

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
«МАИ»

Факультет №: «1»

Кафедра № : «102»

Методические указания к лабораторной работе

«Конструкция каркасных агрегатов вертолета»

Электронное учебное пособие

для основной образовательной программы

«Конструкция вертолетов»

по направлению (специальности) подготовки

«№ 24.05.07.С6» «Самолето- и вертолетостроение» специализации «Вертолетостроение»

Составители:

Кандидат технических наук,
доцент кафедры 102

Башаров Е.А.

Кандидат технических наук,
доцент кафедры 102

Переверзев В.Н.

Утверждено

на заседании кафедры 102

« ____ » _____ 2019 г.

Москва – 2019 г.

Составители: **Башаров Евгений Анатольевич,**
Переверзев Валерий Николаевич

Башаров Е.А., Переверзев В.Н. Методические указания к лабораторной работе «Конструкция каркасных агрегатов вертолета» [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / Е.А. Башаров, В.Н. Переверзев; Миннауки и высшего обр. РФ, Московский авиац. институт МАИ (нац. исслед. ун-т).- Электрон. текстовые и граф. дан. (38 Мбайт). - Москва, 2019.- 1 эл.опт. диск (CD-ROM).

В предлагаемом учебном пособии приведены методические указания к проведению лабораторной работы на тему «Конструкция каркасных агрегатов вертолета» по курсу «Конструкция вертолетов».

Рассмотрены каркасные агрегаты планера конструкций отечественных серийных вертолетов Московского вертолетного завода им. М.Л. Миля (АО «МВЗ им. М.Л. Миля»), Ухтомского вертолетного завода им. Н.И. Камова (АО «Камов»), Казанского вертолетного завода (АО «КВЗ»). Рассмотрены общие требования и нагрузки с эпюрами нагружения, действующие на каркасные агрегаты планера при эксплуатации вертолета. Дан анализ конструктивно-силовым схемам. Рассмотрены каркасные агрегаты с широким применением композиционных материалов в планере вертолета.

Учебное пособие подготовлено на кафедре 102 МАИ «Проектирование вертолетов» и предназначено для студентов по специальности «Самолето- и вертолетостроение», а также будет полезно для специалистов вертолетостроительной отрасли России и инженеров.

© Московский авиационный
институт «МАИ», 2019

1. Цель, содержание и организация проведения лабораторной работы

Целью лабораторной работы является углубление и закрепление знаний по курсу «Конструкция вертолетов» в части «Конструкция каркасных агрегатов вертолета».

На лабораторной работе студенты изучают типы конструкций каркасных агрегатов планера современных вертолетов и получают представление, как теоретические знания, полученные на лекциях и изложенные в учебниках, реализуются в конкретных агрегатах вертолетов.

Лабораторная работа проводится в учебной лаборатории кафедры «Проектирование вертолетов». Преподаватель в начале занятия путем опроса оценивает подготовку студента к выполнению лабораторной работы, затем знакомит их с конструкцией различных типов каркасных конструкций вертолетов, имеющихся в лаборатории, выдает задания для самостоятельной работы каждому студенту и оказывает методическую помощь в ходе ее выполнения. Студент в ходе выполнения лабораторной работы должен:

а) изучить конструкции различных типов каркасных агрегатов планера вертолетов представленных в лаборатории;

б) выполнить в соответствии с заданием эскизы конструкции фюзеляжа (основные силовые элементы – шпангоуты, стрингеры, лонжероны, балки, панели, узлы сочленения элементов фюзеляжа), хвостовой балки, крыла и оперения;

в) провести анализ заданной конструкции агрегата.

В анализе необходимо указать состав и назначение элементов конструкции каркасного агрегата планера вертолета, каким образом, и с помощью каких элементов они соединены между собой. Следует также указать нагрузки, действующие на элементы каркасного агрегата планера и объяснить, как они перераспределяются в силовом наборе фюзеляжа вертолета.

После выполнения задания студент предьявляет эскизы конструкции изученного агрегата и записку с результатов анализа конструкции.

К каркасным агрегатам относятся пространственные конструкции планера вертолета состоящие из продольно-поперечного силового набора и прикрепленной к нему обшивки.

2. Назначение, условия работы планера вертолета.

Планер вертолета конструктивно состоит из следующих частей: фюзеляж, крыло, хвостовая балка, концевая балка и оперение.

Фюзеляж является корпусом вертолета и служит для размещения экипажа, пассажиров, грузов, топлива, оборудования и связывает между собой несущий винт, крыло, оперение, силовую установку и шасси. Геометрические параметры и конфигурация фюзеляжа определяются назначением вертолета и его аэродинамической схемой.

Фюзеляж легких вертолетов (рис. 2.1) представляет собой кабину, в которой размещается летчик и пассажиры. Его силовой каркас является платформой, к которой крепятся кресла, элементы системы управления, главный редуктор с несущим винтом, силовая установка, балка с рулевым винтом и ползковое шасси.

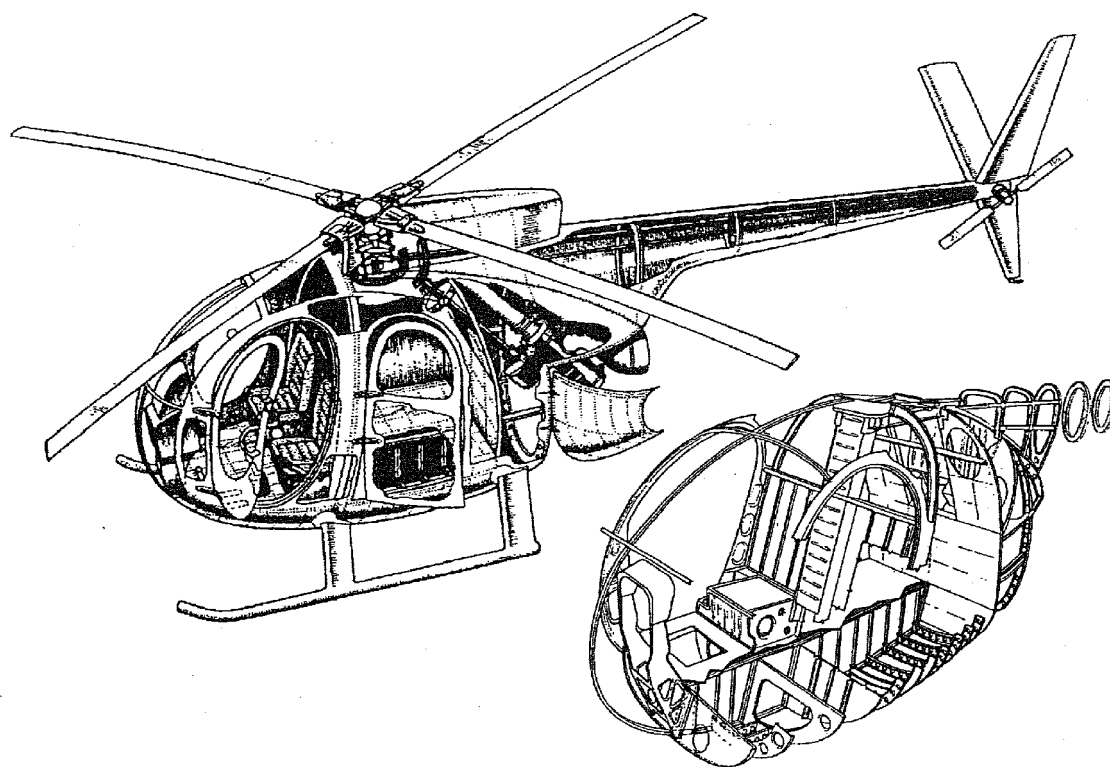


Рис. 2.1. Конструкция фюзеляжа вертолета одновинтовой схемы MD-500

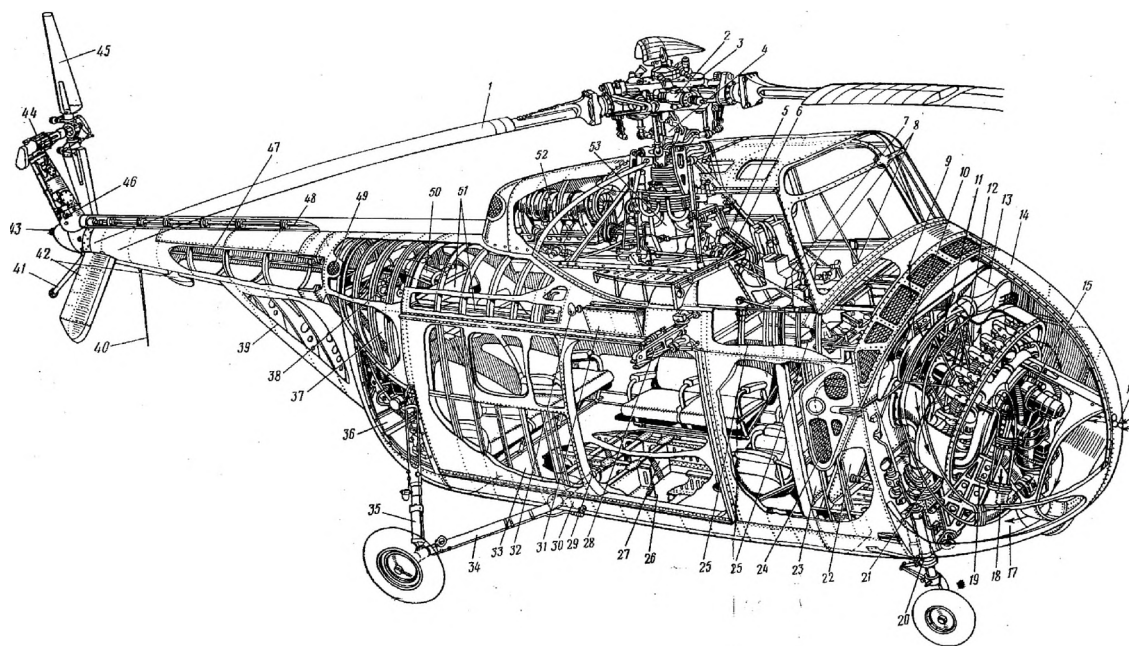


Рис. 2.2 Стрингерный тип фюзеляжа пассажирского вертолета S-55:

9,10,11,12,13-элементы силовой установки; 14-обшивка мотоотсека; 16-створка мотоотсека; 17-воздуховод; 18,19,21- элементы крепления двигателя; 22-противопожарная перегородка; 23-шпангоут; 24-решетка; 25-пол; 26-люк; 27-балка; 29-проем бортовой двери; 36,37,38,39-шпангоуты и стрингеры фюзеляжа; 40-антенна; 42- хвостовые кили; 46-килевая балка; 47- стрингеры хвостовой балки.

Конструкция фюзеляжа пассажирского вертолета (рис. 2.2 - 2.3) во многом определяется уровнем санитарно-технических требований внутри пассажирской кабины, требованиями к устройству аварийных выходов для пассажиров, тепло-, звукоизоляции и вентиляции.

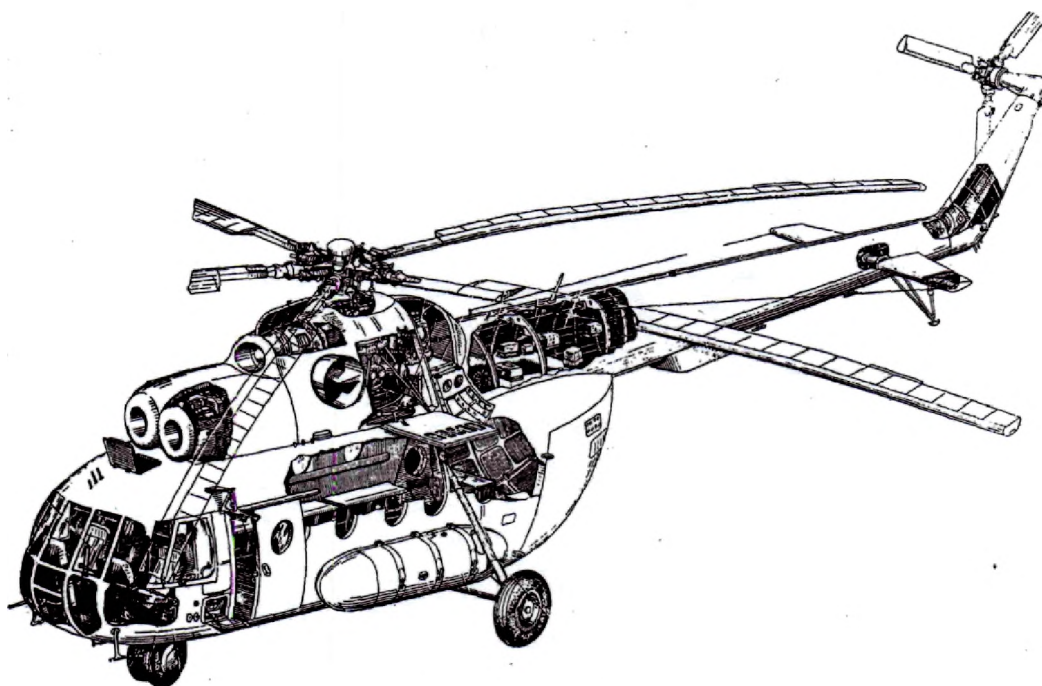


Рис. 2.3 Стрингерный тип фюзеляжа среднего вертолета Ми-8

Конструкция фюзеляжей транспортных вертолетов предусматривает погрузку и разгрузку по грузовому трапу (рампе) через грузовой люк внутри грузовой кабины (рис. 2.4 - 2.5). Пол грузовой кабины имеет силовую схему, обеспечивающую восприятие нагрузки от колесных и гусеничных машин, контейнеров и т.п., и их фиксацию в заданном положении. Эти вертолеты могут транспортировать габаритные грузы, превышающие размеры грузовой кабины, на внешней тросовой подвеске. На подобных вертолетах предусматривается возможность монтажных операций на режиме висения.

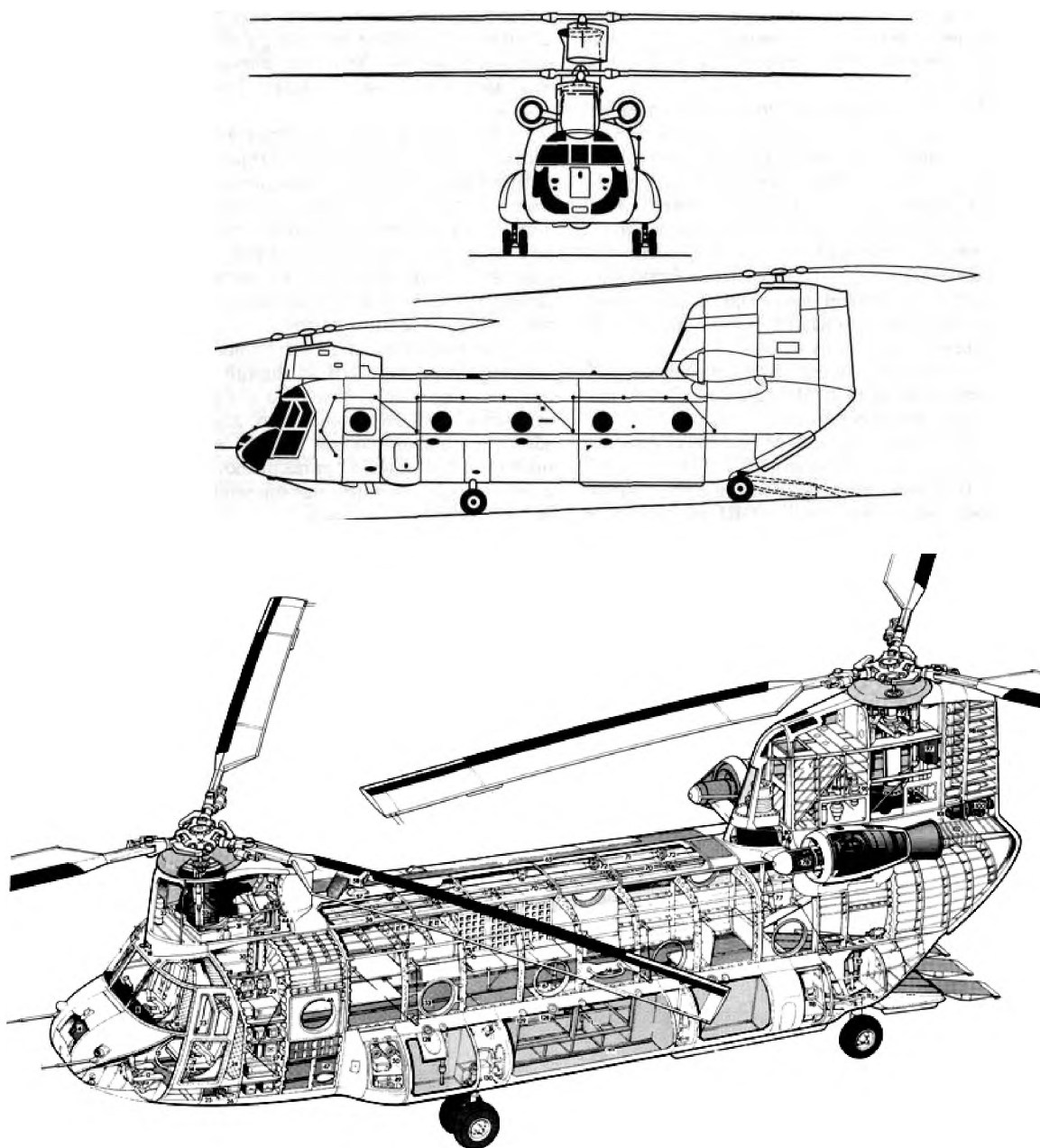


Рис. 2.4 Стингерно-лонжеронный тип фюзеляжа тяжелого вертолета продольной схемы Боинг “Чинук”.

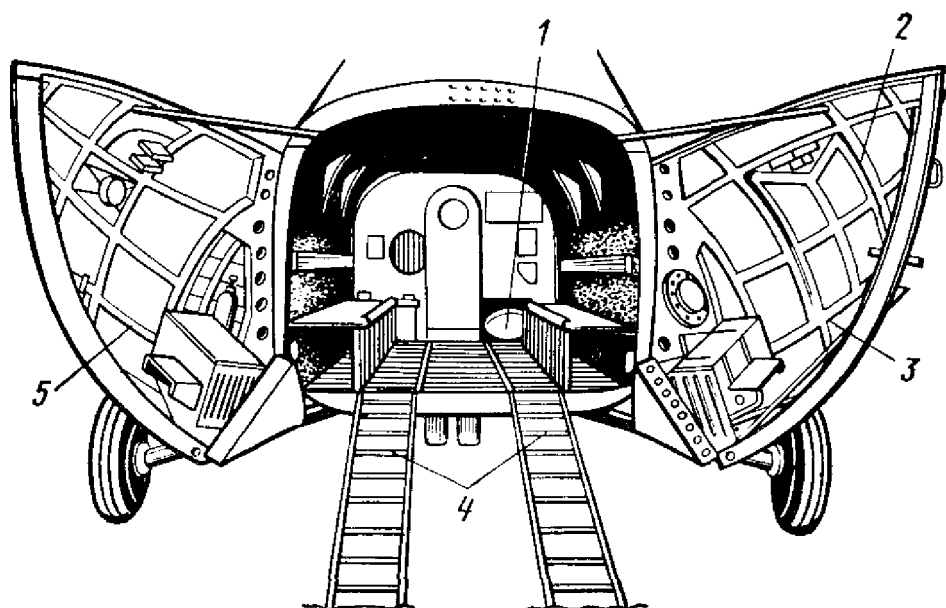


Рис. 2.5 Грузовой люк фюзеляжа транспортного вертолета Ми-8:
1-электролебедка, 2-шпангоут створки, 3-створка, 4-трапы, 5-стрингеры.

Универсальные вертолеты — летающее шасси Ка-26. Фюзеляж этих вертолетов (рис. 2.6 - 2.7) представляет платформу, к которой помимо кабины экипажа, главного редуктора с соосным НВ, двигателей и шасси могут крепиться различные модули соответствующего назначения: пассажирская кабина, грузовая платформа, оборудование для проведения агрохимических работ, приспособления для внешней подвески и другие устройства.

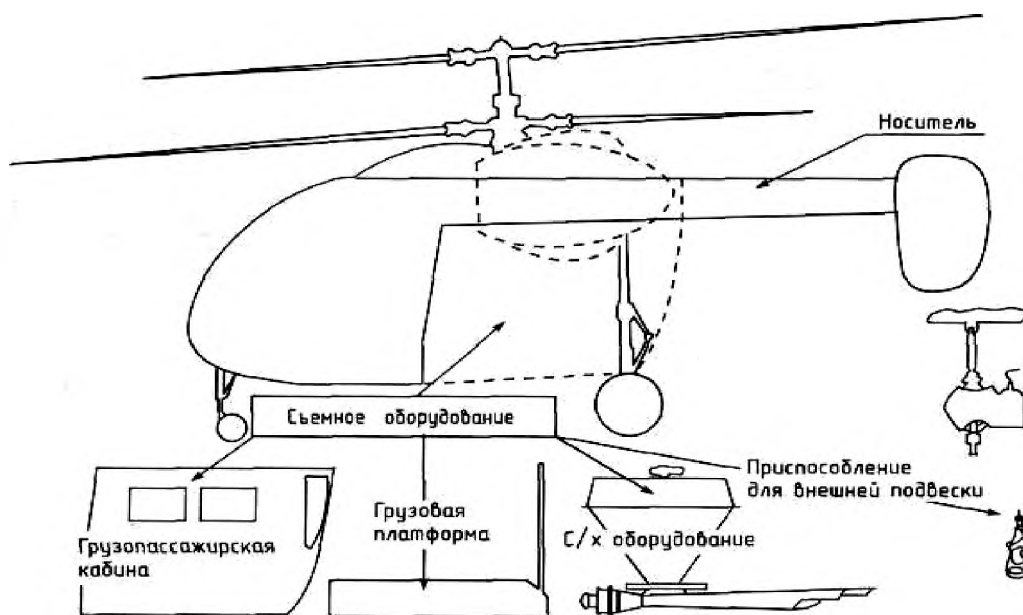


Рис. 2.6 Схема фюзеляжа универсального вертолета Ка-26.



Рис. 2.7 Фюзеляж типа “летающее шасси” вертолета Ка-126.

Конструкция фюзеляжа военных вертолетов имеет свою специфику по обеспечению живучести силовых элементов каркаса, выживаемости экипажа, покидания вертолета экипажем при аварийной посадке. На нем используются безопасно повреждаемые панели пола кабины, устройства, поглощающие энергию удара вертолета.

На вертолетах типа летающей лодки фюзеляжу придается специальная форма его нижней части - лодки. Она должна отвечать требованиям гидродинамики - иметь минимальную нагрузку при посадке вертолета на воду и минимальную потребную тягу несущего винта при вертикальном взлете. Передняя часть лодки должна иметь устройства (скулы), исключая образование брызг в зоне обзора летчика и воздухозаборников двигателей.

Фюзеляж может служить силовой балкой для вертолетов-кранов. Вертолеты -краны хорошо себя зарекомендовали в строительстве и транспортировки крупногабаритных грузов и конструкций.

Крыло на вертолете (рис. 2.8) может быть установлено для решения следующих задач:

- разгрузки несущего винта на одновинтовом вертолете с целью повышения скорости полета. Одновременно крыло может исполнять роль лафета для подвески грузов на пилонах;

- крепления несущих винтов, крепления стоек шасси и размещения топливных баков;

- крепления несущего винта и создания подъемной силы в горизонтальном полете на преобразуемом аппарате.

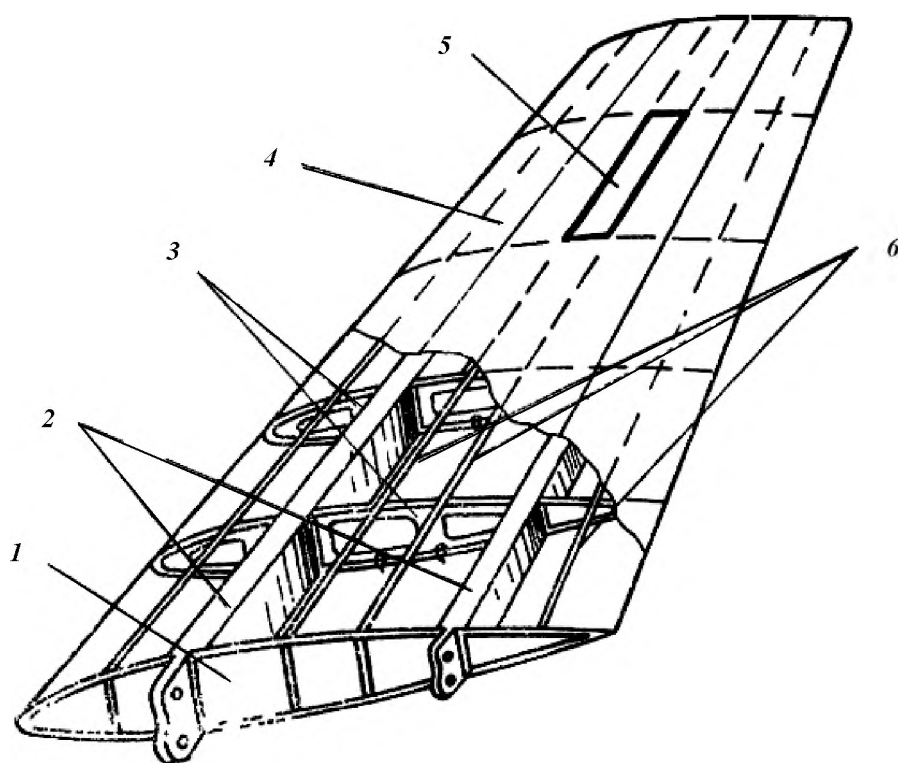


Рис. 2.8 Лонжеронное крыло вертолета:

1- бортовая нервюра, 2- лонжерон, 3- нервюра, 4- обшивка, 5-элемент обшивки, 6- стрингер.

Хвостовая балка (рис. 2.9) служит для создания необходимого выноса рулевого винта от центра масс вертолета, с целью парирования реактивного крутящего момента НВ и путевого управления. Кроме этого хвостовая балка может быть установлена для решения следующих задач:

- установки хвостового оперения с рулями направления (соосная схема);
- установки и крепления стабилизатора;
- крепления хвостового костыля.

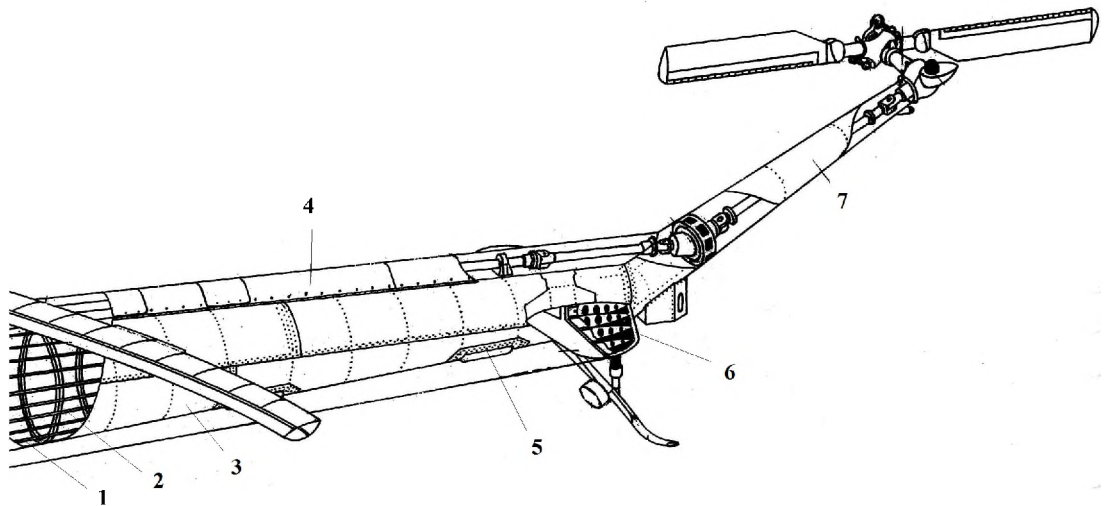


Рис. 2.9 Конструкция хвостовой балки вертолета Ми-2:

1-стрингеры, 2-шпангоут, 3-обшивка, 4-кожух трансмиссионного вала,
5-лючки, 6- нервюры стабилизатора, 7-концевая балка.

Концевая балка (рис. 2.10) служит для выноса оси рулевого винта в плоскость вращения НВ с целью уменьшения моментов относительно продольной оси вертолета, создаваемых НВ. Она состоит из килевой балки и фиксированного руля. Сейчас чаще выполняется в виде профилированного киля, который на режиме горизонтального полета разгружает рулевой винт. Концевая балка имеет каркас (рис. 2.11) в виде силового набора по аналогии с хвостовой балкой.

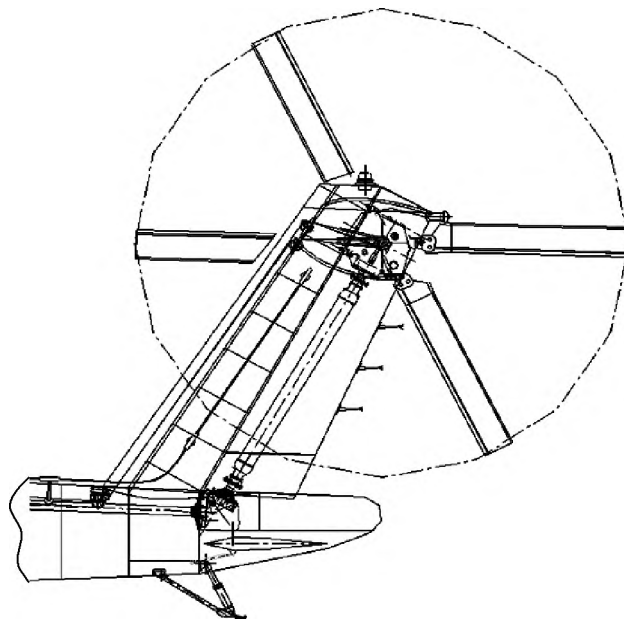


Рис. 2.10 Концевая балка с агрегатами трансмиссии вертолета Ми-38.

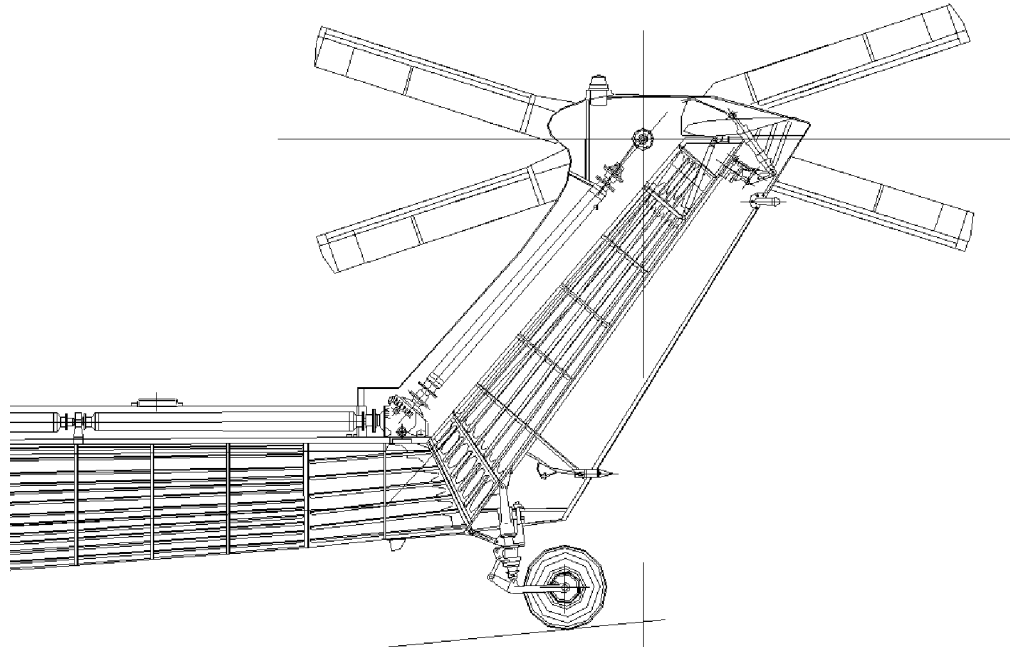


Рис. 2.11 Элементы силового набора концевой балки вертолета Ми-28.

Оперение вертолета (рис. 2.12) предназначено для выполнения следующих функций:

- повышения устойчивости вертолета в полете;
- осуществления путевого управления в горизонтальном полете (соосная схема, поперечная схема, конвертопланы);
- стабилизации полета вертолета.

К оперению относятся следующие каркасные агрегаты:

- киль с рулем направления;
- стабилизатор;
- концевые шайбы.

Оперение вертолета состоит из горизонтального (стабилизатор и руль высоты) и вертикального (два киля с рулями направления) и предназначено для улучшения характеристик продольной и путевой устойчивости, а также для путевого управления вертолета с помощью рулей направления на режимах полета с поступательной скоростью.

Эффективность рулей направления возрастает с увеличением скорости горизонтального полета. В конструкции горизонтального и вертикального оперения широко внедряются полимерные композиционные материалы.

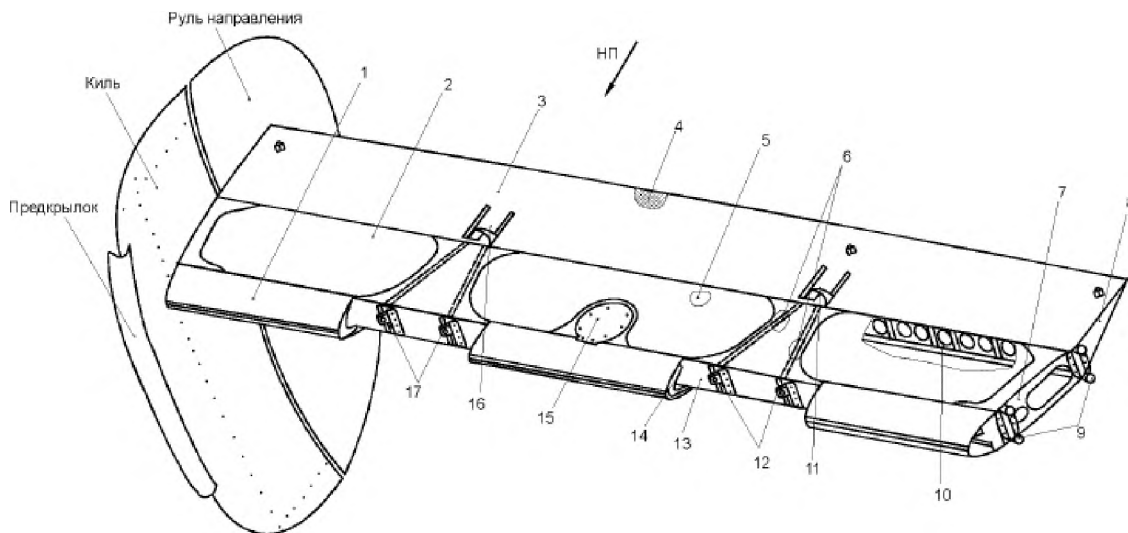


Рис. 2.12 Конструкция хвостового оперения вертолета Ка-226А [12]:

1- носовая часть (носок); 2- панель верхняя; 3- хвостовая часть; 4- медная лента; 5- панель нижняя; 6- диафрагмы; 7,8 - нервюры; 9- кронштейны крепления киля; 10- задний лонжерон; 11,12,16,17- кронштейны крепления хвостовой балки; 13- передний лонжерон; 14- диафрагма носка; 15-крышка лючка.

Профилированный киль характерен для концевой балки с рулевым винтом в кольцевом канале (рис. 2.13).

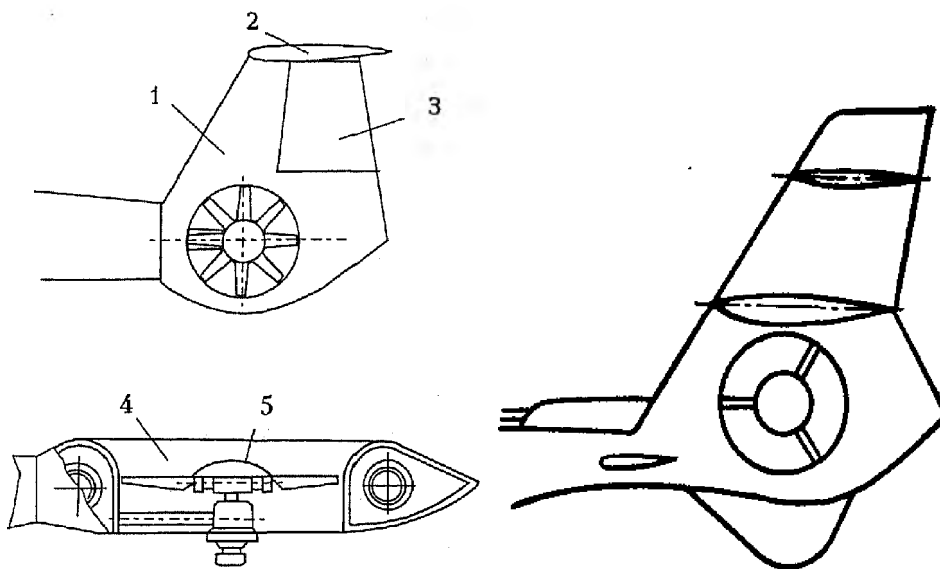


Рис. 2.13 Агрегаты концевой балки с РВ в кольцевом канале:

1-киль, 2-стабилизатор, 3-руль направления, 4-корпус кольцевого канала, 5-рулевой винт.

Стабилизатор улучшает характеристики продольной балансировки и устойчивости вертолета. Применяются стабилизаторы двух типов: неуправляемые (вертолеты Ка-226, "АНСАТ-У") и управляемые (вертолет Ми-2).

Стабилизатор *неуправляемый* обычно имеет прямоугольную форму в плане и несимметричный профиль который устанавливается выпуклостью вниз под углом установки $\varphi_{ст} = 3-4^\circ$ к горизонтальной плоскости и работает в сторону кабрирования при горизонтальном полете.

Управление *управляемых* стабилизаторов заблокировано с управлением общим шагом НВ таким образом, что при увеличении общего шага НВ увеличивается и угол установки стабилизатора. Продольный момент, создаваемый управляемым стабилизатором с положительным углом установки $\varphi_{ст} > 0$, возрастает при этом в сторону пикирования, противодействуя приращению кабрирующего момента НВ при увеличении общего шага в поступательном полете. Это способствует улучшению продольной балансировки и управляемости вертолета. Стабилизатор устанавливают на конце хвостовой балки с целью максимально возможного увеличения расстояния до центра масс вертолета, а также уменьшения вредного индуктивного воздействия НВ. Размеры, а следовательно, площадь стабилизатора в значительной мере зависят от места его расположения (рис. 2.14).

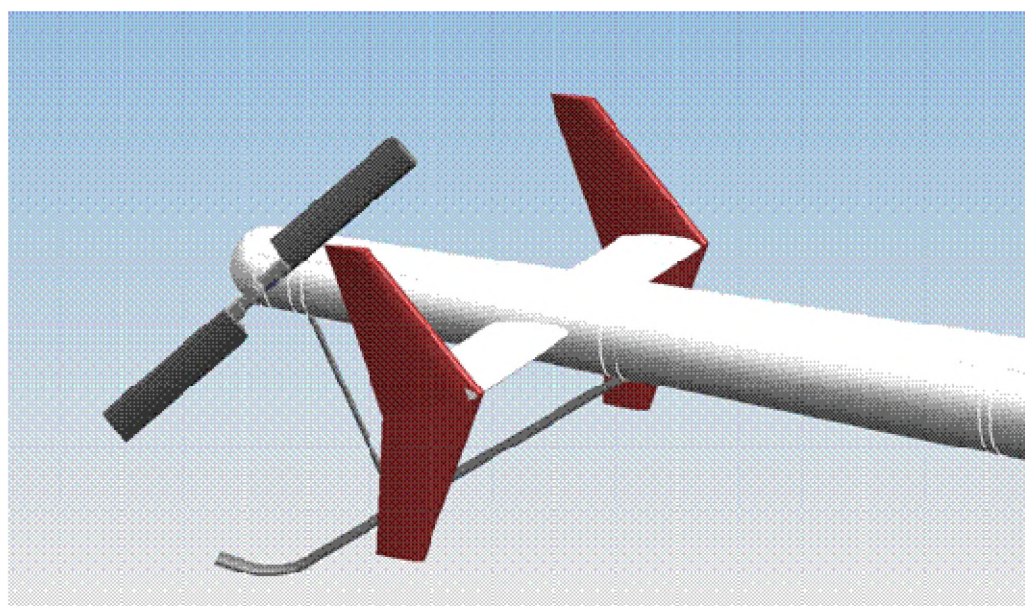


Рис. 2.14 Установка стабилизатора легкого вертолета.

3. Конструкция фюзеляжа вертолета

3.1 Общие требования и нагрузки, действующие на фюзеляж и их уравнивание.

К фюзеляжу предъявляются следующие требования: максимальное использование внутренних объемов, удобства погрузки/разгрузки, создание условий для команды и пассажиров, удобный доступ для обслуживания агрегатов и оборудования, наличие аварийных выходов.

Правильное размещение экипажа, обеспечивающее удобство его работы и хороший обзор из кабины, является одной из важнейших задач объемно-весовой компоновки. Размещение членов экипажа и расположение приборных досок, пультов, рукояток и рычагов управления должны удовлетворять требованиям Авиационных правил (АП-27/АП-29) и, как правило, регламентируются соответствующими стандартами.

Важной задачей при компоновке кабины экипажа является обеспечение хорошего обзора (рис. 3.1).

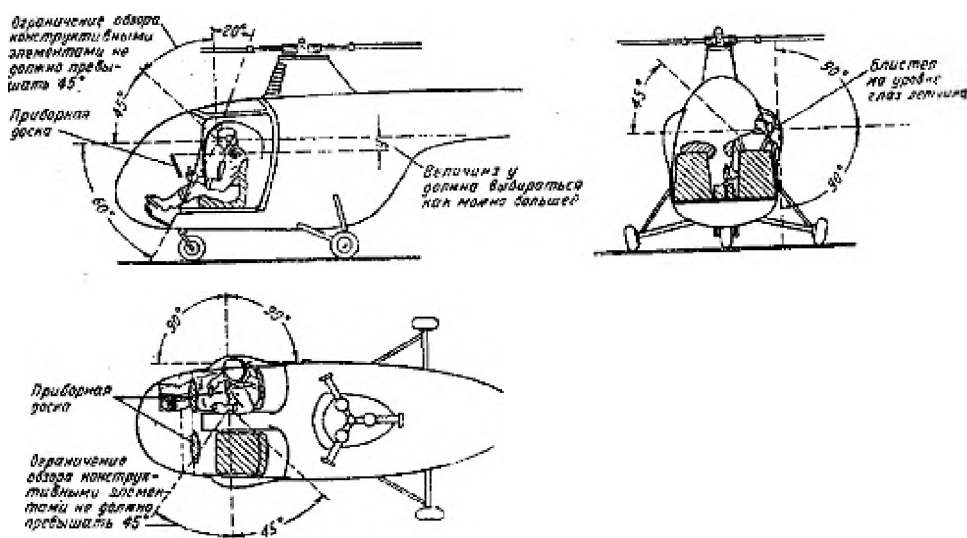


Рис. 3.1 Требования к кабине пилотов фюзеляжа по допустимым углам обзора.

Необходимые зоны обзора пилота вертолета определяются следующими факторами:

-необходимостью обзора концов вращающихся лопастей несущего винта;

-достаточным обзором взлетно-посадочной площадки при посадке с положительным углом тангажа;

-потребностью обзора поперечных размеров вертолета (колеса одной из опор шасси или конца крыла).

Для обеспечения аварийного покидания вертолета в кабине пилотов должны быть предусмотрены аварийные выходы, в число которых входят входные двери и эксплуатационные люки, если их размеры и расположение отвечают приведенным в Авиационных правилах АП-27/29 требованиям. Каждый аварийный выход для летного экипажа должен иметь достаточные размеры и быть расположен так, чтобы обеспечивалась быстрая эвакуация летного экипажа (рис. 3.2).

Фюзеляж в зоне пассажирских и грузовых кабин вертолетов регламентируется числом пассажиров и объемом (габаритами) груза. Конструкция каркаса фюзеляжа в зоне установки посадочных дверей пассажирских кабин должен быть усилен и иметь аварийные люки согласно требований АП-27/29.

Фюзеляж грузовых кабин согласно стандартов и требований АП-27/29 должен быть усилен в местах установки грузов иметь грузовые двери или грузовую рампу, оснащаться посадочными местами для людей сопровождающих грузы и иметь надежные узлы швартовки грузов внутри кабины в полете.

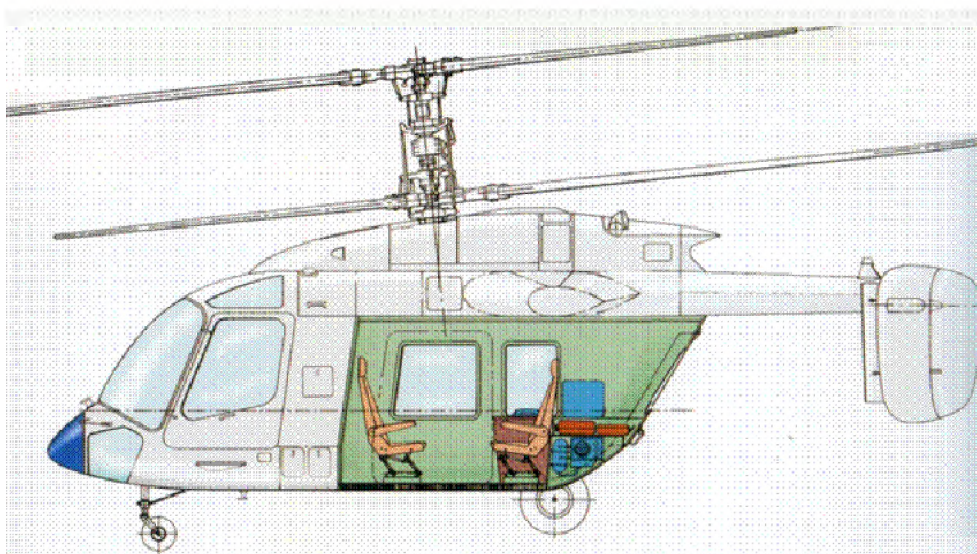


Рис. 3.2 Конструкция пассажирской кабины вертолета Ка-226А [12].

Нагрузки, приходящие на фюзеляж вертолета, рассчитываются по НЛГВ или АП-29 для случаев нагружения на стоянке и в полете, включая маневренные режимы с перегрузкой (рис. 3.3).

