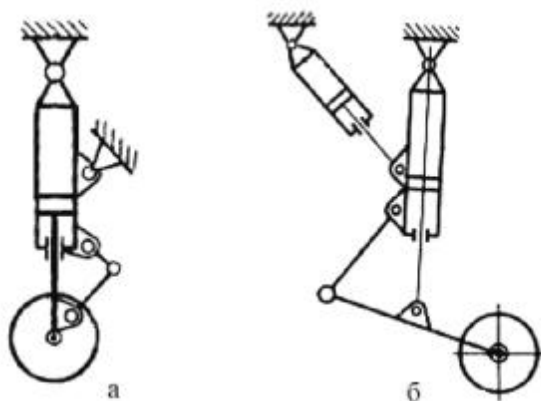


Рисунок 91. Схема балочного шасси (а) и рычажного с механизмом уборки (б).

7.3. Земной резонанс

У вертолета, находящегося на поверхности земли, по какой-либо причине лопасти могут повернуться на вертикальных шарнирах и занять положение, показанное на рисунке 92. Центр тяжести винта при этом не совпадает с

осью вала. Появится центробежная сила, которая при вращении вызовет гармонические реакции в опорах вала. Эти реакции действуют на фюзеляж. Однако, вследствие обжатия амортизационных стоек и деформации пневматиков колес, появляются колебания стоящего на земле вертолета.

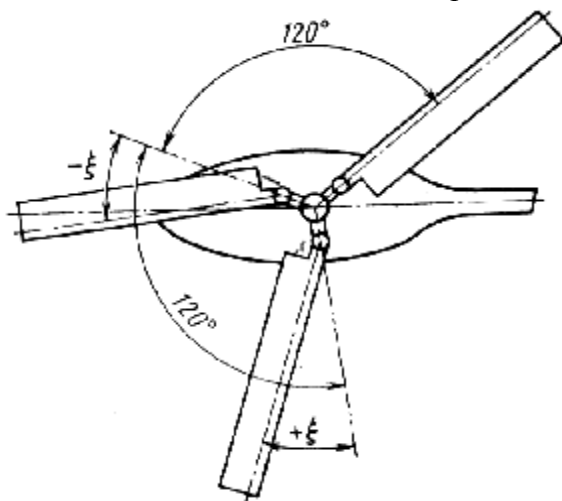


Рисунок 92. Винт с отклоненными относительно вертикального шарнира лопастями.

Колебания фюзеляжа на податливом шасси могут совпасть по частоте с колебаниями лопастей относительно вертикальных шарниров. Колебания могут интенсивно возрастать в некотором диапазоне угловых скоростей и в течение небольшого промежутка времени привести к разрушению летательного аппарата. Такое явление называется **земным резонансом**.

Земной резонанс можно снизить, введя демпфирование. Оно должно быть обеспечено, как в вертикальном шарнире, так и в амортизационной стойке. Установленный на вертикальном шарнире демпфер позволяет снижать колебания описанного типа. Весьма эффективным средством снижения земного резонанса является использование амортизаторов, эффективных на всех наземных режимах, или введение специальных демпферов поперечных колебаний вертолета. В це-

лом, каждый тип вертолета проходит проверку на возможность земного резонанса и отстройку собственных частот колебаний.

7.4. Шимми

Колеса главных опор шасси обычно выполняются не ориентирующимися, с тормозами. Носовое (хвостовое) колесо обычно делается самоориентирующимся. В результате свободной ориентации колеса на передней стойке шасси могут возникнуть поперечно-крутильные автоколебания – **шимми** (рисунок 93), происходящие в результате взаимодействия сил реакции со стороны взлетно-посадочной полосы, инерционных и упругих сил конструкции.

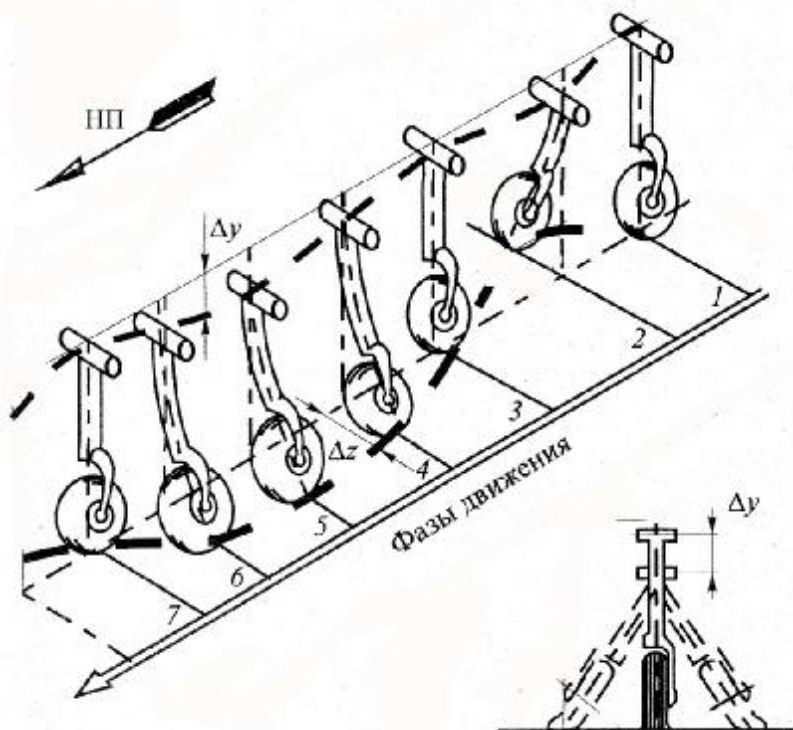


Рисунок 93. Вид колебаний типа шимми

Явление шимми можно устранить установкой на передней стойке шасси двух колес с выносом их оси вращения назад по отношению к оси амортизатора или установкой специального демпфера шимми (рисунок 94).

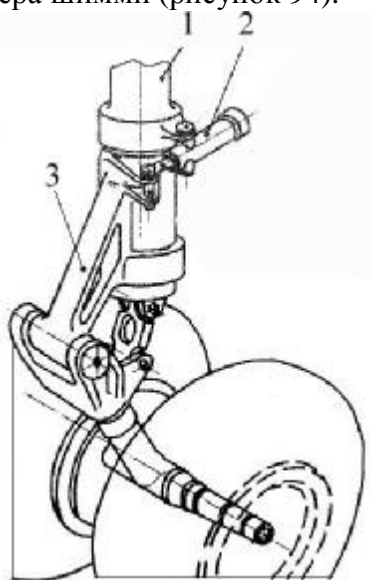


Рисунок. 94. Установка демпфера шимми на стойке шасси.
1 – неподвижная часть стойки шасси, 2 – демпфер, 3 – вращающаяся часть стойки.

7.5. Неколесные и комбинированные виды шасси

Кроме колесного шасси, на легких и сверхлегких вертолетах применяют ползковое шасси. Оно имеет простую конструкцию, меньшую массу и меньшее аэродинамическое сопротивление. К недостаткам ползкового шасси следует отнести невозможность посадки вертолета с пробегом и взлета с разбегом, а также маневрирования по земле. Амортизация в таком шасси происходит либо за счет изгиба подкосов, крепящих ползья к фюзеляжу, либо за счет дополнительных амортизаторов. Однако, одни подкосы обеспечивают низкие демпфирующие свойства.

При использовании ползков также необходима хвостовая опора. Для защиты от неровностей посадочных площадок и эрозии нижней поверхности ползьев к ним с помощью хомутов часто крепятся титановые накладки (рисунок 95а). Перемещение по земле производится с помощью колес на кривошипном механизме, прикрепляющихся к каждому ползу в районе центра масс летательного аппарата. Колесо устанавливают так, чтобы при повороте кривошипа оно опускалось ниже полза (рисунок 95б). Большой рычаг позволяет одному человеку поднять вертолет на небольшую высоту, а несложный фиксатор закрепляет ось колеса на уровне полза. Так как колеса закрепляются в районе центра масс, небольшое вертикальное усилие, приложенное к носовой или хвостовой части, позволяет поддерживать вертолет в горизонтальном положении на двух колесах. В таком состоянии вертолет можно передвигать по земле.

Для посадки вертолета на воду нижнюю часть фюзеляжа вертолета выполняют в виде лодки, форму и сечение которой определяют из условия минимального сопротивления при разбеге и отрыве от водной поверхности.

Поплавки, установленные по бокам фюзеляжа, обеспечивают поперечную устойчивость. Лодки и поплавки состоят из изолированных друг от друга герметичных отсеков, что необходимо для обеспечения плавучести и устойчивости при небольшом повреждении днища лодки или поплавков. Посадка на суше осуществляется на колесное шасси. В поплавках обычно устанавливают главные опоры шасси, а на лодке - хвостовую опору или носовую стойку. Для устранения пикирующего момента и рыскания при посадке на воду, и уменьшения гидравлического сопротивления при перемещении по воде опоры шасси убираются и выпускаются при посадке вертолета на сушу.