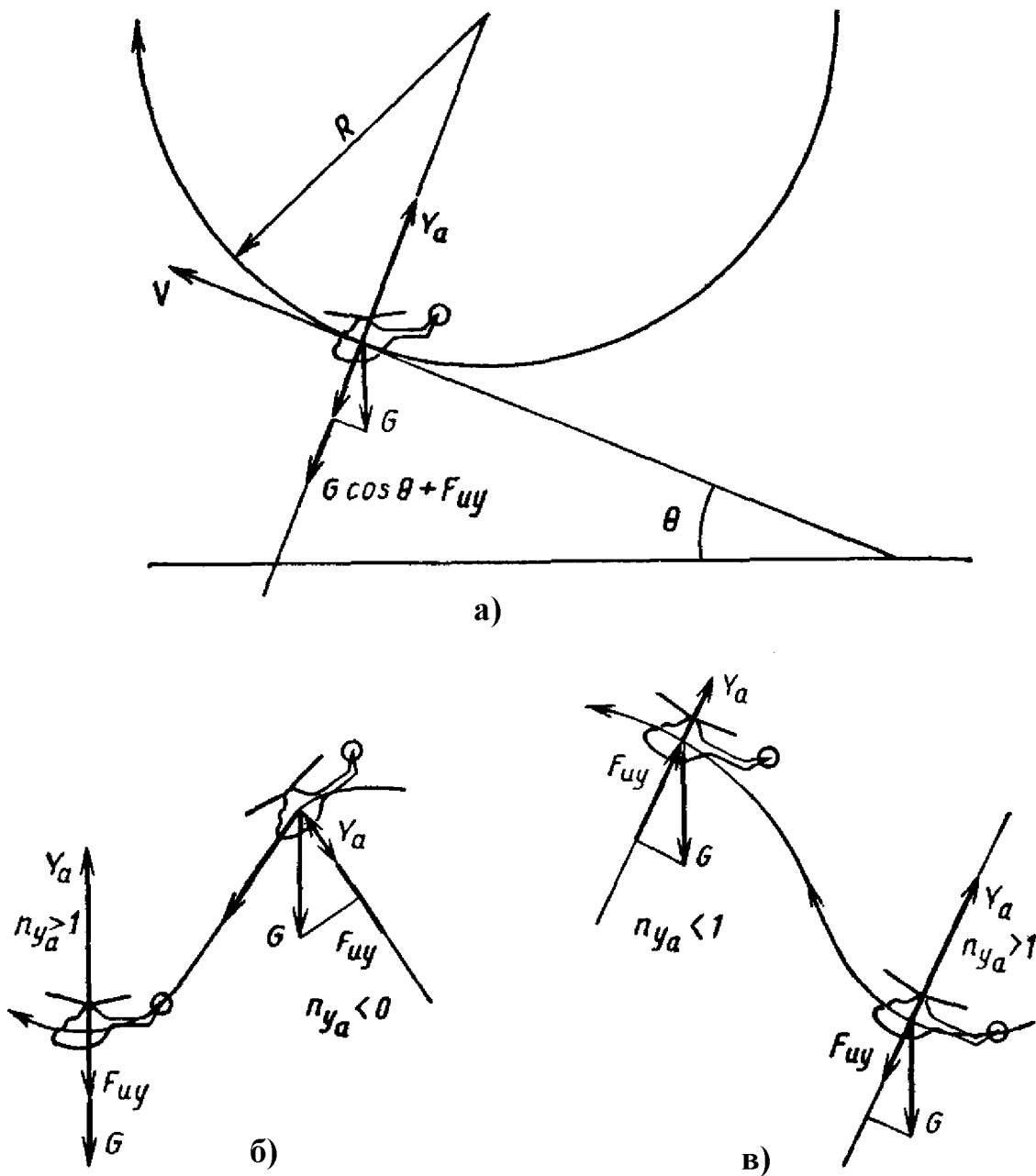


Рис. 3.3 Нагрузки приходящие на фюзеляж вертолета:
 а- общий случай, б- вход и выход из планирования, в- горка.

Фюзеляж воспринимает большие крутящие моменты от НВ и инерционных нагрузок. Конструкция фюзеляжа под действием нагрузок испытывает деформации, вызывающие соответствующие напряжения в элементах конструкции. От сил, действующих параллельно плоскости симметрии вертолета,

фюзеляж изгибается в вертикальной плоскости. Под действием сил, приложенных к фюзеляжу в горизонтальной плоскости (перпендикулярно СГФ), фюзеляж изгибается в горизонтальной плоскости. Кроме того, на фюзеляж действуют крутящие моменты, возникающие от сил, приложенных на значительном плече (например, нагрузка от хвостового винта или боковая составляющая силы носового шасси при посадке с боковым ударом).

Основными нагрузками на фюзеляж являются:

- силы, передающиеся на фюзеляж от прикрепленных к нему агрегатов вертолета - крыла, оперения, силовой установки, шасси. Эти силы для каждого из случаев нагружения любого из агрегатов самолета будут разными. Поэтому прочность фюзеляжа должна проверяться на все случаи нагружения, определяемые нормами прочности для каждой из частей вертолета, крепящихся к фюзеляжу и передающих на него свои нагрузки;

- вес грузов и агрегатов, расположенных в фюзеляже, а также вес элементов конструкции фюзеляжа. Эти силы для каждого агрегата (груза) определяются с учетом значений перегрузок и коэффициентов безопасности;

- аэродинамические силы (разрежения или давления), распределенные по поверхности фюзеляжа. Эти силы на выступающих частях фюзеляжа могут достигать больших значений. Однако, аэродинамические силы практически самоуравновешены в сечениях фюзеляжа и могут являться расчетными для проверки прочности крепления обшивки и крышек люков и лючков к каркасу фюзеляжа.

Таким образом, на фюзеляж действуют (см. рис. 3.4) поперечные (перерезывающие) силы Q_x и Q_y , изгибающие моменты M_x и M_y в вертикальной и горизонтальной плоскостях и крутящий момент вокруг оси фюзеляжа M_z . Все нагрузки, приходящие на фюзеляж, определяются в соответствии с нормами прочности для характерных вариантов нагружения (расчетных случаев), которые регламентируют так же необходимые коэффициенты безопасности (см. рис. 3.5 - 3.6).

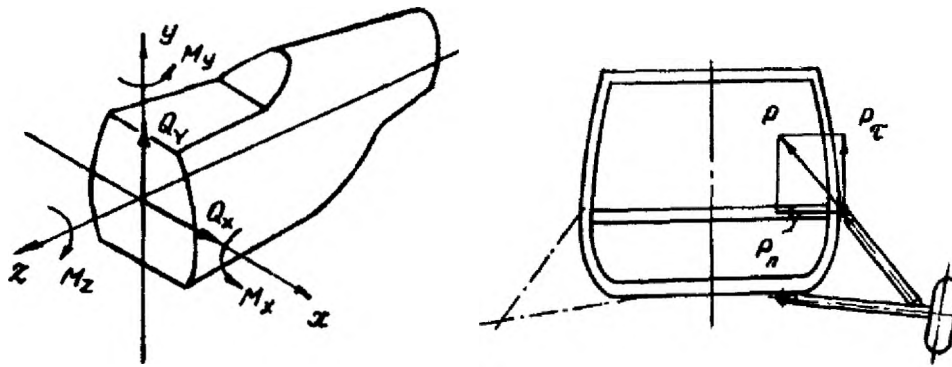


Рис. 3.4. Силы и моменты, действующие в сечении фюзеляжа.

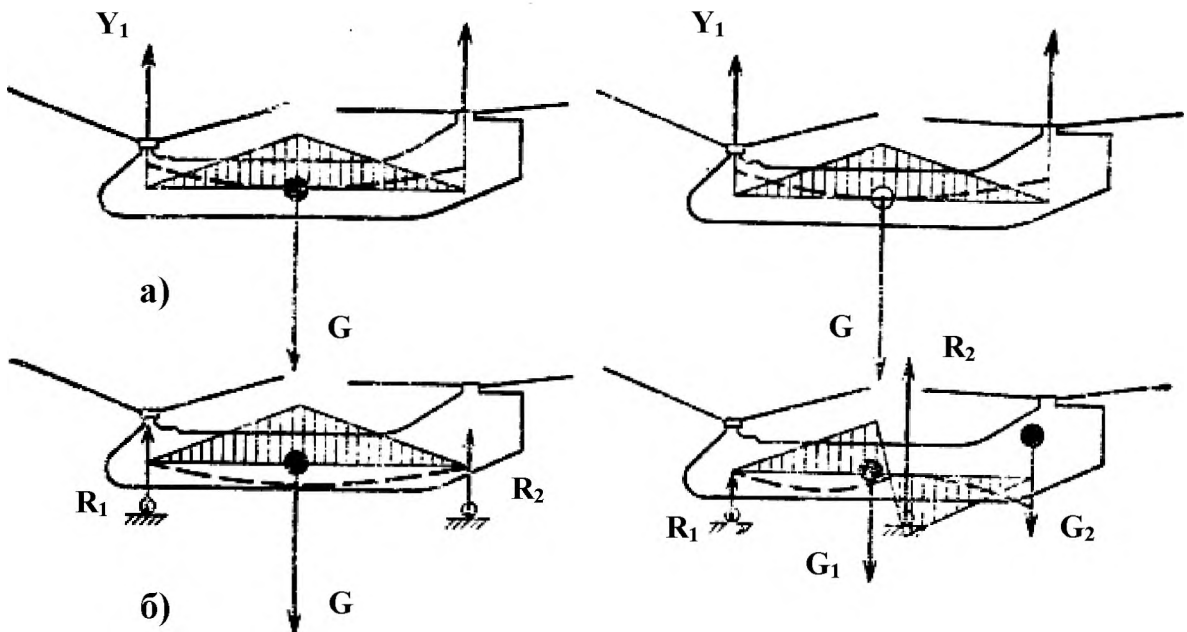


Рис. 3.5 Нагружение фюзеляжа вертолета продольной схемы в вертикальной плоскости:
а- в полете, б- при посадке.

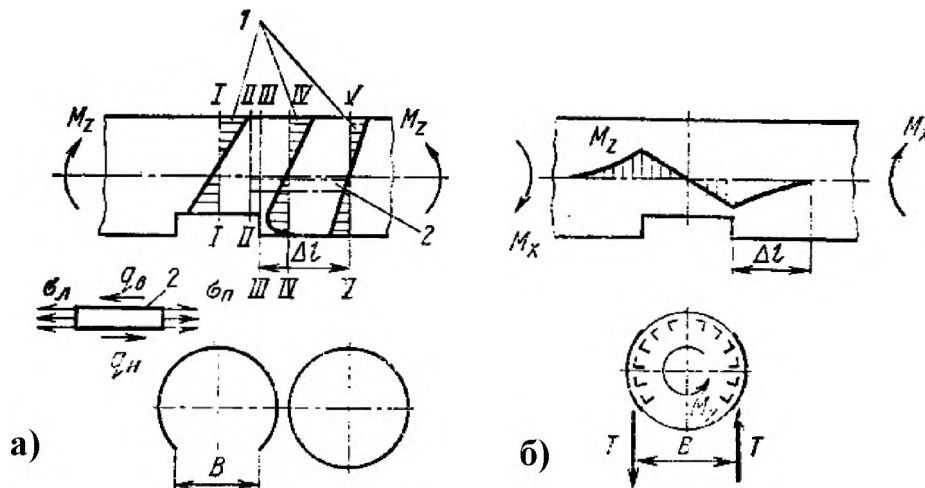


Рис. 3.6 Отсек фюзеляжа с вырезом, нагруженный изгибающим (а) и крутящим (б) моментами:
1-эпюры нормальных напряжений, 2-часть обшивки бортовой панели фюзеляжа.

3.2 Внешние формы и параметры фюзеляжа вертолета

Форма фюзеляжа определяется схемой, компоновкой, назначением и условиями эксплуатации вертолета. В сочетании с убирающимся шасси и длинной хвостовой балкой фюзеляж одновинтового вертолета оказывается весьма неудобообтекаемым, что проявляется главным образом в увеличении лобового сопротивления и неблагоприятных моментных характеристиках. Фюзеляж вертолета соосной схемы отличается меньшим удлинением, большей симметрией и компактностью.

Лобовое сопротивление фюзеляжа складывается из сопротивлений самого фюзеляжа, элементов конструкции, устанавливаемых на нем: шасси, хвостовых опор, втулок винтов, хвостового редуктора, антенны, подвесных баков. Для уменьшения лобового сопротивления фюзеляжа и соответственно улучшения летных данных вертолетов, применяют убирающиеся шасси и хвостовую опору, капотируют втулки винтов, элементы шасси и хвостовой редуктор, используют встроенные в обводы антенны, устраняют неровности на поверхности фюзеляжа (стыки обшивки, головки заклепок, замки и рукоятки крышек и люков, подножек и поручней и т.д.) аэродинамически облагораживают входные и выходные устройства двигателей (рис. 3.7).

Уменьшению лобового сопротивления фюзеляжа заметно способствуют его герметизация и размещение топливных баков внутри фюзеляжа. Важное значение в уменьшении лобового сопротивления фюзеляжа имеет плавное сопряжение обводов его центральной части с хвостовой балкой, т.к. резкое сужение поперечных сечений вызывает интенсивные вихреобразования воздушного потока и значительное сопротивление сил давления.

Чтобы избежать отрыва потока в хвостовой части фюзеляжа, необходимо обеспечить плавное ее сужение, а поперечное сечение должно иметь эллиптическую форму или большие радиусы округления.

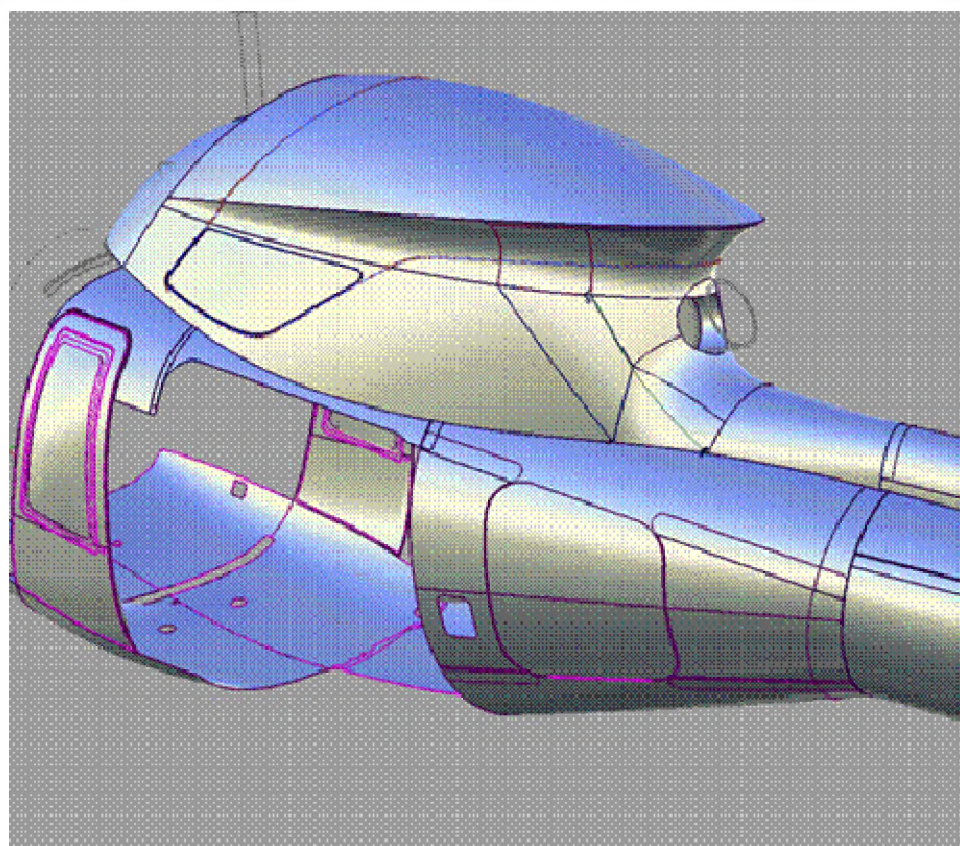
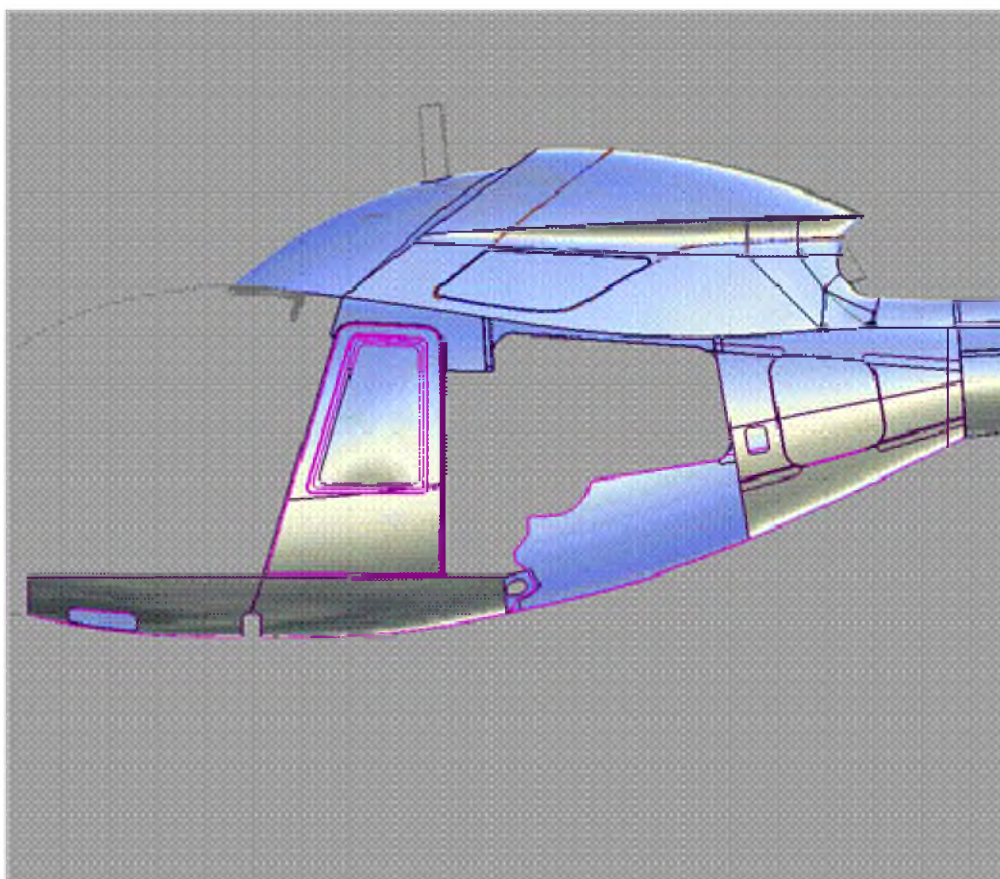


Рис. 3.7 Внешние поверхности обводов фюзеляжа вертолета.

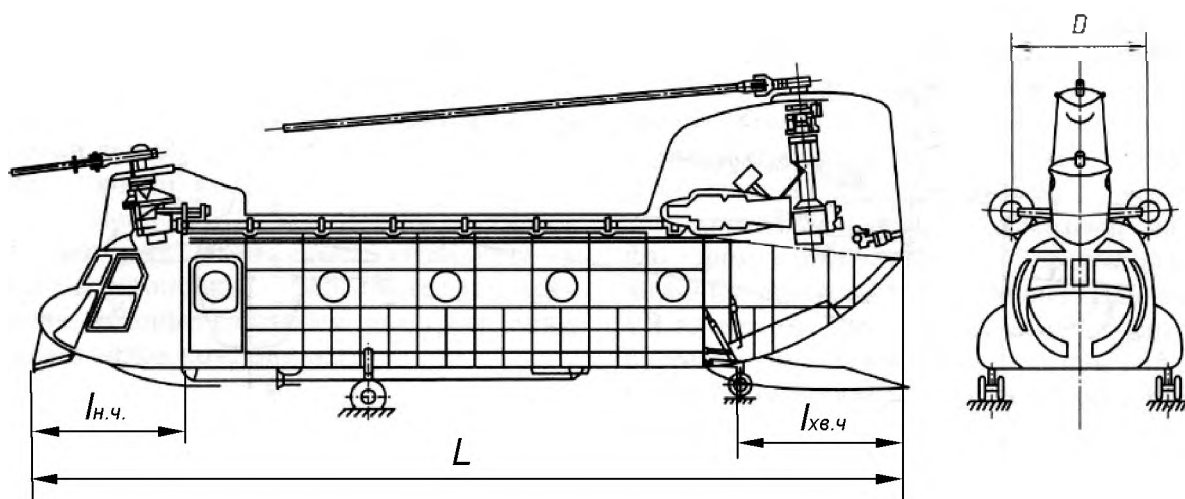


Рис. 3.8 Основные геометрические параметры фюзеляжа вертолета.

На рис. 3.8 приведены основные геометрические параметры фюзеляжа вертолета: L - длина фюзеляжа, D - диаметр фюзеляжа, $l_{н.ч.}$ - длина носовой части, $l_{хв.ч.}$ - длина хвостовой части. В число параметров фюзеляжа также входят площадь миделевого сечения $S_{м.ф.}$, удлинение фюзеляжа $\lambda_{\phi} = L/D$.

При некруглой форме поперечного сечения эквивалентный диаметр фюзеляжа: $D_{\phi.э.} = 2\sqrt{S_{м.ф.}/\pi}$, а характерными размерами фюзеляжа будут его высота H и ширина B (см. рис. 3.9)

Геометрические параметры фюзеляжа напрямую зависят от назначения вертолета - для транспортных вертолетов например, определяющим становится размер грузовой кабины и перевозимых грузов, для пассажирских вертолетов - возможностью комфортного размещения в креслах в пассажирском салоне, для военных скоростных вертолетов - минимальные $S_{м.ф.}$, для максимального снижения лобового сопротивления.

Размеры фюзеляжа и его геометрические параметры влияют на прочность и жесткость конструкции. Уменьшение λ_{ϕ} за счет уменьшения L или увеличения D приводит к уменьшению нагружения фюзеляжа и уменьшению напряжений в его силовых элементах от изгибающего момента. Но это в свою очередь приводит к увеличению лобового сопротивления.

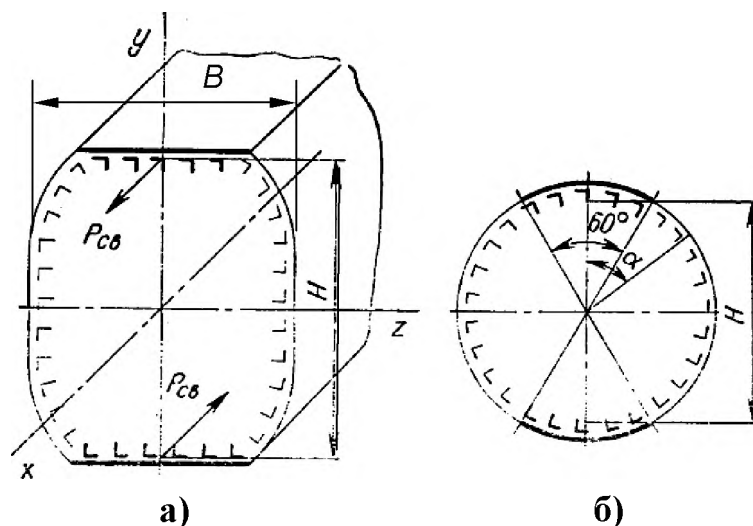


Рис. 3.9 Типы и параметры сечений фюзеляжа вертолета:
а- прямоугольное (овальное), б- круглое.

Большое влияние на лобовое сопротивление фюзеляжа вертолета оказывает закрытая капотами надстройка над его центральной частью (включает в себя главный редуктор, вентилятор, блок гидроусилителей, расходные топливные баки, генераторы и т.д.), за которой образуется застойная зона воздуха. Переполюя застойную зону, заторможенный воздух периодически выплескивается из нее и сносится потоком на РВ, стабилизатор и киль. Это вызывает повышенные пульсации воздушного потока в области РВ и оперения, которые на некоторых типах вертолетов одновинтовой схемы в определенном диапазоне скорости полета иногда сопровождаются низкочастотными колебаниями конструкции в азимутальной плоскости (так называемый «подсев»). Для устранения этого неблагоприятного явления в верхней части фюзеляжа вблизи перехода в хвостовую балку на некоторых типах вертолетов устанавливают аэродинамические гребни (один или два), которые способствуют непрерывному плавному истечению воздуха из застойной зоны и его организованному смещению с внешним воздушным потоком. Кроме того, аэродинамический гребень в определенной мере сглаживает завихрения и пульсации воздушного потока, вызванные корневыми участками лопастей и плохообтекаемыми вращающимися агрегатами НВ – втулкой и автоматом перекоса. Также важен анализ размещения воздухозаборников и систем выхлопа силовой установки.

3.3 Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей и их работа под нагрузкой

По конструктивно-силовым схемам фюзеляжи вертолетов делятся на ферменные и балочные.

В фюзеляже ферменной схемы силовыми элементами являются пояса фермы: лонжероны, стойки и раскосы в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Все виды нагрузок воспринимаются за счет деформаций статически неопределимой фермы. При этом в поясах фермы внутренние силовые факторы – растяжение и сжатие. Обшивка воспринимает внешние аэродинамические нагрузки и передает их на ферму. Ферма воспринимает все виды нагрузок: изгибающие и крутящие моменты, перерезывающие силы. В связи с тем, что обшивка не включена в силовую схему фюзеляжа, вырезы в ней не требуют значительных усиления. Наличие большого количества стержней затрудняет компоновку вертолета. Может возникнуть проблема отстройки от резонанса. Возможно поводка фюзеляжа после обработки, сложно создать плавные обводы фюзеляжа. Ферменная конструкция используется как основной силовой элемент фюзеляжа легких вертолетов и хвостовых балок (см. рис. 3.10 - 3.11).

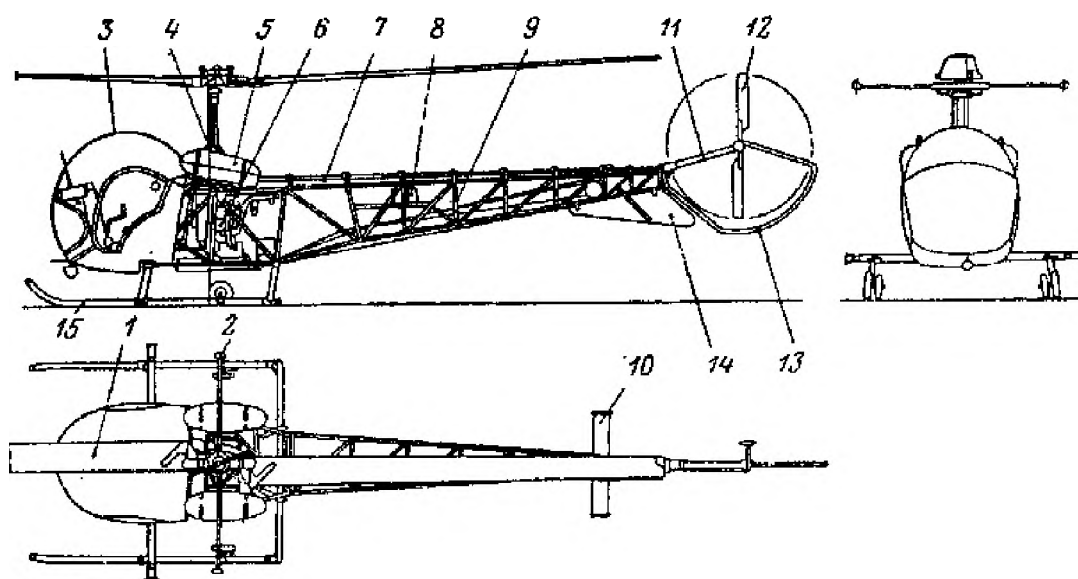


Рис. 3.10 Ферменный тип фюзеляжа легкого вертолета Bell-47:

1,2,4-элементы НВ, 3-пилотская кабина, 5-топливный бак, 6-центральная часть фюзеляжа, 7,8-элементы трансмиссии, 9-ферменная хвостовая балка, 10,14-оперение, 12-рулевой винт, 15-ползковое шасси.

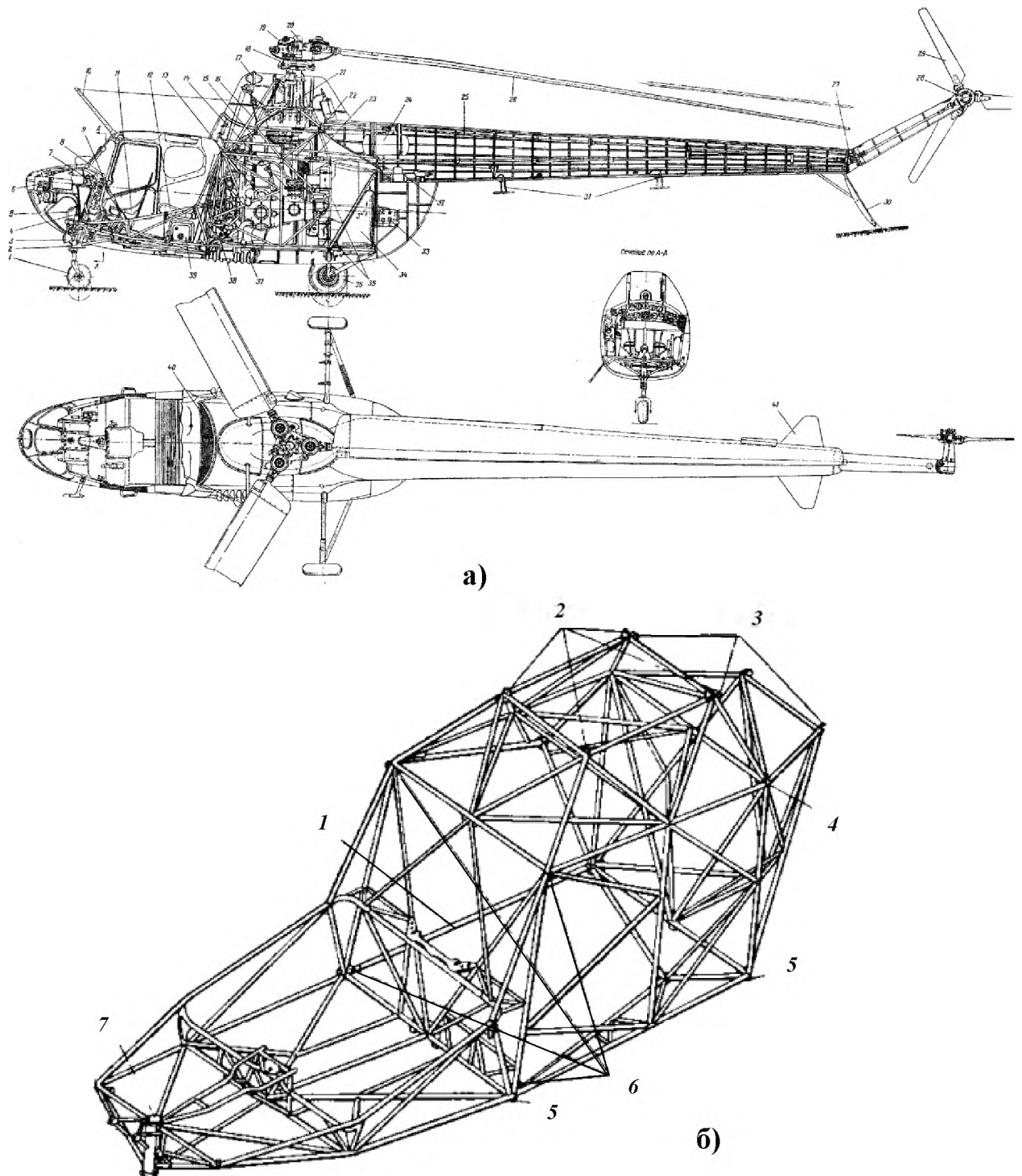


Рис. 3.11 Общий вид (а) и конструкция (б) ферменного типа фюзеляжа Ми-1:

а: 4,5- элементы фермы; 6-носовая часть пилотской кабины; 10- антенна; 13,14,15-ферма крепления двигателя; 17-обтекатель главного редуктора; 22,23-узлы крепления хвостовой балки; 25- стрингерная хвостовая балка; 32-обшивка фюзеляжа;34-топливный бак; 35-противопожарная перегородка;36-основная стойка шасси; 37-пол; 39-обшивка кабины экипажа; 40-воздухозаборник; 41- стабилизатор.

б: 1-съемный стержень фермы; 2-узлы крепления редукторной рамы; 3-узлы крепления хвостовой балки; 4-узел крепления стойки шасси; 5-опоры под домкраты; 6-узлы крепления каркаса кабины; 7-стакан крепления передней стойки шасси.

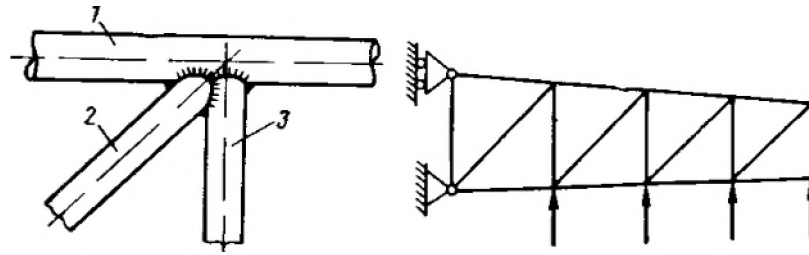


Рис. 3.12 Конструкция фермы и ее нагружение: 1- пояс, 2-раскос, 3-стойка.

Статическая прочность пространственной фермы хвостовой балки одновинтового вертолета зависит от распределения усилий в стержнях и напряжений, вызываемых этими усилиями в стержнях, а также в узлах крепления стержней и поясах фермы (рис. 3.12).

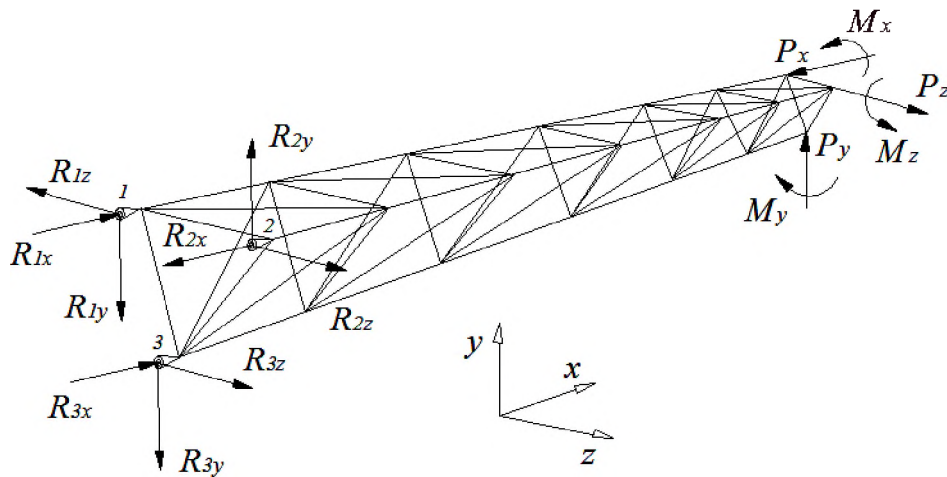


Рис. 3.13 Схема нагружения стержневой фермы хвостовой балки вертолета.

Для каждого из эксплуатационных случаев (по НЛГВ) можно определить три компоненты сил и три компоненты моментов (рис. 3.13), как суммы сосредоточенных и инерциальных сил P , изгибающих и инерциальных моментов M , действующих в узлах фермы. От этих нагрузок в узлах крепления хвостовой фермы к фюзеляжу появляются реакции R , которые передаются в виде усилий сжатия, растяжения и перерезывающих сил.

С ростом скоростей вертолетов, увеличением их грузоподъемности, а следовательно, и габаритов грузовых кабин ферменные фюзеляжи перестали удовлетворять предъявляемым требованиям. В настоящее время наиболее широко применяются фюзеляжи балочной конструкции, которая удовлетворяет современным требованиям.

Балочные фюзеляжи делятся на три конструктивно-силовые схемы по способу восприятия изгибающего момента, по составу продольного набора, которыми являются: лонжеронная, стрингерная и обшивочная (рис. 3.14).

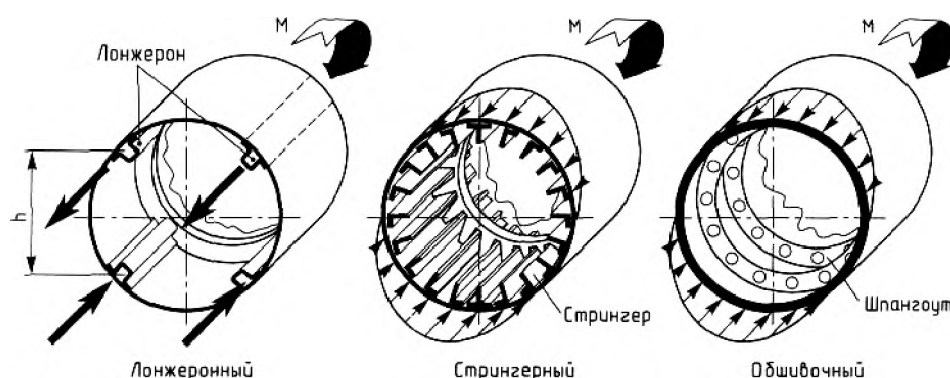


Рис. 3.14 Схемы нагружения различных типов балочного фюзеляжа.

Фюзеляжи современных вертолетов в подавляющем большинстве имеют балочную конструктивно-силовую схему. Основная конструкция включает продольный и поперечный набор, что является отличительной особенностью балочных фюзеляжей. Балочная схема позволяет максимально использовать объем кабины, создать необходимые обводы, включить обшивку в силовую схему, поэтому все вырезы в обшивке приходится окантовывать, что увеличивает массу фюзеляжа. Балочные конструкции фюзеляжа подразделяются на лонжеронные и моноблочные.

В *лонжеронных конструкциях* изгибающий момент воспринимается преимущественно продольными элементами — лонжеронами, а обшивка воспринимает местные нагрузки, перерезывающую силу и крутящий момент.

В *моноблочной конструкции* обшивка вместе с элементами каркаса воспринимает нормальные силы от изгибающих моментов. В настоящее время монолитные панели в конструкциях используются очень широко (см. рис. 3.15,а). Главными их недостатками являются высокая стоимость и опасность хрупкого разрушения. Комбинацией таких силовых схем являются *стрингерные фюзеляжи* с обшивкой, частично воспринимающей нагрузки, которая выполняется в виде тонкостенной оболочки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами.

Обшивочная конструктивно-силовая схема состоит из одной обшивки, одна часть сечения которой работает на растяжение, а другая - на сжатие от общего изгиба фюзеляжа. Поскольку тонкая обшивка обладает низкой устойчивостью при работе на сжатие или сдвиг, для ее подкрепления может быть применено очень частое расположение поперечных элементов — шпангоутов. Но более распространено использование многослойных панелей: двухслойной, например обшивки, подкрепленной гофром, или трехслойной, состоящей из двух листов обшивки с наполнителем между ними в виде сот, гофра или пенопласта. Такие панели имеют высокую устойчивость на сжатие и сдвиг. Разновидностью моноблочной конструктивно-силовой схемы фюзеляжа является монокок. Монокок из однородного материала (алюминиевые сплавы, композиты) предусматривает наличие обшивки и шпангоутов. Все силы и моменты воспринимает обшивка. Чаще всего монокок применяется для хвостовых балок вертолета. Многослойный монокок имеет трехслойные панели с тонкими несущими слоями, подкрепленными сотовыми наполнителями. Конструктивное выполнение трехслойных панелей весьма разнообразно и определяется материалами наружного и внутреннего слоев, видом наполнителя, методом соединения внешних слоев с наполнителем (рис. 3.15,б). Схема полумонок включает лонжеронную, лонжеронно-стрингерную и частично стрингерную конструктивно-силовые схемы.

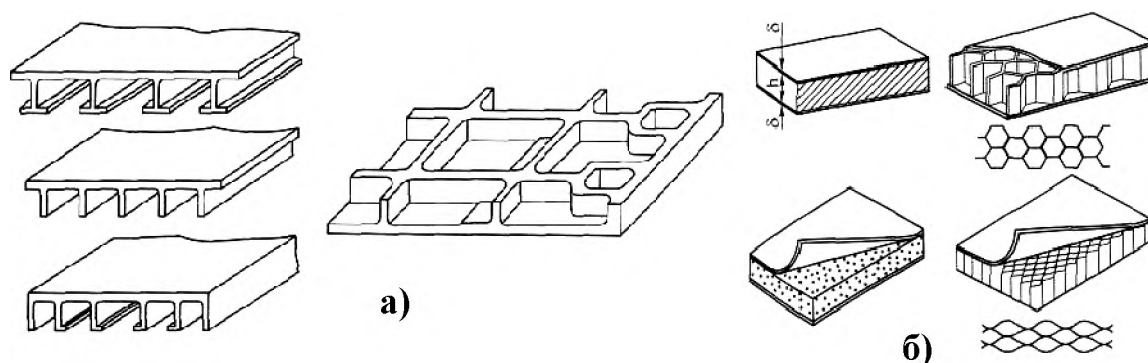


Рис. 3.15 Монолитные панели (а) и трехслойные обшивки (б).

Возможность применения тонких обшивок, хорошо подкрепляемых сотовым наполнителем, имеющим небольшую плотность, делает сотовые кон-

струкции резервом снижения массы фюзеляжа. Высокая удельная прочность и стойкость к вибрационным и акустическим нагрузкам определяют все растущее применение сотовых конструкций в качестве силовых элементов фюзеляжей вертолетов всех весовых категорий.

Выбор той или иной конструктивно-силовой схемы зависит от нагружения конструкции фюзеляжа, размеров и типа вертолета, от компоновки вертолета. Обшивочные и стрингерные схемы обладают более высокой живучестью, так как пробоина в обшивке или стрингерной панели компенсируется прочностью окружающего материала, в то время как разрушение лонжерона может привести к потере прочности всего сечения фюзеляжа.

3.4 Назначение и конструкция основных силовых элементов фюзеляжа

Продольный набор. В конструкции фюзеляжа продольный набор образован лонжеронами и стрингерами. Продольные элементы воспринимают осевые силы и изгибающие моменты и совместно с обшивкой нагружаются местной воздушной нагрузкой. Лонжероны в основном нагружаются изгибом. Стрингеры служат опорой обшивки, увеличивая ее жесткость.

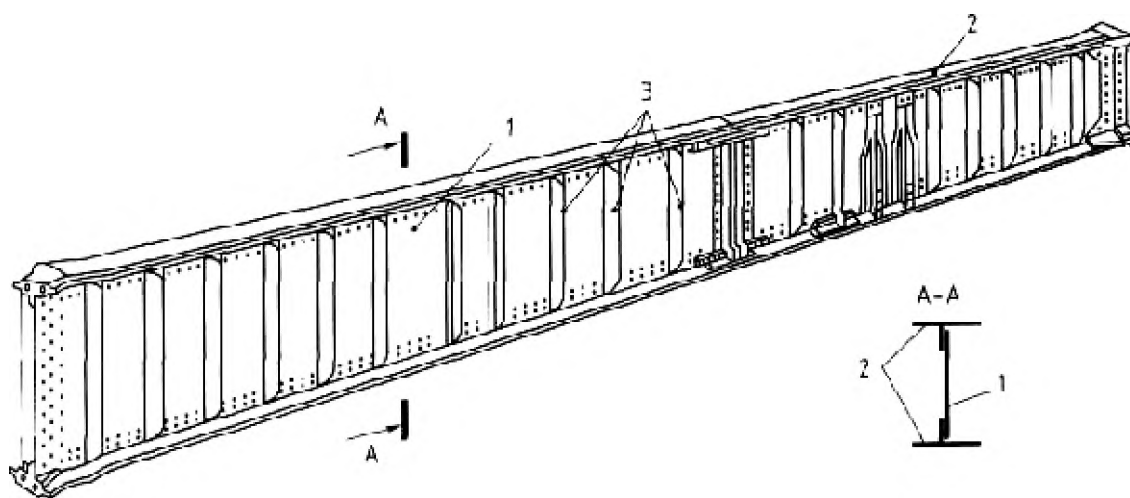


Рис. 3.16 Конструкция лонжерона:

1- стенка, 2- полка, 3- стойки.

Если обшивка и стрингеры относительно слабые, то лонжероны воспринимают основную часть изгибающего момента; такие конструкции принято называть "лонжеронными". Лонжероны состоят из стенки 1, поясов 2 и стоек 3 (рис. 3.16). Стенка служит для передачи перерезывающей силы и работает на сдвиг. Пояса работают на растяжение -сжатие. Минимальной массой обладает поперечное сечение, близкое к идеальному двутавру. Стойки служат для поддержки стенки от потери устойчивости (рис. 3.17 а,б).

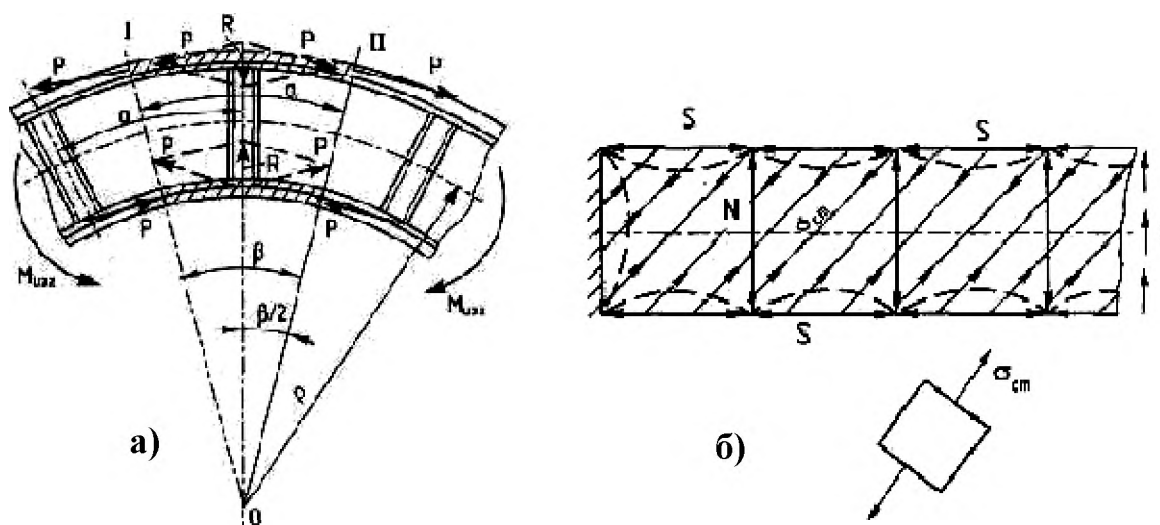


Рис. 3.17 Схемы нагружения элементов лонжерона:

а- при изгибе: P -сила в поясе, R -сила в стойке, б- при потери устойчивости стенки: S и N -сила сжатия в стойках и поясах.

Стрингеры поддерживают обшивку (рис. 3.18). Воспринимают изгибающий момент и осевые нагрузки (см. рис. 3.19) от которых могут потерять устойчивость. Кроме того через обшивку нагружаются поперечными силами. Т.е. стрингер – многоопорная балка, работающая на продольно-поперечный изгиб. Усиленный стрингер называется бимсом. Опорой для стрингера является шпангоут. Стрингеры размещают по периметру фюзеляжа с разным шагом. Изготавливаются из дюралевых профилей.

Поперечный набор. В конструкции фюзеляжа поперечный набор образован шпангоутами. Шпангоуты делятся: на силовые и несиловые. Силовые шпангоуты (рис. 3.20) воспринимают сосредоточенные нагрузки от других частей вертолета и от грузов внутри фюзеляжа.

Несилловые шпангоуты (рис. 3.21) обеспечивают заданную форму сечения фюзеляжа, поддерживают элементы продольного набора (обшивку, стрингеры, лонжероны) при их работе на сжатие и сдвиг.

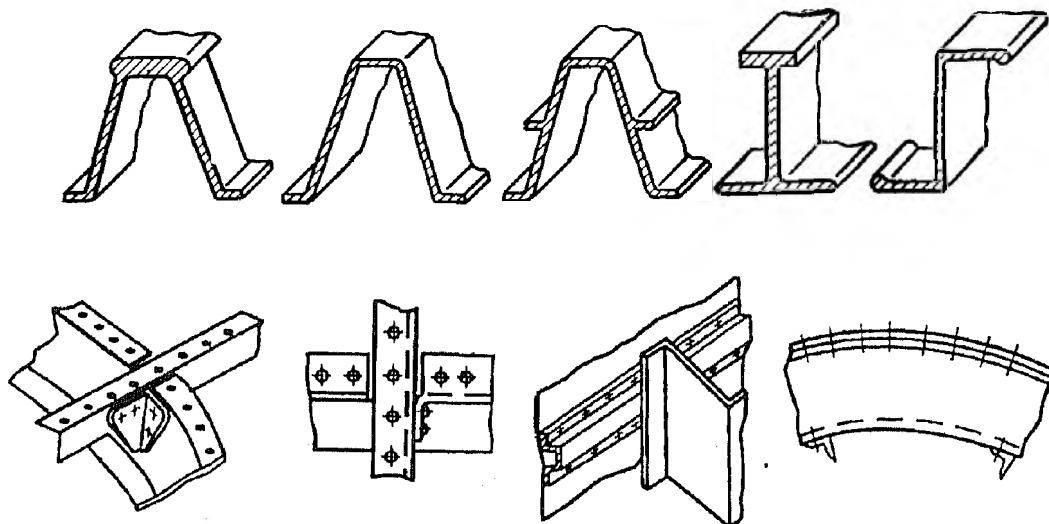


Рис. 3.18 Типовые сечения стрингеров и варианты их соединения со шпангоутами.

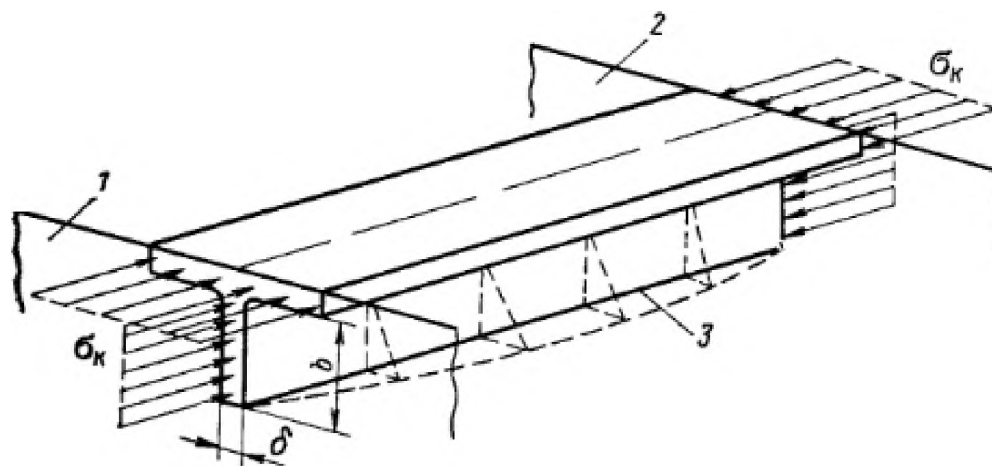


Рис. 3.19 Нагружение стрингера и его местная потеря устойчивости:

1,2- нервюры, 3- стрингер.

В местах крепления агрегатов, передающих на фюзеляж сосредоточенные силы (шасси, подредукторная рама, крыло и т. д.), на границе больших вырезов и разъемов ставятся силовые шпангоуты. Они представляют собой замкнутые рамы двутаврового сечения из штампованных поясов или рамы, частично зашитые листом. Для повышения критических напряжений стенку рамы подкрепляют ребрами жесткости в тех местах, где к шпангоуту прикла-

дываются сосредоточенные силы. Если эти силы не проходят в плоскости шпангоута, то в конструкции предусматриваются продольные элементы, перераспределяющие нагрузки. Поддерживая сжатые продольные элементы, несилловые шпангоуты предотвращают потерю устойчивости оболочки фюзеляжа при его изгибе. Различают две формы потери устойчивости. Общая потеря устойчивости фюзеляжа при изгибе характеризуется значительным искажением формы его сечения - формы шпангоута. При местной потере устойчивости фюзеляжа теряют устойчивость сжатые элементы продольного набора, расположенные между шпангоутами, например панели (стрингеры и обшивка), а форма шпангоутов не искажается.

Несилловые шпангоуты часто выполняют штампованными из листа с образованием поясов и стенки, что обеспечивает их работу на изгиб и сдвиг. По контуру обод шпангоута, как правило, разделен на части, стыкуемые между собой с помощью накладок, что облегчает технологию изготовления и сборки. Высота сечения несилловых шпангоутов обычно превышает высоту стрингерного набора, поэтому стрингеры, как правило, "перерезают" шпангоуты, проходя через просечки в них.

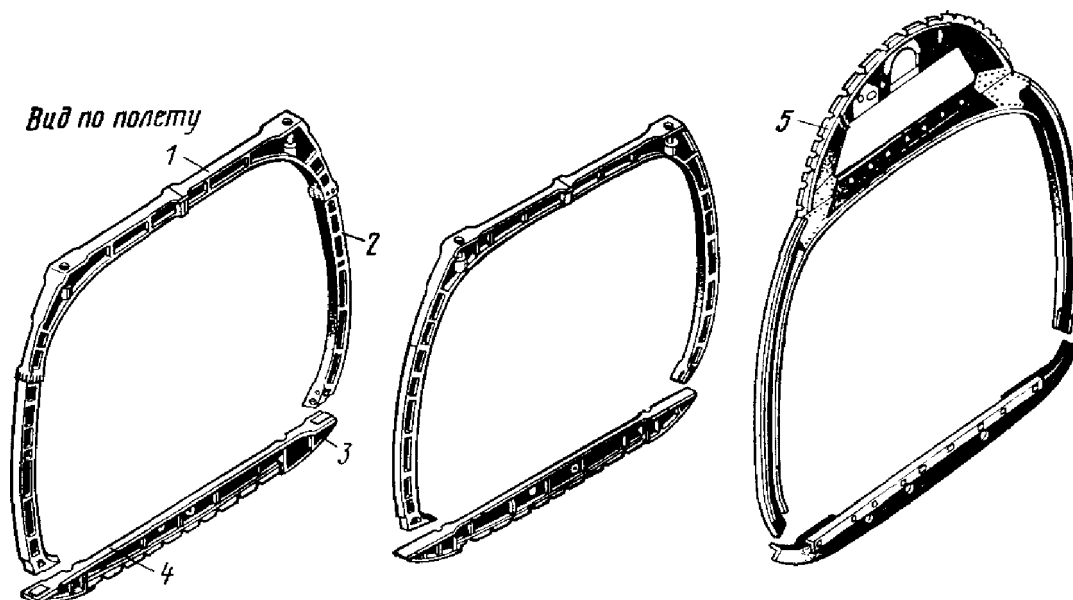


Рис. 3.20 Силовые шпангоуты центральной части фюзеляжа вертолета Ми-8 [8]:

1-верхняя балка, 2-боковая часть, 3-фитинг, 4-нижняя часть, 5-арочная часть.

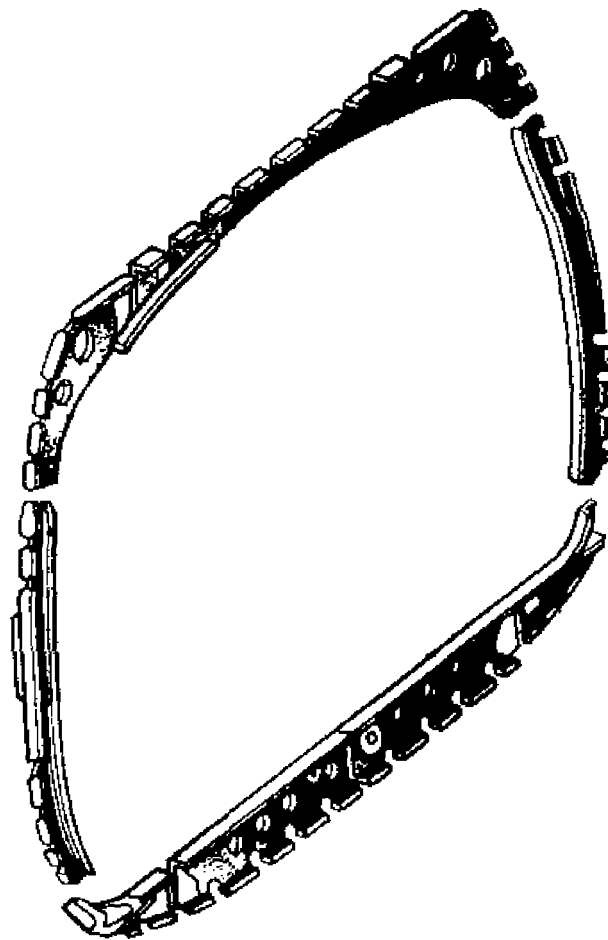


Рис. 3.21 Нормальный шпангоут центральной части фюзеляжа вертолета Ми-8 [8].

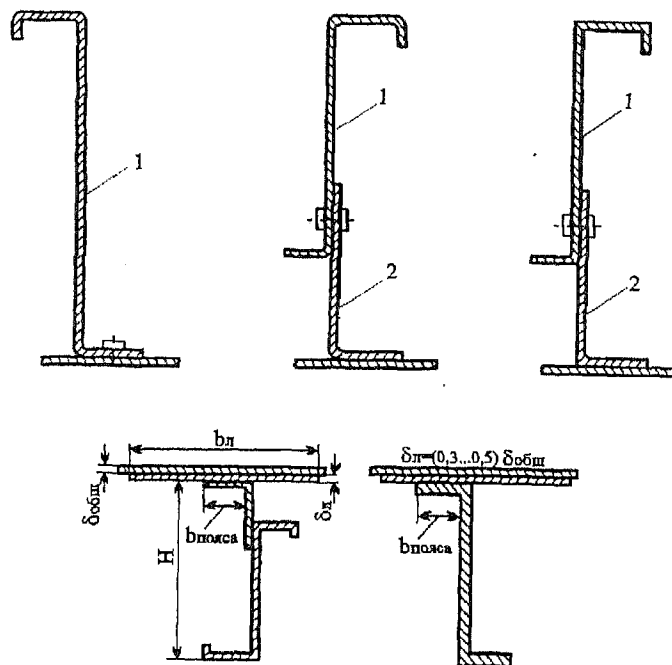


Рис. 3.22 Соединение продольных элементов с поясами шпангоута:
1-пояс шпангоута, 2-компенсатор.

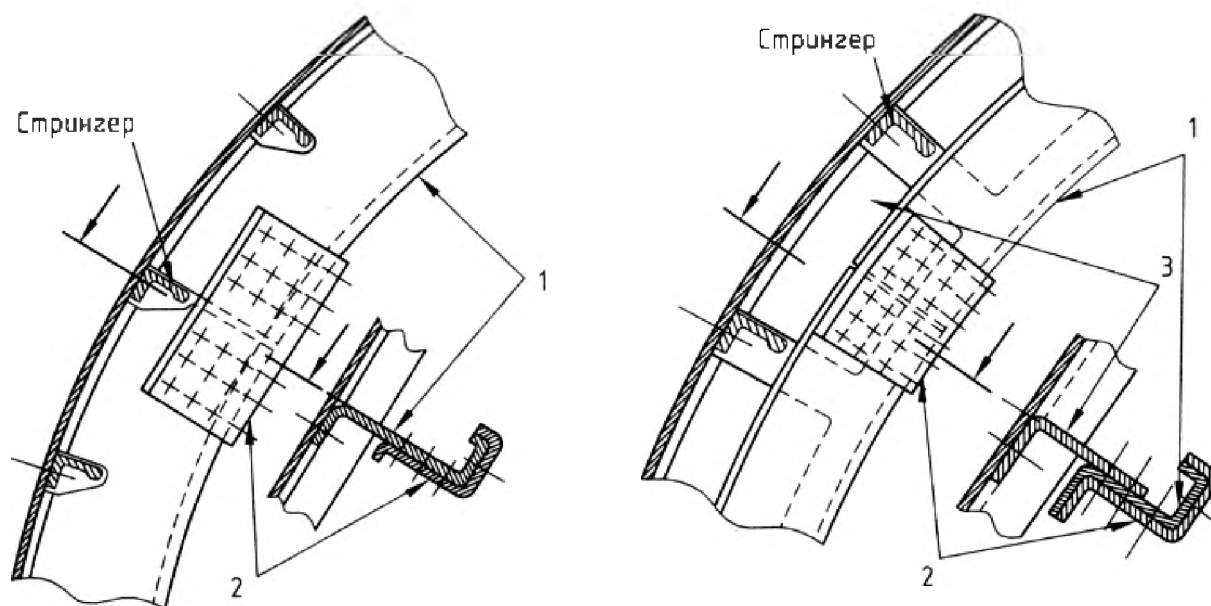


Рис. 3.23 Несиловые шпангоуты:

а- шпангоут с просечками для прохода стрингеров; б-шпангоут с компенсаторами;
1-шпангоут. 2-накладка. 3-компенсатор.

Чтобы не ослаблять шпангоут, стрингеры иногда пропускают под ним, а с обшивкой соединяют с помощью компенсаторов (рис. 3.22). Однако это сокращает внутренний полезный объем фюзеляжа вертолета. На рис. 3.23 показаны конструкции несиловых шпангоутов с просечками и без.

Шпангоуты нагружаются в своей плоскости и от действия нагрузок от стрингеров. Можно считать, что шпангоут не воспринимает сил, нормальных его плоскости (рис. 3.24).

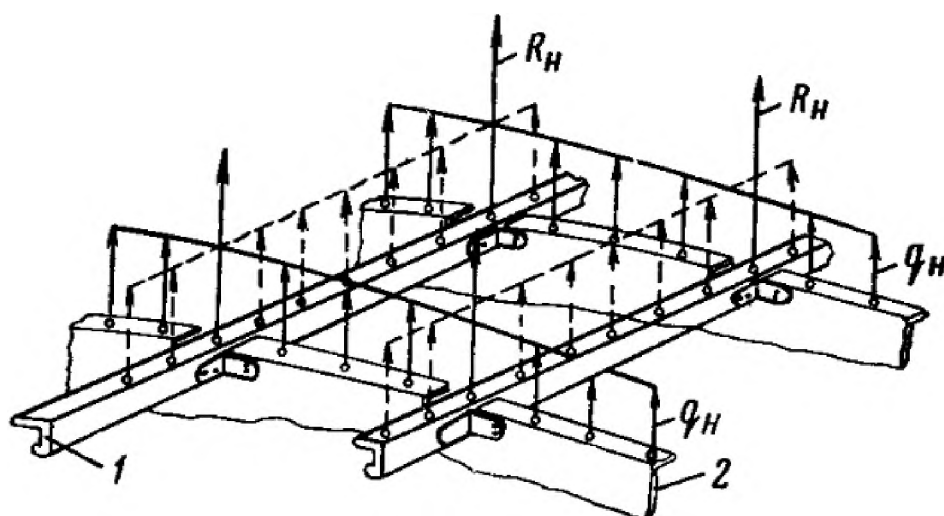


Рис. 3.24 Схема нагружения шпангоутов от стрингеров:
 R_n - сосредоточенная нагрузка, q_n - поток удельных касательных сил;
1- стрингер. 2-шпангоут.

При действии перерезывающих сил P в плоскости шпангоута, он работает на изгиб как криволинейная балка. Эпюры внутренних силовых факторов в шпангоуте показаны на рис. 3.25.

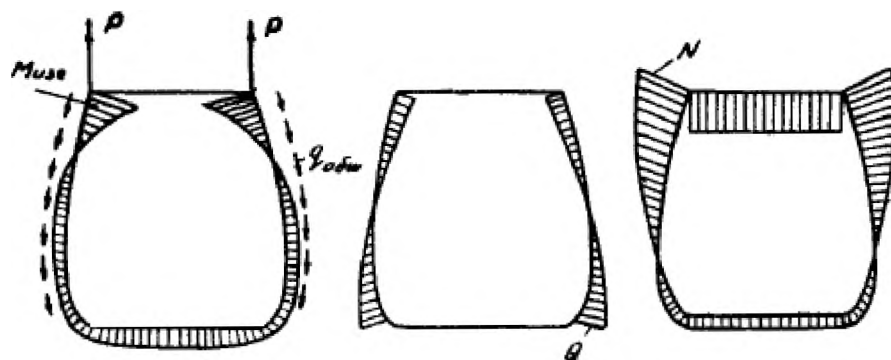


Рис. 3.25 Эпюры нагружения силового шпангоута:

$M_{изг}$ - изгибающего момента, Q - перерезывающих сил, N - растягивающих/сжимающих сил.

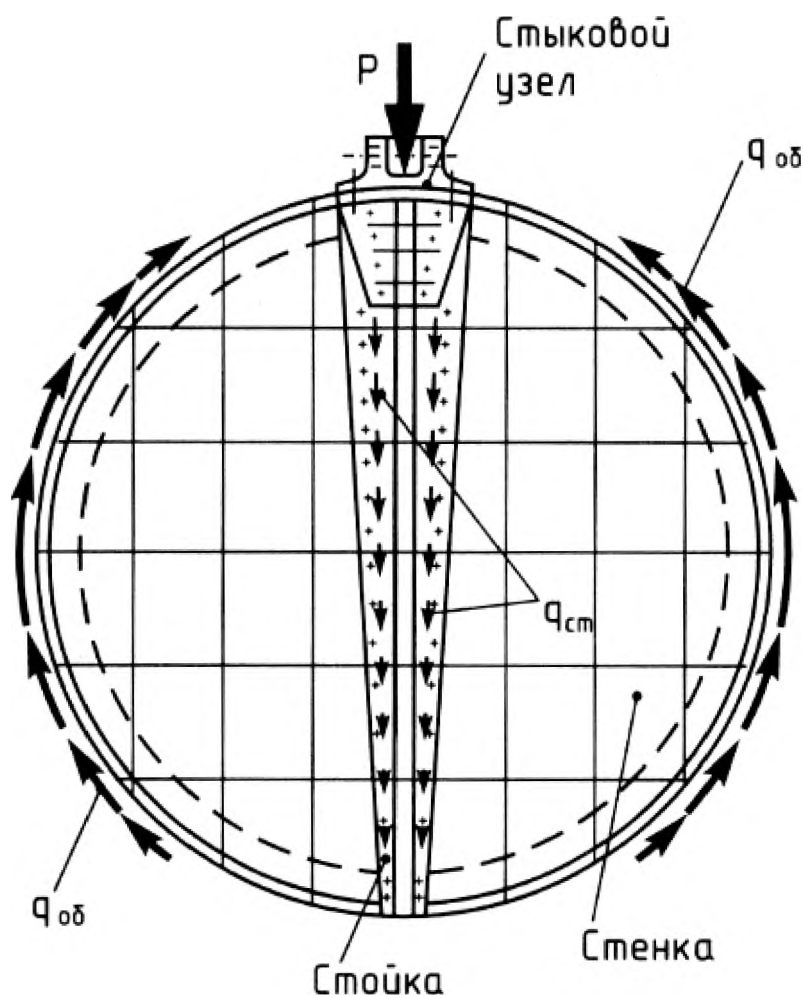


Рис. 3.26 Восприятие и передача нагрузки силовым шпангоутом:

P - сосредоточенная нагрузка, $q_{ст}$ - поток касательных сил в стенке,
 $q_{об}$ - поток касательных сил в обшивке.

Разнообразие нагрузок и конструктивно-компоновочных особенностей определяет многообразие конструкций силовых шпангоутов.

На рис. 3.26 стыковой узел силового шпангоута передает сосредоточенную нагрузку P (или ее составляющую в плоскости шпангоута) на элементы шпангоута, например стойку, которая преобразует сосредоточенную нагрузку в распределенную - поток удельных касательных сил $q_{см}$, нагружающих сдвигом стенку шпангоута. В свою очередь, стенка нагружает пояса шпангоута, которые передают удельную касательную нагрузку $q_{об}$ на обшивку боковых панелей фюзеляжа.

В отдельных случаях, чтобы избежать усиления продольных элементов и усложнения стыкового узла, передающего сосредоточенную нагрузку P , действующую наклонно к плоскости шпангоута, плоскость шпангоута наклоняют для полного восприятия этой нагрузки. Такие "косые" шпангоуты (аналогичные "косым" нервюрам в стреловидном крыле) можно встретить, например, в хвостовой части фюзеляжа в месте стыка с лонжероном стреловидного киля (рис. 3.27).

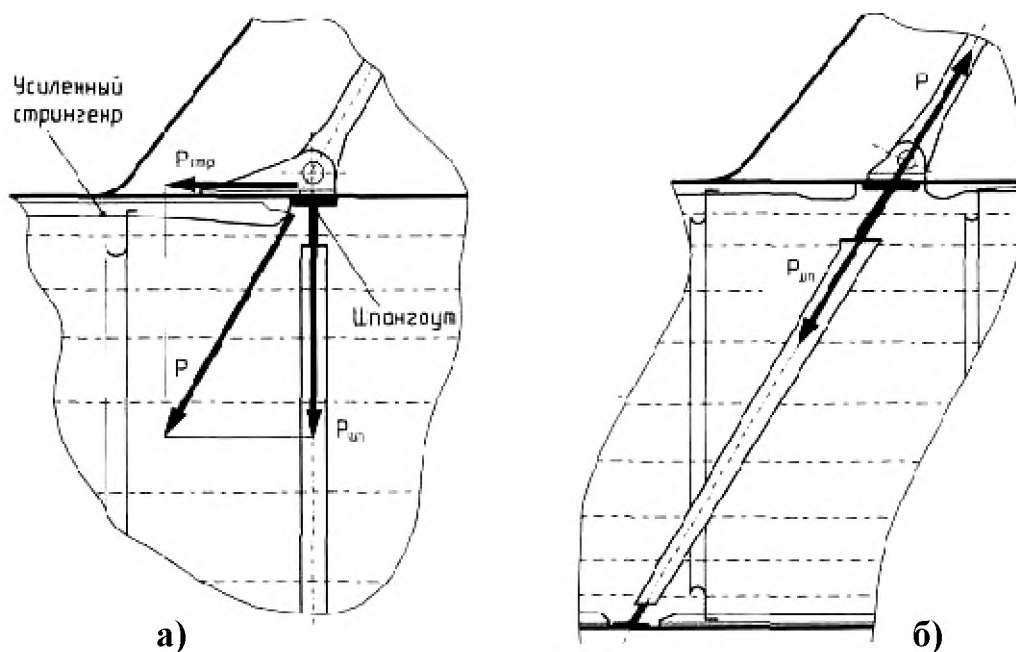


Рис. 3.27 Нагружение силового шпангоута: а- нормально наклоненного, б- "косого".

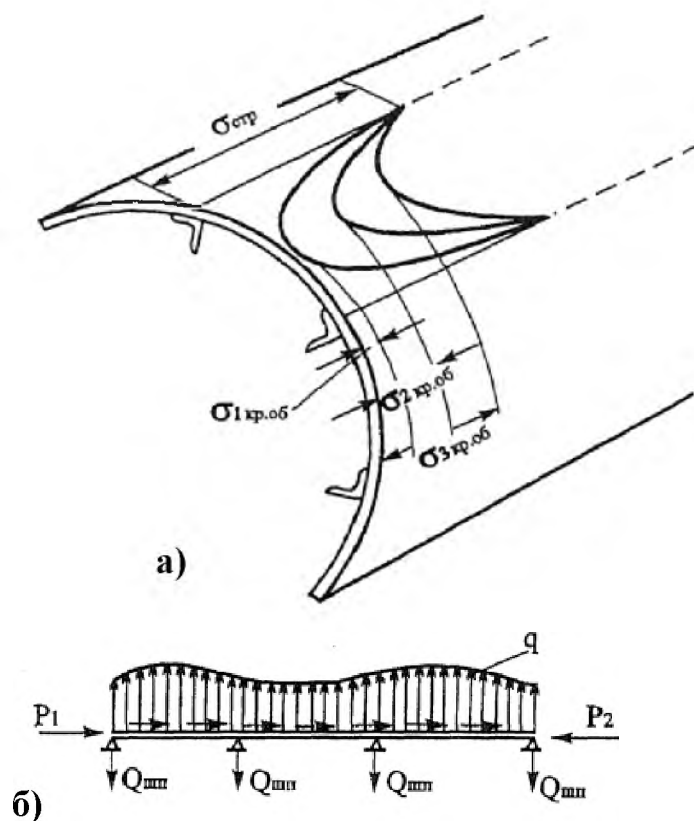


Рис. 3.28 Нагрузки, действующие на стрингеры и обшивку фюзеляжа:

- а- эпюры распределения нормальных напряжений на участке между стрингерами:
- $\sigma_{стр}$ - напряжения в поясе стрингера, $\sigma_{кр.об}$ - критические напряжения общей потери устойчивости обшивки; б- нагрузки, действующие на стрингер: P_1 и P_2 - силы сжатия,
- $Q_{шп}$ - усилие на пояс шпангоута, q -распределенная нагрузка.

Обшивка предназначена для придания фюзеляжу аэродинамической формы, защиты внутреннего пространства фюзеляжа от действия набегающего воздушного потока. Обшивка воспринимает воздушную нагрузку и передает ее на стрингеры и шпангоуты. Кроме того, обшивка работает совместно с подкрепляющими ее стрингерами на растяжение или сжатие от действия изгибающих моментов, а также на сдвиг от действия поперечных сил и крутящего момента (рис. 3.28).

Обшивка передает крутящий момент и перерезывающую силу, от действия которых в ней возникают касательные напряжения (рис. 3.29). Она воспринимает и часть общего изгибающего момента, при этом в обшивке возникают нормальные напряжения. Доля изгибающего момента, приходящаяся на обшивку, зависит от соотношения толщины обшивки и площади сечения продольного набора. По мере увеличения толщины обшивки отношение ее

критических напряжений к напряжениям в стрингере повышается, и доля изгибающего момента и осевой силы, воспринимаемых обшивкой, возрастает. Обшивка в процессе нагружения может терять устойчивость. Тонкая стенка после потери устойчивости продолжает работать, но в ней перераспределяются напряжения, что может привести к трещине и разрушению. Применение трехслойных сотовых панелей (см. рис. 3.30) позволяет существенно повысить критические напряжения потери устойчивости в обшивках.

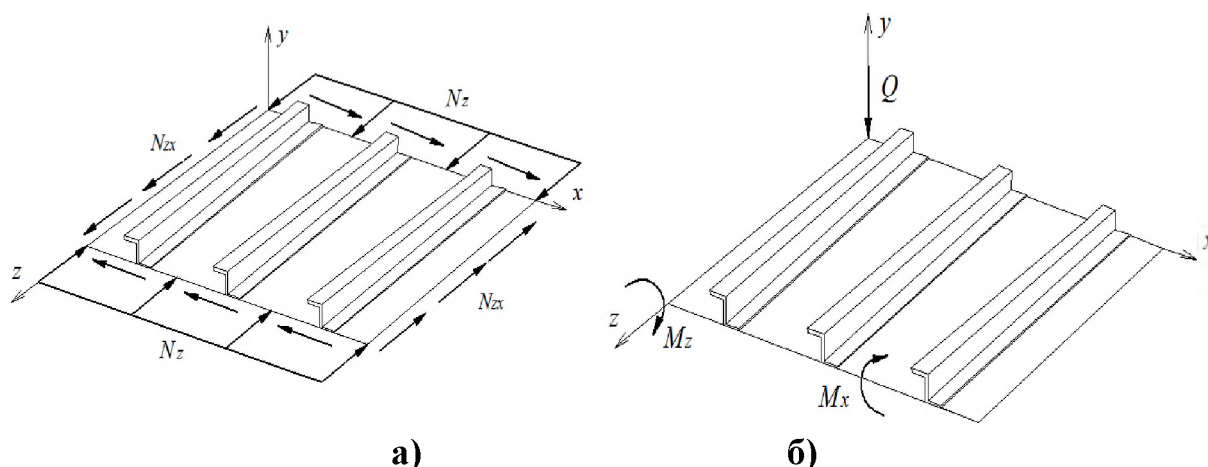


Рис. 3.29 Схемы нагружения подкрепленной панели: а- нагружение сжатием N_z и сдвигом N_{zx} , б- нагружение Q , изгибом M_x и кручением M_t .

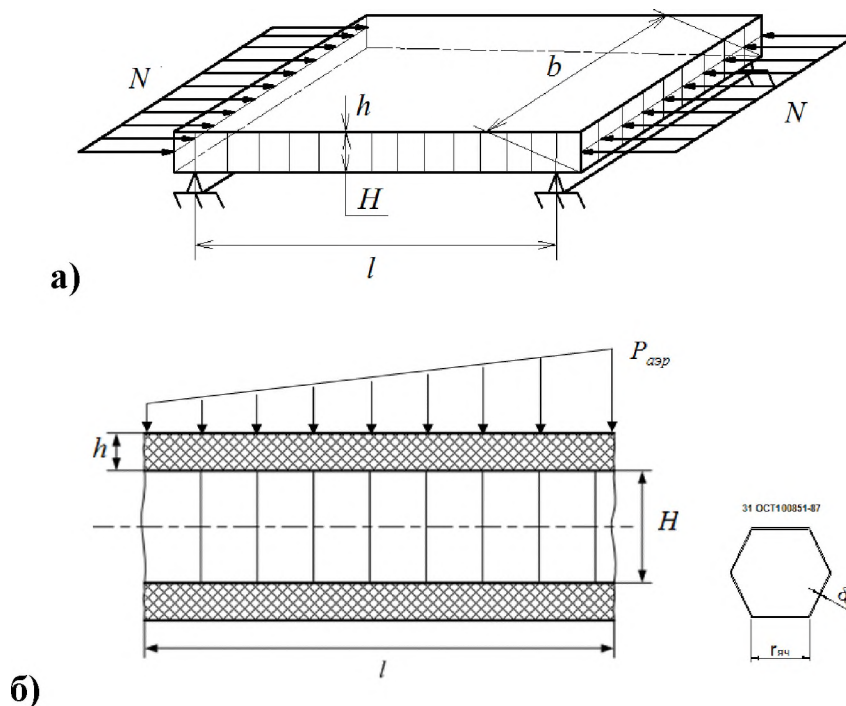


Рис. 3.30 Схемы нагружения трехслойной сотовой панели: а- сжатие от сил N , б- изгиб от P_{aer} - распределенной аэродинамической нагрузки. h - толщина обшивки, H - толщина сотового заполнителя. l, b - длина и ширина панели. $\Gamma_{яч}, \delta_{ф}$ - ширина и толщина ячейки.

3.5 Крепление агрегатов к фюзеляжу

Крепление различных агрегатов к элементам каркаса фюзеляжа, характеризуется схемой передачи сосредоточенных сил и моментов, от этих агрегатов, на силовые элементы фюзеляжа - силовым шпангоутам (рис. 3.31,а,б)

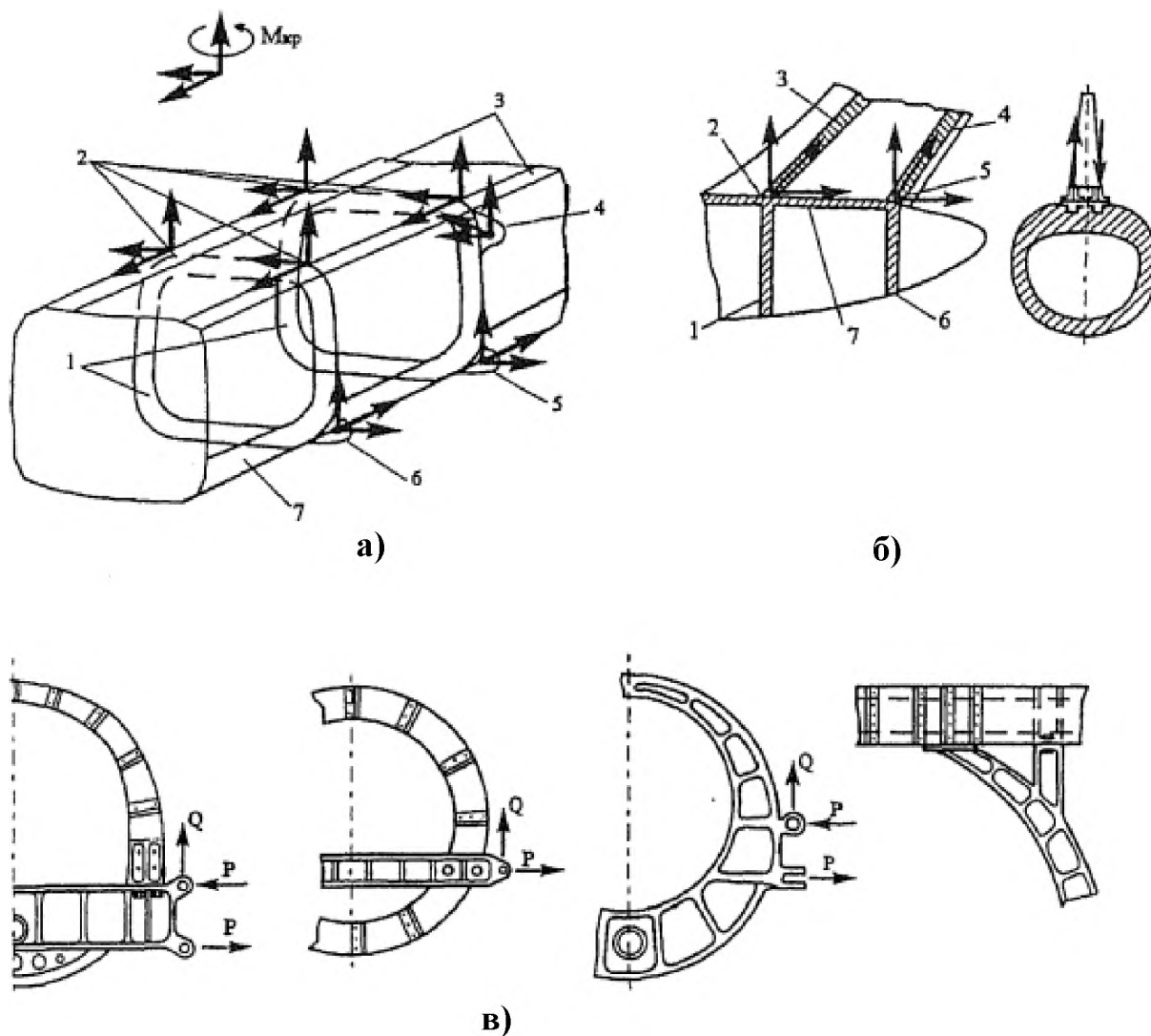


Рис. 3.31 Схема сосредоточенных сил и моментов приходящих на фюзеляж вертолета:

а- центральная часть фюзеляжа, воспринимающая нагрузки от НВ и основных стоек шасси: 1- силовой шпангоут, 2- узлы крепления главного редуктора, 3- лонжероны, 4,5,6 -узлы крепления стоек шасси, 7-усиленный стрингер. б - крепление киля к фюзеляжу: 1,6- усиленные шпангоуты, 2,5- узлы крепления киля, 3,4- лонжероны, 7-усиленный стрингер. в- силовые шпангоуты: P, Q - усиленный стрингер.

Целесообразно размещать на одном шпангоуте узлы крепления нескольких агрегатов, так как это приводит к снижению массы конструкции (рис. 3.31,в). Например, в центральной части фюзеляжа, шпангоуты воспринимают нагрузки от узлов крепления главного редуктора и основных стоек шасси.

Стыковочный шпангоут выполнен из дюралюминиевого профиля, к одной полке которого приклепаны стрингеры, а другая полка представляет собой фланец, по контуру которого расположены отверстия под болты для стыковки с ответным фланцем носовой части фюзеляжа.

3.6 Конструктивное оформление вырезов в фюзеляже

Вырезы в обшивке фюзеляжа делаются для дверей, окон, фонарей кабин, грузовых, смотровых, эксплуатационных и монтажных люков. Малые вырезы (лючки, окна пассажирского салона и др.) не влияют на работу общей силовой схемы фюзеляжа. Такие вырезы компенсируются либо посредством окантовки из рамами, либо путем включения крышек лючков в работу силовой схемы фюзеляжа. Вырезы должны иметь по своему периметру компенсаторы в виде усиленных поясов стрингеров и окантовок. Наибольшая площадь сечения компенсаторов должна быть на границе выреза с постепенным уменьшением их сечения в области регулярной зоны каркаса фюзеляжа.

При наличии больших вырезов (например, вырезов для фонаря, грузового люка, стоек шасси) в районе выреза применяют иную силовую схему и устанавливают балки-бимсы (рис. 3.32). Большие вырезы существенно влияют на распределение и характер силового потока напряжений в конструкции.

Рассмотрим особенности работы фюзеляжа в районе большого выреза. При поперечном изгибе фюзеляжа элементы каркаса верхнего и нижнего сводов работают на нормальные напряжения.

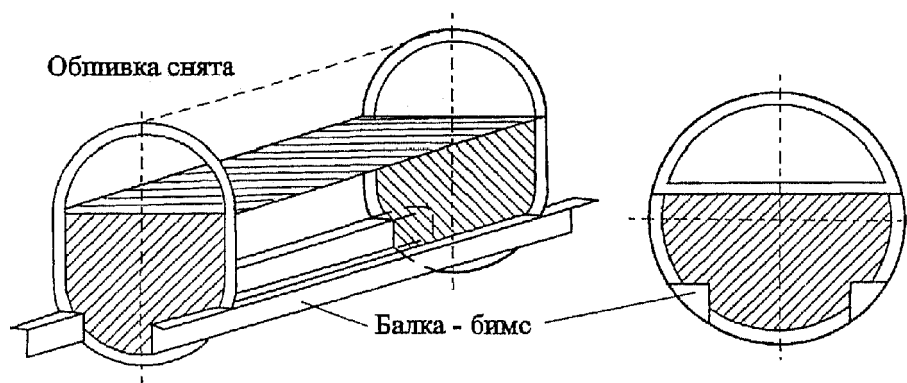


Рис. 3.32 Силовая схема усиления фюзеляжа в зоне больших вырезов.

На участках, примыкающих к вырезу, нижний свод включается в работу не на границе выреза, а на некотором удалении, на расстоянии, примерно равном ширине выреза. Поэтому усиленные стрингеры не заканчиваются у границ выреза, а продолжают на некоторую длину, компенсируя неполноценную работу каркаса вблизи выреза. Так как боковые панели непрерывны, то перерезывающая сила поперечного изгиба передается через зону выреза в виде касательных напряжений, таких же, как и вне выреза. При продольном изгибе и кручении изгибающий момент в зоне выреза воспринимается боковыми панелями так же, как и вне выреза. Горизонтальная перерезывающая сила на участке выреза воспринимается только верхней панелью. В передаче крутящего момента участвуют только боковые панели, так как лишь они способны воспринять его в виде пары сил. При этом боковые панели догружаются изгибающим моментом, так как фюзеляж в зоне некомпенсированного выреза работает на изгибное кручение.

Таким образом, при продольном изгибе и кручении фюзеляжа распределение касательных усилий в зоне выреза значительно отличается от распределения их в сечениях с замкнутым контуром. Для перераспределения усилий в обшивке на границах вырезов устанавливаются силовые шпангоуты. Силовой шпангоут (рис. 3.33) на границе выреза снимает с нижней панели ее долю перерезывающей силы и передает ее на верхнюю панель, а также снимает с горизонтальных панелей воспринимаемую ими часть крутящего момента и передает ее на боковые панели.

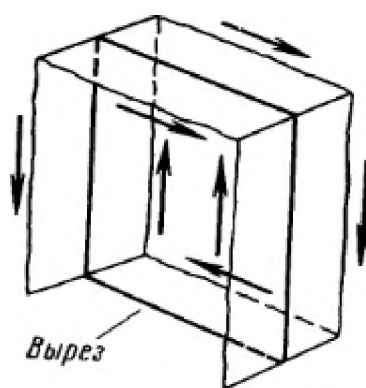


Рис. 3.33 Схема нагружения силового шпангоута, расположенного у края выреза.

3.7 Кабины и их оборудование

Кабинами в фюзеляже называются отдельные отсеки, предназначенные для выполнения определенных функций.

Кабина экипажа предназначена для размещения членов экипажа, командных органов управления вертолета, рычагов управления двигателями (РУД), рукояток и кранов управления различными агрегатами и системами вертолета, а также приборами контроля их работы.

Пассажирская кабина (салон) предназначена для размещения пассажиров в креслах и необходимых бытовых помещений (туалетов, гардеробов, багажных полок).

Грузовая кабина предназначена для размещения перевозимых грузов, средств их погрузки и выгрузки, швартовки и т.д.

Кабины экипажа и пассажирские теплозвукоизолированы и оборудованы системами вентиляции и отопления.

Требования к кабинам

Кабина экипажа должна обеспечивать экипажу наиболее благоприятные условия для выполнения полетного задания в соответствии с назначением вертолета. Кабина для пассажиров должна обеспечивать пассажирам удобное размещение и комфортные условия в течении полета. Грузовая кабина должна обеспечивать возможность быстрой погрузки и выгрузки грузов и их швартовку во время полета. Эти основные требования удовлетворяются:

- выбором места расположения кабины экипажа, рабочих мест экипажа, размером кабин и формой их поперечных сечений, углов обзора экипажа;

- рациональной компоновкой рабочих мест экипажа, пассажирского салона или грузовой кабины;

- использованием систем вентиляции, отопления;

- использованием теплозвукоизоляции кабин;

- откидными трапами, грузовыми рампами и средствами аварийного покидания вертолета

Кабины экипажа

Размеры и компоновка кабины экипажа зависят от состава экипажа, а состав определяется типом вертолета и его грузоподъемностью. Например, на легком вертолете Ми-2 экипаж включает двух человек (пилота и наблюдателя), тогда как на тяжелом вертолете Ми-26 экипаж включает уже пять человек (двух пилотов, бортмеханика или бортинженера, штурмана, радиста). Каждый из членов экипажа имеет свое рабочее место, снабженное соответствующим оборудованием. Размеры рабочих мест определяются габаритами их пультов и средними размерами тела человека. Кресла этих членов экипажа часто делают вращающимися относительно вертикальной оси для удобства работы и обеспечения визуальной связи между членами экипажа.

К рабочим местам пилотов предъявляются более строгие требования. Положение пилота в кабине должно обеспечить минимальную утомляемость, возможность приложить максимальные усилия к командным рычагам управления, удобство наблюдения за приборами и возможность быстрого воздействия на все органы управления. Кресла пилотов делаются регулируемыми с возможностью изменения положения как по высоте, так и по длине кабины.

Особое внимание уделяется обеспечению хорошего обзора пилотам из кабины. Пилот должен иметь следующие минимальные углы обзора из кабины пилота: вперед -вниз $15-20^{\circ}$, вперед-вверх 30° , в стороны $\pm 90^{\circ}$. Обзор из кабины обеспечивается наличием фонаря (см. рис. 3.34).

Обычно каркас фонаря выполняется в виде рам из магниевых сплавов или штамповок из хромансильевых листов. С развитием новых технологий полимерных композиционных материалов - особенно углепластиков, они стали использоваться в конструкции каркаса фонаря.

Остекление фонаря обычно состоит из одиночных или двойных органических стекол. Смотровые стекла пилотов часто выполняются из силикатного стекла типа триплекс с внутренним электрообогревом. Для очистки стекол от грязи, снега, брызг дождя применяются автоматические дворники.

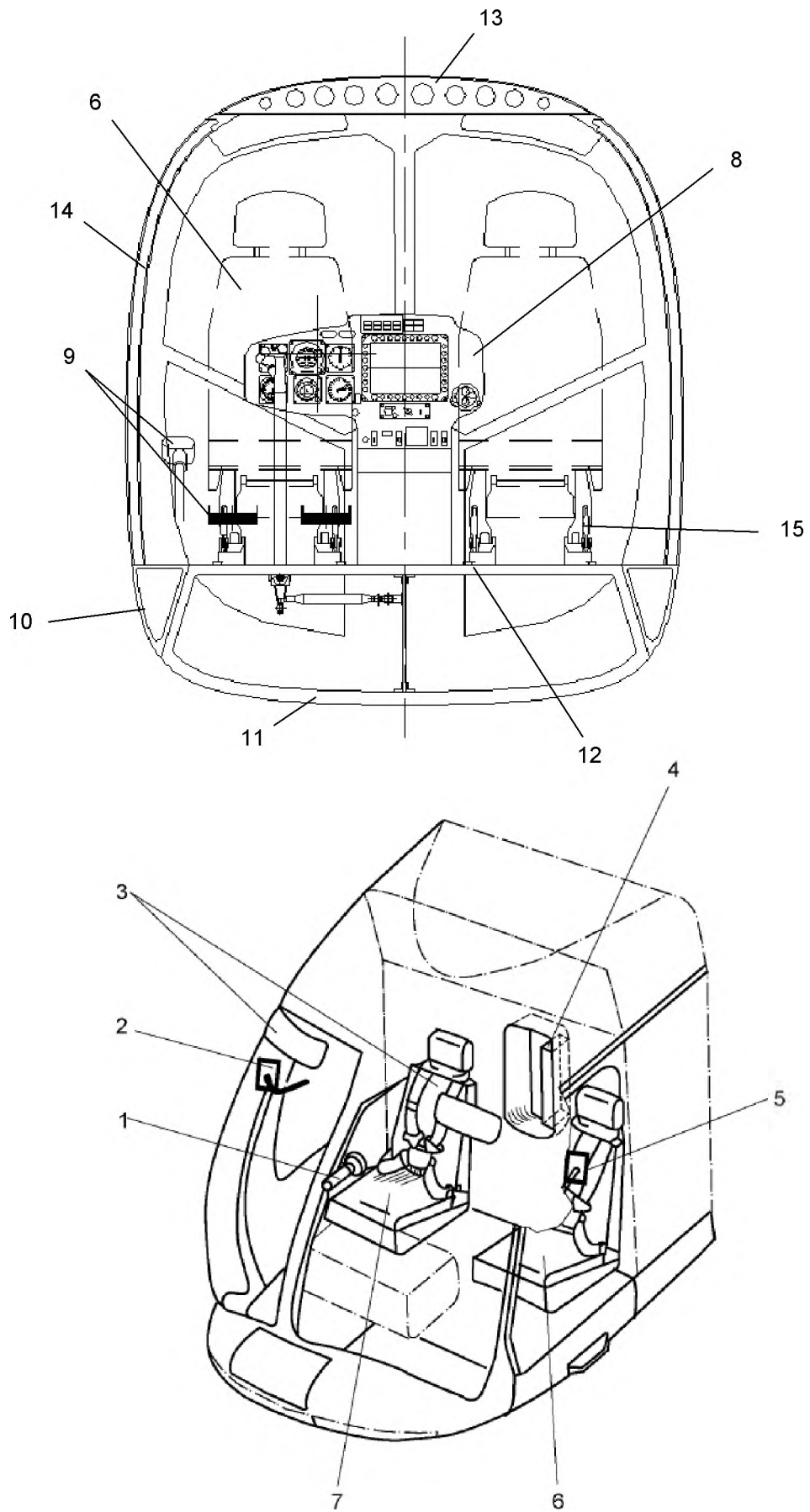


Рис. 3.34 Конструкция кабины экипажа вертолета Ка-226 [12]:

1.4.5-оборудование, 2-зеркала заднего вида, 3-солнцезащитные козырьки, 6- кресло пилота, 7- кресло второго члена экипажа, 8-приборная доска, 9-органы управления, 10-бимс, 11,14-панели, 12-пол, 13-потолочная панель, 15- крепление кресел.

Кабина экипажа оснащается дверями для входа и выхода из вертолета. Часто двери делают сдвижными по полету на салазках. Небольшая высота пола над уровнем земли позволит обходиться без трапа или подножек. Передние двери снабжены сдвижными форточками и блистерами для улучшения обзора вниз. Между передними креслами обычно располагают огнетушитель и аварийную радиостанцию (121,5 мГц). Рабочее место командира вертолета – может быть правое или левое. Экипаж вертолета может состоять из одного или двух (при тренировках и обучении) человек. Второе управление съемное. По желанию клиента вертолет может поставляться с установленным или снятым вторым управлением. Вентиляция кабины обычно производится через сдвижные боковые форточки, а также через специальный регулируемый лючок от скоростного напора. Обогрев кабины производится электровентилятором с регулируемым подогревом.

Все надписи на приборной доске и внутри кабины выполнены на русском или английском языке. Приборная доска обычно выполняется единым центральным пультом для двух пилотов. Такая компоновка обеспечивает наблюдение за показаниями приборов с двух передних мест кабины и сохраняет отличный закабинный обзор пространства.

Правильное размещение экипажа, обеспечивающее удобство его работы и хороший обзор из кабины, является одной из важнейших задач объемно-весовой компоновки. Размещение членов экипажа и расположение приборных досок, пультов, рукояток и рычагов управления должны удовлетворять требованиям Авиационных правил (АП-29 /АП-27) и, как правило, регламентируются соответствующими стандартами (см. рис. 3.35 - 3.37).

Рычаги управления как отдельными агрегатами и системами, так и вертолетом в целом, размещаемые в кабине на рабочем месте летчика, должны быть достигаемыми для него и видимыми с его рабочего места. Наиболее часто используемые рычаги управления, а также предназначенные для наиболее сложных этапов полета и в аварийных ситуациях, должны размещаться в наилучших по достигаемости и обзору зонах (рис. 3.38).

Рычаги управления, используемые в менее напряженных этапах полета, могут быть установлены в местах, достигаемых для летчика, но обозреваемых при некотором отклонении от основного рабочего положения или с поворотом головы. Ручка управления, педали и рычаг шаг-газ, практически непрерывно и одновременно используемые в полете, расположены относительно кресла летчика с соблюдением физиологических требований, т.е. так, чтобы пользование ими было наименее утомительно.

Расположение, окраска и форма рычагов, кнопок, используемых в аварийной обстановке, должны обеспечивать их быстрое опознавание и безошибочные действия ими. При этом следует исключить возможность их непроизвольного включения и выключения в полете путем установки блокировочных устройств (защелки, колпачки и т.п.).

Приборы, устанавливаемые на приборной доске и используемые летчиком для пилотирования, навигации и контроля работы силовой установки и систем вертолета, должны быть хорошо видны с рабочего места летчика, когда его взгляд направлен вперед по направлению полета при небольших отклонениях летчика от его основного положения в кресле.