Для аварийной посадки вертолета на воду применяют резиновые баллоны, которые заполняются газом в момент касания водной поверхности. Аварийные баллоны обеспечивают надежную плавучесть и устойчивость на поверхности воды. В полете баллоны могут быть уложены, как во внутренние отсе-

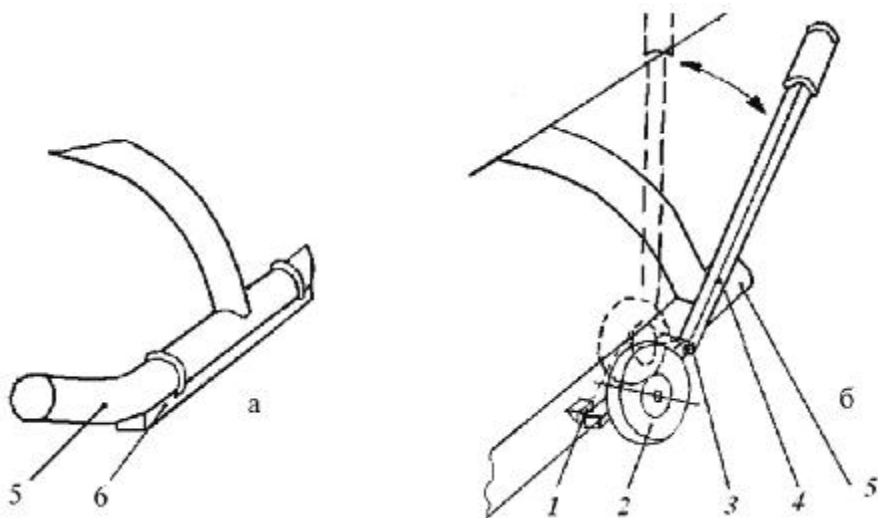


Рисунок 95. Установка защитных накладок (а) и съемных колес (б) на полозковое шасси.

1-ось вращения, 2-колесо, 3-фиксатор, 4- съемный рычаг, 5-полозок, 6-защитная накладка.

ки воздушного судна, так и в навесные контейнеры.

Лыжное шасси образуется при замене колес или полозков лыжами. Оно снижает давление на поверхность и значительно улучшает проходимость вертолета по снегу. Определяющим недостатком этого типа шасси являются плохие тормозные свойства, затруднение в обеспечении маневренности вертолета по аэродрому, а также сложность уборки лыж.

В колесно-лыжном шасси одновременно используются преимущества колесного и лыжного шасси. Такое шасси образуется установкой рядом с колесом лыжной приставки (рисунок 96) или между колесами тележки небольшой подъемной лыжи. Колесно-лыжное шасси допускает эксплуатацию вертолетов на колесах (на площадке с твердым покрытием) или на лыжах (на площадке со снежным покрытием). Эти посадочные устройства находят широкое применение среди вертолетов горноспасательных служб, совершающих посадки, как на заснеженные вершины, так и на твердые аэродромы.

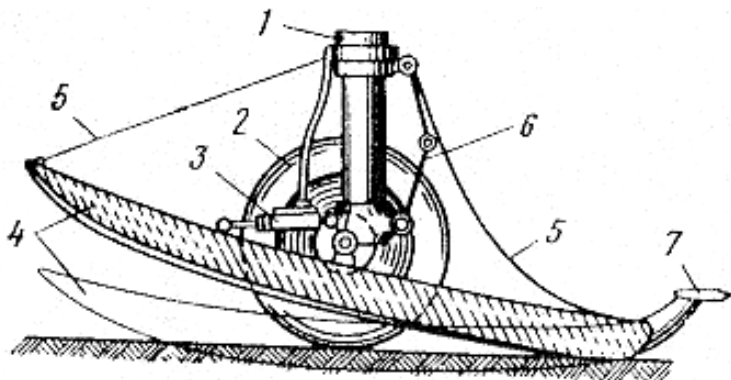


Рисунок 96. Конструктивная схема колесно-лыжного шасси.

1 – стойка, 2 – колесо, 3 – гидроподъемник, 4 – лыжа, 5 – предохранительный трос, 6 – двухзвенник, 7 – стабилизатор.

7.6. Амортизация шасси

Амортизация шасси предназначена для поглощения кинетической энергии ударов при посадке, гашения колебаний при стоянке и перемещении по земле. В качестве поглотителя кинетической энергии используют амортизаторы и колеса. Для всех типов амортизаторов обязательно наличие упругого и демпфирующего элементов. Упругий элемент необходим для аккумуляирования части воспринимаемой кинетической энергии, используемой для восстановления исходного состояния амортизатора. Демпфирующий элемент должен поглощать кинетическую энергию, превращать ее в тепло и рассеивать в окружающую среду.

Можно выделить следующие типы амортизаторов: резино-пластинчатые, резино-шнуровые, жидкостно-газовые, пружинные, жидкостно-пружинные, упруго-жидкостные, пружинно-фрикционные.

Резиновые амортизаторы используют как при работе на растяжение, так и при работе на сжатие. В первом случае обычно применяют резиновый шнур, во втором — резиновые пластины. Резиновый шнур состоит из нитей прямоугольного

сечения, растянутых до 150—200% начальной длины. Коэффициент потерь шнуров не превышает 0,18. Пластинчатые амортизаторы (буферы) набирают из резиновых пластин. Коэффициент потерь составляет 0,25—0,5 при сжатии на 25-50% свободной высоты. Буфер поглощает большую энергию, если пластины при сжатии имеют возможность свободно расширяться в стороны.

Потери кинетической энергии в резиновых амортизаторах обусловлены внутренним трением материала, возникающим при значительных деформациях. Основным их недостатком является небольшая доля поглощенной энергии и изменение свойств под действием отрицательных факторов: света, температуры, смазывающих жидкостей и времени.

Жидкостно-газовые и пружинные амортизаторы являются основными типами амортизаторов, применяемых на вертолетах. В жидкостно-газовом амортизаторе в качестве упругого элемента используется сжатый газ.

Пример жидкостно-газового амортизатора показан на рисунке 97. Цилиндр крепится к конструкции вертолета, а на нижний конец штока передается усилие, действующее от колеса. Объем цилиндра заполнен газом (обычно азотом) под давлением и специальной жидкостью. При ударе колеса о землю шток движется вверх. В результате движения штока жидкость течет вниз через отверстия в буксе. При этом клапан обратного хода опускается и жидкость имеет возможность перемещаться со сравнительно небольшим гидравлическим сопротивлением. Вследствие увеличения объема занимаемого штоком, давление газа в верхней полости растет, увеличивается и сила, выталкивающая шток вниз. Достигнув какой-то величины, он начинает движение вниз. В этом случае клапан частично перекрывает отверстия в буксе, жидкость теперь перетекает вверх с большим гидравлическим сопротивлением. Гидравлические потери обеспечивает перевод части кинетической энергии в тепловую с дальнейшим рассеиванием ее в атмосфере.

Зависимость изменения усилий, действующих на амортизатор от величины его обжатия $P = f(S)$, называется диаграм-

мой работы амортизатора (рисунок 98). Эта зависимость строится на прямом ходу (1), при обжатии амортизатора приложенными внешними силами, и на обратном (2), при удлинении амортизатора за счет энергии сжатого газа. Площадь, ограниченная этими кривыми, есть доля кинетической энергии, преобразованная в тепловую за один цикл. Петлеобразная кривая называется петлей Гистерезиса.

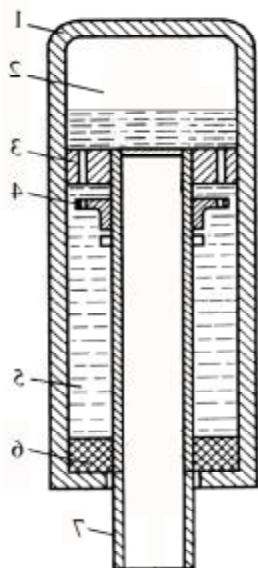


Рисунок 97. Схема жидкостно-газового амортизатора.

1 – цилиндр, 2 – емкость с газом, 3 – букса с отверстием, 4 – клапан обратного хода, 5 – емкость с жидкостью, 6 – уплотнение, 7 – шток.

Существуют двухкамерные амортизаторы, использующие телескопический принцип. В них одна камера имеет меньший диаметр, чем другая, а ее цилиндр служит штоком для второй камеры. Камеры имеют разные давления газа. Камера низкого давления предназначена для работы при малых нагрузках на шасси, то есть когда несущий винт уже поднял часть веса вертолета. Камера высокого давления предназначена для поглощения энергии удара при посадке и для восприятия всего веса

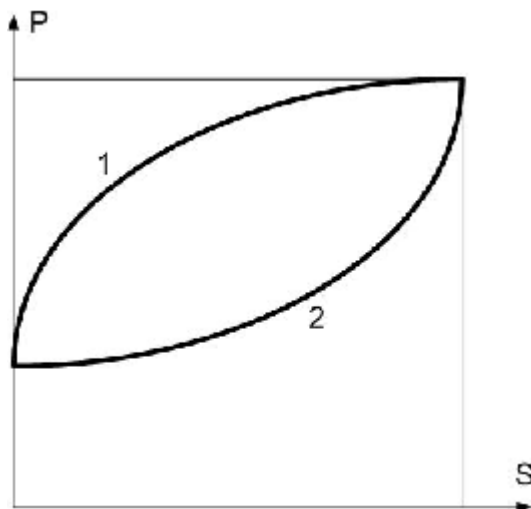


Рисунок 98. Диаграмма работы жидкостного амортизатора шасси.

вертолета. При малых нагрузках на шасси шток стоит на упорах и камера не работает. Такая конструкция позволяет эффективно «защищаться» от наземных колебаний и силовых воздействий практически на всех наземных режимах вертолета.

7.7. Колеса шасси

Основным элементом колеса шасси является пневматик, который состоит из покрышки и камеры, хотя используются и бескамерные пневматики. Для увеличения прочности и износоустойчивости покрышки выполняются многослойными. Нагрузка на пневматик уравнивается действием избыточного давления воздуха внутри него. Пневматиками частично поглощается удар при посадке. Доля энергии не превышает 25—50% кинетической энергии вертолета при посадке.

Габариты колес характеризуются отношением B/D (B — ширина, а D - диаметр покрышки). Авиационные колеса, по типу применяемых пневматиков, делятся на баллонные

(предельное значение внутреннего давления в пневматике $p_0 = 0,2—0,4$ МПа), полубаллонные ($p_0 = 0,5—0,7$ МПа), среднего давления ($p_0 = 0,6—1,0$ МПа), высокого давления ($p_0 = 1,2—2,0$ МПа) и сверхвысокого давления ($p_0 = 2,2$ МПа).

Важной характеристикой пневматика является проходимость по грунту - способность трогаться с места и двигаться по аэродрому. Проходимость характеризуется прочностью грунта, величиной преодолеваемых неровностей, коэффициентом сопротивления и глубиной колеи, образующейся при движении по грунту взлетно-посадочных устройств (рисунок 99). Примерное значение коэффициента сопротивления качению $f_{\text{кач}}$ при скорости 1 м/с приведено на рисунке 100.

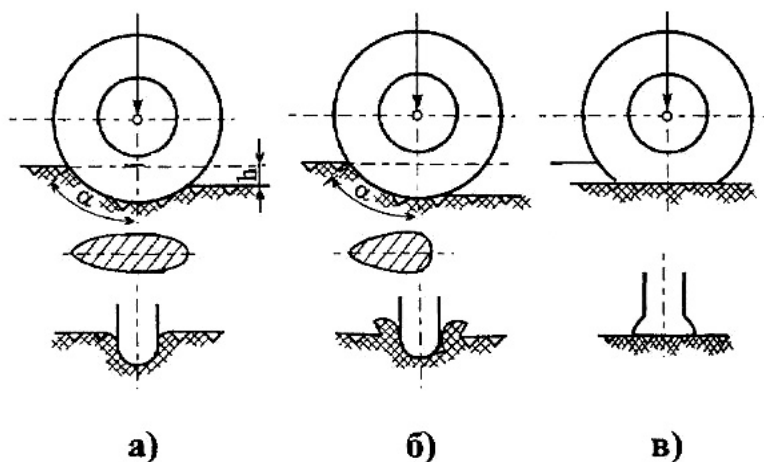


Рисунок 99. Давление пневматика на грунт и форма колеи:
 а — небольшая скорость качения пневматика по мягкому грунту, б — сравнительно большая скорость движения,
 в — движение пневматика по абсолютно твердому грунту.
 h — глубина колеи, α — угол наезда колеса.

Для обеспечения проходимости по мокрому грунту давление в пневматике не должно быть выше 0,3—0,35 МПа и 0,5—0,6 МПа для сухого грунта.

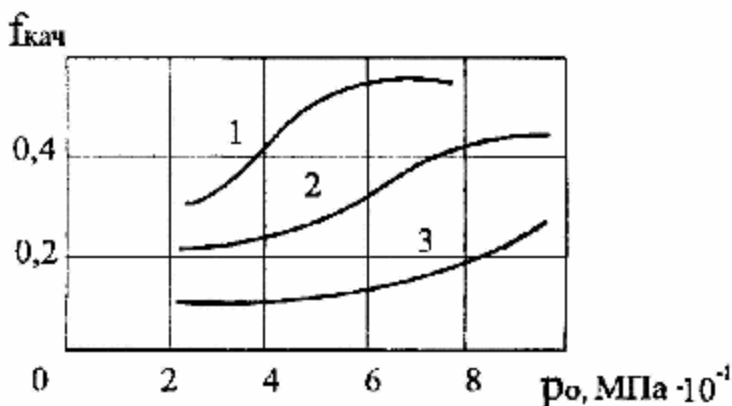


Рисунок 100. Изменение коэффициента сопротивления качению колеса $f_{\text{кач}}$ в зависимости от давления в пневматике P_0 : 1, 2, 3 — соответственно, в период распутицы, просыхания, сухой и плотный грунт.

Одной из проблем, свойственных для пневматиков, является их чрезмерный износ при посадке, в момент касания земли нераскученных колес. При этом стойки и амортизаторы также испытывают продольные перегрузки. Для того, чтобы снизить влияние этих факторов, в некоторых случаях, применяют предварительную раскрутку колес с помощью аэродинамических или электрических устройств.

Колеса главных ног шасси обычно выполняются тормозными (рисунок 101). Тормоза должны обеспечивать одновременность и одинаковость торможения колес, во избежание разворота вертолета. Применяются колодочные, камерные и дисковые тормоза.

Дисковые тормоза имеют меньшие габариты, при одинаковой энергоемкости и эффективности, и высокую степень надежности, поэтому находят широкое применение. Дисковый тормоз работает по принципу фрикционной муфты включения. При подаче давления жидкости в блок цилиндров поршни, преодолевая сопротивление возвратных пружин, перемещают нажимной диск. Он прижимает неподвижные диски к вращающимся, и колесо затормаживается. Момент тор-

можения дисковых тормозов не зависит от направления вращения колеса.

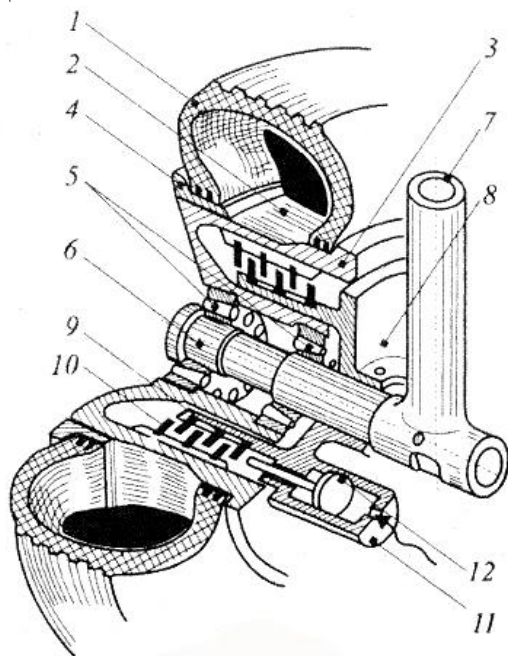


Рисунок 101. Тормозное колесо.

1 – бескамерный пневматик, 2 – барабан, 3 – неподвижный реборд, 4 – быстросъемный реборд, 5 – подшипник, 6 – ось, 7 – стойка шасси, 8 – корпус тормоза, 9, 10 – диски, 11 – гидроцилиндр, 12 – поршень привода тормоза.

7.8. Механизмы уборки шасси

Одним из наиболее эффективных способов снижения аэродинамического сопротивления вертолета является применение убираемого шасси. В этом случае удастся добиться снижения аэродинамического сопротивления на 15-30%. Платой за такое улучшение становится увеличение веса летательного аппарата и снижение надежности. Кроме того, для приведения шасси в рабочее состояние необходимо некоторое время, которым летчик не всегда располагает в условиях аварийной посадки.