Пилотажно-навигационные приборы, составляющие основную группу приборов, выдающих информацию о положении вертолета в пространстве и направлении его движения, должны занимать центральное место на приборной доске и быть постоянно в поле зрения летчика.

Для обеспечения аварийного покидания вертолета в кабине экипажа есть аварийные выходы, в число которых входят входные двери и эксплуатационные люки, причем их размеры и расположение отвечают приведенным в Авиационных правилах АП-29/АП-27 требованиям. Согласно АП-29, аварийные выходы в кабине экипажа должны располагаться на обоих бортах фюзеляжа или в виде верхнего люка. Каждый аварийный выход для летного экипажа должен иметь достаточные размеры и быть расположен так, чтобы обеспечивалась быстрая эвакуация летного экипажа.

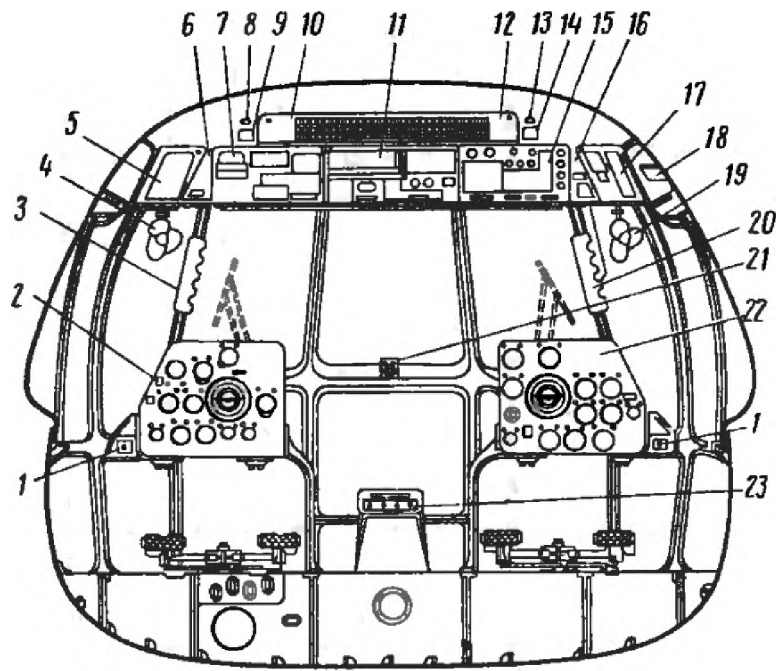


Рис. 3.35 Общий вид пилотской кабины вертолета Ми-8 [8]:

1-щиток управления фарами, 2,22- левая и правая приборные доски, 3,20-светофильтры, 4,19-вентиляторы, 5,17-левая и правая боковые панели электропульты, 6,16-левый и правый электрощитки, 7,15-левая и правая панели электропульты, 8,13-плафоны, 9,14-радиооборудование, 10,12-левая и правая панели АЗС, 11-средняя панель электропульты, 18-щиток предохранителей, 21-компас, 23-пульт автопилота.

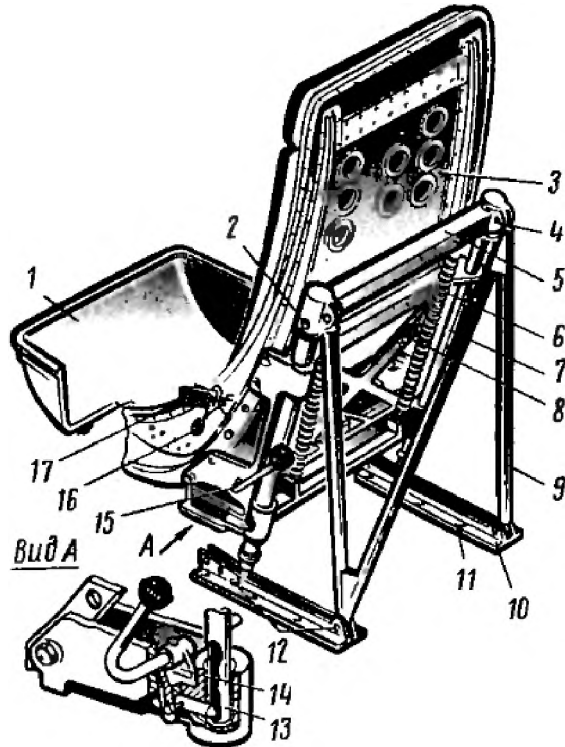
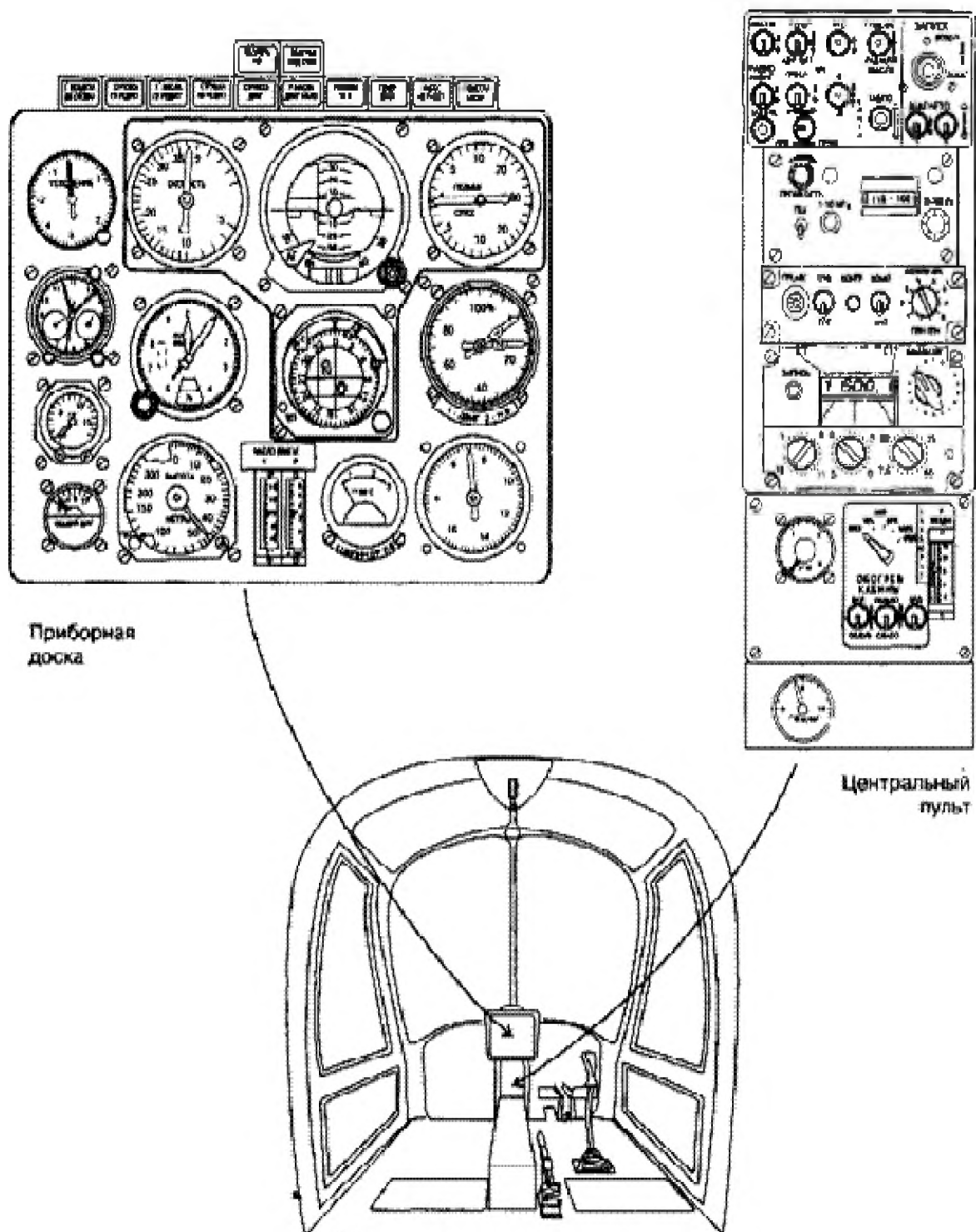


Рис. 3.36 Конструкция сидения пилота вертолета Ми-8 [8]:

1-чашка, 2,4,10-болты, 3-спинка, 5-траверса, 6-пружины, 8-литая рама, 7-направляющие, 8-рама, 9-стойки, 11-кронштейны крепления кресла, 12-шпильки,13-втулки, 14-поводок, 15-фиксаторы, 16-рукоятка стопорного механизма, 17-привязные ремни.



Приборная
доска

Центральный
пульт

Приборная доска и центральный пульт на вертолетах,
где выключатель преобразователя ПТС расположен
на центральном пульте.

Рис. 3.37 Компоновка кабины экипажа и приборной доски вертолета Ми-34С1.

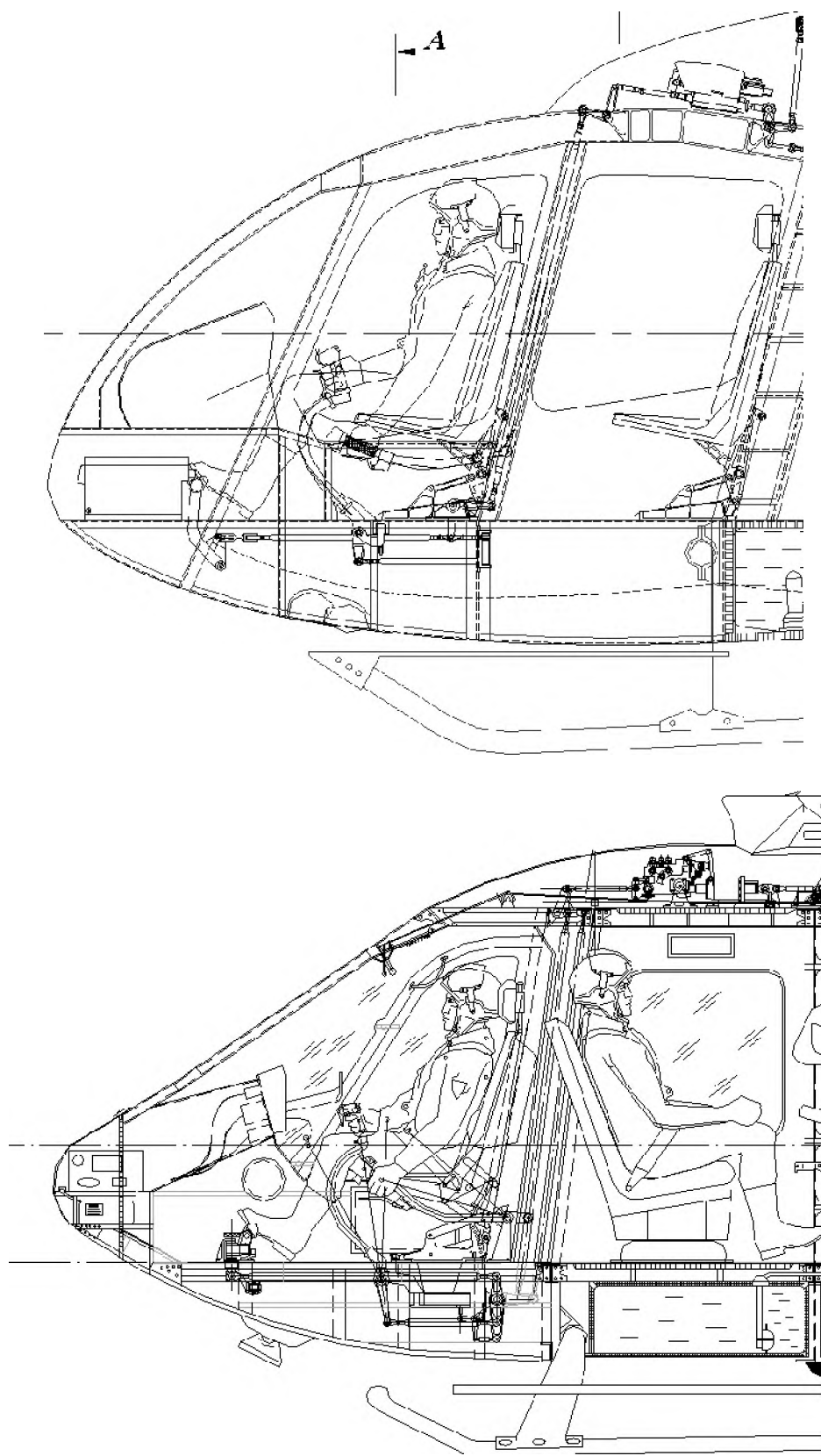


Рис. 3.38 Примеры компоновки агрегатов кабин экипажа.

На рис. 3.39 показан фонарь кабины современного вертолета Ка-226.

Фонарь кабины имеет остекление большой площади, что обеспечивает хороший обзор. Остекление фонаря выполнено из ориентированного органического стекла и включает: два лобовых стекла, два нижних стекла, два верхних стекла, два стекла-блистера в дверях кабины экипажа.

Стекла крепятся к каркасу фонаря прижимными планками на герметике. Стекла блистеры крепятся к панели двери резиновым профилем.

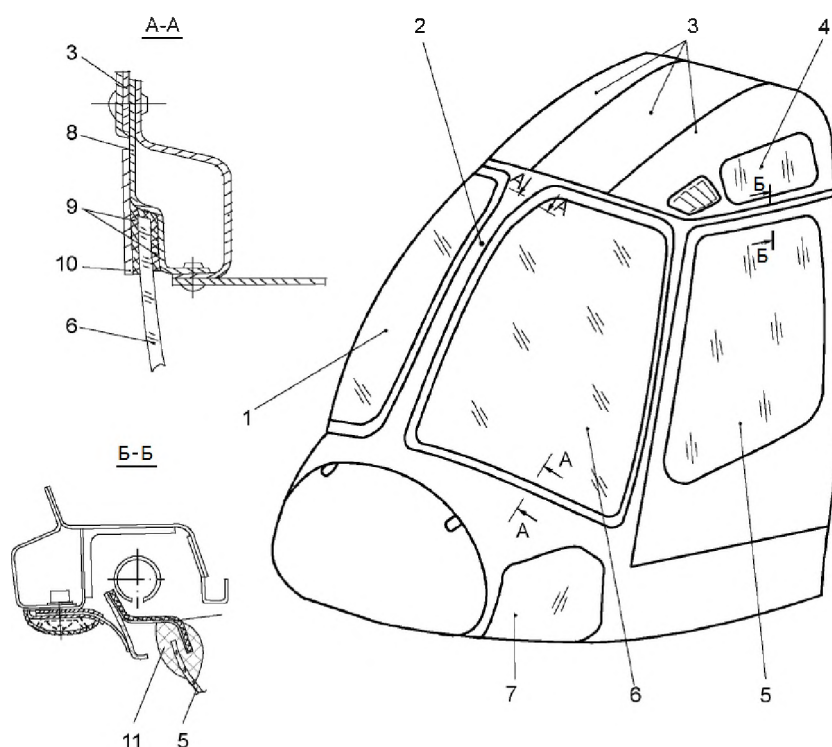


Рис. 3.39 Остекление кабины пилотов вертолета Ка-226 [22]:

1-правое лобовое стекло, 2-центральная стойка фонаря, 3-верхние панели фонаря, 4-верхнее левое стекло, 5-блистер левой двери, 6-левое лобовое стекло, 7-левое нижнее стекло, 8-профиль, 9-герметик, 10-прижимная планка, 11-резиновый профиль.

Оборудование кабины экипажа вертолета "АНСАТ-У" включает в себя сиденья летчиков, коврик и внутреннюю отделку.

В качестве сиденья летчика используется кресло (см. рис. 3.40).

Сиденье 14 выполнено из дюралюминия. Сиденье крепится к полу платформой 2 через подкос 6 и раму 7. Заголовник 4 служит для защиты головы пилота и выполнен регулируемым по высоте.

На сиденье и заголовник установлены мягкие подушки из пенополиуретана, обшитые тканью. Материалы подушек выполнены из негорючих материалов.

Четырехточечная привязная схема – для фиксации пилота в кресле.

Два плечевых ремня 9 имеют инерционный механизм 5, обеспечивающий подвижность тела пилота в нормальных полетных условиях и автоматическое стопорение ремней при действии перегрузок аварийной посадки.

Кресла членов экипажа снабжены плечевыми и поясными ремнями с быстроскрывающимся замком. Плечевые ремни оборудованы инерционным механизмом подтяга и автоматического стопорения ремней. При индивидуальной предварительной подгонке плечевых ремней управление инерционным механизмом осуществляется летчиком рукояткой, при повороте которой происходит их фиксирование или освобождение. При резком вытягивании плечевых ремней во время перегрузок происходит их автоматическое стопорение.

В зависимости от роста членов экипажа, каждое кресло может быть отрегулировано по высоте и по горизонтали, а также имеется возможность изменять наклон. Ремни должны надежно соединяться замком и быстро, без заеданий, рассоединяться. Поэтому плечевые 9 и поясные 11 ремни имеют центральный единый замок 10, позволяющий пилоту быстро освободиться от кресла при необходимости. Система регулирования по росту 1 обеспечивает регулировку в направлениях: вверх-вниз и вперед-назад. Регулировка выполняется вручную.

Рукоятки регулировки хода расположены на левой стенке каркаса. Ручка механизма стопорения 15 расположена на правой стенке каркаса. Масса кресла – 13,5 кг.

Кресло должно свободно перемещаться и фиксироваться в вертикальном положении и отклоняться на $(21+5)^\circ$ при установке шпилек в переднем положении и на $(19+4)^\circ$ - в заднем положении.

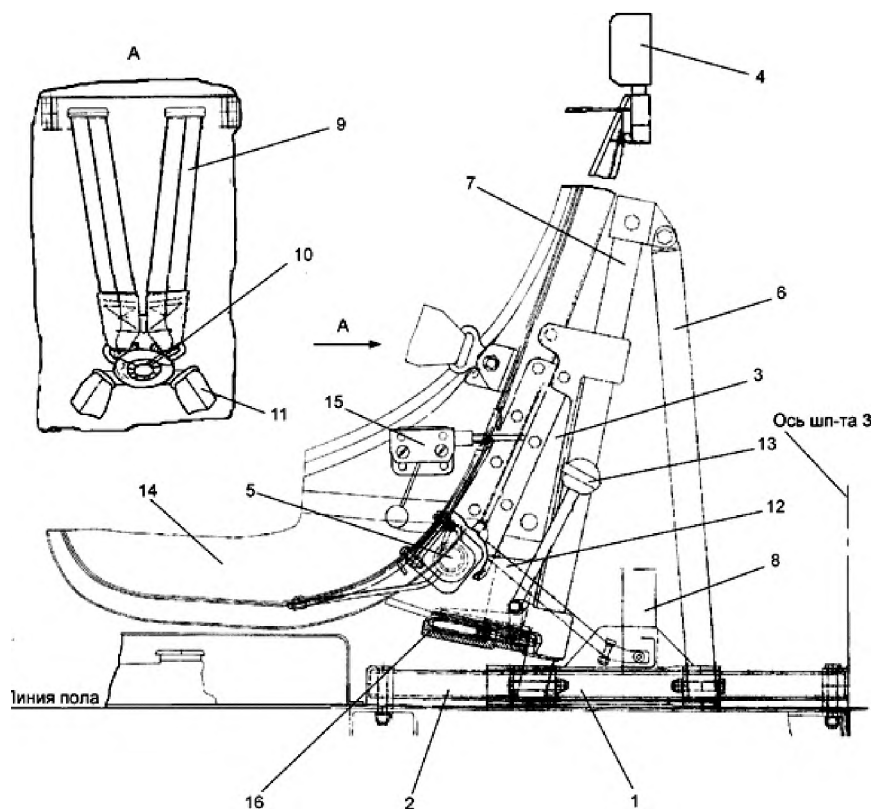


Рис. 3.40 Кресло пилота вертолета "АНСАТ-У" [15]:

1 - система регулирования кресла по росту; 2 - платформа; 3 - каркас; 4 - заголовник; 5 - инерционный механизм; 6 - подкос; 7 - рама; 8 - фиксатор горизонтального положения; 9 - плечевые ремни; 10 - замок; 11 - поясные ремни; 12 - ручка регулировки по горизонтали; 13 - ручка регулировки по вертикали; 14 - сиденье; 15 - ручка стопорения плечевых ремней; 16 - фиксатор вертикального положения.

Сиденье пилота вертолета Ми-2 (рис. 3.41) состоит из чашки 1 и спинки, склепанных из дюралюминиевого сплава. К полу кабины сиденье крепится при помощи стремянки и кронштейнов. Стремянка состоит из двух передних 4 и двух задних 3 стоек, по которым сиденье может перемещаться по высоте. При этом сиденье в различных положениях стопорится фиксаторами путем поворота ручки 5. Задние стойки 3 стремянки служат подпорками и создают наклон спинки сиденья. Стойки 3 крепятся к кронштейнам 6. Сиденье пилота снабжено привязными ремнями 2, а также легкоъемными мягкими подушкой и спинкой из поропласта. При полетах с парашютом он укладывается в чашку сиденья вместо подушки. Рядом справа с сиденьем пилота установлено сиденье пассажира (рис. 3.42), выполненное из дюралюминиевых труб, скрепленных скобами на втулках. Сиденье может откидываться вперед, крепиться к кронштейнам пола. Оно снабжено привязными ремнями, а также мягкими подушкой и спинкой из поропласта.

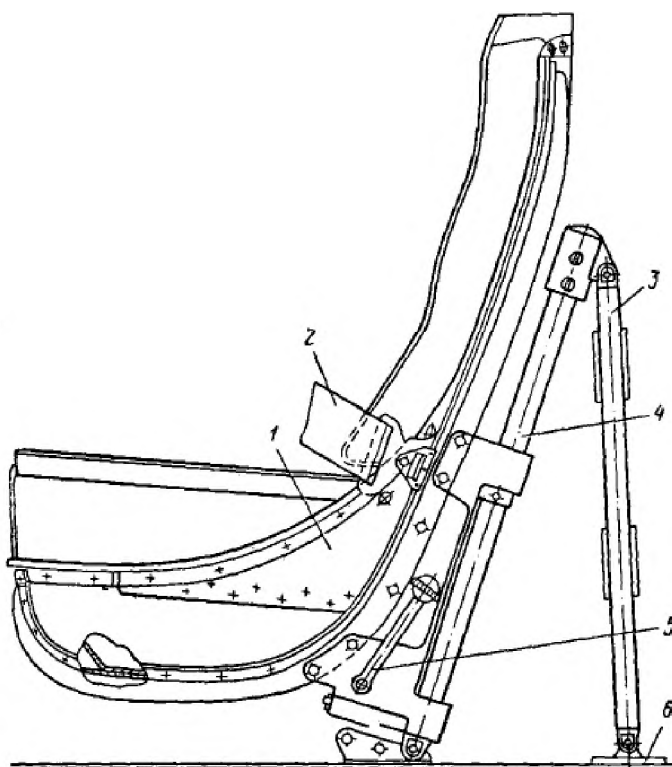


Рис. 3.41 Сидение пилота вертолета Ми-2 [21]:

1-чашка, 2-привязные ремни, 3-задние стойки, 4-передние стойки, 5-ручка фиксатора, 6-кронштейны крепления.

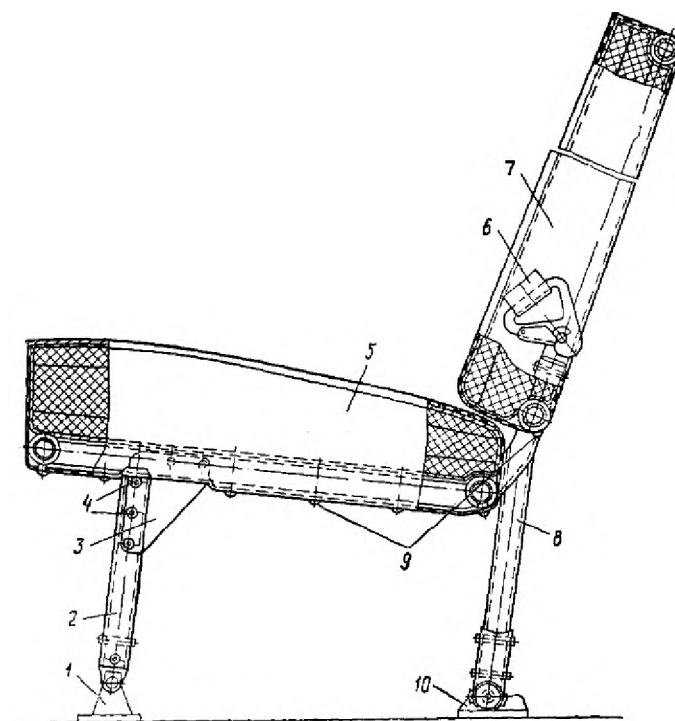


Рис. 3.42 Пассажирское сиденье в пилотской кабине вертолета Ми-2 [21]:

1- передний кронштейн, 2-передние стойки, 3-кница, 4-втулки, 5-подушка, 6-привязные ремни, 7-спинка, 8-задние стойки, 9-кнопки крепления подушки и спинки, 10-задний кронштейн.

Пассажирские кабины

Требования по комфорту пассажирской кабины включает следующие элементы:

- достаточный объем пассажирской кабины;
- удобные кресла достаточных размеров;
- эффективная система вентиляции, отопления или кондиционирования воздуха;
- удобное размещение подсобных помещений и багажного отсека;
- звукоизоляция, снижающая шум до допустимых пределов;
- достаточное естественное и искусственное освещение;
- негорючая внутренняя отделка салона.

Компоновка пассажирских и грузовых кабин вертолетов должна обеспечивать размещение заданного числа пассажиров и объема (габаритов) груза в соответствии с требованиями Авиационных правил (АП-29 /АП-27) . При этом должна быть предусмотрена возможность переоборудования пассажирских кабин путем изменения компоновки помещений, типа кресел и шага их установки. Для транспортных вертолетов необходимо учитывать также многообразие вариантов их использования (транспортировка разногабаритных грузов, в том числе и на внешней подвеске, перевозка людей и др.).

Пассажирская кабина вертолета, как правило, должна состоять из следующих основных помещений (см. рис. 3.43):

- пассажирского салона;
- гардероба;
- вестибюля или свободной от кресел площади около входных (основных) дверей (в многоместных вертолетах);
- туалета (в многоместных вертолетах). На вертолетах с продолжительностью полета менее 1 ч и числом пассажиров менее 15 туалет может не устанавливаться,
- багажного отделения.

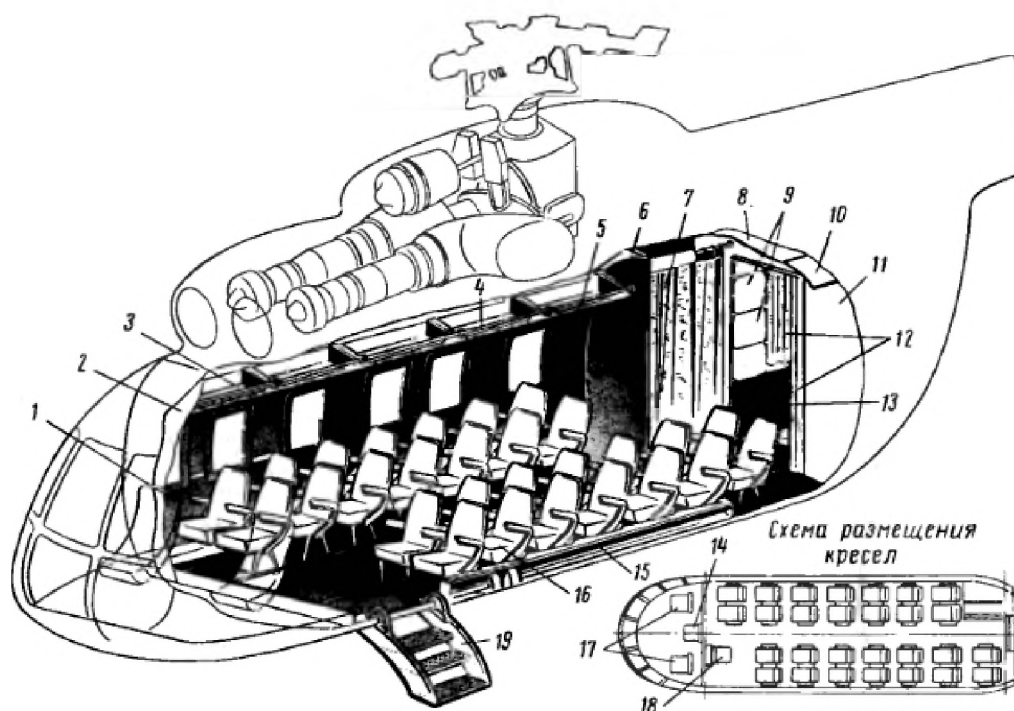


Рис. 3.43 Общий вид пассажирской кабины вертолета Ми-8:

1-переборка кабины экипажа, 2-шпангоут, 3-багажная полка, 4-поручень, 5,10-панели, 6-стенка гардероба, 7,12-шторы, 8-потолочная панель, 9- крышки коробов АКБ, 13-задняя стенка кабины, 14-сиденье бортмеханика, 15-короб отопления, 16-пассажирское кресло, 17-сиденья пилотов, 18-служебное сиденье, 19-входной трап.

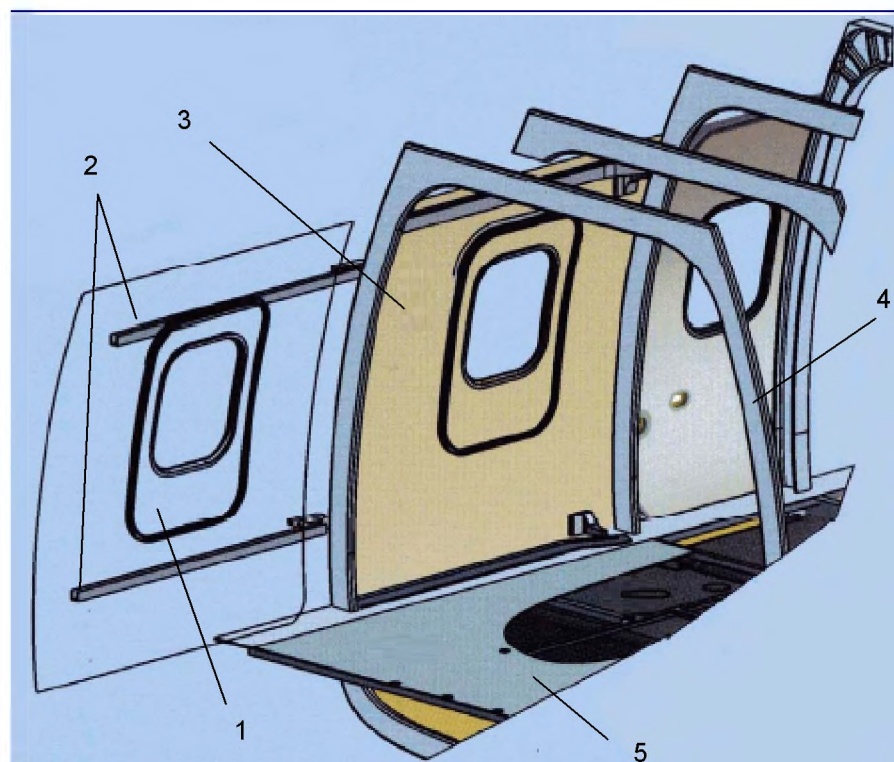


Рис. 3.44 Конструкция аварийных люков пассажирской кабины вертолета Ми-38:

1-аварийный люк, 2-силовые шпангоуты, 3-боковая панель, 4-шпангоут, 5-пол.



Рис. 3.45 Примеры типовой компоновки пассажирских кабин.

Важнейшим элементом пассажирских кабин являются кресла пассажиров (рис. 3.45). Размеры, конструкция и удобство кресла в первую очередь определяют комфорт и безопасность. Для обеспечения безопасности пассажиров вертолетов конструкция кресел, привязных ремней и элементов крепления кресел к полу рассчитываются наряду с другими случаями нагружения на перегрузки при вынужденной посадке на авторотации и грубой посадке. Крепление кресел к полу должно обеспечивать возможность быстрого переоборудования пассажирской кабины в грузовую или под установку носилок. Расстояние между рядами кресел (шаг кресел) и ширина центрального прохода регламентируется АП-27/29 (см. рис. 3.46).

Пассажирские кресла должны обеспечивать достаточную опору тела, быть удобными и достаточно мягкими, чтобы пассажир не чувствовал утомления в конце полета. При аварийной посадке вертолета должен быть исключен удар головы, рук и ног пассажира об окружающие предметы и конструкции (спинки кресел, подлокотники, борта и др.). Число пассажирских кресел в ряду зависит от формы и размеров поперечного сечения фюзеляжа и должно быть не более шести при наличии одного главного прохода. Конструкция кресла должна быть легкой, но прочной.

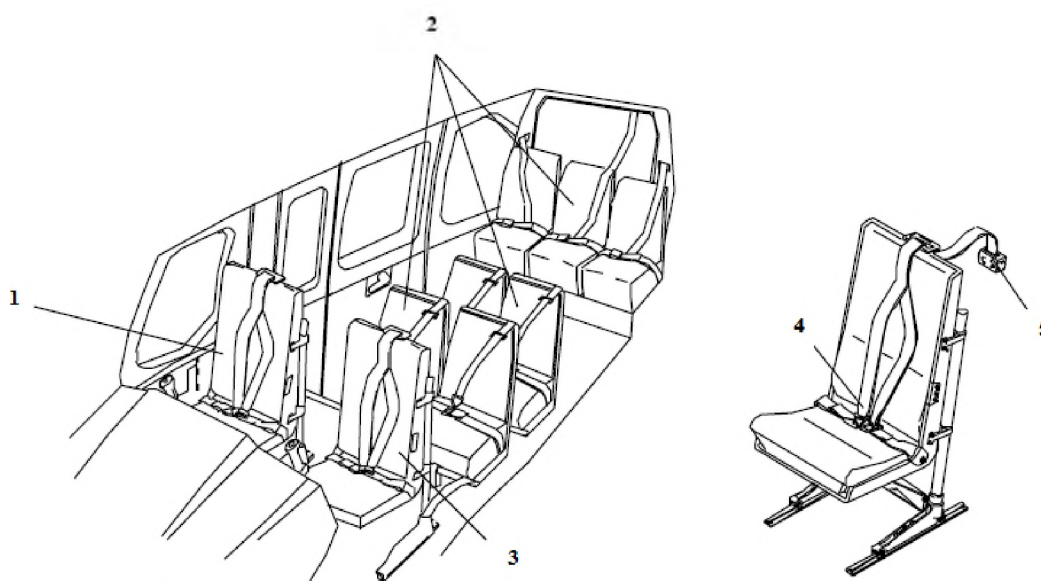


Рис. 3.46 Конструкция ударостойких пассажирских кресел вертолета *Bell 430*:

1,3- пилотские кресла; 2- пассажирские кресла; 4- ремни безопасности;
5- замок натяжения и фиксации ремня.

Например, шестиместный пассажирский диван (рис. 3.47) пассажирской кабины вертолета Ми-2 состоит из общей спинки и шести подушек. Спинка- клепанной конструкции, имеет фиксаторы, при помощи которых она устанавливается на кронштейнах, привернутых болтами к борту фюзеляжа и к плите контейнера топливного бака. Каждое сиденье снабжено индивидуальными привязными ремнями, которые при помощи скоб крепятся к спинке и кронштейнам, установленным на плите.

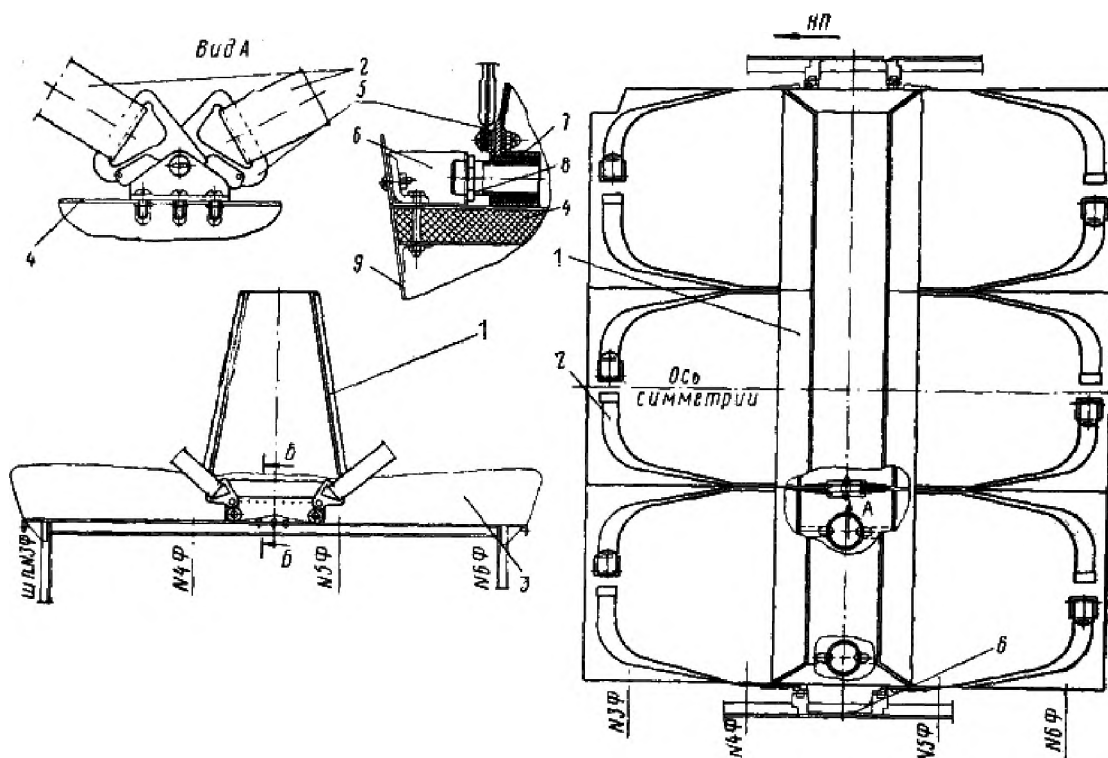


Рис. 3.47 Пассажирский диван в пассажирской кабине вертолета Ми-2 [21]:

1- спинка сидения. 2-привязные ремни. 3-подушка. 4-плита контейнера топливного бака. 5-скобы привязных ремней. 6-кронштейн дивана. 7-каркас спинки. 8-фиксатор. 9-обшивка.

Входные двери в пассажирскую кабину располагаются по разным сторонам фюзеляжа. Ширина и высота двери, которые обычно выполняются сдвижными по рельсам (полозкам) и сбрасываемыми, регламентируется с целью быстрого покидания вертолета в случае аварийной ситуации.

По конструкции дверь представляет собой, как правило отштампованную из листового дюралюминия конструкцию, подкрепленную каркасом (см. рис. 3.48). Вырезы в обшивке фюзеляжа под двери компенсируются клепаными или литыми рамами, окантовывающими вырезы.

В тех случаях, когда размеры выреза велики по сравнению с размерами поперечного сечения фюзеляжа, по краям выреза устанавливают силовые шпангоуты и силовые стрингеры.

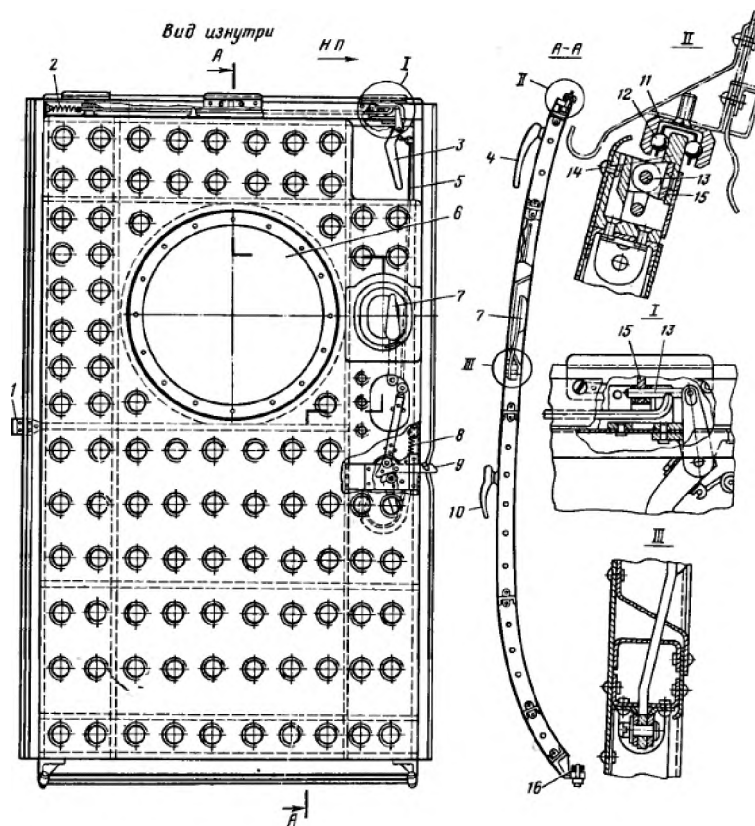


Рис. 3.48 Сдвижная дверь в пассажирской кабине вертолета Ми-8 [8]:

1-пружинный фиксатор открытого положения двери, 2,8-пружина, 3,4-ручки замка аварийного сброса двери, 5-трос,6-стекло,9-щеколда,7,10-ручки,11-верхняя направляющая, 12-шарики, 13-штыри,14-полозок, 15-кронштейны,16-ролики.

Кабина легкого вертолета обычно представляет собой единый салон для экипажа и пассажиров автомобильного типа в двух вариантах компоновки:

- Стандартный вариант – простые кресла, отсутствует внутренняя декоративная отделка;

- VIP вариант – кресла повышенной комфортности впереди, , внутренняя мягкая декоративная отделка.

Для обеспечения аварийного покидания вертолета в пассажирской кабине предусмотрены аварийные выходы, в число которых входят входные двери и эксплуатационные люки, если их размеры и расположение отвечают приведенным в Авиационных правилах АП-27/29 требованиям.

Согласно АП-27/29 для винтокрылых аппаратов аварийные выходы должны располагаться на обоих бортах фюзеляжа или в виде верхнего люка. Каждый аварийный выход должен иметь достаточные размеры и быть расположен так, чтобы обеспечивалась быстрая эвакуация людей. Пассажирский салон, как правило, должен быть отделен от багажного отсека и кабины экипажа перегородками. Пассажирские салоны в зависимости от удельного объема пространства, приходящегося на одного пассажира, типов кресел, расстояния между ними и условиями обслуживания. Размеры и шаг окон изменяется в широких пределах. Вырезы в обшивке фюзеляжа под окна компенсируются окантовывающими рамами.

Багажно-грузовые помещения должны обеспечивать размещение багажа пассажиров исходя из максимального числа пассажирских мест, предусмотренных на вертолете, а также почты и грузов в соответствии с максимальной грузоподъемностью вертолета.

Расположение и размеры загрузочных люков должны быть достаточно удобны для подъезда средств механизации погрузочно-разгрузочных работ и возможности удобного и быстрого выполнения этой работы.

Размещение груза

Грузовая кабина транспортных вертолетов должна быть оборудована механизмами, приспособлениями и другими средствами погрузки и выгрузки перевозимых грузов во внеаэродромных условиях. При этом пол кабины должен быть защищен от повреждений при перемещениях груза.

Для обеспечения удобства загрузки и выгрузки грузовые кабины транспортных вертолетов имеют:

- грузовые люки в виде двух задних створок (например, на вертолетах Ми-4, Ми-6, Ми-8Т и др.);

- грузовой трап в задней части фюзеляжа (например, на вертолетах Ми-171Е, Ми-8МТВ-5 и др.);

- комбинацию грузового трапа и двух боковых створок в задней части фюзеляжа (как на вертолете Ми-26).

3.8 Части фюзеляжа и их конструктивные решения

Фюзеляж вертолета разделяются по технологическому членению на следующие части: носовая, центральная и задняя.

Носовая часть предназначена для размещения экипажа, командных рычагов управления, приборов и оборудования. Носовая часть вертолета Ми-8 (рис. 3.49) включает в себя пол, бортовые панели, аварийные двери, фонарь, потолочные панели, стыковочный шпангоут. Фонарь имеет смешанное остекление силикатное стекло 1 с обогревателями и плексиглас. Кроме того у летчика имеется блистер 2. Силовой набор: шпангоуты и стрингеры 5, к ним приклеивается обшивка, по нижней части проложен уголок корытообразного сечения, который связывает шпангоут и аварийные двери в единую жесткую конструкцию. Аварийные двери снабжены фиксаторами, в случае необходимости сдвигаются вдоль борта по полету. К полу кабины 4 крепятся рычаги управления, а под ним проходят тяги. В боевых вертолетах часто применяется схема тандем. При этом обязательна амортизация.

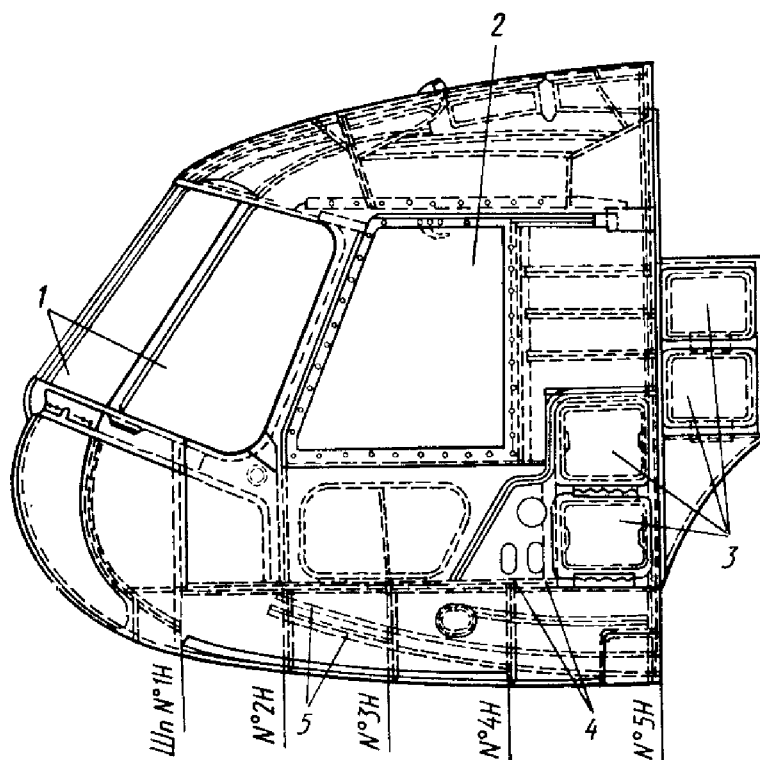


Рис. 3.49 Носовая часть фюзеляжа балочного типа вертолета Ми-8 [2]:

1-лобовое стекло, 2-блистер двери, 3-контейнеры АКБ, 4-пол кабины, 5-стрингеры.

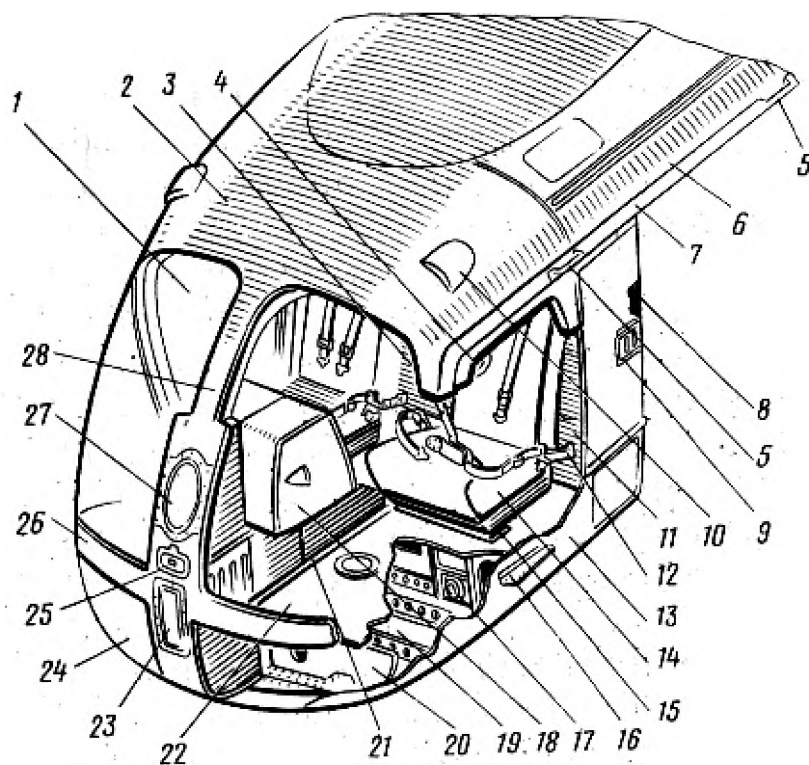


Рис. 3.50 Носовая часть фюзеляжа балочного типа вертолета Ка-26 [4]:

1-лобовое стекло, 2-обшивка фонаря кабины, 3-проем в шпангоутах, 4,5-ручки, 6-верхняя панель, 7-козырек-подножка, 8,11,17,19,20- шпангоуты, 10-воздухозаборник кабины экипажа,12,15-узлы крепления сиденья, 13-обшивка,14-сиденье пилота, 18-обтекатель, 21-центральный пульт, 22-панель пола, 23-крышки люка отсека АКБ, 24-нижнее стекло, 25,27-лючки, 26-окантовка стекол, 28-лобовой профиль.