Обычно на вертолетах применяется гидравлическая система уборки и выпуска шасси. Она включает в себя источники энергии (насосы), распределительные, защитные и синхронизирующие устройства, исполнительные механизмы. Уборка и выпуск шасси производится подачей жидкости в силовые цилиндры. В выпущенном и убранном положениях стойки фиксируются замками. Убранное шасси закрывается створками, приводимыми в действие отдельными силовыми цилиндрами, или за счет кинематической связи со стойкой шасси. В кабине экипажа предусматривается световая или механическая сигнализация убранного и выпущенного положения стоек шасси, установленных на замках.

Носовые (хвостовые) стойки убираются в фюзеляж «вверх-вперед» или «вверх-назад». Схема уборки «вверх-вперед» обеспечивает выпуск стойки под действием силы тяжести и скоростного напора даже при отказах бортовых источников энергии. В некоторых случаях таким же образом могут выпускаться и главные стойки шасси. Схемы выпуска и уборки главных стоек шасси отличаются большим разнообразием и могут сопровождаться даже поворотом стойки.

8. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

8.1. Состав силовых установок вертолетов

Силовая установка – это совокупность систем и агрегатов, служащих для обеспечения несущих, рулевых винтов и вспомогательных агрегатов вертолета потребной мощностью. Она включает:

- двигатели,
- крепление двигателей,
- систему запуска двигателей,
- топливную систему двигателей,
- масляную систему двигателей,
- охлаждающие устройства,
- систему пожаротушения силовой установки,
- выхлопные устройства и средства снижения инфракрасной заметности,
- пылезащитные устройства.

Комплекс этих устройств обеспечивает подачу необходимой мощности на несущий винт. Их краткое описание представлено ниже. Исключение составляют средства охлаждения и система пожаротушения силовой установки. Они часто комбинируются с устройствами, входящими в состав других систем, поэтому будут рассмотрены в отдельных главах.

8.2. Крепление двигателей

Как известно, для серийных вертолетов в мире используются поршневые и газотурбинные двигатели.

Поршневые двигатели обычно используются для вертолетов небольшой весовой категории. Крепление их осуществляется, как с помощью разнообразных ферменных конструкций, так и с помощью консольных балочных креплений с подкосами. Для амортизации колебаний двигатель чаще устанавливается на резиновые подушки.

Газотурбинные двигатели крепятся несколькими способами, три из которых получили наибольшее распространение.

По двум поясам крепятся двигатели, имеющие большую длину (рисунок 102а). Передний пояс находится в районе компрессора и устанавливается на опорах с шаровыми шарнирами. Задний пояс крепится к неподвижным кронштейнам, жестко установленным на шпангоутах. Подвижность передних опор позволяет компенсировать тепловое расширение двигателя. Такая система крепления воспринимает все виды линейных и моментных нагрузок. Опоры снабжаются резиновыми амортизаторами и частично компенсируют толчки и вибрацию двигателя, уменьшая динамические нагрузки.

Другой способ крепления отличается тем, что задний пояс вынесен за пределы двигателя (рисунки 102б и 103). Эта опора представляет собой сферический шарнир, прикрепленный непосредственно к главному редуктору.

Еще один вариант используется для двигателей, имеющих небольшую относительную длину (рисунок 102в). Как правило, это двигатели малой мощности со встроенным предварительным редуктором. В этом случае крепление может осуществляться по одному поясу в трех точках.

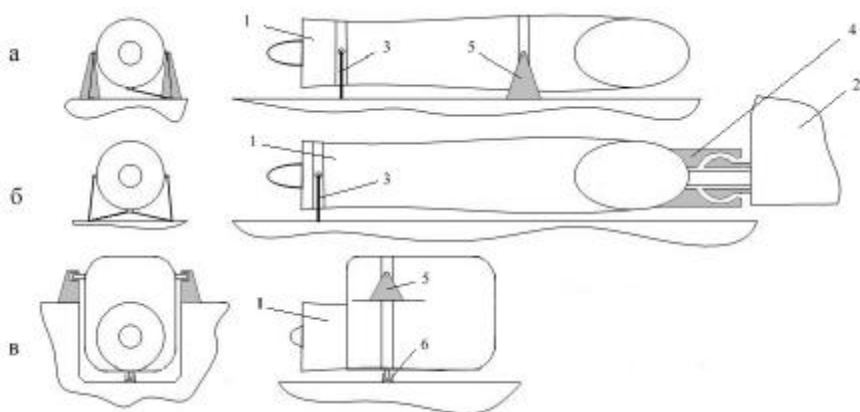


Рисунок 102. Варианты крепления газотурбинных двигателей вертолетов.

1 – двигатель, 2 – главный редуктор, 3 – тяга крепления, 4 – шаровая опора заднего крепления, 5 – опорный кронштейн, 6 – шарнирное соединение.

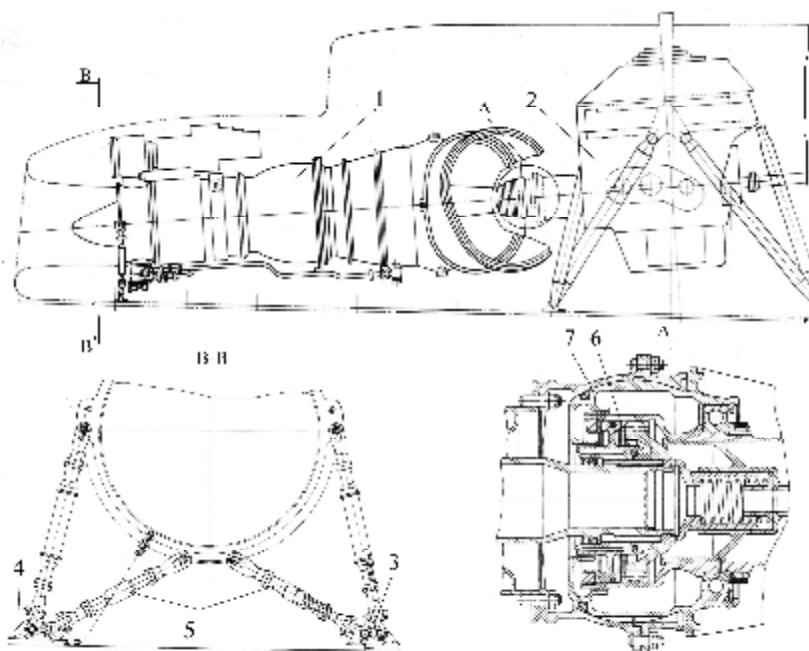


Рисунок 103. Конструкция крепления двигателя с шаровой опорой на главном редукторе.

1 – двигатель, 2 – главный редуктор, 3 – серьга, 4 – кронштейн, 5 – стойки, 6 - шлицевое соединение, 7 – шаровая опора.

8.3. Система запуска двигателей

Для запуска двигателей предварительно необходимо осуществить вращательное движение выходного вала для поршневого двигателя, или компрессора - для газотурбинного. Предварительную раскрутку двигателей при запуске обычно осуществляют электрические стартеры, которые в дальнейшем используются как генераторы. Если двигатель вертолета имеет большую мощность, то для запуска может применяться вспомогательная силовая установка (ВСУ). Обычно, это малогабаритный газотурбинный двигатель. В качестве рабочего тела в этом случае может служить воздух, отбираемый от компрессора ВСУ. Этот воздух, поступая в

первый двигатель, заставляет его раскручиваться. Второй двигатель запускается под воздействием потока воздуха от компрессора уже запущенного первого двигателя.

8.4. Топливная система

Топливная система служит для бесперебойной подачи горючего в двигатели. Топливо на борту размещается в баках. Баки могут быть как жесткие металлические, так и мягкие резиновые. Размещаются они, как правило, под полом фюзеляжа. Однако, кроме основных, бывают дополнительные, размещаемые внутри фюзеляжа, подвесные - снаружи летательного аппарата. Многие вертолеты имеют расходные баки, расположенные вблизи двигателей. В них перекачивается топливо перед подачей в камеру сгорания. Баки имеют магистрали, которые соединяют их между собой. По пути к точке потребления топливо проходит очистку в фильтрах. Из него удаляются твердые частицы. Для того, чтобы в баке не возникало разрежение применяется дренаж – соединение с атмосферой через клапаны. Вблизи двигателей устанавливается пожарный кран, необходимый для быстрой отсечки горючего при возникновении пожара в силовой установке. В основных или расходных баках обязательно присутствует датчик аварийного остатка топлива. При достижении этого уровня посылается сигнал в кабину экипажа, который может быть синхронизирован с автоматическим радиосигналом, посылаемым в свободный эфир для уведомления спасательных служб. Схема топливной системы вертолета представлена на рисунке 104.

8.5. Масляная система

Масляная система обеспечивает подачу масла в двигатели и его очистку от твердых частиц, появившихся в результате работы агрегатов, и пузырьков газов. Масло необходимо для смазки узлов двигателя и отвода некоторого количества тепла. Маслосистема имеет замкнутый контур, по которому осуществляется циркуляция жидкости. Основной запас масла

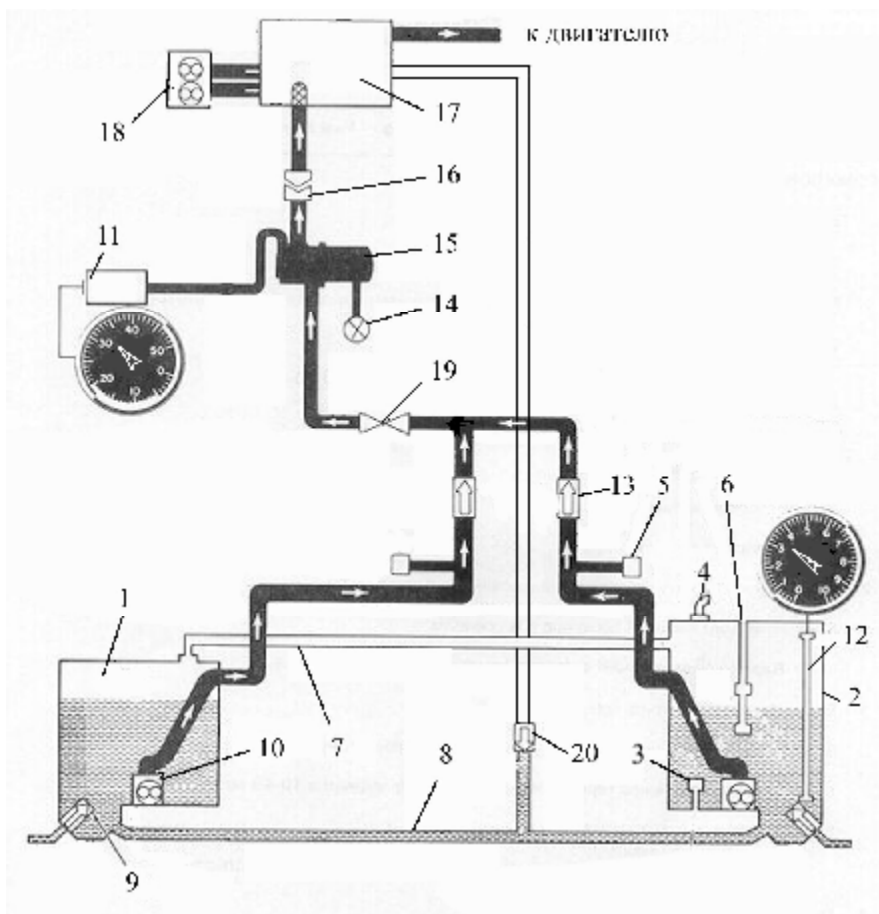


Рисунок 104. Схема топливной системы вертолета.

1 - левый топливный бак, 2 - правый топливный бак, 3 - датчик аварийного остатка топлива, 4 - дренаж, 5 - датчик давления, управляющий насосами, 6 - указатель уровня заправки топливом, 7 - верхняя соединительная магистраль, 8 - нижняя соединительная магистраль, 9 - клапаны доступа топлива из дополнительных топливных баков, 10 - насосы, 11 - датчик указателя давления топлива, 12 - датчик уровня топлива, 13 - обратный клапан, 14 - дренажный клапан, 15 - фильтры, 16 - пожарный кран, 17 - система управления подачи топлива в двигатель, 18 - подкачивающий насос, 19 - кран, совмещенный с выключателями насосов, 20 - клапан слива избытка топлива.

размещается в жестких баках. По трубопроводам оно попадает в двигатели, после которых в суфлере осуществляется его отделение от пузырьков газов. Затем оно проходит через фильтр, сепарирующий твердые частицы. Здесь же находятся датчики сигнализации, оповещающие о наличии металлической стружки в масле. Как правило, ее наличие означает начало разрушения узлов двигателей, поэтому соответствующий сигнал передается в кабину экипажа. После фильтров в теплообменниках происходит охлаждение масла и возврат в его бак.

8.6. Выхлопные устройства и средства снижения инфракрасной заметности

Снижение инфракрасной заметности вертолета понижает вероятность обнаружения и поражения вертолета в случае участия в боевых действиях. Это достигается понижением температуры выхлопных газов. Для решения этой задачи отработанный газ либо перемешивают в термоизолированной камере с забортным воздухом и затем выпускают в атмосферу, либо пропускают отработанные газы перед выбросом через специальные упрощенные теплообменники, которые обдуваются более холодным воздухом. Одна из разработок, сделанная по второму варианту, показана на рисунке 105. В этом случае длинные каналы выхлопных труб проходят через весь фюзеляж и позволяют существенно снизить температуру.



Рисунок 105. Эффективная схема охлаждения выхлопных газов.

Однако, чаще теплообменные каналы имеют небольшую длину и осуществляют выброс непосредственно в районе двигательного отсека, обладая меньшей эффективностью.

8.7. Пылезащитные устройства

Компрессоры газотурбинных двигателей подвержены значительной эрозии от песка и других частиц, которые попадают в воздухозаборник при полете вертолета на малых высотах. Для защиты двигателей на входе в тоннели воздухозаборников предусматривают пылезащитные устройства (ПЗУ). Они, как правило, используют инерционный принцип действия. Пример такого устройства, использующегося на вертолетах российского производства, показан на рисунке 106. ПЗУ состоит из входного тоннеля 5, центрального обтекателя 2, сепаратора 6, эжектора 1, переходника между входным тоннелем и капотом эжектора, трубопроводов и противообледенительной системы. При работе двигателя запыленный воздух проходит через входной кольцевой искривленный тоннель А, образованный задней частью обтекателя 2, коллекторной губой 3 и внешней обечайкой 4. При этом под действием центробежных сил частицы пыли прижимаются к поверхности обтекателя и, перемещаясь вместе с частью воздуха, попадают на вход сепаратора 6 в канал Б, представляющий собой пылевую ловушку. Большая часть запыленного воздуха, очистившись от пыли в первой ступени ПЗУ (искривленном тоннеле А), проходит по каналу Б, образованному внешней обечайкой 4 и сепаратором 6, на вход в двигатель. Меньшая часть запыленного воздуха, проходя через сепаратор 6, очищается в нем за счет поворота потока в криволинейных межкольцевых каналах В, Г, Д, поступает в канал Б и далее на вход в двигатель. Наконец, наиболее запыленный воздух (пылевой концентрат) проходит в канал Е и далее в трубопровод 7 вывода пыли. За счет разрежения, создаваемого эжектором 1, пылевой концентрат отсасывается и выбрасывается за борт вертолета в атмосферу.

Пылезащитное устройство включается в работу при подаче к эжектору сжатого воздуха, забираемого за компрессором двигателя. В конструкции ПЗУ предусмотрена противообледенительная система, которая выполнена смешанной: одна часть узлов обогревается горячим воздухом, отбираемым за компрессором двигателя, другая часть имеет электрообогрев.

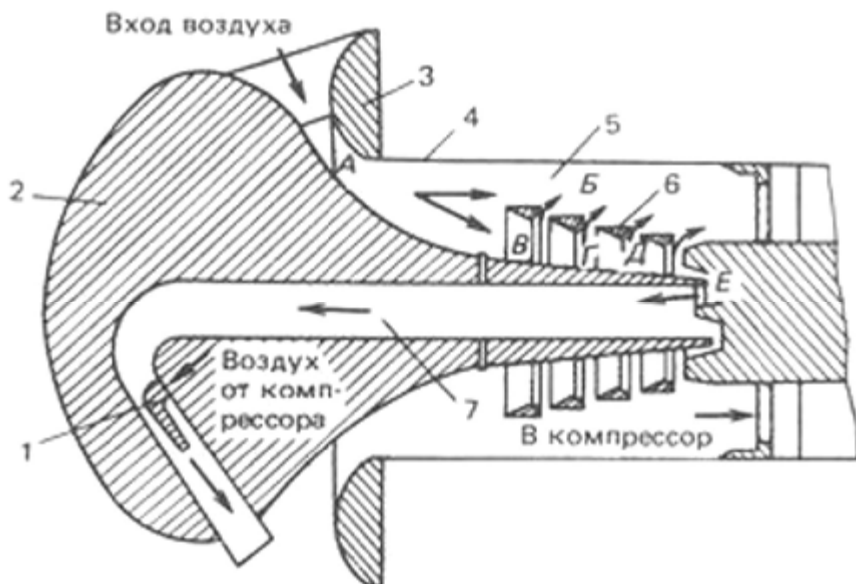


Рисунок 106. Схема работы пылезащитного устройства двигателей.