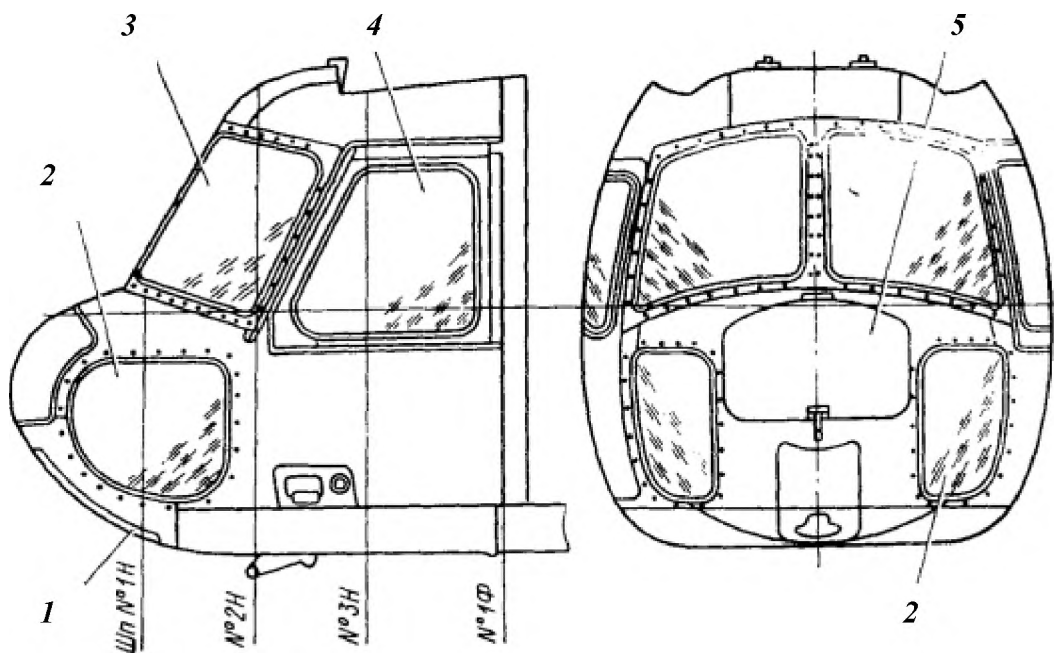


Рис. 3.51 Носовая часть фюзеляжа вертолета Ми-2 [21]:

1-крышка нижнего люка, 2-нижнее остекление, 3-левое стекло с электрообогревом, 4-сдвижной блистер, 5-крышка люка отсека АКБ.

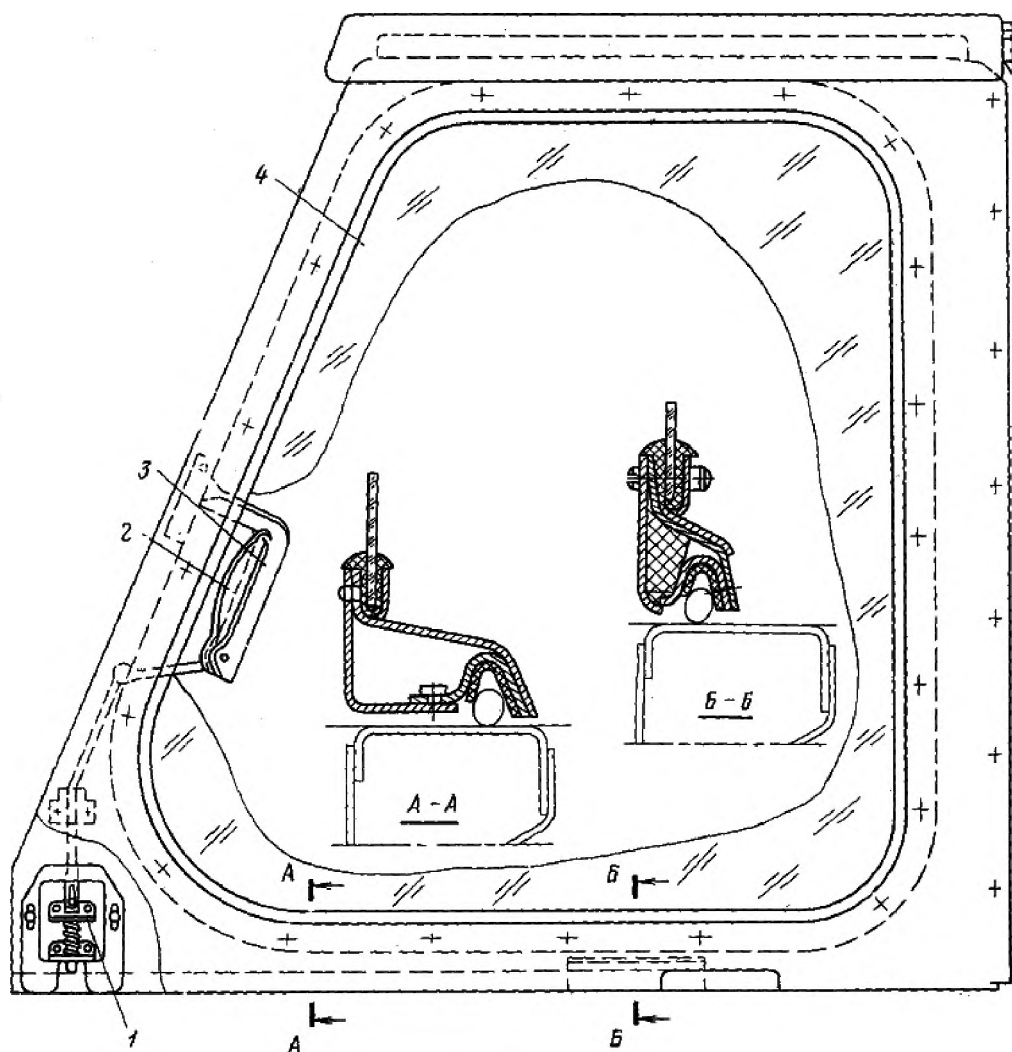


Рис. 3.52 Конструкция сдвижного блистера кабины экипажа вертолета Ми-2 [21]:
1-механизм замка, 2-гашетка замка, 3-ручка открывания блистера, 4-сдвижной блистер.

Характерной особенностью носовой части фюзеляжа вертолетов Ка-26 (см. рис. 3.50) и Ми-2 (см. рис. 3.51) является расположение в носу отсека АКБ. Дверь кабины пилота носовой части вертолета Ми-2 (рис. 3.52) выполнена из штамповочного элемента жесткости и приклепанной к ней наружной обшивкой. Она имеет окно с органическим ориентированным стеклом. Герметизация осуществляется резиновым профилем, проложенным по контуру двери. Навеска двери в проеме осуществляется на петлях и осях. Левая передняя панель кабины состоит еще и из направляющей для сдвижного блистера (для облегчения обзора вниз). Блистер открывается ручкой с предварительным нажатием гашетки. В случае необходимости дверь может быть сброшена аварийно при помощи механизма аварийного сбрасывания двери.

Центральная часть фюзеляжа состоит из боковых панелей потолка и силового пола, отсека главного редуктора. Силовой набор: стрингеры, силовой пол, шпангоуты. Также имеются разные заделки в местах вырезов. На рис. 3.53 показана центральная часть вертолета Ми-6А. Нижние панели образуют поперечный набор грузового пола, верхние входят в надстройку фюзеляжа. В местах приложения сил устанавливают силовые шпангоуты. Они представляют собой замкнутые рамы, чаще двутаврового сечения, иногда частично зашитые листом для увеличения жесткости. Сосредоточенные силы иногда не проходят через площадь шпангоута, тогда необходимо применять продольные силовые элементы перераспределяющие нагрузку. Для уменьшения массы фюзеляжа, целесообразно на одном силовом шпангоуте размещать максимальное число узлов.

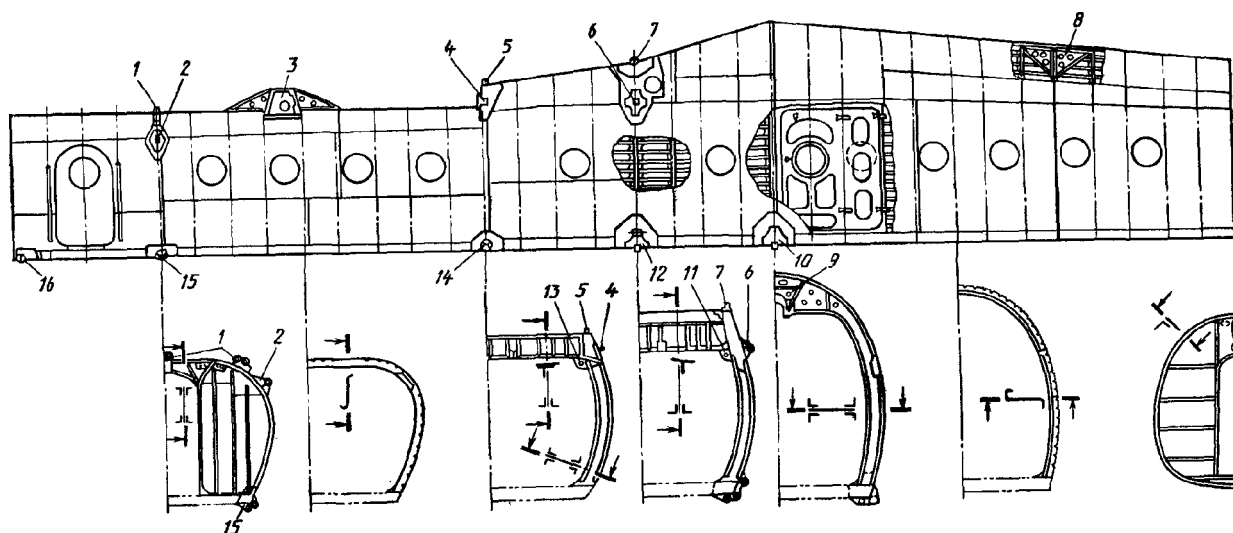


Рис. 3.53 Конструкция центральной части фюзеляжа тяжелого вертолета Ми-6А[6]

1-передний узел крепления двигателей, 2-узел крепления верхнего подкоса передней опоры шасси, 3-пирамида под задние узлы крепления двигателей, 4-узел тяги крепления ПТБ, 5-передний узел крепления рамы главного редуктора, 6-узел крепления верхнего подкоса основной опоры шасси, 7-задний узел крепления рамы главного редуктора, 8-диафрагма, 9-узел под опору хвостового вала трансмиссии, 10,12-узлы крепления фермы основной опоры шасси, 11,13-узлы крепления устройства ВПП, 14-узлы крепления ПТБ, 15,16- узел крепления подкосов передней опоры шасси.

Обшивка воспринимает нагрузки и передает их на подкрепляющие шпангоуты и стрингеры. Тонкая обшивка обычно изготавливается из дюралюминиевых листов. Соединение в стык и в нахлестку двух – трех рядными заклёпочными швами (рис. 3.54).

В потолочной панели и полу имеются специальные легкосъемные люки для обслуживания оборудования. Они обязательно окантовываются.

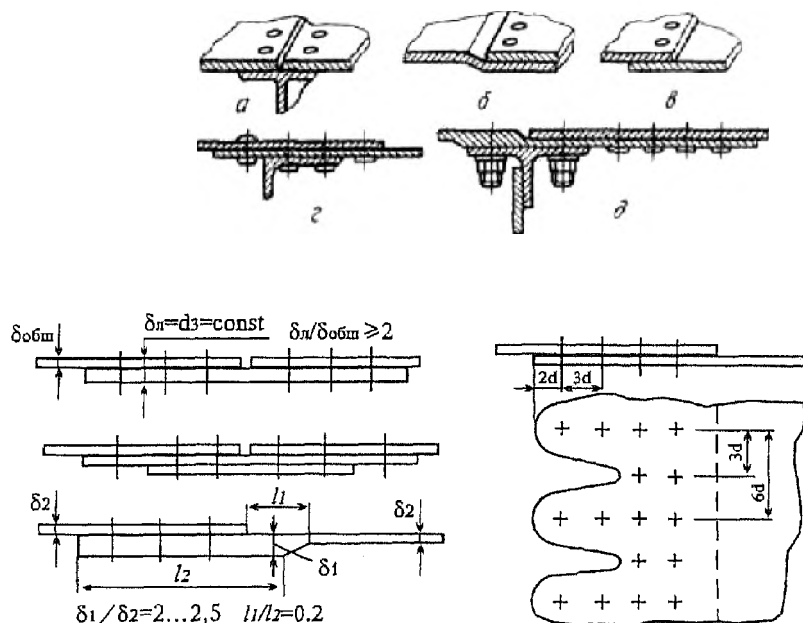


Рис. 3.54 Примеры соединения обшивки с элементами каркаса: а- в стык, б,в- в нахлестку, г,д- комбинированные.

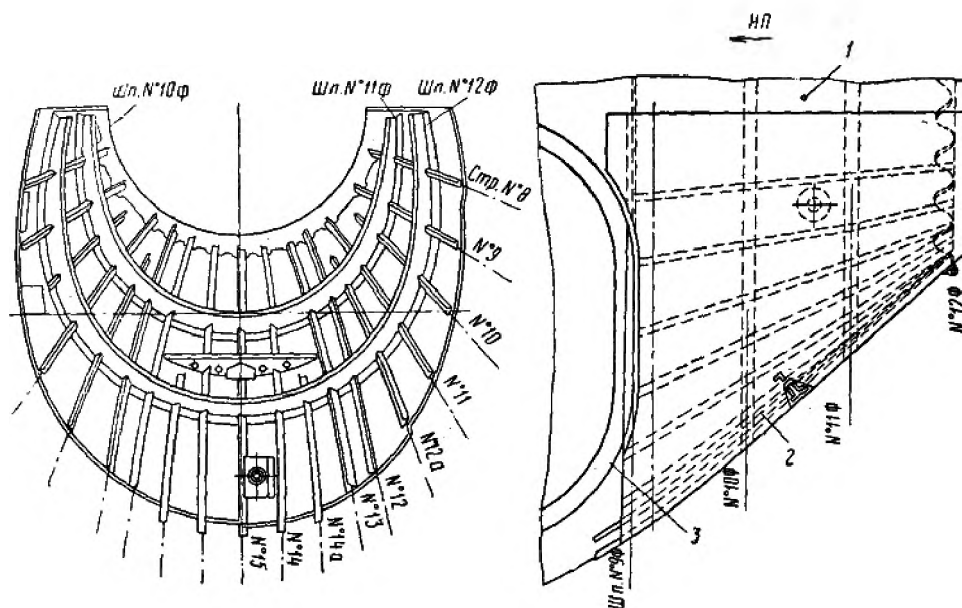


Рис. 3.55 Обтекатель центральной части с продольно-поперечным набором фюзеляжа вертолета Ми-2 [21]: 1-верхняя панель, 2-обшивка обтекателя, 3-рама двери.

Центральная часть фюзеляжа Ми-2 (рис. 3.55) представляет собой цельнометаллический полумонокок балочно-стрингерного типа, где каркас состоит из поперечного и продольного набора. Поперечный набор -шпангоуты, диафрагмы; продольный набор - стрингеры, балки и элементы жесткости.

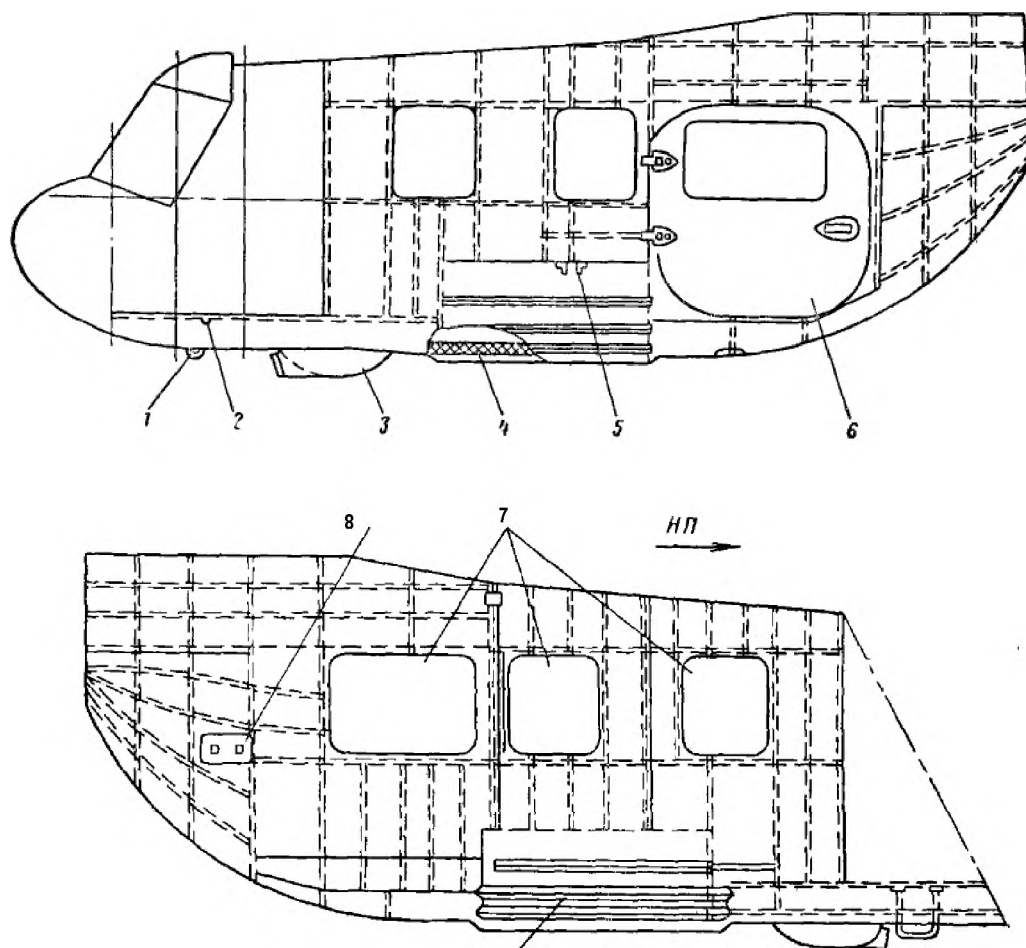


Рис. 3.56 Центральная часть вертолета Ми-2[21]:

а- правый борт, б- левый борт. 1-нижний узел крепления передней опоры шасси, 2-пол кабины, 3-обтекатель вентилятора, 4-пенопластовая подушка контейнера топливного бака, 5-верхняя плита контейнера топливного бака, 6-дверь грузопассажирской кабины, 7-окна, 8-лючок бортовых штуцеров гидравлической и воздушной систем 9- контейнер топливного бака.

Основным силовым элементом центральной части фюзеляжа вертолета Ми-2 (рис. 3.56) является полкабины, выполненный как самостоятельный элемент. Средняя часть пола представляет собой контейнер под мягкий топливный бак. Контейнер бака имеет наружные стрингеры. Технологически центральная часть фюзеляжа собирается из следующих панелей: потолочной панели, грузового пола, двух бортовых панелей, двух верхних панелей и обтекателя.

К центральному отсеку фюзеляжа вертолета Ка-26 (рис. 3.57) подсоединяются практически все агрегаты вертолета, в том числе подвесная пассажирская кабина (рис. 3.58) и различное навесное оборудование.

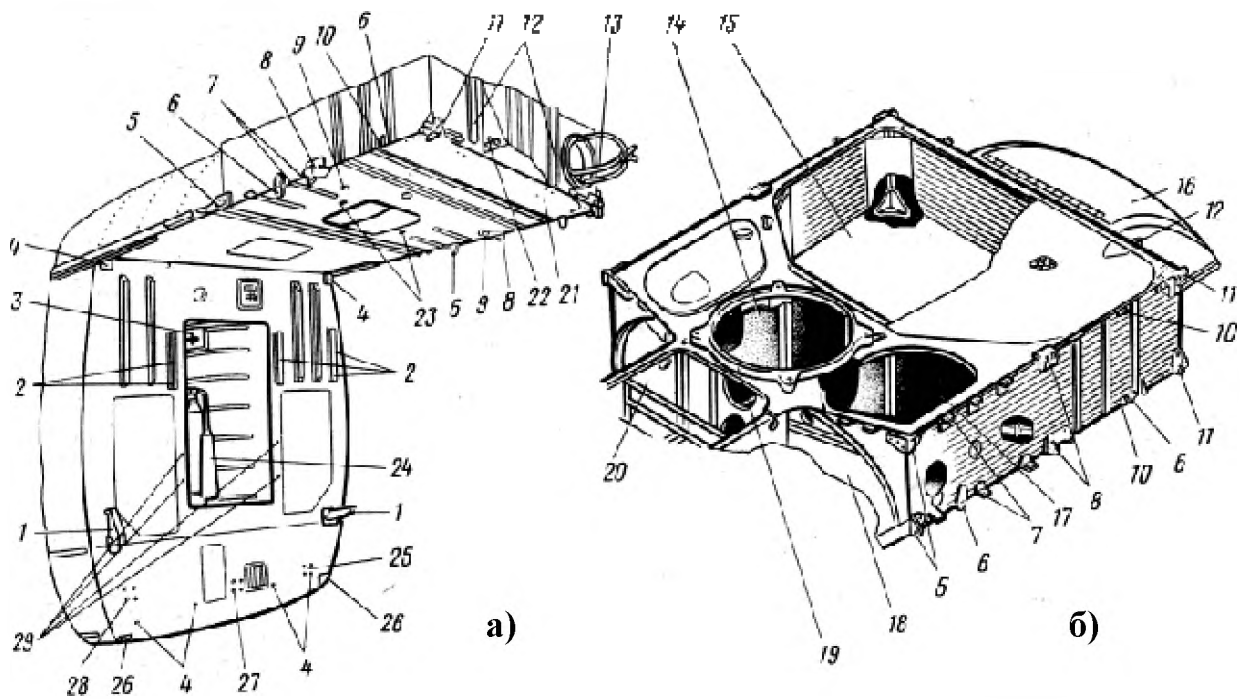


Рис. 3.57 Центральный отсек фюзеляжа вертолета Ка-26 [4]:

а- вид снизу (по полету), б- вид сверху. 1-3 -крепление приспособлений, 4,6-крепление грузопассажирской кабины, 5-крепление моторамы, 7-крепление заливов, 8-крепление основной стойки шасси, 10-шпангоут №3 мотогондолы, 11,12- крепление хвостовых балок, 13-крепление баллонов пневмосистемы, 14-редукторный отсек, 15-отсек заднего топливного бака, 16-багажник, 17-отсек соединительного вала, 18-отсек переднего топливного бака, 19-подредукторная плита, 20-отсек агрегатов гидросистемы, 21-29- элементы крепления оборудования.

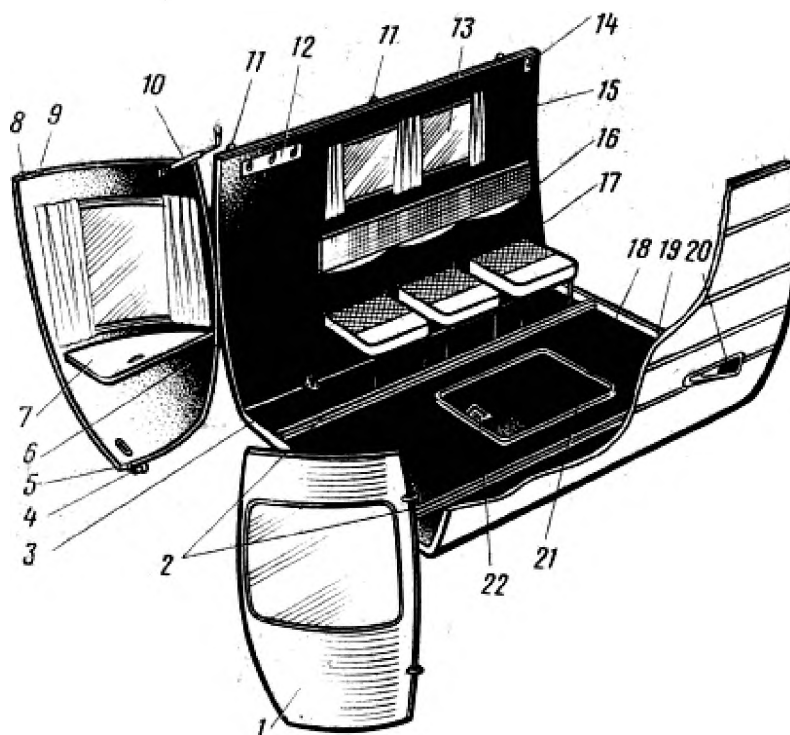


Рис. 3.58 Подвесная пассажирская кабина вертолета Ка-26 [4]:

1,8-двери, 2-балки, 5- замки дверей, 6- элементы навески двери, 7-полка, 9-уплотнение,10-стопор двери, 11,14-узлы крепления кабины к фюзеляжу, 13-окошко, 15-шпангоут,16-спинки,17-сиденья, 18-пол, 19 -стрингер, 20-ручка переноски кабины, 21-люк,22-ручка люка.

Конструкции центральных частей фюзеляжей вертолетов Ми-26 и Ми-8 (см. рис. 3.59 - 3.60) аналогичны вертолету Ми-6.

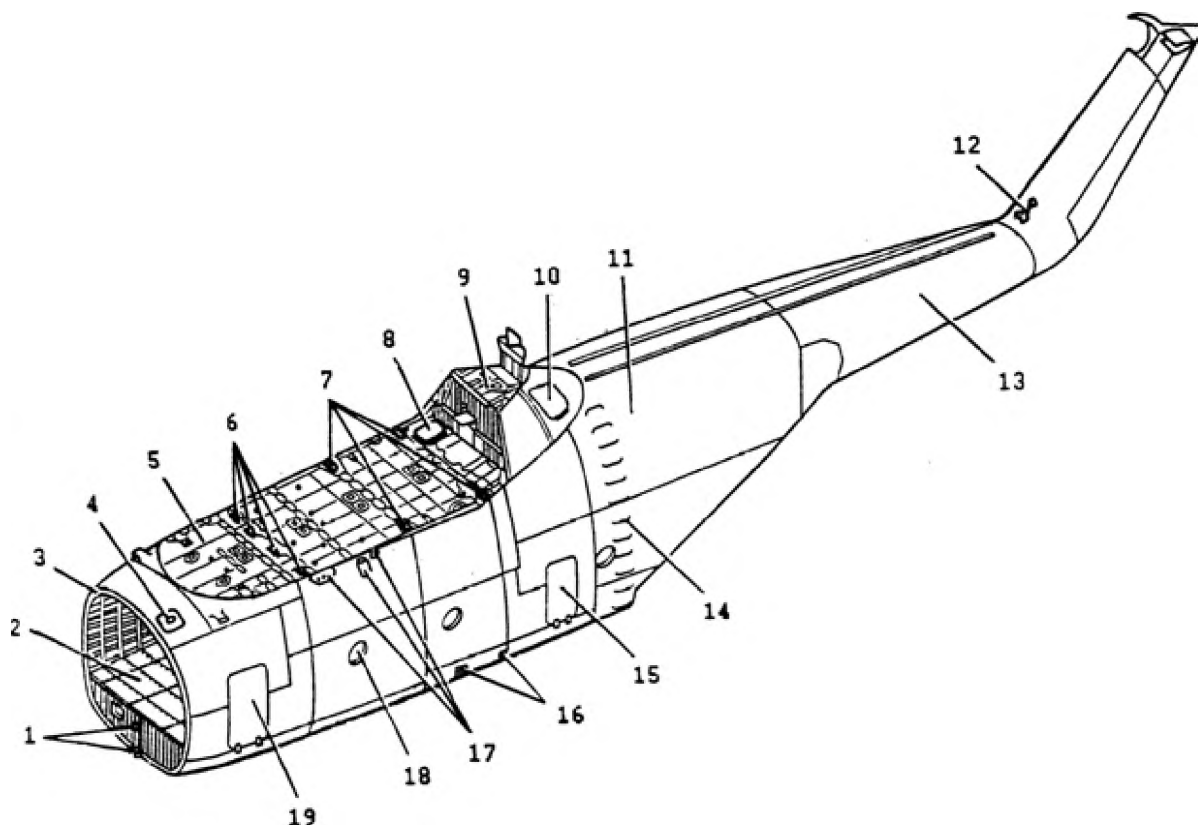


Рис. 3.59 Конструкция центральной части фюзеляжа с хвостовой балкой вертолета Ми-26[9]:

1-узлы крепления передней опоры шасси, 2-грузовой пол, 3- шпангоут, 4-крышка люка для выхода к двигателям, 5- панель потолочная, 6- узлы крепления двигателей, 7-узлы крепления подредукторной рамы, 8- крышка люка для выхода в редукторный отсек, 9- контейнер расходных топливных баков, 10-крышка люка для подхода к плитам расходных топливных баков, 11-центральная часть фюзеляжа, 12- кронштейны крепления стабилизатора, 13-балка концевая, 14-подножки, 15-дверь задняя левая, 16- узлы крепления основной опоры шасси, 17-узлы навески капота, 18-окно фюзеляжа, 19- дверь передняя.

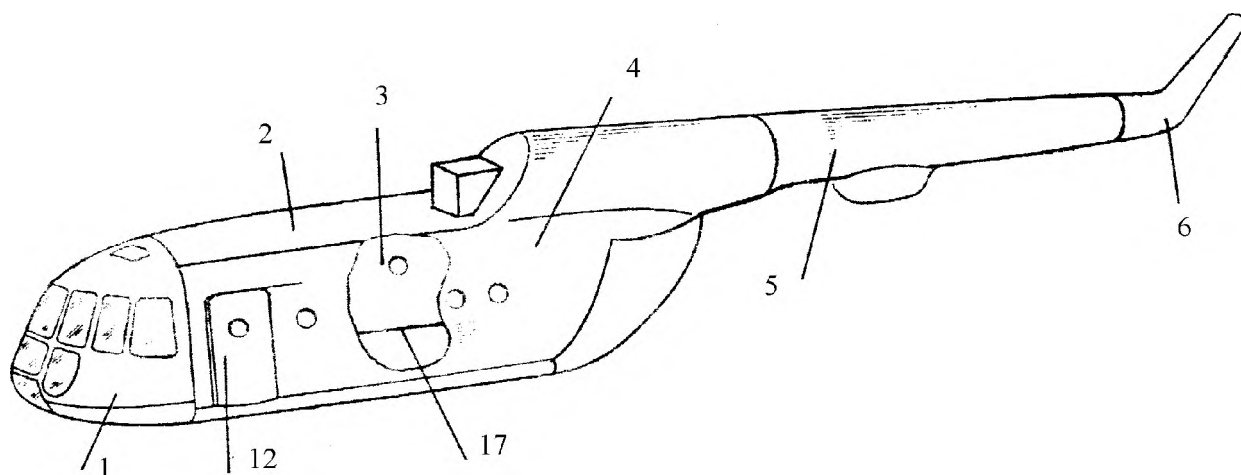


Рис. 3.60 Конструкция центральной части фюзеляжа в составе планера вертолета Ми-8[8]:

1-носовая часть, 2-подредукторная панель фюзеляжа, 3-центральная часть фюзеляжа, 4-хвостовая часть, 5-хвостовая балка, 6-концевая балка, 12-грузовая дверь, 17-грузовой пол.

Редукторный отсек находится над потолком грузовой кабины, представляет собой наклонную раму с четырьмя узлами крепления и верхней надстройкой силовых шпангоутов. Поперечные силовые элементы – верхние полки шпангоутов, продольные – два профиля. Отсек зашивается листом для образования жесткой конструкции и капотами.

На рис. 3.61 показаны капоты вертолета Ми-6. Капоты служат для снижения лобового сопротивления планера, обеспечивают изоляцию двигательного и редукторного отсеков от набегающего потока в случае возникновения пожара, а также защиты силовой установки от грязи, снега и песка. Для удобства технического обслуживания двигателей капоты имеют трапы.

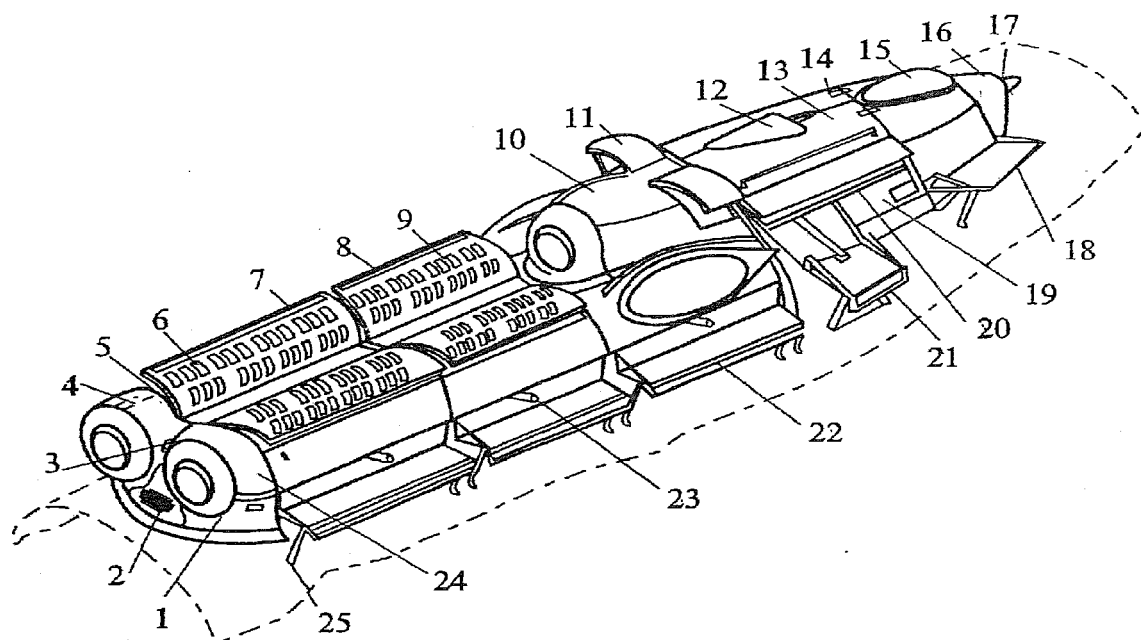


Рис. 3.61 Конструктивная схема капотов вертолета Ми-6 [7]:

1-заборник воздуха, 2-передний люк, 3,4,7-поручни, 5-подпорки крышки, 6,8,16-крышка переднего, среднего и заднего отсека, 9-жаберная щель, 10-капот вентилятора, 11-крышка, 12-проем вала редуктора, 13-капот редуктора, 14-крышка люка, 15-обтекатель гидроблока, 17-тоннель воздуха, 18-трап конечного обтекателя капота, 19-крышка люка, 20-крышка капота редуктора, 21,21-трапы, 23-гидроцилиндр управления капотом, 24-крышка ниши для установки маслобака, 25-опора трапа.

Силовой пол грузовой кабины в виде силового набора – шпангоуты, продольный – две силовые балки, распределенные симметрично относительно продольной оси. В полу имеются узлы крепления для переносимого груза, могут располагаться контейнеры для мягких топливных баков. Заканчивается грузовым люком с трапом. Силовой набор – стрингеры, балки, сотовый наполнитель между обшивками. Верхняя обшивка – рифленая.

Грузовые створки. Открытие и закрытие происходит с помощью гидравлики по определенной программе. Имеются специальные гидравлические замки. На вертолете Ми-26 для удобства погрузки-разгрузки, автоматически убирается хвостовая опора и применяется система управления ходом штоков основного шасси. Для перевоза грузов на внешней подвеске, имеется специальный замок, снабженный гидроцилиндром. Имеется электролебедка для погрузочно-разгрузочных работ.

Задняя часть фюзеляжа вертолета Ми-8 является продолжением центральной части и вместе с грузовыми створками (рис. 3.62) образует задние его обводы. Обводы имеют аэродинамическую профилировку для снижения сопротивления фюзеляжа и изготавливаются из арочных клепанных панелей.

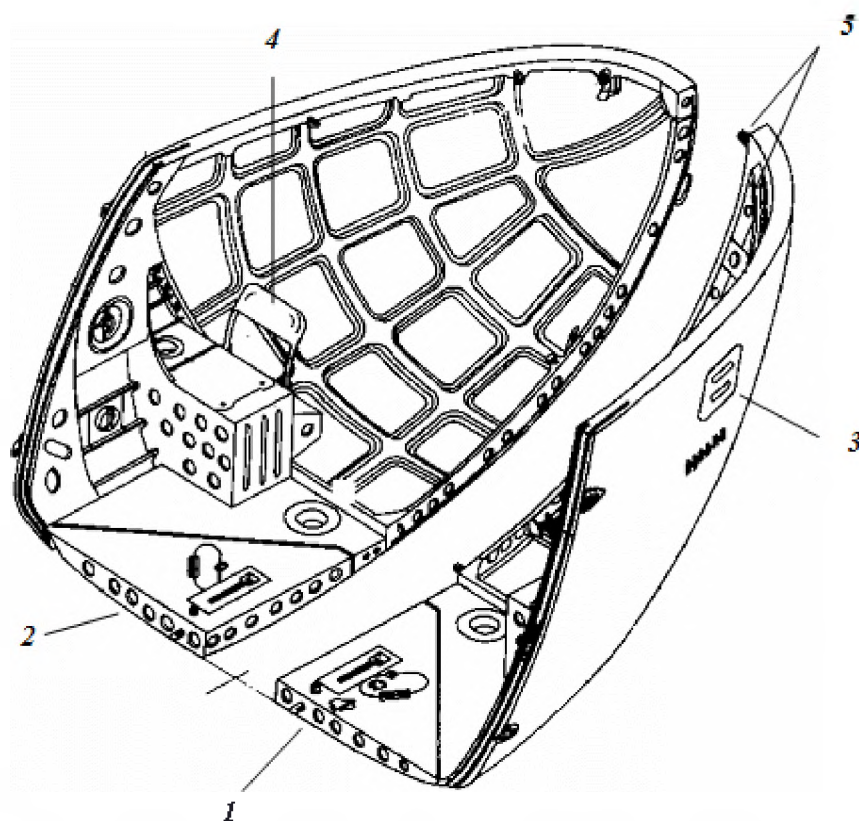


Рис. 3.62 Общий вид грузовых створок вертолета Ми-8 [8]:

1-левая грузовая створка, 2-правая грузовая створка, 3-лючок, 4-аварийный люк, 5- замки.

Фюзеляж вертолета «АНСАТ-У» выполнен по балочной схеме типа полумонок переменного сечения, цельнометаллической клепаной конструкции (рис. 3.63).

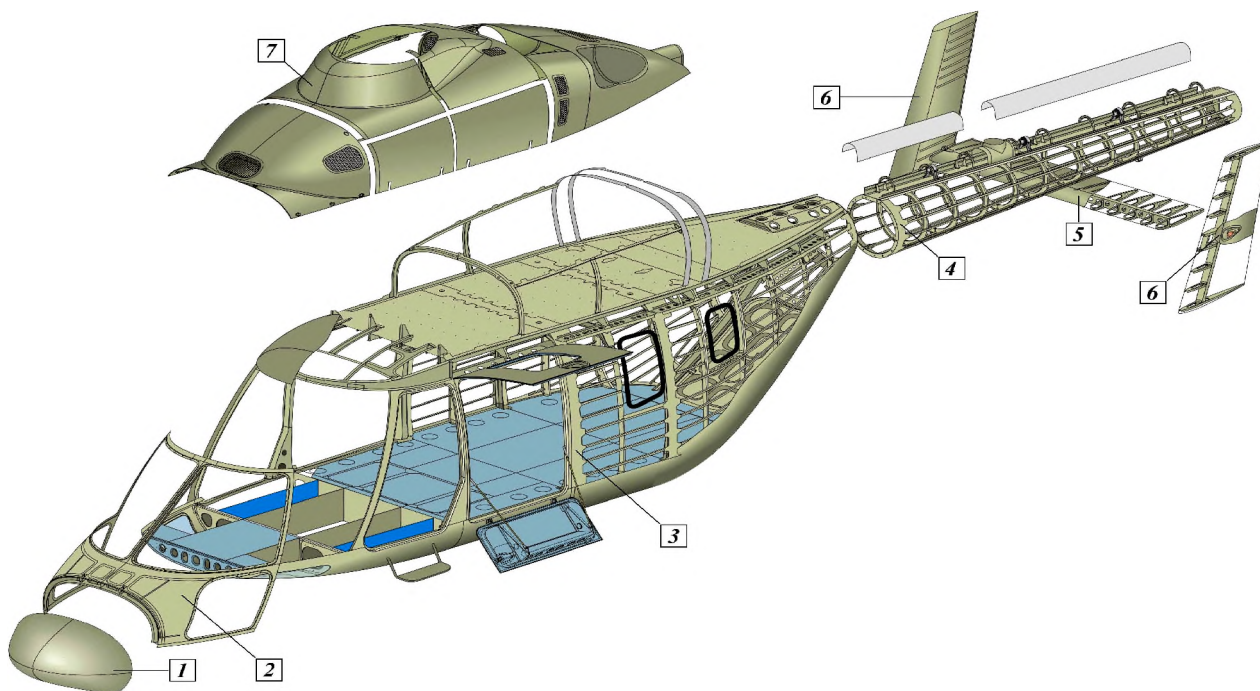


Рис. 3.63 Компоновка планера вертолета KV3 “АНСАТ – У” [15]:

1 – носовой обтекатель; 2 – фонарь кабины экипажа; 3- носовая и центральная части фюзеляжа; 4 – хвостовая балка; 5 – стабилизатор; 6 – килевая шайба; 7 - капот.

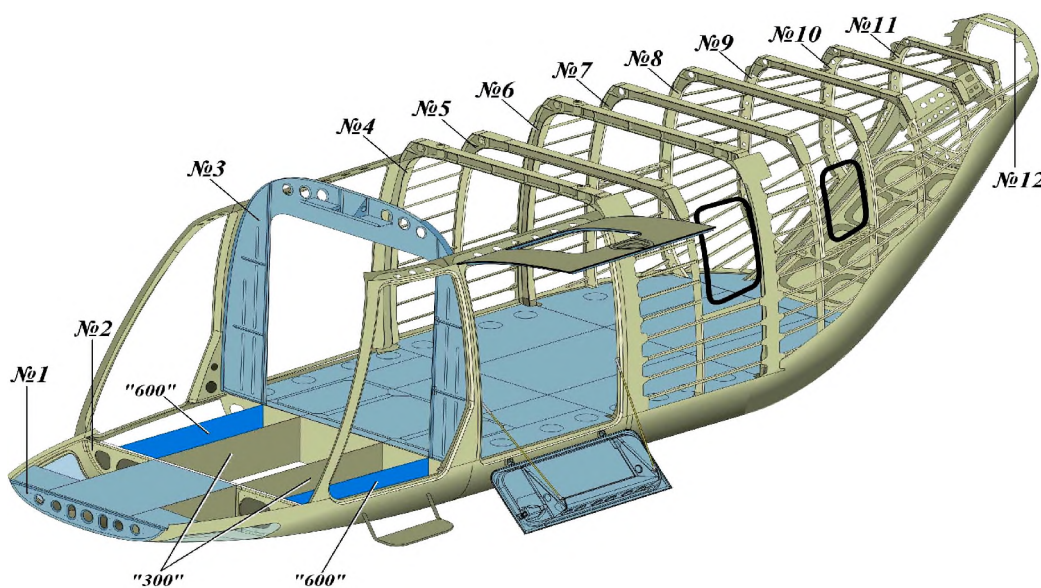


Рис. 3.64 Силовой набор фюзеляжа вертолета KV3 “АНСАТ – У” [15]

Фюзеляж, выполненный по такой конструктивно-силовой схеме, представляет собой тонкостенную оболочку, состоящую из обшивки и подкрепляющего ее каркаса. Обшивка участвует в восприятии силовых факторов, действующих на фюзеляж, то есть является работающей. Каркас состоит из продольного и поперечного силовых наборов. Продольный силовой набор образован балками и стрингерами, поперечный – шпангоутами.

Таким образом, основными конструктивно-силовыми элементами фюзеляжа вертолета «АНСАТ-У» являются: продольные балки (лонжероны), стрингеры, шпангоуты и обшивка. Конструктивной особенностью фюзеляжа вертолета «АНСАТ-У» является то, что носовая и центральная части выполнены как единое целое. Их силовой набор (см. рис. 3.64) включает в себя двенадцать шпангоутов (№№ 1...12), из которых три (№№ 4, 6, 12) являются силовыми, а также четыре продольные балки ("300", "600"), расположенные в нижней части фюзеляжа и набора стрингеров, расположенных симметрично по поперечному сечению фюзеляжа. Вырезы окантованы накладками из дюралюминиевого листа.

Технологически носовая и центральная части фюзеляжа состоят из следующих основных частей: носового обтекателя, фонаря кабины экипажа, передней части верхней панели, верхней панели, нижней панели, двух боковых панелей и заднего отсека. Носовая часть фюзеляжа служит для размещения экипажа и оборудования. Она включает в себя (рис. 3.65) носовой обтекатель, фонарь кабины экипажа, пол кабины экипажа, переднюю часть верхней панели, две двери кабины экипажа (левую и правую).

Носовой обтекатель выполнен из полимерных композиционных материалов и крепится к шпангоуту № 1 при помощи двух петель и одного быстроразъемного замка. Для уплотнения с фюзеляжем на обтекателе установлен резиновый профиль. В открытом положении, обтекатель фиксируется подкосом. Фонарь кабины экипажа состоит из каркаса, выполненного из композиционных материалов, и остекления. Пол кабины экипажа является силовой частью и представляет собой клепанную переднюю часть нижней панели. Нижние части шпангоутов и продольные балки выполнены из прессованных профилей и штампованных стенок из листового дюралюминия.

В центральной части фюзеляжа имеются два отсека: грузовая кабина для размещения груза, десантников или раненых (в зависимости от варианта применения вертолета) и задний отсек для размещения оборудования и багажа (рис. 3.66) с задним люком.