1 – эжектор, 2 – обтекатель, 3 – коллекторная губа, 4 – внешняя обечайка, 5 – входной тоннель, 6 – сепаратор, 7 – трубопровод вывода пыли.

Еще одно устройство показано на рисунке 107. В таком ПЗУ загрязненный воздух поступает во входное устройство через ряд неподвижных лопаток. Во входном устройстве он закручивается, в результате чего более тяжелые частицы пыли и песка отбрасываются к внешней стенке, затем перемещаются в пылесборник, где создается разрежение и происходит удаление частиц за борт. Основная часть воздуха, проходя

через спрямляющие лопатки, получает осевое движение и попадает в компрессор двигателя. Для районов с высокой степенью запыленности в настоящее время применяют пылезащитные блоки, состоящие из большого количества миниатюрных устройств, аналогичных вышеописанному (рисунок 108).

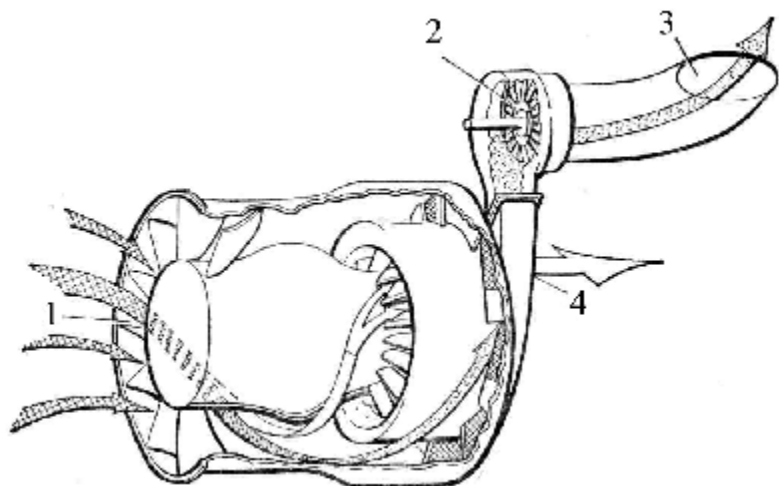


Рисунок 107. Схема работы пылезащитного устройства двигателей.

1 – загрязненный воздух, 2 – дополнительный вентилятор, 3 – твердые частицы, 4 – очищенный воздух.

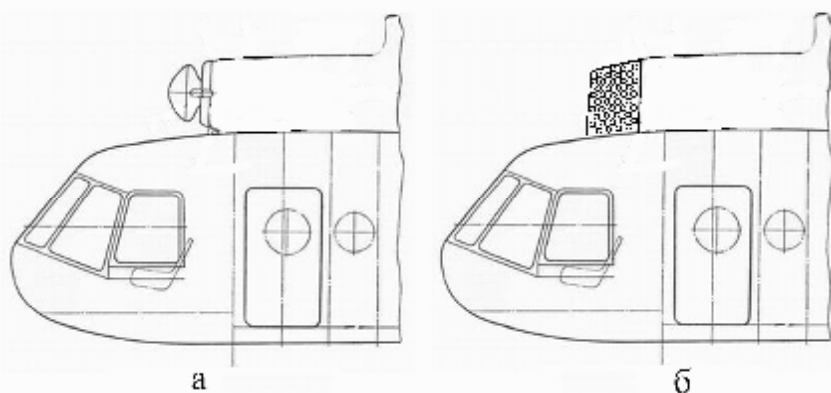


Рисунок 108. Установка одиночного (а) и блочного (б) пылезащитного устройства на входе в двигатель.

8.8. Система охлаждения

Принудительная система охлаждения на вертолете служит для охлаждения масла в двигателях, главном редукторе, гидравлических насосах. Если на вертолете используется поршневой двигатель, то система охлаждения обеспечивает основной теплообмен двигателей.

Подачу охлаждающих масс воздуха на борту обычно обеспечивает осевой вентилятор, который нагнетает воздух в емкость - ресивер. Из ресивера происходит раздача воздуха теплообменникам и гибким шлангам (рисунок 109). Гибкие шланги могут подводить поток воздуха к отдельным нагретым элементам, например – гидронасосам. Теплообменники имеют каналы, обдуваемые забортным воздухом, по которым течет рабочая жидкость. Тепловое взаимодействие жидкости с воздухом обеспечивает передачу тепла от бортовых систем в атмосферу.

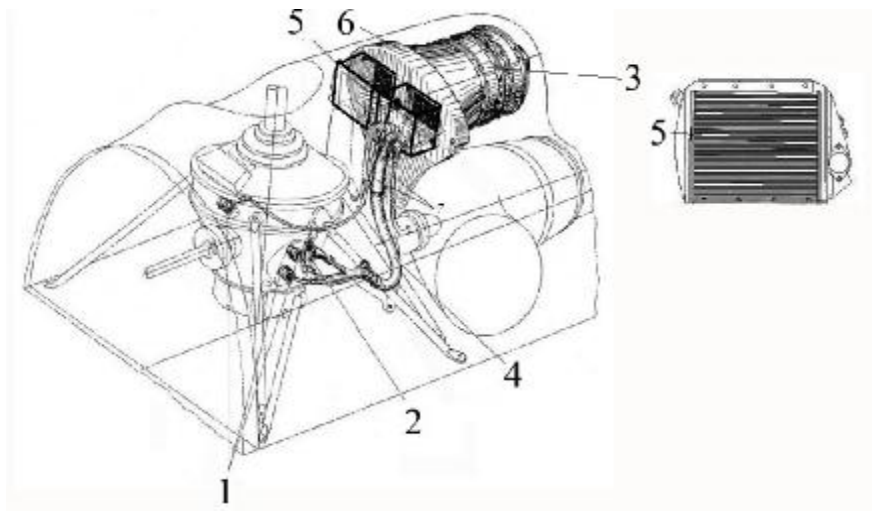


Рисунок 109. Система воздушного охлаждения агрегатов:

1 – кожухи гидронасосов, 2 – кожух воздушного компрессора, 3 – осевой вентилятор, 4 – гибкие трубопроводы подвода воздуха к опоре каждого двигателя, 5 - теплообменники, 6 – ресивер.

Вентилятор обычно имеет сезонную регулировку. Регулирование его осуществляется открытием или закрытием входного отверстия

Воздух после теплообменника имеет повышенную температуру, однако, значительно более низкую, чем температура выхлопных газов двигателя, поэтому на некоторых иностранных вертолетах этот воздух используют для охлаждения отработанных газов, что позволяет снизить инфракрасную заметность воздушного судна.

9. БОРТОВЫЕ СРЕДСТВА БОРЬБЫ С ПОЖАРАМИ

9.1. Состав бортовых противопожарных средств

Пожар на борту представляет чрезвычайную опасность для летательного аппарата и часто приводит к гибели воздушного судна, экипажа и пассажиров. Для предупреждения возникновения и распространения пожара, а также обнаружения возгорания и его ликвидации на борту вертолета предусматриваются соответствующие конструктивные меры, системы и приборы.

Бортовые средства борьбы с пожарами включают в себя:

- Средства пожарной изоляции,
- Средства предотвращения взрывов топливных баков,
- Систему пожаротушения.

9.2. Средства пожарной изоляции

Рациональным способом снижения пожарной опасности и предотвращения распространения пламени является изоляция с помощью противопожарных перегородок наиболее ответственных или пожароопасных агрегатов. Обычно отделяются отсеки:

1. правого двигателя,
2. левого двигателя,
3. главного редуктора,
4. вспомогательной силовой установки.

Противопожарные перегородки выполняются двойными, из титанового сплава. Пример продольной перегородки отделяющей двигателя от подредукторного пространства показан на рисунке 110.

Для уменьшения количества воздуха, поступающего в отсек редуктора при пожаре, как правило, предусматривается возможность автоматического закрытия входных створок вентилятора.

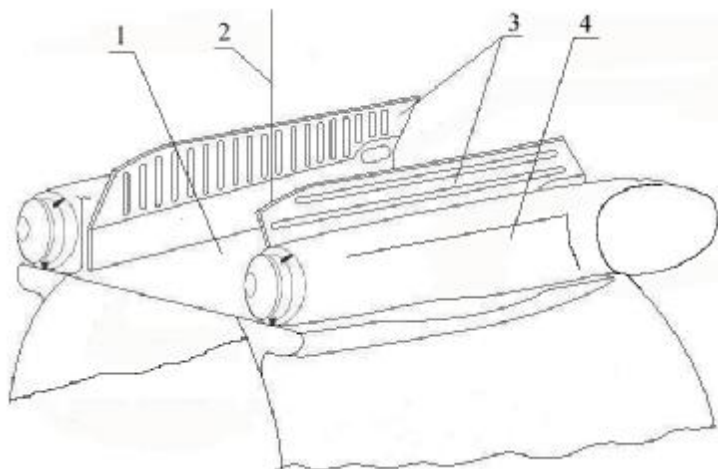


Рисунок 110. Расположение продольных противопожарных перегородок в районе подредукторного отсека.

1 – подредукторный отсек, 2 - ось вала несущего винта, 3 – продольные противопожарные перегородки, 4 – двигательные отсеки.

9.3. Средства предотвращения взрыва топливных баков

Защита топливных баков от взрыва и возгорания всегда была важной проблемой в авиастроении, поэтому было разработано большое количество средств, повышающих живучесть баков при повреждении теми или иными факторами. Наибольшее распространение получило применение пористых наполнителей баков и систем нейтрального газа. Кроме того, существенно снижает риск возгорания топлива использование мягких баков. Выполненные из пенорезины, они под воздействием топлива разбухают, способствуя затягиванию пробоин.

Наполнители баков состоят из отдельных блоков и перегородок, изготовленных из материала открыто-пористой структуры, обычно - пенополиуретана. Блоки и перегородки по своей форме повторяют внутренние контуры баков. Пористость материала наполнителей предотвращает распространение пламени и развитие взрыва в баках при их поражении

огневыми средствами. Перегородки сохраняют форму мягких баков и сохраняют балансировку горючего.

Если используется система нейтральных газов, то пространство, освободившееся после выработки топлива, заполняется негорючим газом. При повреждении бака взрыв паров топлива не происходит.

9.4. Система пожаротушения

Система пожаротушения позволяет обнаруживать и тушить пожар, возникший в огнеопасных зонах вертолета (рисунок 111). Она включает в себя:

- огнетушители с пламегасящей жидкостью,
- трубопроводы и форсунки,
- систему сигнализации пожара.

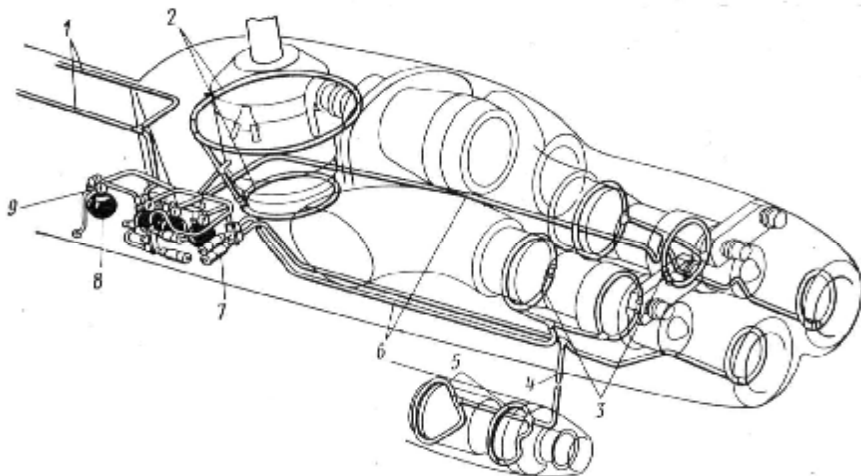


Рисунок 111. Схема системы пожаротушения.

1 – распылители над контейнером топливного бака, 2 – распылители в отсеке редуктора, 3 – распылители в отсеке двигателей, 4 – трубопровод подвода огнегасящей жидкости в отсеки вспомогательной силовой установки, 5 – распылители коллекторы в отсеке вспомогательной силовой установки, 6 – трубопровод подвода огнегасящей жидкости в отсеки двигателей, 7 – блоки клапанов, 8 – огнетушитель, 9 – обратный клапан.

При возникновении пожара датчики систем сигнализации выдают сигнал в исполнительный блок, который инициирует взрыв пиропатронов в огнетушителях (рисунок 112б). Образовавшееся после минивзрыва давление выталкивает огнегасящий состав в систему трубопроводов. Затем жидкость через форсунки распыляется в горящем отсеке и накрывает пламя. Включение огнетушителей может происходить как в автоматическом режиме, так по команде из кабины пилота.

На небольших вертолетах система пожаротушения может отсутствовать, а в качестве активного средства борьбы с огнем используется ручной огнетушитель (рисунок 112а).

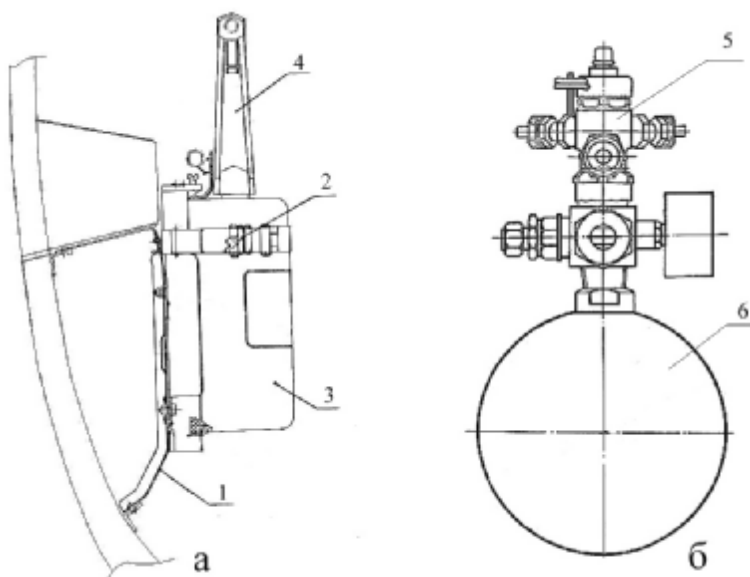


Рисунок 112. Ручной огнетушитель установленный на легкоъемном креплении (а) и автоматический огнетушитель (б).

1 – кронштейн установки ручного огнетушителя, 2 – замок, 3 – корпус ручного огнетушителя, 4 – рукоятка огнетушителя, 5 – пироголовка, 6 – корпус автоматического огнетушителя.

10. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ И ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Гидравлическая система предназначена для подачи рабочей жидкости к гидроусилителям системы управления, приводам уборки и выпуска шасси и другим агрегатам. Схема расположения на вертолете основных агрегатов гидросистемы показана на рисунке 113.

Гидравлическая система вертолета обычно состоит из:

- основной системы, служащей для питания приводов, включенных в систему управления;
- дублирующей системы, обеспечивающей работу приводов при отказе основной системы. Эта система является аварийной;
- вспомогательной системы, предназначенной для обеспечения работы стеклоочистителей, расстопоривания фрикциона рукоятки «Шаг – Газ», цилиндра замка внешней подвески груза, цилиндра управления поворотными лопатками вентилятора, работы гидродемпфера системы путевого управления и др.

Насосы основной, дублирующей и вспомогательной систем обычно размещаются на приводах главного редуктора, что обеспечивает нормальную работу систем при отказе двигателей и переходе вертолета на режим самовращения несущего винта. В каждую гидросистему входят: насос, гидроаккумулятор, автомат разгрузки насоса с обратным и предохранительным клапанами, фильтры очистки, фильтры тонкой очистки, электрический манометр, гидрокран с электромагнитным управлением и другие агрегаты.

Трубопроводы основной и дублирующей систем подведены к гидроусилителям, в каждый из которых входят два независимых гидроусилителя, имеющих общий силовой шток и общий цилиндр, состоящий из двух рабочих камер, одна из которых питается от основной гидросистемы, другая – от дублирующей. Такое дублирование позволяет достичь высокого уровня надежности системы управления.

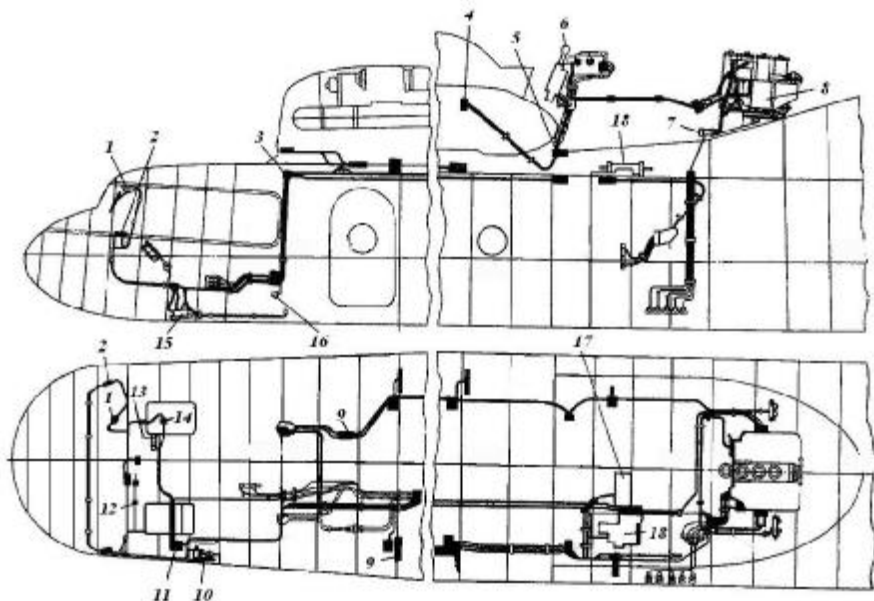


Рисунок 113. Схема расположения на вертолете основных агрегатов гидросистемы.