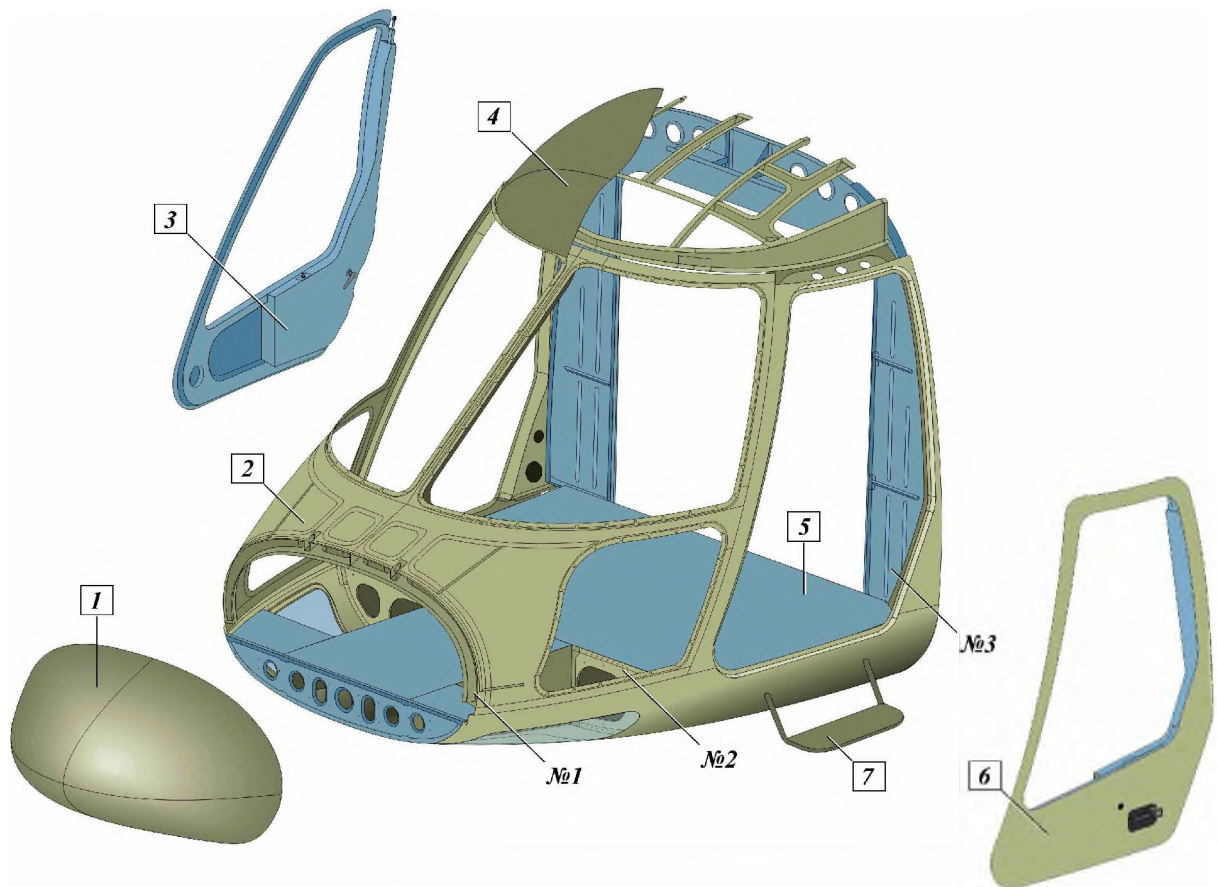


Рис. 3.65 Носовая часть фюзеляжа КВЗ “АНСАТ – У” [15]:
 1 – носовой обтекатель; 2 – фонарь кабины; 3 – правая дверь кабины экипажа; 4 – передняя часть верхней панели; 5 – пол кабины экипажа; 6 – левая дверь кабины экипажа; 7 – подножка.

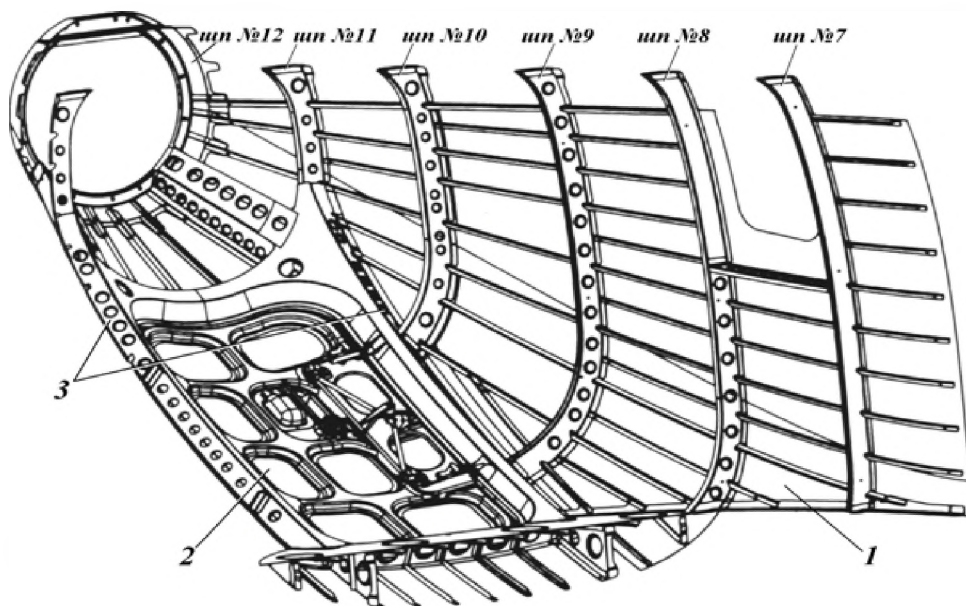


Рис. 3.66 Задний отсек фюзеляжа КВЗ “АНСАТ – У” [15]:
 1 – левый борт отсека; 2 – задний люк; 3 – продольные балки.

4. Конструкция крыла вертолета

4.1 Общие требования и нагрузки, действующие на крыло при эксплуатации вертолета.

К крылу предъявляются следующие требования: создание максимально возможной подъемной силы, минимальное лобовое сопротивление, минимальный вес, возможность подвески под крыло вооружения, оборудования и дополнительных топливных баков.

В зависимости от назначения крыла меняется величина и характер нагрузки на его силовые элементы. Конструктивно-силовая схема крыла определяется: характером нагружения сосредоточенными силами и моментами и местом их приложения (рис. 4.1).

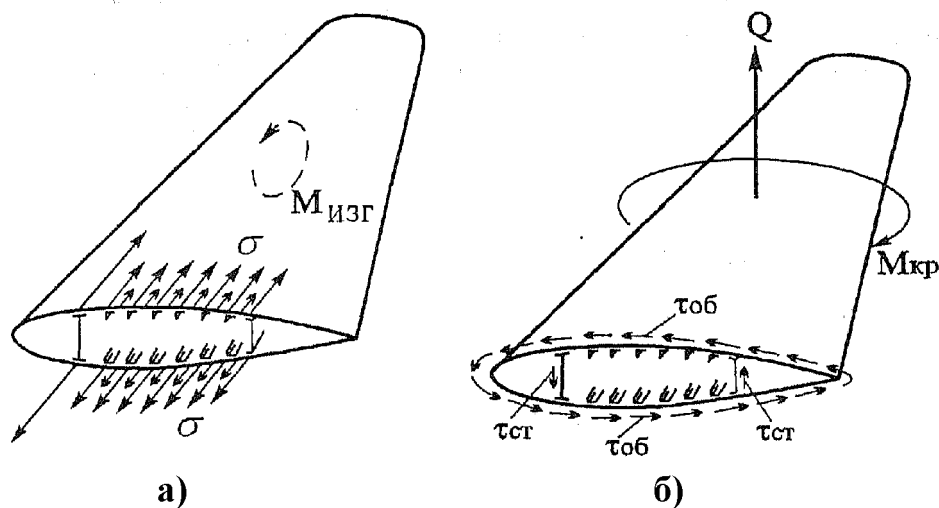


Рис. 4.1 Схема нагружения крыла вертолета:

- а- восприятие изгибающего момента поясами лонжеронов, стрингерами и обшивкой,
- б- восприятие поперечной силы и крутящего момента.

В полете крыло вертолета нагружается изгибом, перерезывающими силами и кручением от аэродинамических сил, сил веса от различного оборудования на внешних пилонах и собственного веса. В зависимости от назначения крыла меняется величина и характер нагрузки на его силовые элементы. Конструктивно-силовая схема крыла определяется: характером нагружения сосредоточенными силами и моментами, местом их приложения.

В крыле вертолета на изгиб от момента $M_{изг}$ работают *лонжероны* (см. рис. 4.2, а,б) - двухпоясные продольные балки, пояса которых работают на растяжение и сжатие от изгиба, стенки — на сдвиг от поперечной силы Y и крутящего момента и сотовые панели, работающие на растяжение, сжатие и сдвиг от перерезывающей силы Q и крутящего момента $M_{кр}$. Обшивка и нервюры воспринимают силу напора воздуха X и крутящий момент. В конечном счете, нагрузки приходят на узлы крепления крыла и воспринимаются центральной частью фюзеляжа вертолета.

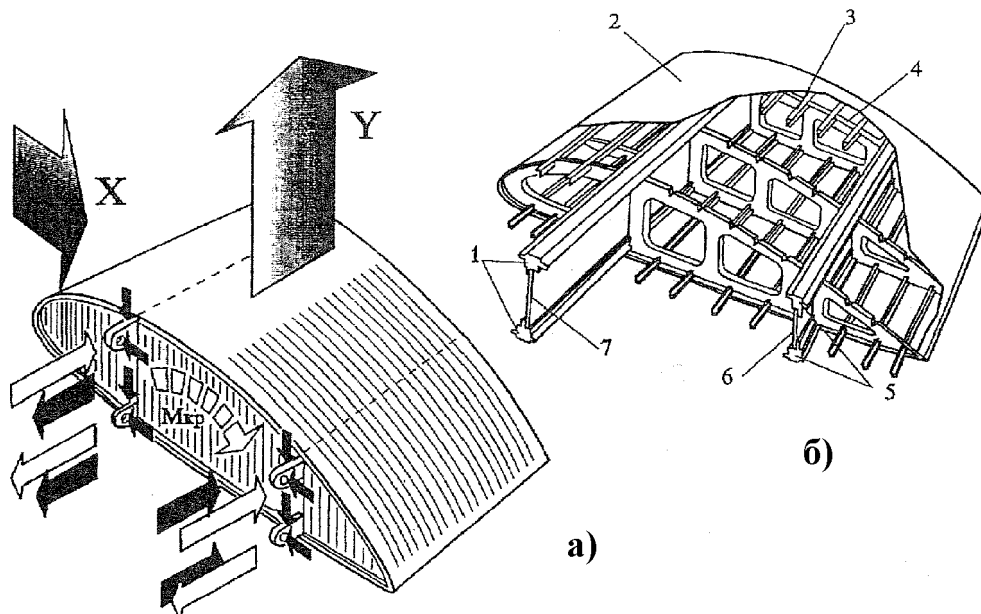


Рис. 4.2 Нагружение стыковочных узлов и конструкция двухлонжеронного крыла:
 а- расчетная схема стыковых узлов поясов лонжеронов. б- силовые элементы двухлонжеронного крыла:
 1,5-пояса лонжеронов, 2-обшивка, 3-стрингер, 4-нервюра, 6,7-стенки лонжеронов.

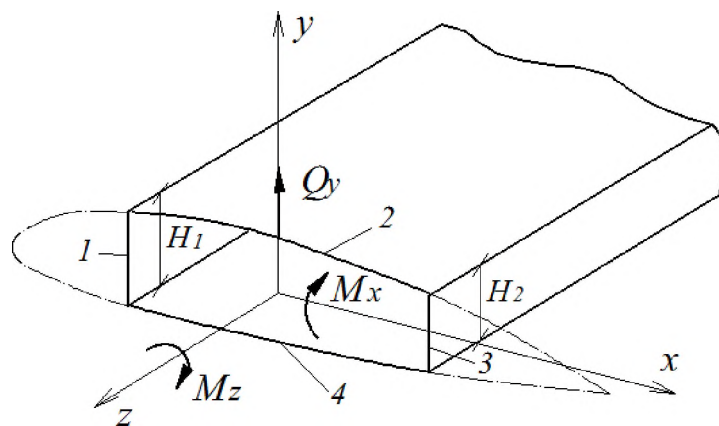


Рис. 4.3 Схема нагружения тонкостенного кессона крыла вертолета:
 Q_y - перерезывающая сила, M_x - изгибающий момент, M_z - крутящий момент.
 1,3- вертикальные стенки, 2,4-горизонтальные стенки.

В зависимости от того, какими силовыми элементами воспринимается изгибающий момент, силовые схемы крыльев разделяют на лонжеронные и кессонные (рис. 4.3). В лонжеронном крыле изгибающий момент M в основном воспринимается поясами лонжеронов. В кессонном все нагрузки воспринимаются единым кессоном.

Лонжероны (рис. 4.4 - 4.6) - двухпоясные продольные балки, пояса которых работают на растяжение и сжатие от изгиба $M_{л}$, стенки — на сдвиг от поперечной силы $Q_{л}$. Причем в поясах имеем нормальные σ , а в стенках - касательные напряжения τ .

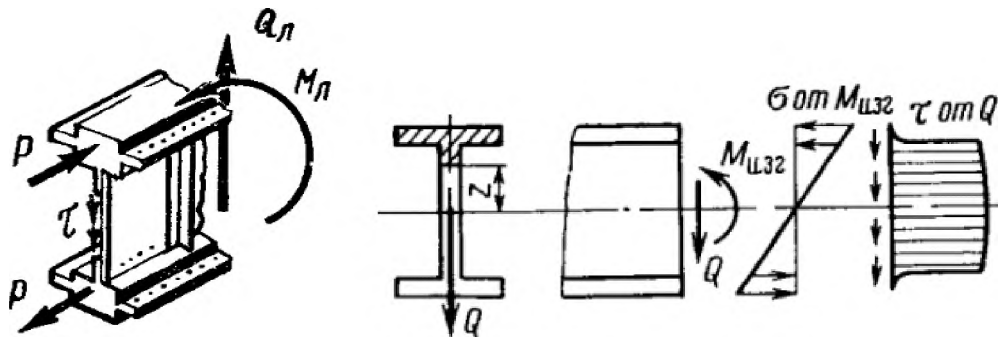


Рис. 4.4 Нагрузки и эпюры нагружения двутавровой балки лонжерона крыла.

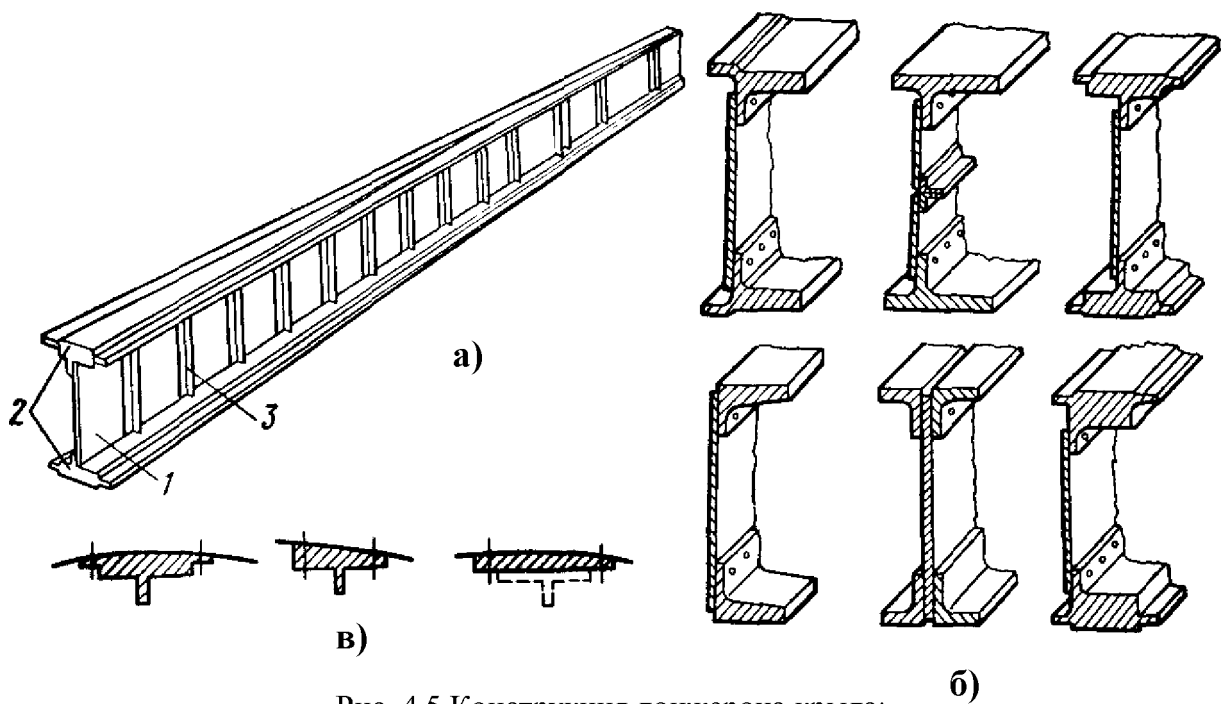


Рис. 4.5 Конструкция лонжерона крыла:

а - конструкция балочного лонжерона: 1-тонкая стенка, 2-пояса, 3-стойка.
 б - виды сечений лонжерона, в - крепление обшивки к поясу лонжерона.

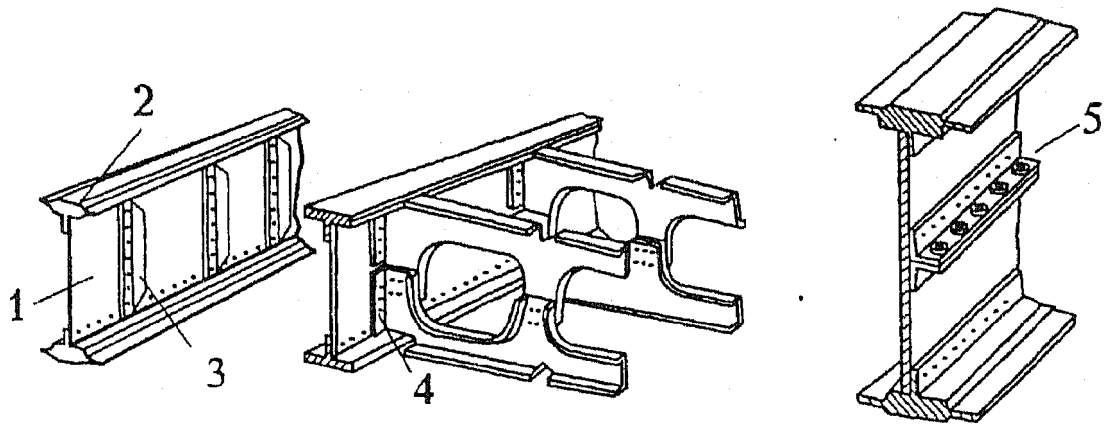


Рис. 4.6 Силовой пояс лонжерона крыла:

1-стенка. 2-пояс. 3-вертикальные ребра жесткости.
4-стык нервюры с поясом лонжерона. 5-ребро жесткости.

Стрингеры крыла (рис. 4.7) - продольные элементы, воспринимающие осевые силы при изгибе крыла и совместно с обшивкой нагружаются местной воздушной нагрузкой. Стрингеры служат опорой обшивки, увеличивая ее жесткость от возможной потери устойчивости. Они вместе с обшивкой воспринимают изгибающий момент и осевые нагрузки N_x , действующие на фюзеляж. Кроме осевых усилий стрингеры через обшивку нагружаются распределенными поперечными усилиями p . Таким образом, стрингер представляет собой многоопорную балку, работающую на продольно-поперечный изгиб. Опорами для стрингеров являются нервюры (рис. 4.8).

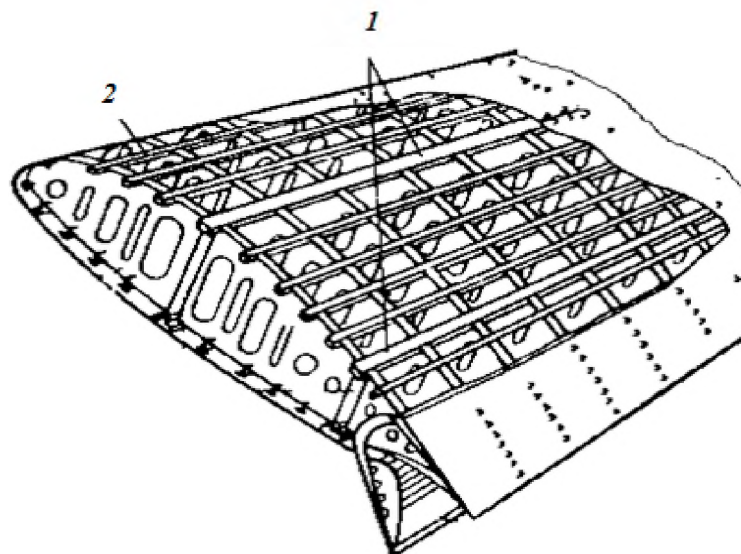


Рис. 4.7 Стрингеры крыла:

1-лонжероны. 2-стрингеры.

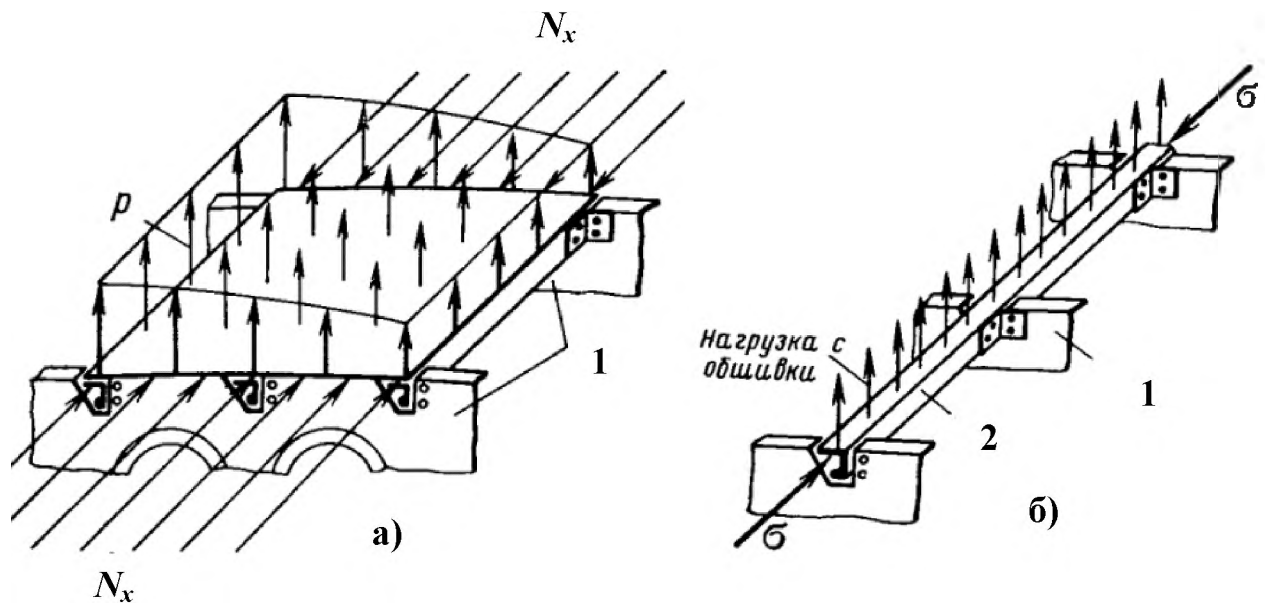


Рис. 4.8 Схемы передачи воздушной нагрузки с обшивки на нервюры (а) и нагружение стрингеров (б): 1- нервюры. 2- стрингер.

В стрингерах можно использовать высокопрочные материалы. Изготавливают стрингеры из гнутых и прессованных профилей. При выборе формы сечения стрингера учитываются: местная потеря устойчивости его ребра (для улучшения этой характеристики вводится, например, "бульба", или используется Z-образный профиль), эффективность подкрепления обшивки (с этой точки зрения преимущества имеют корытообразные профили, но они образуют полости, которые могут создавать проблемы внутри кессон-бака), способ соединения с нервюрой и способность стрингера служить ограничителем трещин в обшивке.

Нервюры (рис. 4.9) - поперечные элементы, воспринимающие сосредоточенные силы действующие в их плоскости в виде изгиба, при кручении крыла совместно с обшивкой нагружаются потоком касательных сил и совместно с обшивкой нагружаются местной воздушной нагрузкой. Нервюры служат опорой стрингерам, увеличивая их жесткость.

Нормальные нервюры (рис. 4.9,а) - элементы поперечного набора, которые обеспечивают заданную форму профиля крыла и передают местную воздушную нагрузку на стенки лонжеронов и обшивку. При этом нервюры подкрепляют стрингеры, лонжероны и обшивку, увеличивая тем самым их критические напряжения потери устойчивости.

Усиленные нервюры (рис. 4.9,б) — передают местные сосредоточенные силы на пояса лонжеронов агрегатов, расположенных в крыле или на внешней подвеске. Усиленные нервюры устанавливаются в плоскости разреза крыла на центроплане и консолях крыла. Нервюры, состоящие из двух, несвязанных между собой половин, называют *рамными и разъемными* (рис.4.10).

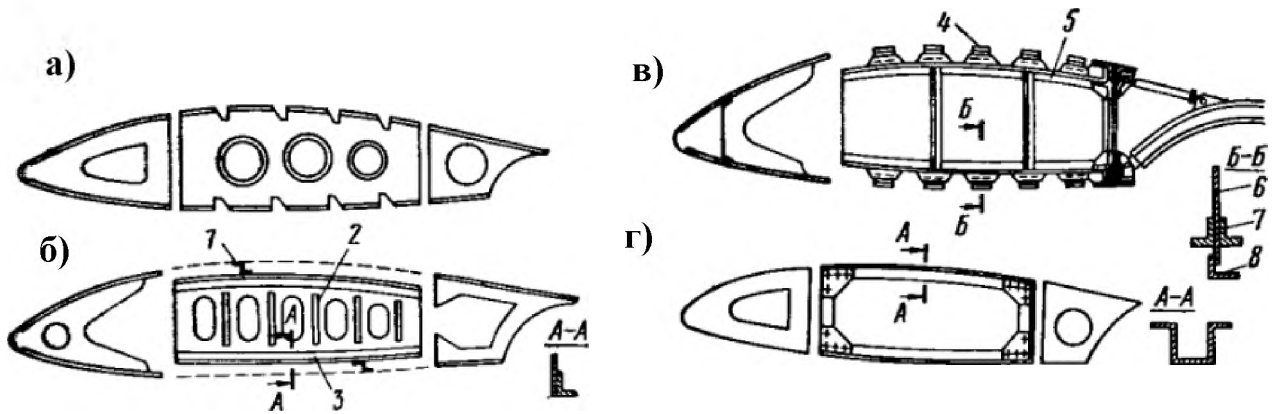


Рис. 4.9 Конструкция нервюр:

а- балочная штамповочная. б- балочная с поясами. в- балочная усиленная. г- рамная (поясная)
1-стрингер, 2-зиг, 3,5,7-пояса нервюры, 4,8- компенсаторы, 6-стенка нервюры.

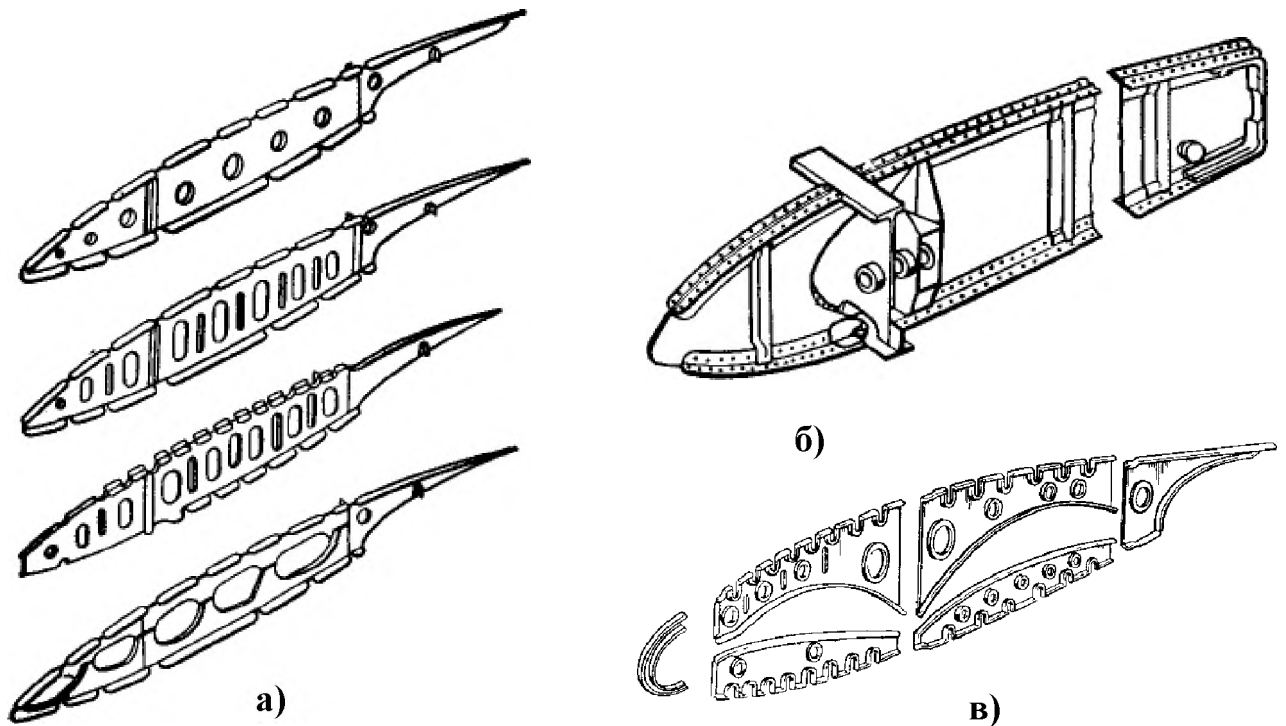


Рис. 4.10 Виды нервюр крыла [14]:

а- нормальные (типовые). б- усиленные, в- разъемные.

Воздушная нагрузка q воспринимается обшивкой, подкрепленной стрингерами. С обшивки нагрузка передается в основном на нервюры. Нервюры, в свою очередь, передают нагрузку на стенки лонжерона. Они часто выполняются штампованными из тонкого листа с большими отверстиями для облегчения. Отбортовки по контуру отверстий, а также зиги делаются для увеличения жесткости нервюр. Применяются редко также и ферменные нервюры.

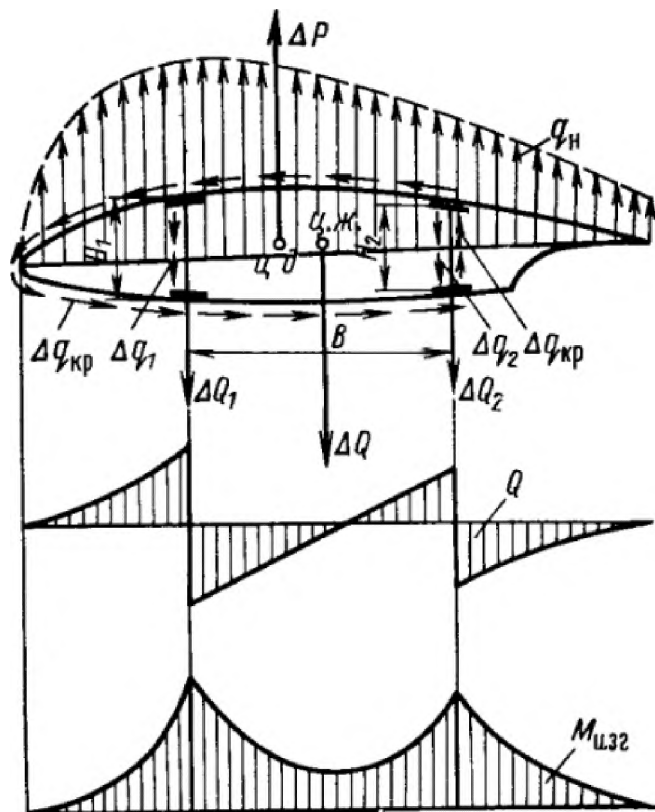


Рис. 4.11 Нагрузки и эпюры нагружения нервюры крыла.

На рис. 4.11 показаны нагрузки и эпюры нагружения нервюры крыла как криволинейной балки. От действия внешней нагрузки в плоскости нервюры, в теле нервюры действуют Q -перерезывающие силы, в виде сдвига в стенке нервюры и изгибающий момент $M_{изг}$ приходящий на пояса нервюры в виде растяжения/сжатия.

Обшивка крыла выполняется из дюралюминиевых листов, соединенных между собой заклепочными и клеевыми швами, расположенными над элементами продольно-поперечного набора.

4.2 Конструктивно-силовые схемы крыла и их анализ

Конструктивно-силовые схемы крыла разнообразны. В качестве основного признака, характеризующего тип конструкции крыла, можно принять характер работы и степень использования обшивки и продольного набора при изгибе и кручении крыла. По этим признакам конструктивно-силовые схемы крыла делят на:

- лонжеронные,
- моноблочные,
- кессонные конструкции.

Если изгибающий момент в основном воспринимается лонжеронами, то такое крыло называется *лонжеронным* (рис. 4.12,а). В зависимости от количества лонжеронов различают одно-, двух- и многолонжеронные крылья. Лонжерон располагается, как правило, по максимальной высоте профиля, так как в этом случае при заданном изгибающем моменте требуется наименьшая площадь поясов. Продольная стенка в таком крыле служит для создания замкнутого контура сечения, она же образует окантовку выреза, в котором располагаются агрегаты механизации крыла. Нервюры в крыльях целесообразно располагать перпендикулярно оси лонжерона. Достоинство лонжеронных крыльев заключается в том, что они допускают значительные вырезы в обшивке, необходимые для эксплуатации и монтажа агрегатов, расположенных в крыле.

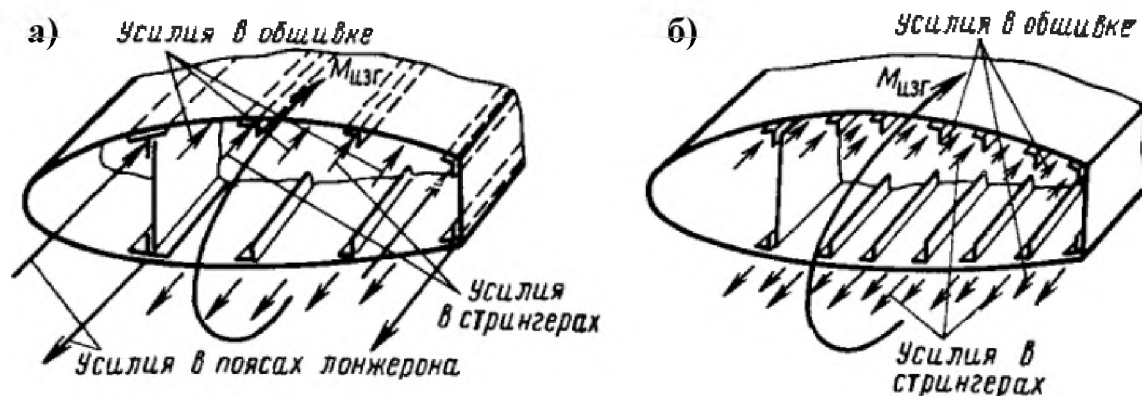


Рис. 4.12 Лонжеронная (а) и моноблочная (б) конструктивно-силовые схемы крыла.

Кроме того, преимуществом лонжеронных крыльев является простота узлов стыковки с фюзеляжем. Стыковочные узлы в этом случае располагают по поясам лонжеронов, в то время как моноблочные крылья стыкуются по всему силовому контуру.

Моноблочным называется крыло (рис. 4.12,б), в конструкции которого продольные силы при изгибе воспринимаются обшивкой и стрингерами по всему поперечному контуру крыла. Для моноблочного крыла как конструктивной схемы характерно использование обшивки в качестве основного силового элемента, работающего при изгибе и кручении. В моноблочных конструкциях нет лонжеронов, а для восприятия перерезывающих сил ставятся продольные стенки, скрепленные с обшивкой слабыми поясами. При моноблочной схеме крыло проходит сквозь фюзеляж почти всем контуром (за исключением хвостика).

В *кессонном крыле* (рис. 4.13), нормальные силы от изгибающего момента воспринимаются обшивкой и стрингерами верхнего и нижнего пояса средней частью профиля. Основным преимуществом кессонных крыльев являются их высокая изгибная и крутильная жесткость и более рациональное использование силовых элементов конструкции.

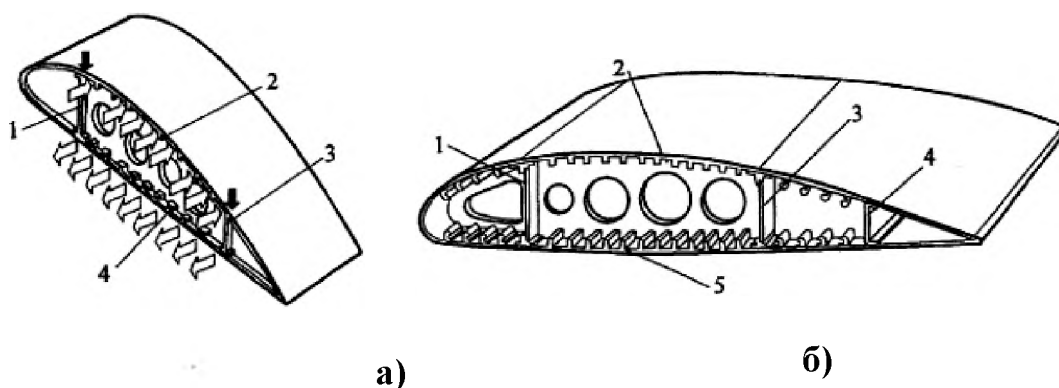


Рис. 4.13 Конструктивно-силовая схема и конструкция кессонного крыла:

а- расчетная схема: 1,3-передняя и задняя стенки кессона; 2,4- сжатый и растянутый пояса кессона;
б- силовые элементы: 1,3,4- пояса и задняя стенка; 2,5- верхняя и нижняя панели.

В кессонных конструкциях крыла функции обшивки и стрингеров и их геометрические параметры настолько взаимосвязаны, что эта часть конструкции несущих поверхностей проектируется как единое целое.

Одной из важных задач при конструировании продольного набора крыла является выбор конструктивно-технологического типа панели в растянутых и сжатых зонах крыла, а для нижних панелей определяющим является ресурс.

Для удовлетворения эксплуатационным и технологическим требованиям крылья выполняются разъемными или поворотными.

Стыковочные узлы служат для отделения консолей крыла от фюзеляжа при транспортировке вертолета, хранении его на складе, ремонте.

Лонжеронное крыло крепится к фюзеляжу посредством узлов 3, расположенных на лонжеронах 2 (рис. 4.14). Наименьшее число стыковочных узлов равно трем. Обычно соединение осуществляется при помощи стыка типа ухо-вилка. Нижнее ухо выполняется массивнее, так как оно работает на разрыв. Изображенный стык обеспечивает восприятие перерезывающей силы и изгибающего момента в горизонтальной плоскости. Такой разъем называется *точечным*. Силовая связь осуществляется только через узлы крепления на лонжеронах, а обшивка и стрингеры воспринимают изгибающий момент только на некотором удалении от разъема, приблизительно равном расстоянию между передним и задним узлами крепления. Поэтому конструкция точечного стыка тяжелее контурного крепления.

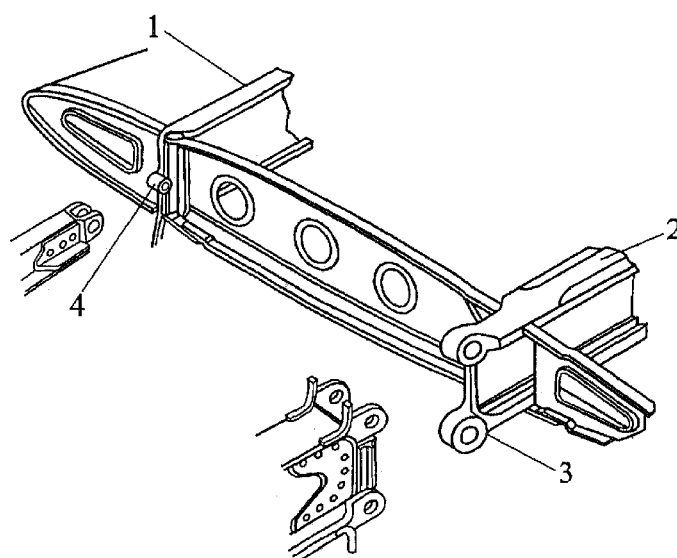


Рис. 4.14 Стыковочные узлы однолонжеронного крыла:

1-передняя стенка, 2-лонжерон, 3-стыковочный узел лонжерона,
4-шарнирный узел стыковки передней стенки.

Контурный разъем обычно реализуется на кессонном крыле (рис. 4.15). Он образуется при помощи стыковочных профилей 1 и напоминает фланцевое соединение. В контурном разьеме силовая связь между обшивкой, лонжеронами 2, 5 и стрингерами 4 осуществляется по всему контуру разьема. Поэтому силовой набор крыла вступает в работу непосредственно в зоне стыка. Недостатком контурного разьема является трудность монтажа и демонтажа.

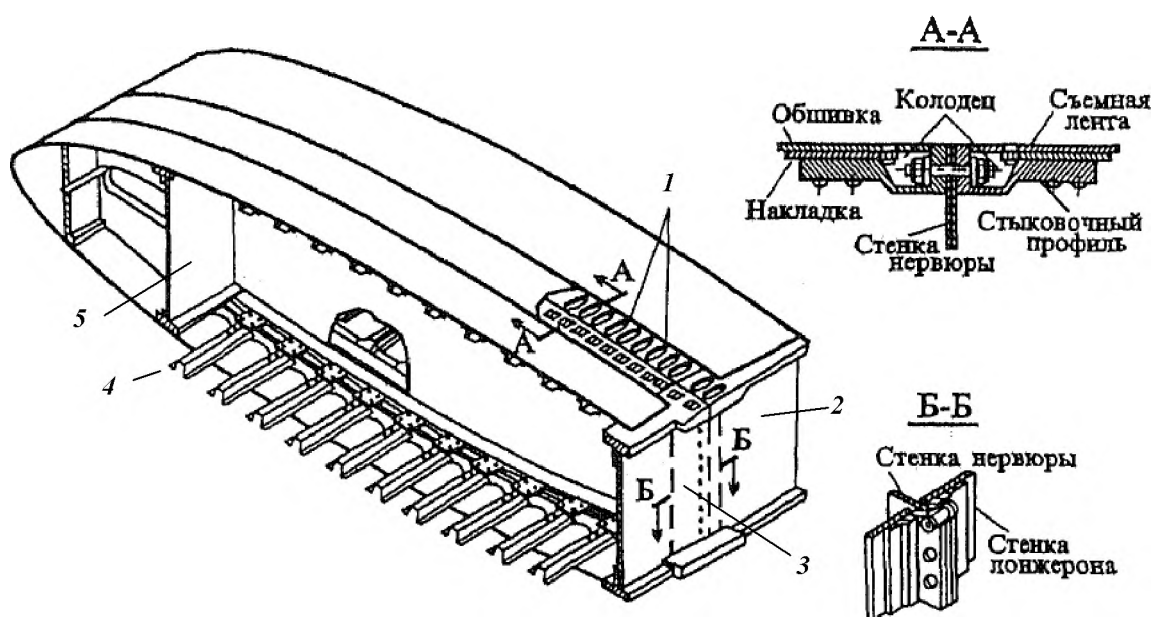


Рис. 4.15 Контурный разьем крыла [14]:

1 - стыковочные профили; 2, 5- лонжероны; 3-стенка нервюры; 4 - стрингер.

Крыло имеет различные вырезы, которые нарушают его силовую схему. Малые выреза окантовываются профилями и накладками и закрываются легкоъемными крышками. В области больших вырезов ставят усиленные нервюры, продольные стенки и не силовые панели, в результате чего восстанавливаются нарушенные силовые связи.

При неработающей обшивке нервюры кроме обшивки связаны еще и со стрингерами. Если обшивка работающая, то связь стрингеров с нервюрами необязательна. Он достаточно надежно осуществляется самой обшивкой.

4.3 Части крыла и их конструктивные решения

Крыло вертолета разделяется на следующие части: передняя часть, центральная часть и задняя часть. В передней и задней части обычно устанавливается *механизация крыла*. Центральная часть крыла является основным силовым агрегатом, часто в ней устанавливаются топливные баки.

Механизация крыла улучшает маневренность вертолета. Этот эффект возможен за счет увеличения кривизны профиля и площади крыла, управления пограничным слоем и циркуляцией.

На рис. 4.16 изображено крыло вертолета Ми-6 кессонной схемы. Продольный силовой набор состоит из переднего 5 и заднего 8 лонжеронов и стрингеров 7, поперечный набор — из нервюры 4. Консоль включает в себя носовую 2 и хвостовую 9 панели, а также центральную часть, которая представляет собой кессон, образованный передним 5 и задним 8 лонжеронами, частями нервюр и нижней 6 и верхней 3 панелями. К центральной части при помощи анкерных гаек крепится носовая 2 и хвостовая 9 панели.

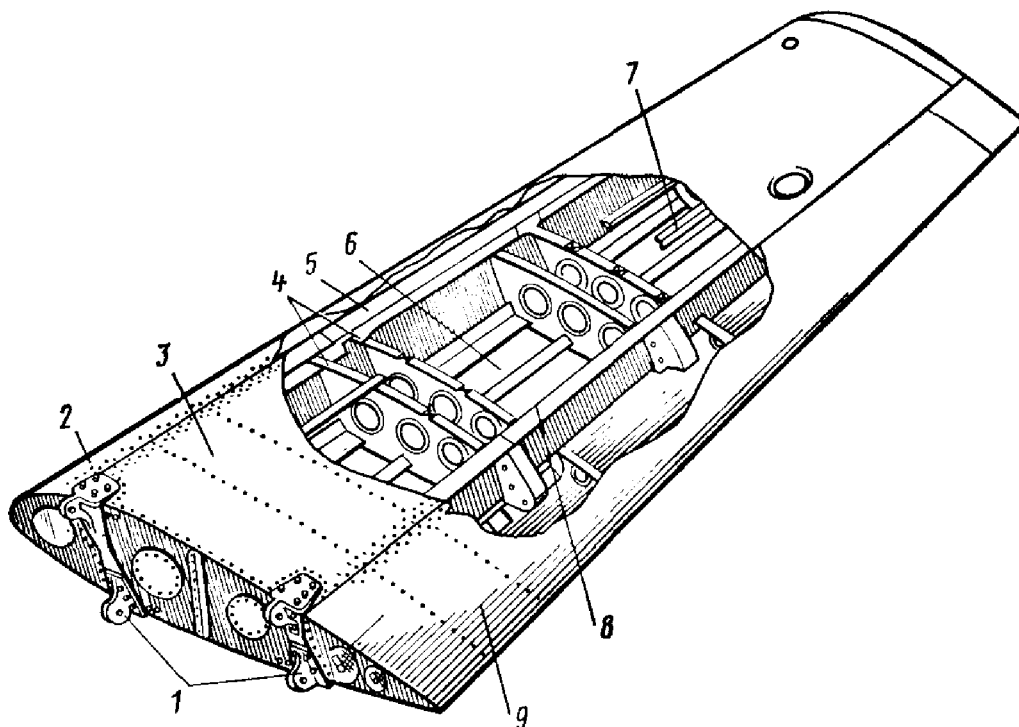


Рис. 4.16 Конструкция консоли крыла вертолета Ми-6 [6]:

1-узлы крепления крыла, 2-носовая панель, 3-верхняя силовая панель, 4-нервюры, 5-передний лонжерон, 6-нижняя силовая панель, 7-стрингер, 8-задний лонжерон, 9-хвостовая панель.

Крыло вертолета Ми-24А (рис. 4.17) выполнено, как и крыло Ми-6 по лонжеронной схеме. Имеет угол установки, равный 19^0 и отрицательное поперечное "V" (-12^0) для улучшения устойчивости вертолета в горизонтальном полете. Теоретический профиль NACA-230 с относительной толщиной 20%. Крыло состоит из левой и правой консолей. Консоль в плане имеет трапецевидную форму по передней кромке.

На концах консолей крыла установлены пилоны, предназначенные для улучшения поперечной устойчивости и подвески вооружения. Пилоны установлены вертикально и в поперечном сечении представляют собой аэродинамический профиль с относительной толщиной 17,5%. Пилон 2 включает в себя носовой обтекатель 4, центральную часть и хвостовой обтекатель 11.