1 – привод стеклоочистителя, 2 – дроссельный кран, 3 – демпфер, 4 – цилиндр управления поворотными лопатками вентилятора, 5 – электромагнитный кран управления поворотом лопаток вентилятора, 6 – рулевой привод управления шагом несущего винта, 7 – шестеренчатый насос, 8 – гидроблок, 9 – клапаны для подсоединения шлангов аэродромного гидроагрегата, 10 – панель с гидроагрегатами вспомогательной системы, 11 – гидропанель управления гидроусилителя, 12, 13 – гидромуфты управления поперечного, ножного, продольного двигателями и общим шагом несущего винта соответственно, 14 – электромагнитный кран, 15 – гидроусилитель, 16 – ручной гидронасос, 17 – панель с агрегатами управления рулевыми приводами, 18 – рулевой привод путевого управления.

Пневматическая система вертолета предназначена для привода тормозов колес шасси, герметизации дверей кабины и может быть использована для привода некоторых других агрегатов. Следует отметить, что многие вертолеты небольшой взлетной массы не имеют пневматических систем вовсе.

Нагнетающим устройством пневматической системы является компрессор, соединенный с трансмиссией. Он производит закачку воздуха в воздушный резервуар – ресивер. По пути следования воздух обычно очищается от влаги и примесей масла. В ресивере давление воздуха поддерживается на постоянном уровне специальным клапаном. Накопленный там воздух распределяется потребителям по каналам через редуктор, выравнивающий давление в канале до величины необходимой тому или иному устройству. Включение канала происходит открыванием управляющего клапана по команде из кабины управления. Так как на стоянке компрессор не работает, давление в ресивере, необходимое для работы пневмосистемы, может быть создано закачкой воздуха извне, для чего применяют зарядный штуцер.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиастроение России / Под ред. А.Г. Братухина. М.:Машиностроение,1995.-392с.
2. Акимов А.И. и др. Летные испытания вертолетов. М.: Машиностроение, 1980. – 399с.
3. Базов Д.И. Аэродинамика вертолётв. М.: Транспорт, 1972.-183с.
4. Богданов Ю.С. и др. Конструкция вертолетов. – М.: Машиностр. , 1990. – 272с.
5. Братухин И.П. Проектирование и конструкции вертолетов, М.: Оборонгиз, 1955. – 360с.
6. Вильдгрубе Л.С. Вертолётв.–М.:Машиностроение, 1977.-150с.
7. Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. – М.: Транспорт, 1988. – 342с.
8. Володко А.М. Вертолет в особой ситуации. – М.: Транспорт, 1992. – 262с.
9. Глаголев А.Н., Гольдинов М.Я., Григоренко С.М.. «Конструкция самолётв». М., «Машиностроение» 1975. – 380с.
10. Далин В.Н. Конструкция вертолётв.– М.: Машиностроение, 1971.-269с.
11. Далин В.Н., Михеев С.В. Конструкция вертолётв. М.: МАИ, 2001. – 352с.
12. Дудник В.В. Гребни хвостовой балки.// Вертолет. – Казань: КГТУ-КАИ, №3, 2004. с. 26-27.
13. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А.. Основы авиационной техники. М.; МАИ, 1998 – 516с.
14. Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР (НПП ГА-85) // Сборник нормативных актов о транспорте т.3 / Под ред. Баженова Н.А, Павлищева К.С. - М.: Транспорт, 1988, с.475-586.
15. Пономарев Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. – М.: Воениздат, 1982. 240с.
16. Хотлов И.Т. др. Вертолет МИ-10К. М.: Транспорт 1981.

17. Liu L., Pines D.J. Fault Detection Sensitivity of Spar Gear Design Parameters to a Tooth Crack // 58 forum of American helicopter society, 2002.
18. Lu Y., Christ R. A. AH-64D Apache Longbow Structural Usage Monitoring System // 58 forum of American helicopter society, 2002.
19. Maino B. HUMS in to the Maintanance Process.
20. Patterson-Hine A., Hindson W. Model Based Health Monitoring and Diagnostic System for the UH-60 Helicopter // NASA, 2001.
21. Rozhdestvenstiy M.G., Vaintrub A.P. Tilted Tail Rotor Advantages And Problems to Solve // 27 European Rotorcraft Forum. Moscow, 2001.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
1. Общие сведения о вертолетах.....	4
1.1. Классификация вертолетов.....	4
1.2. Создание вертолетов.....	6
1.3. Особенности конструкции вертолетов различного назначения.....	11
1.4. Основные элементы конструкции вертолета.....	14
2. Несущий винт.....	15
2.1. Принцип работы несущего винта.....	15
2.2. Основные характеристики несущего винта.....	15
2.3. Проходные частоты несущего винта.....	18
2.4. Колебания лопастей.....	19
2.5. Типы лопастей несущего винта.....	24
2.6. Втулки несущих винтов.....	31
2.7. Конструкция втулок несущих винтов.....	36
3. Рулевой винт.....	45
3.1. Типы рулевых винтов.....	45
3.2. Конструкция лопастей рулевых винтов.....	48
4. Каркасные конструкции.....	51
4.1. Описание каркасных конструкций вертолетов.....	51
4.2. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжа.....	54
4.3. Особенности конструкции элементов фюзеляжа....	57
4.4. Особенности конструкции крыла и оперения.....	66
5. Трансмиссия.....	70
5.1. Состав трансмиссии.....	70
5.2. Агрегаты трансмиссии.....	70
5.3. Диагностирование элементов трансмиссии.....	89
6. Система управления	93
6.1. Конструктивно-кинематические схемы управления вертолётom.....	93
6.2. Управление циклическим шагом несущего винта..	95
6.3. Управление общим шагом несущего винта и двигателями.....	97
6.4. Путьевое управление.....	100
6.5. Особенности механической проводки управления.....	103

6.6. Автомат перекося.....	108
6.7. Компенсатор взмаха и угол опережения.....	116
7. Взлетно-посадочные устройства.....	118
7.1. Общие сведения.....	118
7.2. Конструктивно-силовые схемы стоек колесных шасси.....	120
7.3. Земной резонанс.....	122
7.4. Шимми.....	124
7.5. Неколесные и комбинированные виды шасси.....	125
7.6. Амортизация шасси.....	128
7.7. Колеса шасси.....	131
7.8. Механизмы уборки шасси.....	134
8. Силовая установка.....	136
8.1. Состав силовых установок вертолетов.....	136
8.2. Крепление двигателей.....	136
8.3. Система запуска двигателей.....	138
8.4. Топливная система.....	139
8.5. Масляная система.....	139
8.6. Выхлопные устройства и средства снижения инфракрасной заметности.....	141
8.7. Пылезащитные устройства.....	142
8.8. Система охлаждения.....	145
9. Бортовые средства борьбы с пожарами	147
9.1. Состав бортовых противопожарных средств.....	147
9.2. Средства пожарной изоляции.....	147
9.3. Средства предотвращения взрыва топливных баков.....	148
9.4. Система пожаротушения.....	149
10. Гидравлическая и пневматическая система.....	151
Список использованной литературы.....	154

Учебно-методическое издание

Дудник Виталий Владимирович

КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТОЛЕТОВ

Редактор: А.С.Майский
Компьютерная обработка: М.В.Гокова

Тем. план 2005 г., поз.31

Лицензия ИД № 03781 от 17.01.2001 г. Код 221
Подписано в печать 22.07.2005 г. Объем 10 ус.п.л., 9,5 уч.-изд.л.
Формат 60х84/16. Бумага ксероксная. Заказ 2054-07. Тираж 500. Цена «С»

Издательский дом ИУИ АП
344038, г. Ростов-на-Дону, ул. Ленина, 105/3.
Тел./факс: (863) 243-05-46 e-mail: info@iuiap.ru

Ротап rint ГОУ ДПО «ИУИ АП»