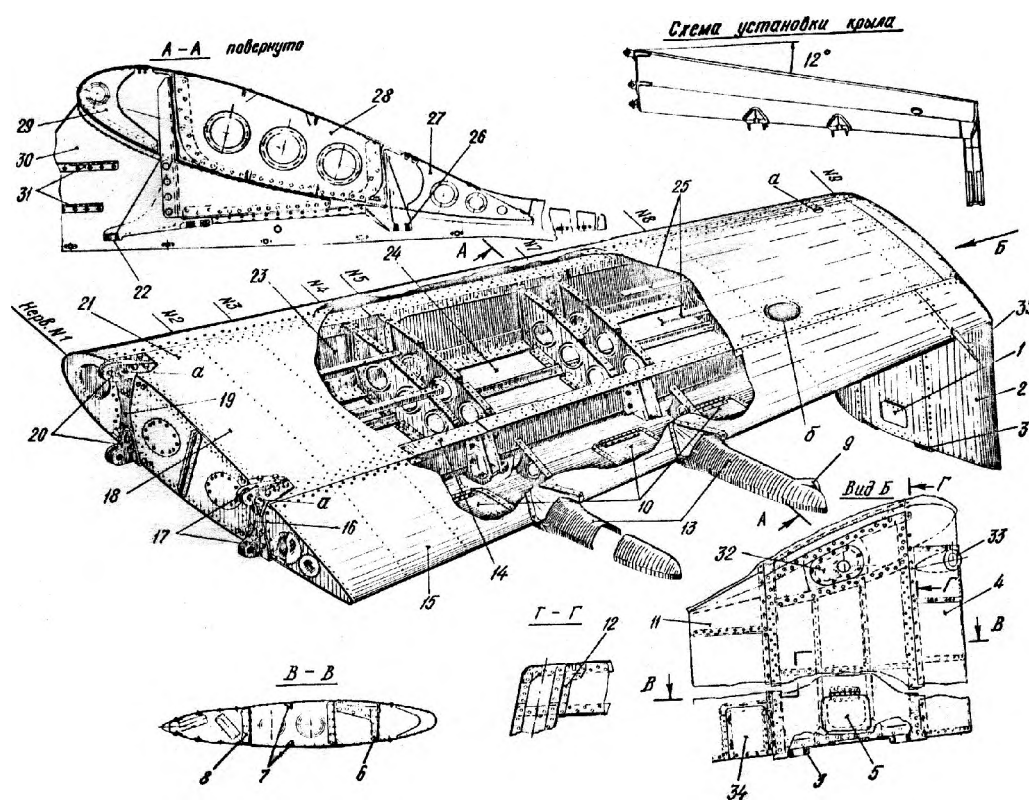


Рис. 4.17 Конструкция консоли крыла вертолета Ми-24А[13]:

1.5.10.-крышки лючков, 2-пилон, 3-фитинг крепления, 4-носовой обтекатель, 6.8- лонжероны пилона, 9-фланец крепления подвесного вооружения, 11-хвостовой обтекатель, 12-фитинг крепления пилона к крылу, 13-задние обтекатели балочных держателей, 14-задний лонжерон, 15-хвостовая панель, 16-фитинг заднего лонжерона, 17-задние кронштейны крепления крыла, 18-верхняя силовая панель, 19-фитинг заднего лонжерона, 20-передний кронштейн крепления крыла, 21-носовая панель, 22-передний кронштейн крепления балочного держателя, 23-передний лонжерон, 24-нижняя силовая панель, 25-стрингеры, 26- задний кронштейн крепления балочного держателя, 27-хвостовая часть нервюры, 28-средняя часть нервюры, 29-носовая часть нервюры, 30-обтекатель, 31-диафрагмы, 32-плафон контурного огня.

Каркас крыла состоит из продольного и силового набора. Продольный силовой набор включает в себя передний 23 и задний 14 лонжероны, расположенные соответственно на 21% и 67% хорды, и четыре стрингера (два верхних и два нижних). Поперечный набор состоит из девяти вертикально расположенных нервюр. Консоль крыла имеет носовую панель 21, центральную часть, хвостовую панель 15 и пилон 2. Носовая панель 21/склепана из носовых частей нервюр и обшивки из листа дюралюминия Д16А, химически фрезерованной до толщины 1,3 мм. Панель сверху и снизу крепится винтами с анкерными гайками двухрядным швом к панели центральной части.

Лонжероны имеют верхние и нижние пояса из профиля Д16Т и дюралюминиевую стенку. На концах лонжеронов в зоне нервюры №1 приклепаны штампованные из АК6 фитинги 16,19, на которых установлены на болтах накладные кронштейны 17 и 30 из титановой штамповки ВТ-22 для крепления консоли крыла к фюзеляжу.

Верхняя 18 и нижняя 24 силовые панели кессона изготовлены клееваркой из обшивки и стрингеров из уголкового профиля. На нижней панели имеется пять накладных кронштейнов из АК6 для крепления роликов системы навески вооружения. Каждый кронштейн подкреплён с внутренней стороны панели фитингом из АЛ9 и усиливающей диафрагмой из Д16А-М, которая опирается своими концами на лонжероны. Хвостовая панель 15 состоит из хвостовых частей нервюр и обшивки. На нижней поверхности обшивки сделаны два выреза под балочные держатели. Крепление хвостовой панели к центральной части крыла аналогично креплению носовой панели.

Нервюры из Д16А состоят из трех отдельных частей: носовой части (носика), средней части (стенки) и хвостовой части (хвостика). Для уменьшения веса нервюры, они имеют отверстия с отбортовками.

Консоль крепится четырьмя болтами к центральной части фюзеляжа посредством проушин кронштейнов, расположенных на шпангоутах №8 и 9.

Для обеспечения плавного сопряжения консолей крыла с фюзеляжем имеются зализы из Д16А, закрепленные винтами с анкерными гайками.

На вертолетах поперечной схемы крыло служит для крепления несущих винтов и гондол двигателей. Поэтому оно должно иметь достаточную жесткость и обычно подкрепляется ферменной конструкцией из подкосов. Для уменьшения вредного влияния несущего винта на крыло оно имеет обратное сужение (вертолет В-12).

На рис. 4.18 - 4.19 показана конструкция крыла ударного вертолета Ка-50, в которой широко применялись композиционные материалы. Крыло делится на носок, центральную часть и хвостовую часть. Верхние и нижние трехслойные сотовые панели крепились при помощи клеевого соединения к металлической обечайке из дюралевого сплава, которая в свою очередь приклепывалась заклепками к каркасу крыла. Центральная часть крыла - в виде кессона.

Каркас крыла (рис. 4.18) выполнен из двух лонжеронов и нервюр №1, 2а, 2б, 3а, 3б, 4 из дюралюминиевого сплава. Крепление крыла осуществлялось при помощи точечного стыка через узел крепления типа ухо-вилка на лонжеронах крыла. Усиленные нервюры №2а, 2б, 3а, 3б имеют узлы крепления пилонов для подвески вооружения и оборудования.

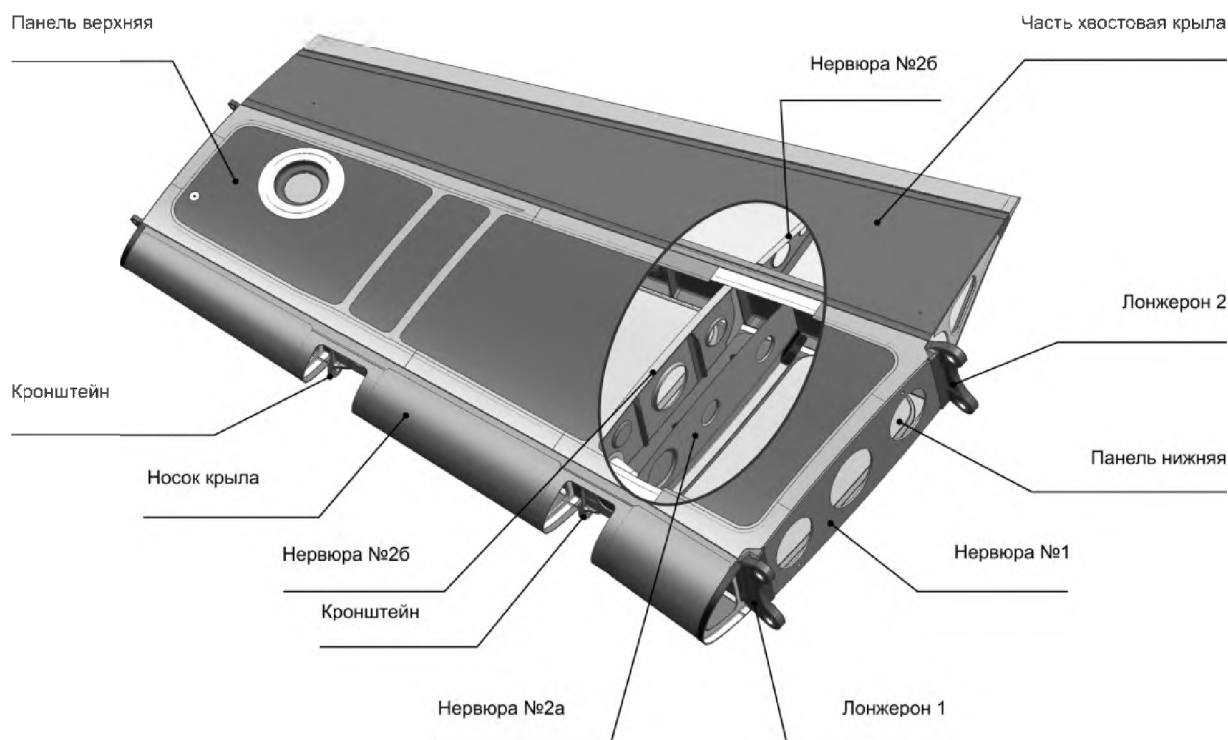
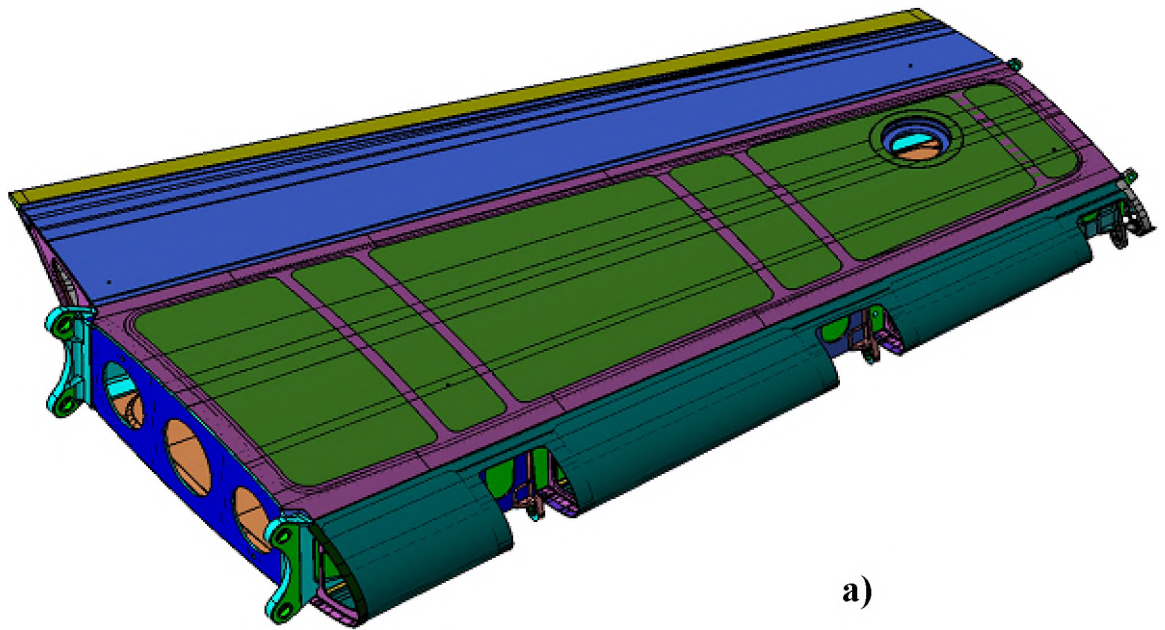
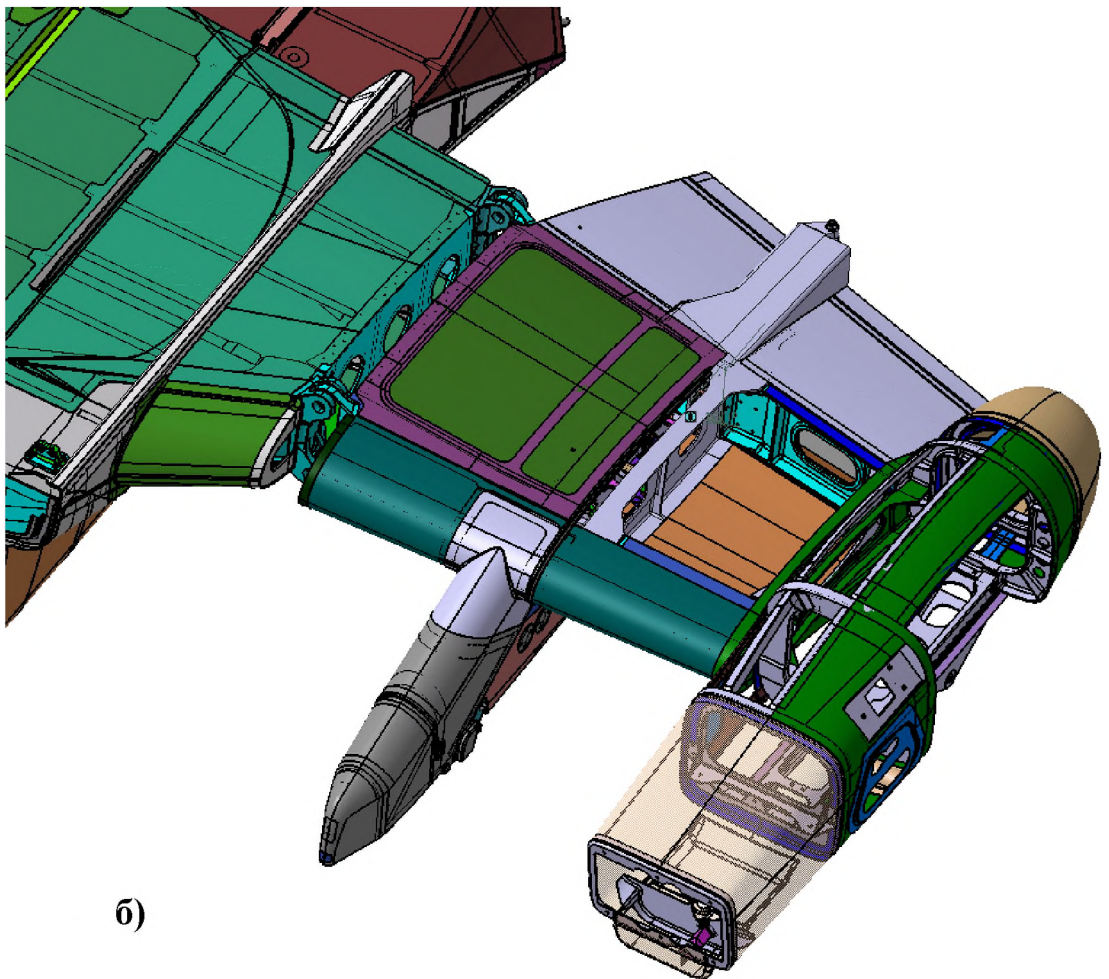


Рис. 4.18 Конструкция консоли кессонного крыла вертолета Ка-50 [17]



a)



б)

Рис. 4.19 Консоль крыла ударного вертолета Ка-50:
а- общий вид, б- в составе конструкции планера вертолета.

Рассмотрим возможные устройства механизации крыла вертолета.

Простой щиток (рис. 4.20, *а*). При его отклонении увеличивается кривизна профиля и происходит отсос пограничного слоя с верхней поверхности крыла в зону разряжения между крылом и щитком.

Выдвижной щиток (рис. 4.20, *б*). увеличивает не только кривизну, но и площадь крыла. Поэтому дает больший прирост подъемной силы.

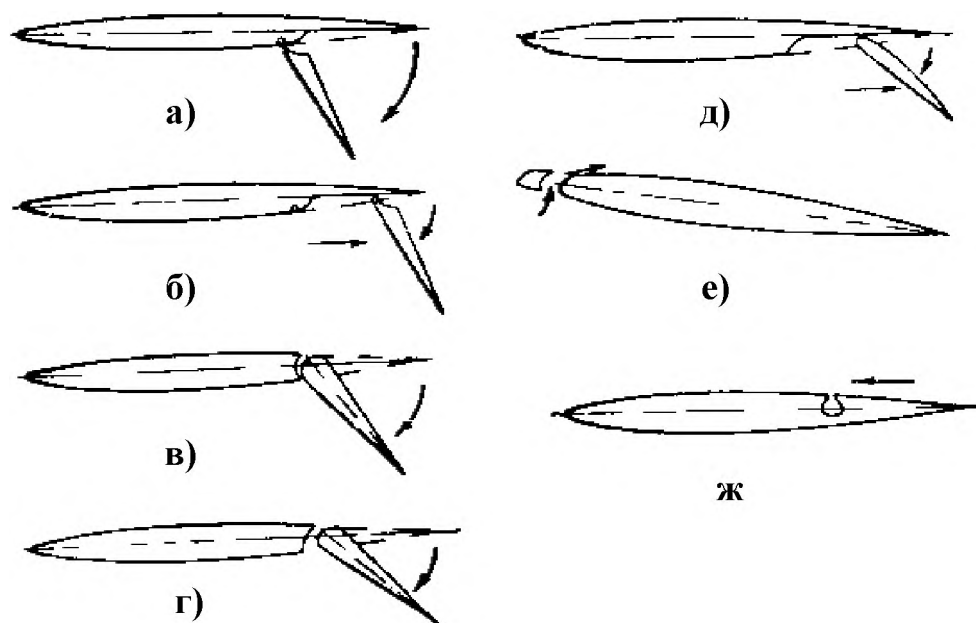


Рис. 4.20. Механизация крыла:

а - простой щиток; *б*- выдвижной щиток, *в* - простой закрылок; *г* - щелевой закрылок; *д*- подкрылок, *е*- предкрылок, *ж*- отсос пограничного слоя.

Закрылок (рис. 4.20, *в*, *г*) - это отклоняемая вниз хвостовая часть крыла. Закрылки бывают простыми и щелевыми. В отличие от простого щелевой закрылок при отклонении образует профилированную щель между закрылком и основной частью крыла, через которую пограничный слой сдувается с верхней поверхности крыла. При этом подъемная сила будет больше, чем у простого закрылка. У вертолетов поперечной схемы закрылки могут отклоняться на режиме висения, чтобы уменьшить вредную обдувку крыла потоком воздуха от несущего винта.

Предкрылок (рис. 4.20, е) - это профилированная носовая часть крыла, которая смещается вперед на больших углах атаки. При этом между предкрылком и крылом образуется профилированная щель, через которую проходит струя воздуха и сдувает пограничный слой с верхней поверхности крыла. За счет этого увеличивается подъемная сила.

Отсос пограничного слоя (рис. 4.20, ж) - с верхней поверхности крыла через отверстия отсасывается воздух, что прижимает пограничный слой к поверхности крыла. Таким образом предотвращается срыв потока с крыла на больших углах атаки.

Для улучшения маневренности и повышения поперечной управляемости вертолета на его крыле могут быть установлены элероны. Они представляют собой отклоняемую часть задней кромки крыла. При этом на вертолете появляется кренящий момент, так как если один элерон отклоняется вверх, то другой - вниз. Причем элероны отклоняются на разные углы для выравнивания сопротивления консолей (отклонение вниз меньше, чем вверх). Конструкция элеронов аналогична конструкции закрылков.

Конструктивно органы механизации могут быть выполнены в виде замкнутого контура (предкрылки, закрылки) или пластин (простые щитки). Первые имеют те же элементы конструкции, что и крыло.

Закрылок (рис. 4.21,а). представляет собой аэродинамическую профилированную конструкцию из лонжерона 1 и нервюры 3 обшитые обшивкой 2. Для усиления задней части закрылка имеется хвостовой стрингер. С помощью трубы 4 осуществляется навеска закрылка на крыло. Закрылок работает как балка, воспринимая поперечную силу, изгибающий и крутящий моменты по аналогии с крылом. Поперечная сила воспринимается стенками лонжеронов, изгибающий момент - поясами лонжеронов и частично обшивкой, крутящий момент - замкнутым контуром обшивки.

Щиток же представляет собой пластину, в силовой набор которой входит лонжерон 1, задний стрингер и нервюра 3 (рис. 4.21,б).

Щиток соединяется с крылом при помощи шомпольного соединения 5 и управляется тягой 7,двигающейся вдоль размаха крыла и соединенной с лонжероном регулируемыми тягами-тандерами 6.

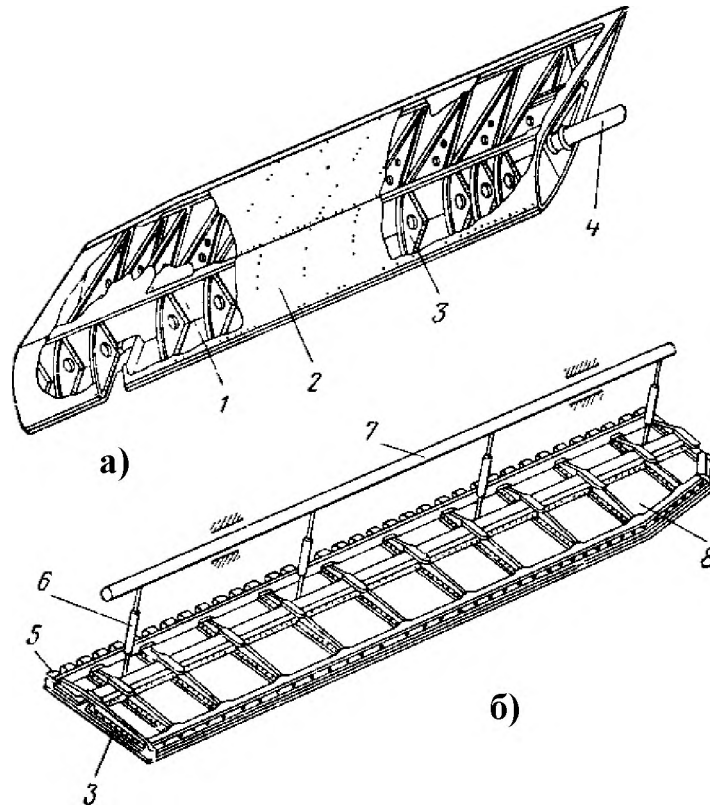


Рис. 4.21 Конструкция механизации крыла:

а – закрылок; б – простой щиток; 1- лонжерон; 2 – обшивка; 3 – нервюра; 4 – труба; 5- шомпольное соединение; 6 – тяга-тандер; 7 – основная тяга; 8 – нижняя обшивка.

Щиток не имеет замкнутого контура обшивки, и поэтому не может воспринимать крутящий момент. Воздушная нагрузка с обшивки щитка передается на нервюры, которые работают, как балки, опирающиеся на лонжероны и шомпольные соединения. Так как нервюры заклепками соединены с обшивкой, то последняя участвует в восприятии изгибающего момента совместно с нервюрами. Воздушная нагрузка, переданная на лонжерон, заставляет его работать на изгиб, как балку, опирающуюся на тяги-тандеры.

5. Конструкция хвостовой балки вертолета

5.1 Общие требования и нагрузки, действующие на хвостовую балку при эксплуатации вертолета.

К хвостовой балке предъявляются следующие требования: обеспечение нормальной работы оперения и трансмиссии вертолета, минимальное лобовое сопротивление, минимальный вес, отсутствие колебаний балки при работе трансмиссии, возможность установки различного оборудования.

Хвостовая балка является одним из основных агрегатов планера вертолета и представляет собой усечённую коническую оболочку, воспринимающую действие перерезывающей силы Q , изгибающего M_u и крутящего моментов $M_{кр}$. Она должна отвечать требованиям прочности, жёсткости и технологичности. Рассмотрим схемы нагружения двух основных типов хвостовых балок:

- одновинтового вертолета с хвостовым винтом,
- соосного вертолета с оперением.

Основными нагрузками и массовыми силами, действующими на хвостовую балку в полете для вертолетов обеих схем являются (см. рис. 5.1 - 5.2):

$T_{хв.в}$ – тяга хвостового винта,

Z_k – боковая равнодействующая аэродинамической силы киля,

$Y_{ст}$ – равнодействующая аэродинамической силы стабилизатора,

$P_{ш}$ – боковая равнодействующая аэродинамической силы шайбы,

$G_{пр.р}$, $G_{хв.р}$ – силы веса промежуточного и хвостового редуктора,

G_k – сила веса киля.

Равнодействующие аэродинамических сил приложены в центрах давления (ц.д.) соответствующих агрегатов хвостовой балки. Кроме этого, на хвостовую балку действуют массовые и инерциальные силы от собственного веса, киля и агрегатов трансмиссии, приложенные в их центрах масс (ц.м.) и вибрации, которые учитывают при расчете усталостной прочности.

От действия $T_{xв.в}, Y_{ст}, Z_{к}, P_{ш}, G_{пр.р}, G_{хв.р}, G_{к}$ – хвостовая балка нагружается
 перерезывающими силами Q_y, Q_z , моментами $M_y^{узг}, M_z^{узг}, M_{кр}$.

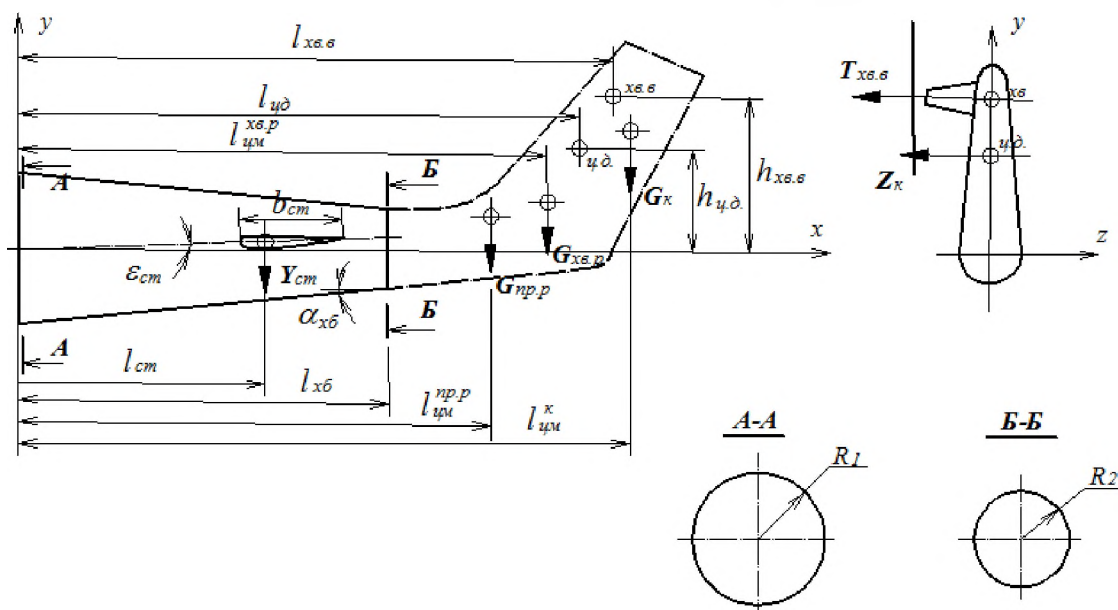


Рис. 5.1 Схема нагружения хвостовой балки с хвостовым винтом.

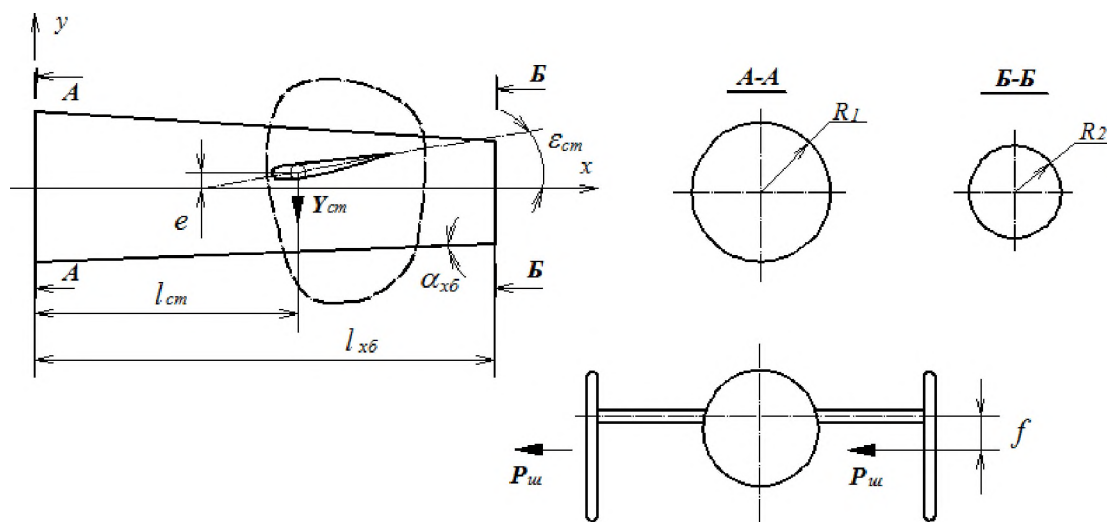


Рис. 5.2 Схема нагружения хвостовой балки с оперением.

Основные обозначения приведенные для рис. 5.1 - 5.2:

- $l_{хв}$ – длина хвостовой балки,
- $l_{хв}$ – расстояние до вала хвостового винта,
- $l_{цм}^к, l_{цд}$ – расстояние до ц.м. и ц.д. киля,
- $l_{ст}$ – расстояние до стабилизатора,
- $\alpha_{хв}$ – угол конусности хвостовой балки,
- $l_{цм}^{пр.р}$ – расстояние до ц.м. промежуточного редуктора,

- $l_{цм}^{хв.р}$ – расстояние до ц.м. хвостового редуктора,
- $h_{хв}$ – расстояние от продольной оси фюзеляжа до вала хвостового винта,
- $h_{цд}$ – расстояние от продольной оси фюзеляжа до ц.д. киля,
- $\varepsilon_{см}, b_{см}$ – угол установки и хорда стабилизатора,
- e – расстояние от оси стабилизатора до продольной оси фюзеляжа,
- f – расстояние от оси стабилизатора до линии действия $P_{ш}$,
- R_1, R_2 – поперечные размеры сечений хвостовой балки.

Действие и интенсивность приложения аэродинамических нагрузок и массовых сил к хвостовой балке зависят от случаев нагружения при эксплуатации вертолета по Нормам летной годности вертолетов (НЛГВ).

По НЛГВ-2 имеем два предельных случая нагружения хвостовой балки:

1. Разворот на висении при максимальной даче правой педали (когда $T_{РВ}^p$ – тяга рулевого винта (РВ) принимает максимальное значение);
2. Полет с максимальной горизонтальной скоростью в случае несимметричного обтекания оперения ($q_{см}^p, q_{цк}^p$ – распределенные аэродинамической нагрузки на стабилизаторе и центральном киле).

От действия $T_{РВ}^p, q_{см}^p, q_{цк}^p$ – хвостовая балка (рис. 5.3) нагружается перерезывающей силой Q , изгибающим и крутящим моментами $M_u, M_{кр}$.

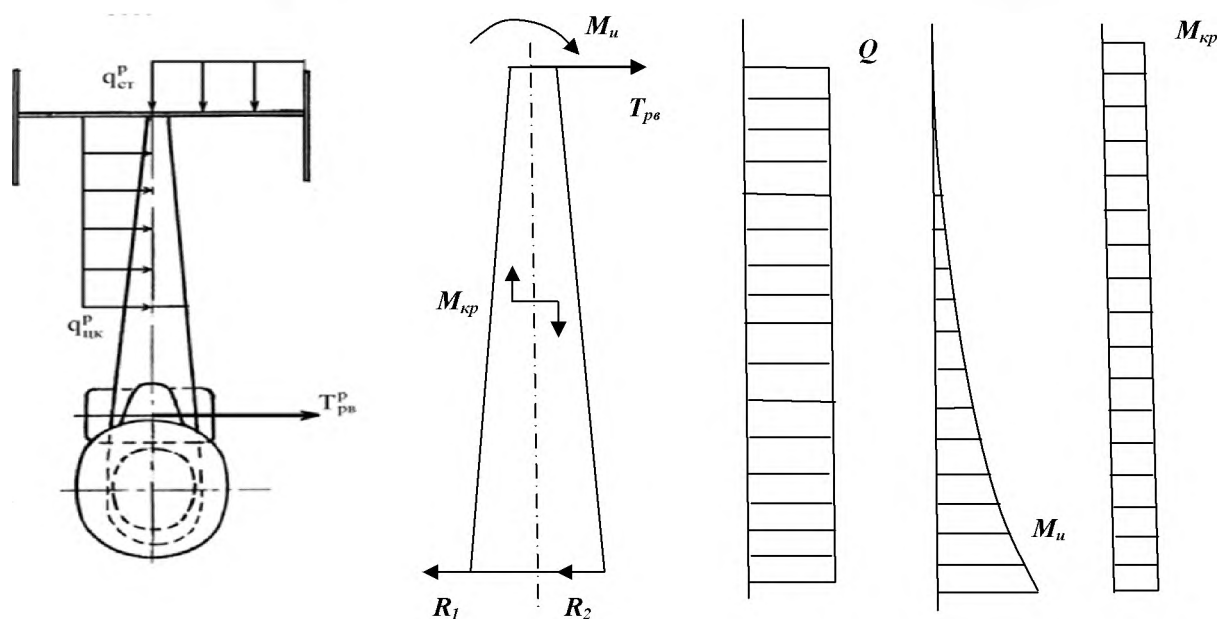


Рис. 5.3 Нагружение хвостовой балки одновинтового вертолета в полете.

Величины напряжений в сечениях оболочки по шпангоутам не должны превышать:

- предельных характеристик материала обшивки;
- предела прочности при сжатии материала стрингера;
- критических напряжений потери устойчивости подкреплённой оболочки;
- критических напряжений потери устойчивости участка стрингера между соседними шпангоутами как стержня.

5.2 Конструктивно-силовые схемы хвостовых балок и их анализ

Конструктивно-силовая схема хвостовой балки определяется характером нагружения и схемой нагружения двух основных типов хвостовых балок: с хвостовым винтом (одновинтовая схема вертолета) и с оперением (соосная схема вертолета).

По конструктивно-силовой схеме хвостовые балки современных вертолетов делятся на (рис. 5.4):

- стрингерно-лонжеронные,
- стрингерные,
- монокок,
- смешанные ферменно-балочные.

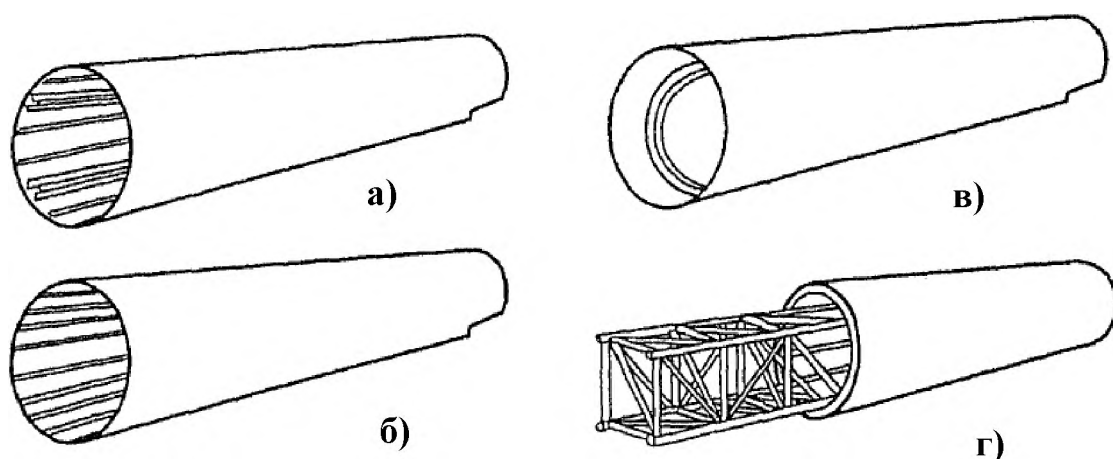


Рис. 5.4 Конструктивно-силовые схемы хвостовых балок:

а- стрингерно-лонжеронная, б- стрингерная, в- монокок, г- смешанная ферменно-балочная.

В конструкциях отечественных вертолетов одновинтовой схемы нашли широкое распространение стрингерные хвостовые балки типа полумонокок, выполненных из дюралюминиевых сплавов. Такие конструкции имеют минимальный вес, и хорошую жесткость на изгиб и кручение.

На тяжелых вертолетах может применяться стрингерно-лонжеронная схема хвостовой балки, которая может воспринимать большие изгибающие моменты.

На вертолетах соосной схемы, где изгибающие моменты невелики, применяется схема монокок. В этой схеме изгиб воспринимает тонкая обшивка, нагружаясь растяжением-сжатием. Для увеличения поперечной жесткости в такой балке часто применяют трехслойную конструкцию с сотовым наполнителем. С появлением современных полимерных композиционных материалов наметилась тенденция изготовления интегральных сотовых конструкций хвостовых балок из композитов. Это позволило существенно снизить вес такого агрегата как хвостовая балка.

Величины напряжений в сечениях балки не должны превышать:

- предельных напряжений материала обшивок;
- критических напряжений общей потери устойчивости трёхслойной оболочки.
- критических напряжений местной потери устойчивости по формам:
 - а) при потере устойчивости несущей обшивки как пластины на упругом основании;

б) при потере устойчивости при смятии наполнителя или отрыве сот.

В настоящее время стержневая ферма может использоваться как основной силовой элемент хвостовых балок некоторых легких вертолетов. В связи с тем, что обшивка не включена в силовую схему балки, вырезы в ней не требуют значительных усиления, но наличие большого количества стержней затрудняет компоновку и отстройку от резонансов конструкции.

5.3 Части хвостовой балки и их конструктивные решения

На хвостовой балке вертолета Ми-8 (рис. 5.5) имеются узлы крепления стабилизатора, хвостовой опоры, промежуточного редуктора, опоры хвостового вала, проводка управления рулевым винтом и различное радиоэлектронное оборудование. Обычно балка имеет форму усеченного конуса. Силовой набор – шпангоуты, стрингеры, обшивка.

Полумонокок с частично работающей обшивкой, собирается из четырех панелей: двух боковых, верхней и нижней. Стрингерный набор по периметру расположен неравномерно. В зоне сжатия шаг меньше. Балка стыкуется с центральной частью фюзеляжа и концевой балкой, при помощи фланцевого стыка или стыковочных узлов. Для уменьшения концентрации напряжения в зоне стыка, прокладываются зубчатые ленты.

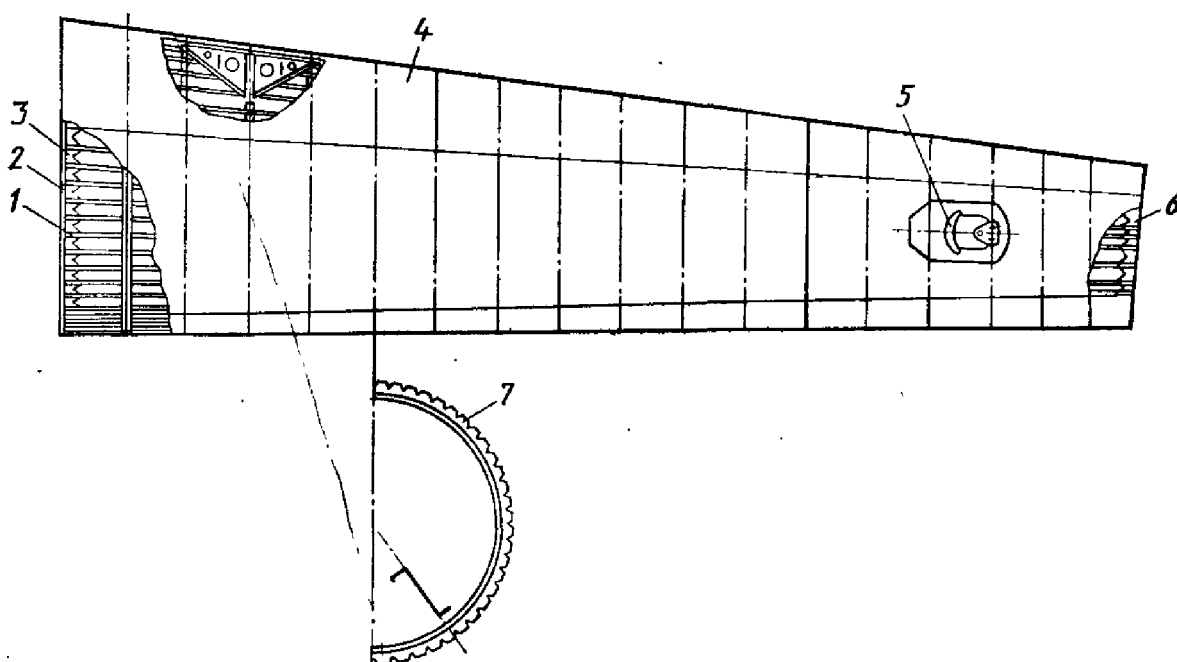


Рис. 5.5 Конструкция хвостовой балки вертолета Ми-8 [2]:

1-стрингеры, 2-шпангоут стыковочный, 3,6-зубчатые ленты в зоне стыковки, 4-обшивка, 5-узел крепления стабилизатора, 7-нормальный шпангоут.

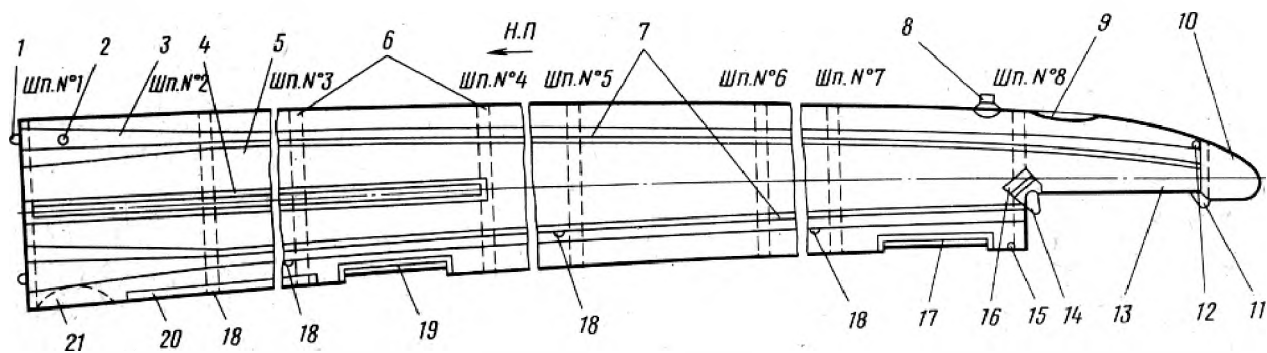


Рис. 5.6 Конструкция хвостовой балки вертолета Ка-26 [4]:

1-узлы крепления к фюзеляжу, 2- фитинг, 3-накладка, 4-боковой стрингер, 5-обшивка, 6-шпангоуты, 7- П-образные стрингеры, 8- проблесковый маяк, 9,17,19,21-люки, 10-задний люк, 11,14-узлы крепления стабилизатора, 12,15,18-гайки, 16-узел крепления тросовой проводки,13-профиль жесткости, 20-нижний стрингер.

Две хвостовые балки соосного вертолета Ка-26 (см. рис. 5.6) служат для установки оперения. Они представляют собой цельнометаллический полумонок с каркасом из шпангоутов 6, зашитых обшивкой 5 из листа Д16АМ толщиной 0,5 мм и наружных П-образных стрингеров 7. Обшивка приклепывается к полкам шпангоутов. Шпангоуты №1 и 8 являются стыковыми и усилены фитингами 2 из сплава АК-6 под узлы крепления хвостовой балки к задней стенке центрального отсека фюзеляжа. Узлы 1 выполнены в виде двухушковой вилки из стали 30ХГСА. На шпангоуте №8 установлены два передних узла крепления 11,14 стабилизатора оперения.

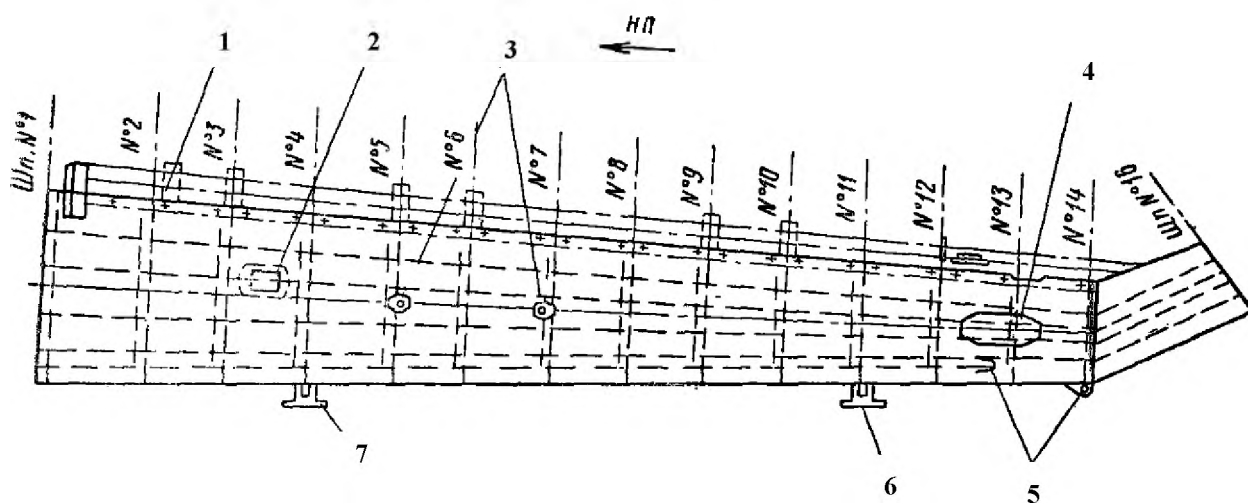


Рис. 5.7 Продольно-поперечный набор хвостовой балки вертолета Ми-2 [21]:

1- шпангоут, 2-лючок, 3-стрингеры, 4-фитинг крепления стабилизатора, 5-кронштейны крепления хвостовой опоры (костыля), 6,7-радиоантенны.

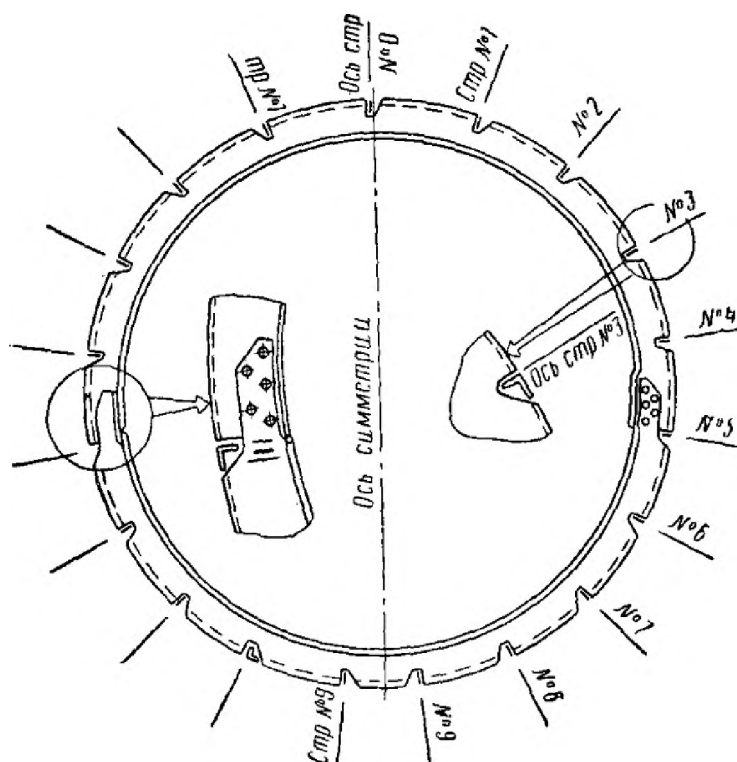


Рис. 5.8 Промежуточный шпангоут хвостовой балки вертолета Ми-2 [21].

Хвостовая балка вертолета Ми-2 (рис. 5.7) представляет собой цельно-металлический полумонокок переменного сечения. Она состоит из конусной части в виде двух панелей и переходника.

Конструктивно каркас хвостовой балки выполнен из типовых и силовых шпангоутов 1 и стрингеров 3. Силовой шпангоут №16 выполнен в виде фланца, штамповкой из сплава АК-1. К нему на шпильках присоединяется промежуточный редуктор трансмиссии. На шпангоуты №3, 6, 9 и 12 сверху устанавливаются опоры хвостового трансмиссионного вала из сплава АК-6. Типовые промежуточные шпангоуты (рис. 5.8) имеют Z-образный профиль и состоят из двух полуколец, из листового дюралюминия Д16М. По контуру шпангоутов сделаны просечки для прохода стрингеров хвостовой балки.

Крепление стрингеров к шпангоутам осуществляется кницами, штампованными из Д16М. Обшивка панелей хвостовой балки изготовлена из листового дюралюминия Д16АТ толщиной от 0,8 до 1 мм и крепится к каркасу клеесваркой. Соединение панелей выполнено внахлестку двурядным заклепочным швом.

Переходник служит для совпадения вала хвостовой трансмиссии проходящего над хвостовой балкой с ведущим валом промежуточного редуктор, который является соединительным звеном между хвостовой и концевой балками. Переходник клепаной конструкции состоит из шпангоутов №15 и 16, стрингеров и обшивки. Стыковка переходника со шпангоутом №14 осуществляется заклепками при помощи зубчатой ленты, а также верхней усиливающей накладкой и специального профиля. На шпангоутах №13 и 14 имеются узлы крепления хвостового костыля 5. По обеим бортам хвостовой балки между шпангоутами №12 и 13 установлены фитинги 4 крепления опор стабилизатора из сплава АК-6. Кожух хвостового вала трансмиссии закрывает хвостовой вал трансмиссии и тросы управления. Кожух составлен из отдельных секций листового Д16АТ, которые крепятся винтами к анкерным гайкам на специальных профилях.

Хвостовая балка фюзеляжа вертолета «АНСАТ-У» имеет форму усеченного конуса. Балка выполнена по стрингерной конструктивно-силовой схеме. Силовой набор хвостовой балки фюзеляжа вертолёта (рис. 5.9) состоит из тринадцати стрингеров 3, десяти промежуточных шпангоутов 2 и обшивки 4. Обшивка хвостовой балки соединена со стрингерами методом клеевой сварки. Три шпангоута №№ 1, 12 и 13 являются силовыми. Шпангоут №1 является стыковочным шпангоутом с центральной частью фюзеляжа и выполнен из алюминиевой штамповки. К шпангоутам №12 и №13 крепится хвостовой редуктор, для чего к ним сверху приклепан фитинг из алюминиевого сплава, в котором выполнены четыре отверстия 6. Хвостовой редуктор и гидропривод управления шагом рулевого винта закрыты обтекателем 5, который изготовлен из композиционных материалов и крепится к балке винтовыми замками.

Внутри балки имеются усиления под установку приборов, стабилизатора и хвостовой опоры. Сверху балка имеет плоский срез параллельный линии потолка, для установки вала трансмиссии, который закрывается обтекателем 7.

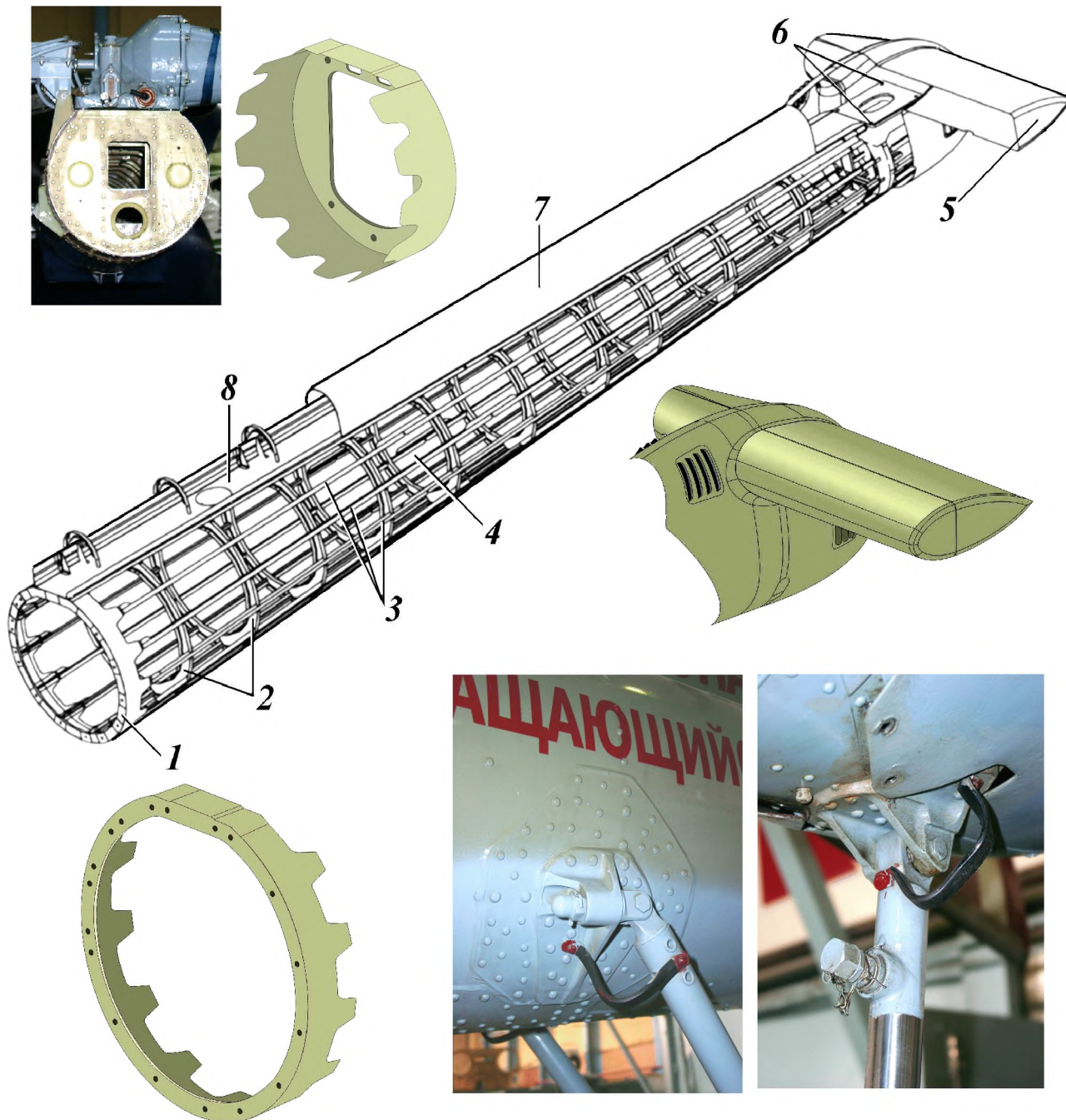


Рис. 5.9 Хвостовая балка вертолета KB3 “АНСАТ – У” [15]:

1 – стыковочный шпангоут; 2 – промежуточные шпангоуты; 3 – стрингеры; 4 - обшивка балки; 5 - обтекатель хвостового редуктора; 6 – точки крепления хвостового редуктора; 7 –обтекатель хвостового вала трансмиссии; 8 – верхняя обшивка балки.

Обтекатель вала трансмиссии состоит из трех частей. Передняя и задняя части откидываются на петлях и закрываются винтовыми замками. Средняя часть обтекателя установлена на винтах. Обтекатели выполнены из листов алюминиевого сплава и набора диафрагм.

6. Конструкция концевой балки вертолета

6.1 Общие требования и нагрузки, действующие на концевую балку при эксплуатации вертолета.

К концевой балке предъявляются следующие требования: обеспечение нормальной работы трансмиссии и рулевого винта вертолета, минимальное лобовое сопротивление, минимальный вес конструкции.

Концевая балка является продолжением хвостовой балки вертолётa и представляет собой коническую балку типа полумонокк с работающей обшивкой, воспринимающую действие перерезывающей силы Q , изгибающего M_u и крутящего моментов $M_{кр}$. Она должна отвечать требованиям прочности, жёсткости и технологичности. Рассмотрим схему нагружения концевой балки (рис. 6.1). Основной нагрузкой является изгибающий момент M от тяги рулевого винта, который нагружает стрингеры и обшивку растяжением-сжатием. От действия перерезывающей силы Q в зоне стыковки будем иметь силы реакции R_1 и R_2 которые воспринимаются фланцевым стыком.

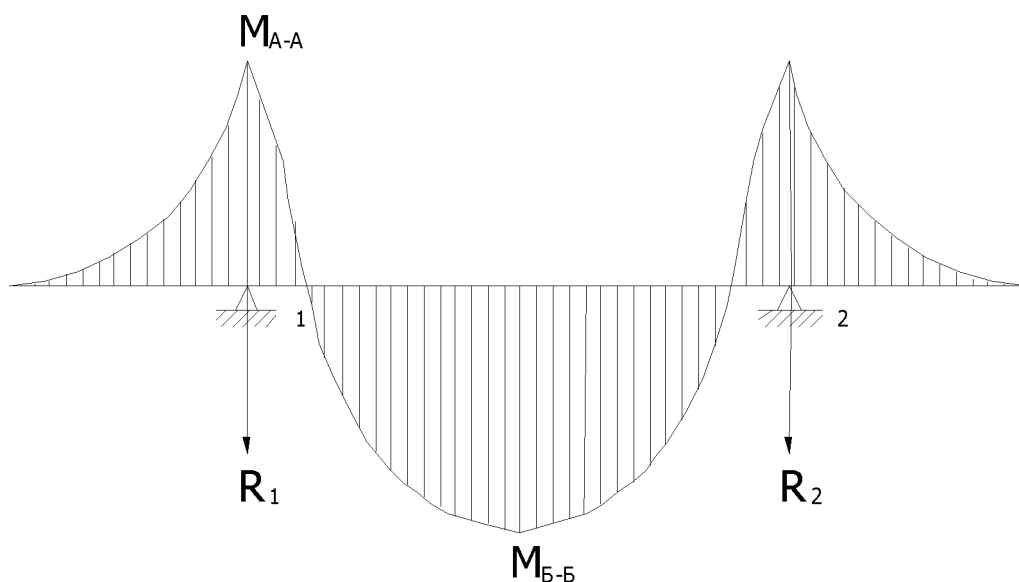


Рис. 6.1 Схема нагружения изгибающим моментом концевой балки вертолета.

По конструктивно-силовой схеме концевые балки современных вертолетов выполняются аналогично другим каркасным конструкциям вертолета.

6.2 Части концевой балки и их конструктивные решения

Концевая балка одновинтового вертолета Ми-24А (рис. 6.2) представляет собой клепанную конструкцию типа полумонокк, состоящую из килевой балки 2 и фиксированного руля 7 и съемного обтекателя 9.

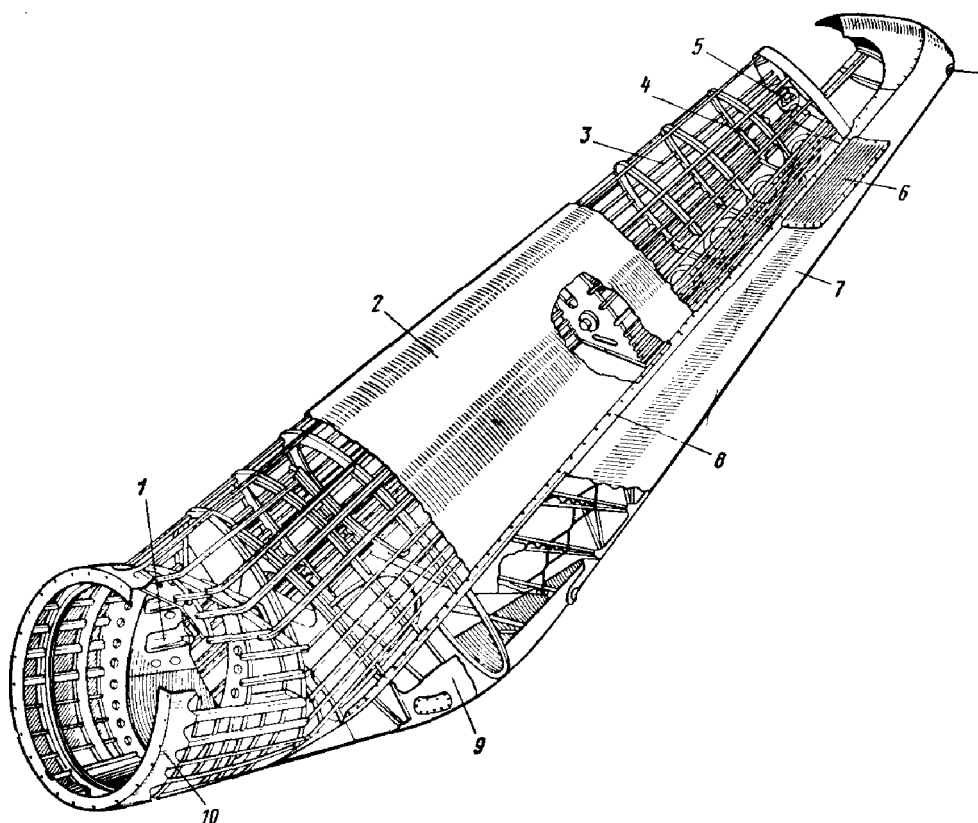


Рис. 6.2 Конструкция концевой балки вертолета Ми-24А [13]:

1-узел крепления промежуточного редуктора, 2-килевая балка, 3-стрингеры, 4-шпангоуты, 5-крепление концевой нервюры, 6-жаберные щели, 7-фиксированный руль, 8-лонжерон, 9-съемный обтекатель, 10-фланцевый стык.

Силовой набор килевой балки аналогичен конструкции крыла. Стрингеры 3 изготовлены из прессованных дюралюминиевых уголков. В месте изгиба балки стрингеры стыкуются изнутри с помощью уголков из стали 30ХГСА. Каркас килевой балки обшит дюралюминиевыми листами. К уголкового поясу лонжерона килевой балки крепятся фиксированный руль 7 и нижний обтекатель 9 концевой балки. Фиксированный руль 7 состоит из нервюр, штампованных из листового дюралюминия Д16АТ. Нервюры руля имеют несимметричный профиль. Продольный набор руля включает в себя прессованные дюралюминиевые уголки и ленты-растяжки, увеличивающие

жесткость каркаса. В верхней части располагаются жаберные щели *б* для охлаждения хвостового редуктора. Стыковка осуществляется с помощью стыковочных шпангоутов *10*, выполненных из углового профиля. Торцевая полка образует фланец с отверстием под болты (рис. 33). Обязательно прокладывается алюминиевой зубчатой лентой. Стрингеры крепятся к полке стыковочного шпангоута.

Концевая балка одновинтового вертолета Ми-2 (рис. 6.3) представляет собой типичный монокок и имеет форму усеченного конуса. Балка выполнена из одного листа дюралюминия Д16АМ толщиной 2 мм, склепанного встык на специальном профиле четырехрядным заклепочным швом.

По торцам обшивки приклепаны силовые фланцы, штампованные из сплава АК-6. Нижним фланцем балка крепится к промежуточному редуктору при помощи болтов, к верхнему фланцу крепится хвостовой редуктор.

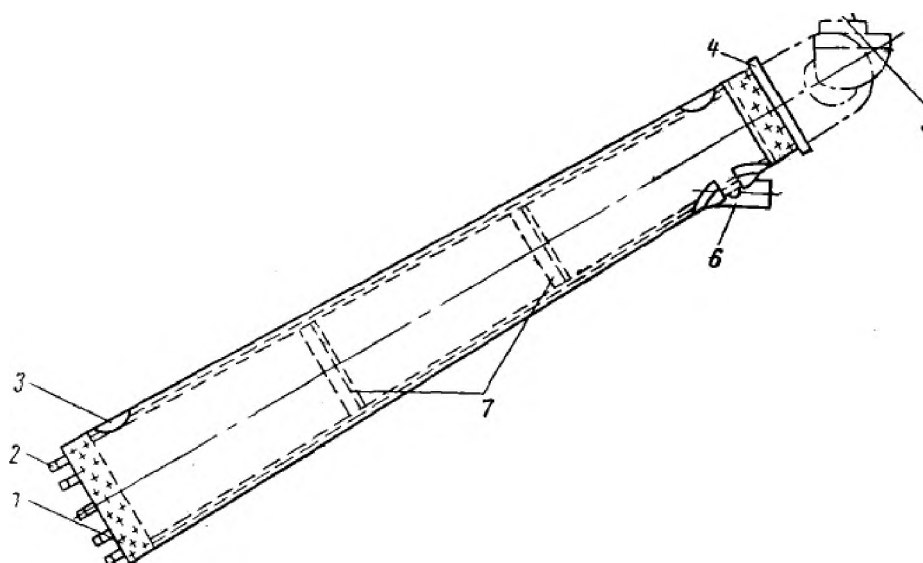


Рис. 6.3 Концевая балка вертолета Ми-2 [21]:

1- стыковочный фланец, 2-стыковочный болт, 3-лючок для осмотра и смазки карданов хвостового вала, 4-фланец крепления хвостового редуктора, 5-светосигнальный маяк, 6-кронштейн, 7шпангоуты.

В конструкцию балки входят два промежуточных шпангоута, штампованные из листового дюралюминия Д16АМ толщиной 1,2 мм, которые представляют собой поперечные диафрагмы, приклепанные к обшивке. В диафрагмах сделаны отверстия для прохода тросов управления рулевым винтом. Балка снизу закрыта обтекателем на винтах. В обшивке балки выполнены два люка для осмотра и смазки карданов концевой вала трансмиссии.

7. Конструкция оперения вертолета

7.1 Общие требования и нагрузки, действующие на оперение при эксплуатации вертолета.

К оперению вертолета предъявляются следующие требования: создание необходимой подъемной силы и управляющих и балансировочных моментов относительно центра масс вертолета, минимальное лобовое сопротивление, минимальный вес.

Стабилизатор (см. рис. 7.1 - 7.2) работает аналогично крылу. Изгибающий момент $M_{изг}$, действующий на стабилизатор так же, как и в крыле, воспринимается лонжероном.

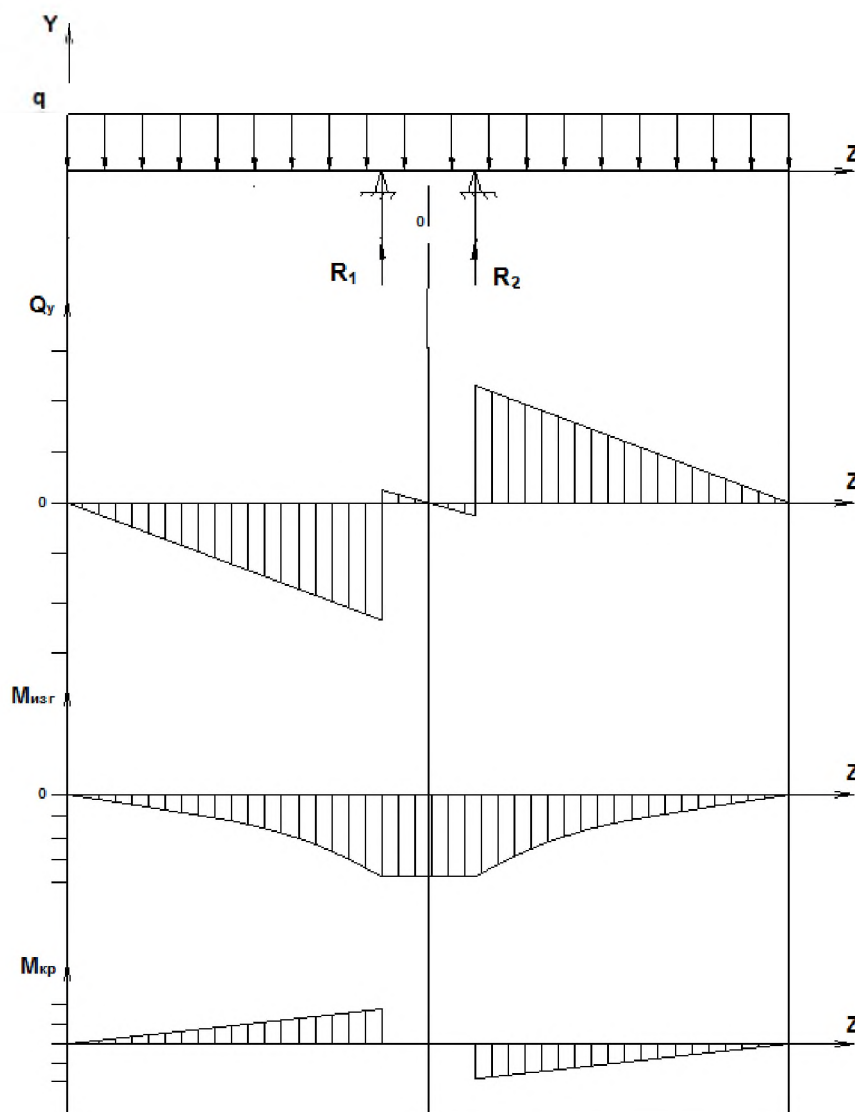


Рис. 7.1 Схема и эпюры нагружения консольного стабилизатора.

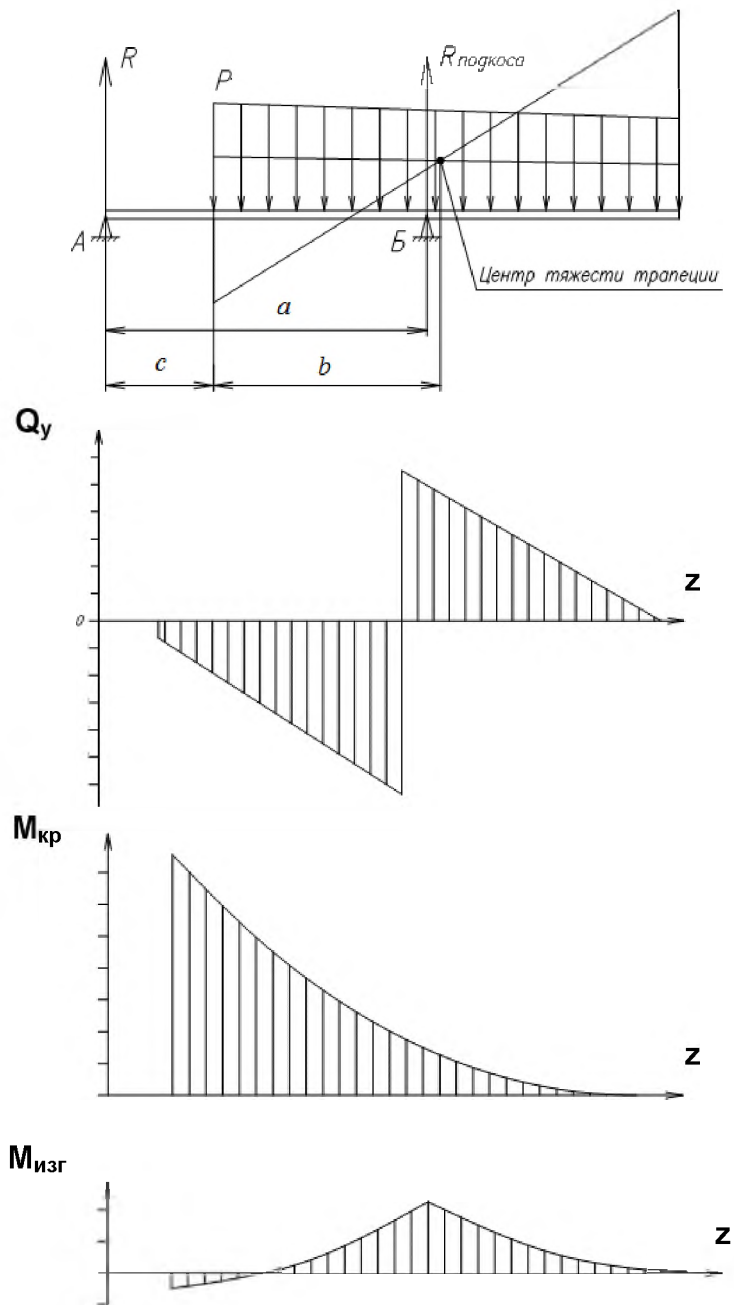


Рис. 7.2 Схема и эпюры нагружения подкосного стабилизатора.

Лонжерон стабилизатора воспринимает основные силовые нагрузки: $M_{изг}$ от аэродинамической нагрузки Q_y и крутящий момент $M_{кр}$, равный произведению Q_y на плечо равное расстоянию от центра давления (ц.д.) до центра жесткости (ц.ж.), и передает их на узел крепления.

В узле крепления от действия нагрузки возникают реакции R_1 и R_2 которые передаются на кронштейн крепления, который служит для крепления стабилизатора к лонжерону киля хвостового оперения.

Чтобы снизить вес конструкции стабилизатора, на современных вертолетах часто применяют подкосные стабилизаторы (рис. 7.2). Использование подкоса позволяет существенно снизить изгибающий момент в лонжероне, как видно из приведенных эпюр.

Прочность стабилизатора определяется расчетными случаями (по НЛГВ-2):

- Максимальная нагрузка на стабилизатор при максимальной скорости вертолета в горизонтальном полете;
- Полет вертолета “хвостом вперед”.

При изгибе лонжерона стабилизатора верхние слои испытывают растяжение, а нижние – сжатие, поэтому возможна местная потеря устойчивости тонкой стенки лонжерона в опасном сечении, и за разрушающие принимаются критические напряжения потери устойчивости. Крутящий момент воспринимается замкнутым контуром обшивки и затем через усиленную нервюру передается на лонжерон.

Сечения элементов конструкции стабилизатора и узла его крепления подбирают по разрушающим напряжениям.

Из продольной балансировки вертолета с учетом максимальной передней и задней центровки решается вопрос о целесообразности изменения в полете или на земле углов установки стабилизатора.

Если для балансировки вертолета достаточно нескольких фиксированных в полете углов атаки стабилизатора, то в местах его крепления к хвостовой балке лонжерон стабилизатора устанавливается на шарнирные узлы скольжения. Угол установки стабилизатора фиксируется жесткой тягой с резьбовой парой. Таким образом, на земле перед полетом достигается и фиксируется необходимый угол установки стабилизатора.

Если стабилизатор управляемый, в плоскости оси балки на лонжерон стабилизатора устанавливается рычаг, при помощи которого осуществляется поворот консолей стабилизатора.

Киль представляет собой консольную балку, нагружающую хвостовую балку кручением и изгибом (рис. 7.3). Киль одновинтового вертолета выполняется стреловидной формы по компоновочным соображениям. На верхней части кия устанавливается картер редуктора рулевого винта. В килевой балке проходит вал рулевого винта. Для его монтажа и контроля в силовой схеме килевой балки необходимо предусматривать люки или схемные панели, поэтому силовая схема кия выполняется лонжеронной: однолонжеронной с задней стенкой или двухлонжеронной. Стыковка килевой балки к силовым элементам хвостовой балки осуществляется подобно стыковке крыла с центропланом.

Если вал рулевого винта по компоновочным соображениям может быть размещен в носовой части кия, то носовая часть выполняется не силовой, в виде обтекателя, а силовая схема кия выполняется кессонного типа.

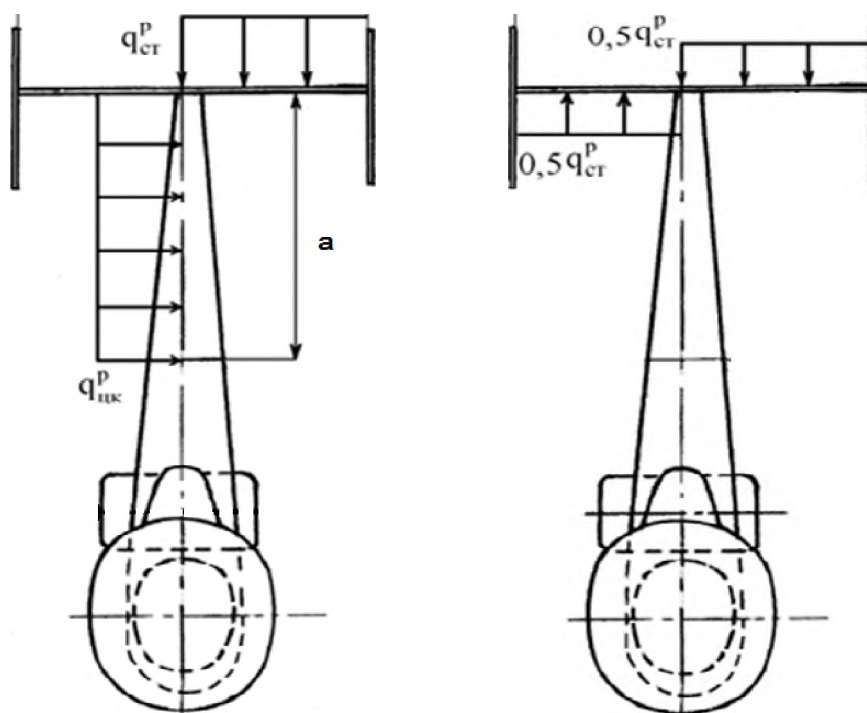


Рис. 7.3 Схемы нагружение кия вертолета:
а- изгиб с кручением, б- несимметричное на обе консоли.

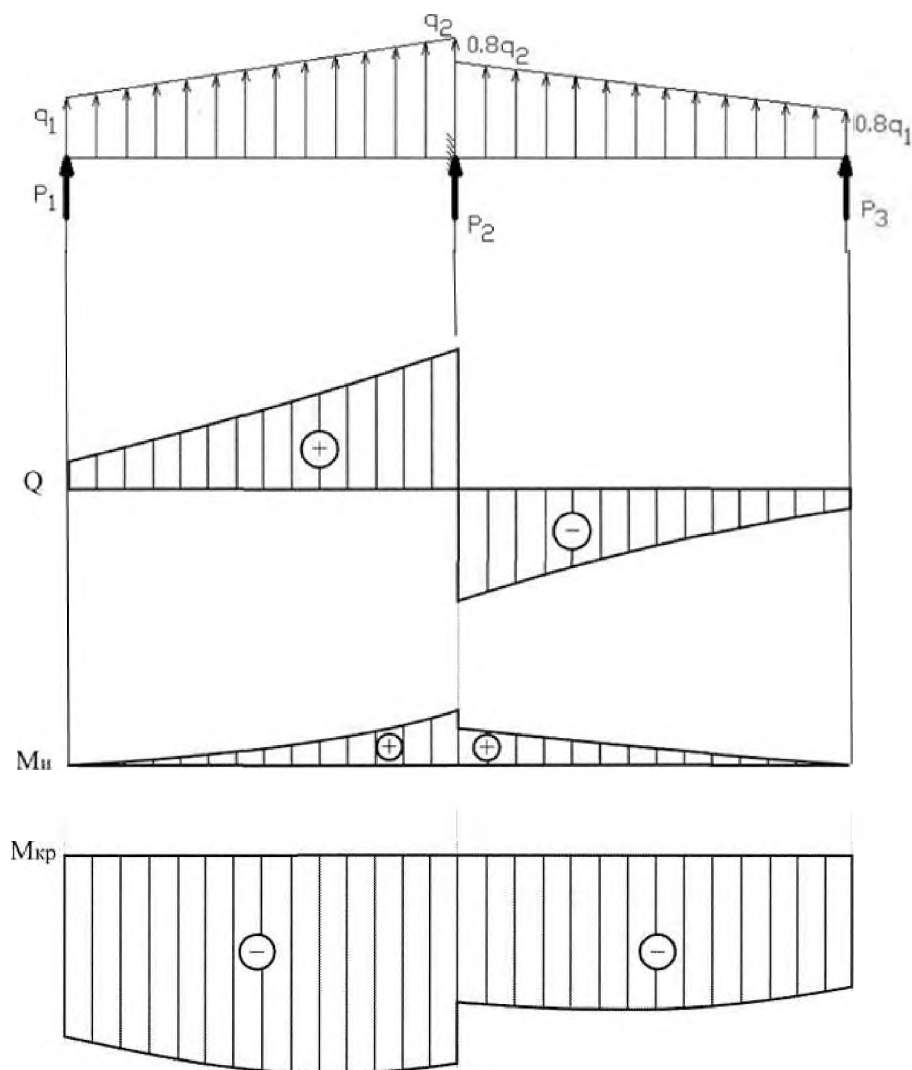


Рис. 7.4 Эпюры нагружения кия вертолета.

Конструктивно-силовые схемы кия вертолета бывают:

- однолонжеронные,
- двухлонжеронные.

Лонжероном воспринимаются изгибающий момент и перерезывающие силы от действия аэродинамической нагрузки q^p (рис. 7.4). Пояса лонжерона берут осевые усилия от изгибающего момента M_u , а стенки погонные касательные усилия от перерезывающей силы Q . Кроме этого в стенке лонжерона могут действовать погонные усилия от крутящего момента $M_{кр}$. Крутящий момент воспринимается только замкнутыми контурами. Этот лонжерон целесообразно размещать в месте максимальной строительной высоты. Обычно это совпадает с местом положения оси вращения.

7.2 Части хвостового оперения и их конструктивные решения

Конструкция оперения повторяет в основном конструкцию крыла, и имеет такие же конструктивные элементы - лонжероны, нервюры, обшивки, стрингеры.

Управляемый в полете стабилизатор вертолета Ми-2 (рис. 7.5) состоит из левой и правой половин, соединенных между собой трубой 2, проходящей поперек хвостовой балки. Каждая половина имеет трапециевидную форму в плане. Профиль стабилизатора - симметричный. Каркас - клепанная конструкция, состоящая из лонжерона б, нервюр и хвостового стрингера. Лонжерон имеет стенку из дюралюминия Д16А к которой приклепаны уголкового профиля, образующие верхнюю и нижнюю полки лонжерона.

Нервюры и хвостовой стрингер штампованы из дюралюминиевых листов. Хвостовые части нервюр имеют на полках зиги с отверстиями для пришивки полотна. Стык обеих половин стабилизатора с трубой осуществляется болтами 1 через проушины.

Обшивка носовой части стабилизатора выполнена из листа Д16А толщиной 0,8 мм, а от лонжерона - из авиационного полотна АМ-100, пришитого к полкам нервюр через перкалевые ленты.

Конструкция управляемого стабилизатора мало отличается от конструкции неподвижного. Основное отличие определяется тем, что крепление управляемого стабилизатора к хвостовой балке должно обеспечить свободу поворота стабилизатора в некотором диапазоне углов.

Стабилизатор установлен на двух шариковых подшипниках, запрессованные в наконечники труб 2. Подшипники имеют оси, которые входят в гнезда опор, привернутых болтами к кронштейнам хвостовой балки. Отклонение стабилизатора осуществляется посредством рычага, прикрепленного к трубе болтом через накладку 5. Присоединением тросов управления к различным отверстиям рычага добиваются пяти различных установочных углов и различных углов отклонения стабилизатора от -21° до $+11^{\circ}$.

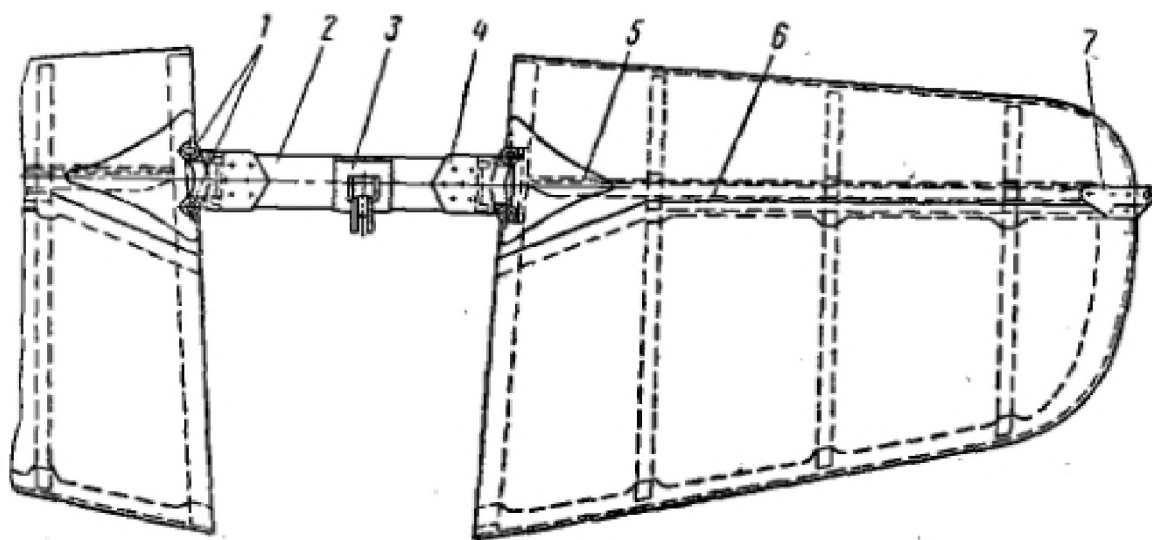


Рис. 7.5 Конструкция стабилизатора вертолета Ми-2[21]:

1-болты, 2-труба, 3-накладка рычага, 4-наконечник, 5-накладка, 6-лонжерон, 7-кронштейн радиоантенны.

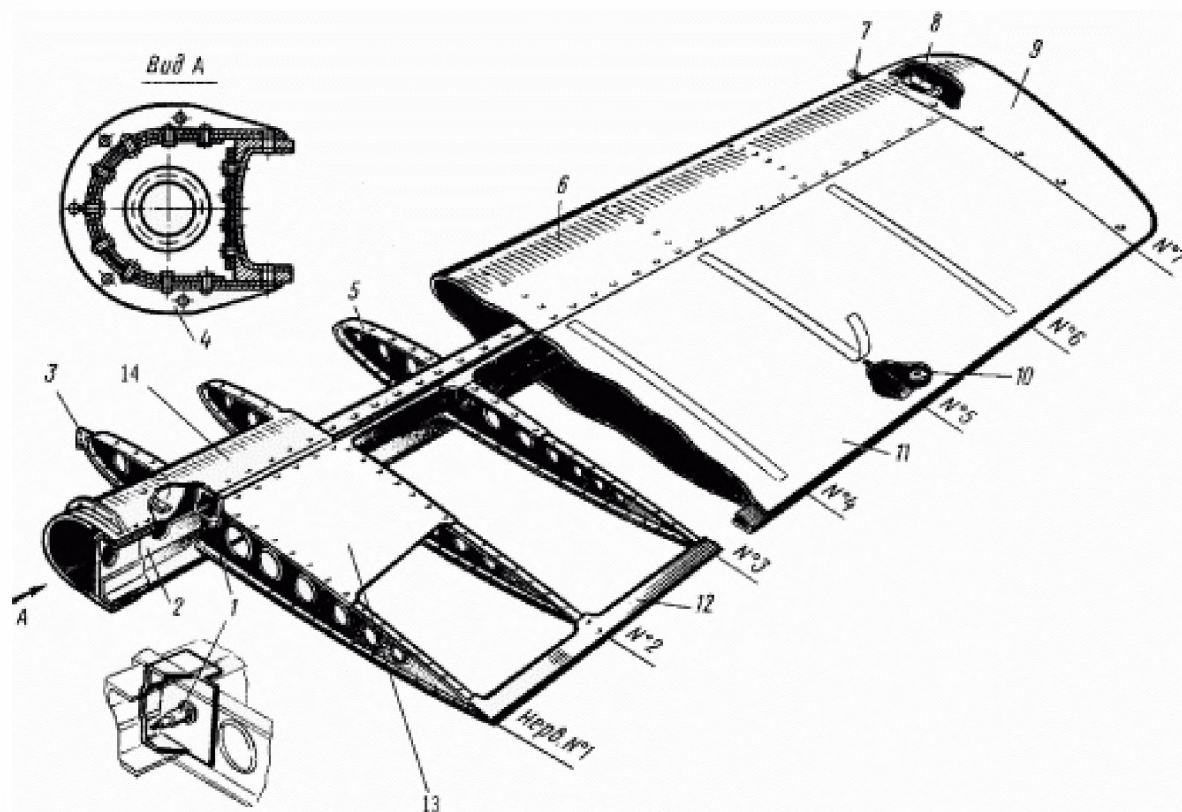


Рис. 7.6 Каркас консоли стабилизатора вертолета Ми-8 [8]:

1-ось навески стабилизатора, 2-лонжерон, 3-скоба, 4-стыковочный фланец, 5-нервюра, 6-лобовая обшивка, 7-узел крепления антенны, 8-балансирующий груз, 9-концевой обтекатель, 10-дренажное отверстие, 11-полотняная обшивка, 12-хвостовой стрингер, 13-дюралюминиевый лист, 14-диафрагма.

Управляемый стабилизатор вертолета Ми-8 (рис. 7.6) имеет симметричный профиль НАСА-0012 и состоит из двух консолей, симметрично расположенных относительно хвостовой балки и соединенных между собой лонжероном. Силовой набор стабилизатора включает в себя лонжерон 2, хвостовой стрингер 12, законцовку 9 в виде обтекателя, нервюры 5 и обшивку 6.

Лонжерон 2 представляет собой склепанную из уголковых профилей и вертикальной стенки балку. При помощи промежуточного узла, закрепленного на торце лонжерона, образуется фланцевый стык 4 двух половин стабилизатора. Между фланцами имеется качалка узла крепления тяги управления стабилизатором для изменения угла установки стабилизатора при изменении общего шага. Внутри промежуточного узла имеется ось узла навески стабилизатора 1, которая вращается в сферическом роликовом подшипнике. К концевой нервюре закреплен балансировочный груз, закрытый законцовкой 9. Законцовка крепится к концевой нервюре винтами и анкерными гайками.

Носовая часть стабилизатора обшита дюралюминиевым листом Д16А, а хвостовая часть - полотном АМ-100-ОП. Использование полотна позволяет снизить вес хвостовой части стабилизатора. Для натяжения полотна пропитывается специальным лаком.

На лонжероне 2 у нервюры №1 установлен фитинг для навески каждой консоли стабилизатора на хвостовую балку. Узлы навески стабилизатора от попадания пыли защищены чехлами, которые укреплены на лонжероне и нервюре №1 шнуром и хомутом при помощи пенопластовой бобышки.

Стыковка правой и левой консолей стабилизатора производится болтами по стыковочным фланцам и дополнительной соединительной накладкой.

В настоящее время разработаны конструкции стабилизаторов с стеклопластиковым контурным лонжероном. К задней стенке приклеиваются нервюры, образующие каркас хвостовой части стабилизатора и подкрепляющие обшивку.

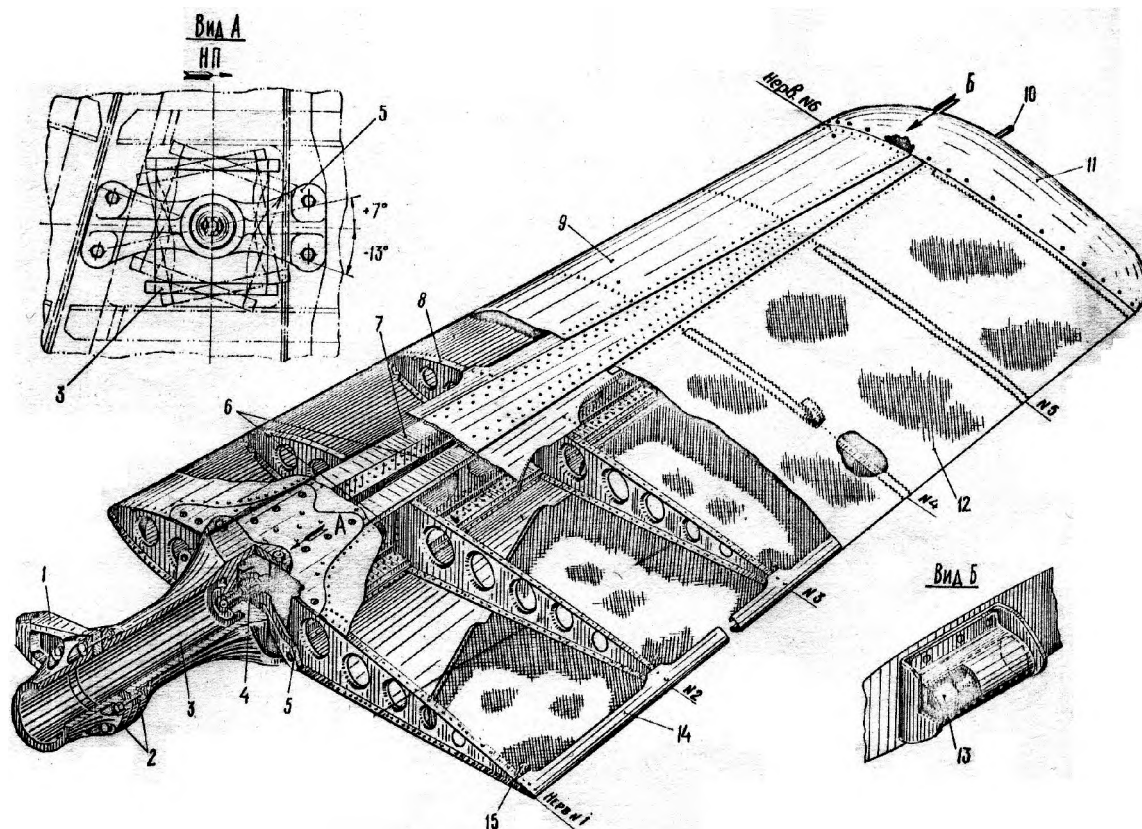


Рис. 7.7 Каркас консоли стабилизатора вертолета Ми-24А [13]:

1-качалка управления стабилизатора, 2-фланец, 3-штанга, 4-ось навески стабилизатора, 5-кронштейн, 6-стенки лонжерона, 7-лонжерон, 8-нервюра, 9-дюралюминиевая обшивка, 10-крепление антенны, 11-заканцовка, 12-полотняная обшивка, 13-балансировочный груз, 14-хвостовой стрингер, 15-шайба с дренажным отверстием.

На ударном вертолете Ми-24А (рис. 7.7) также применяется управляемый в полете стабилизатор с симметричным профилем и трапецевидной в плане формой, угол атаки которого может изменяться в пределах от $+7^{\circ}30'$ до $-12^{\circ}30'$. Стабилизатор однолонжеронной конструкции.

Лонжерон 7 расположен на 25% хорды - по оси вращения. Имеется шесть нервюр 8, хвостовой стрингер 14, законцовка 11 и обшивка 9. Лонжерон 7 представляет собой коробчатую балку, пирамидальной формы, склепанную из четырех уголкового профиля переменного сечения и двух вертикальных дюралюминиевых стенок 6. Участок лонжерона между нервюрами №5 и 6 имеет в сечении двутавровый профиль с одинарной стенкой.

К торцевой части лонжерона консоли стабилизатора крепится двумя сквозными болтами штанга 3, изготовленная из пустотелой цилиндрической штамповки.

На конце штанги имеется фланец 2 для крепления с фланцем такой же штанги другой консоли. Между фланцами штанг по оси симметрии крепится болтами качалка 1 управления стабилизатором. На другом конце штанги во втулку ввернута ось 4 навески стабилизатора, которая вращается в двухрядном сферическом роликовом подшипнике.

Нервюра 8 состоит из носовой и хвостовой частей, приклепанных к поясам лонжерона стабилизатора. Хвостовые части нервюр на полках имеют зиги с отверстиями для пришивки полотняной обшивки. Балансировочный груз 13 служит для весовой балансировки стабилизатора. Он закрыт законцовкой - обтекателем. Законцовка 11 сварена из листового материала АМЦА-М и крепится к концевой нервюре винтами и анкерными гайками.

Оперение многоцелевого вертолета Ка-60 одновинтовой схемы представлено на рис. 7.8. Киль (рис. 7.9,б - 7.10,а) с рулем направления представляет собой консольную балку. Стенка лонжерона изготовлена трехслойной (несущие обшивки из ПКМ с сотовым наполнителем). Причем несущие слои стенки выкладываются под углом $\pm 45^\circ$, так как они работают на сдвиг. Пояса лонжерона выклеиваются из лент стеклоткани, и практически однонаправлены. Конструктивно-силовая схема киля - двухлонжеронная.

Так как нагрузки в процессе эксплуатации на *киль-шайбу* небольшие, то такой агрегат выполняется в виде трехслойной композитной панели с сотовым наполнителем за 1 этап изготовления.

Стабилизатор (рис. 7.10,в) представляет собой двухопорную консольную балку со свободными концами которая крепится к килю на специальных узлах крепления. Конструктивно-силовая схема стабилизатора - однолонжеронная, в виде профилированного замкнутого сечения.

Основным силовым элементом воспринимающим аэродинамическую нагрузку является лонжерон стабилизатора. Лонжерон стабилизатора изготавливается методом спиральной намотки органопластика под углом $20-30^\circ$ к продольной оси лонжерона перекрестным армированием и выкладки тканного органостеклопластика под углом 0° к оси лонжерона. Изменение толщин

стенки лонжерона осуществляется за счет уменьшения слоев выкладки ткани. Для оптимального распределения напряжений по слоям при сложном нагружении применяется намотка органопластика под углом 90° к продольной оси лонжерона. В районе узла крепления стабилизатора к килью усиление в зоне наложения лент крепления осуществляется за счет вставки наполнителя из фрезерованного плиточного пенопласта типа ФК-20. Хвостовая панель стабилизатора выполнена в виде профилированной трехслойной панели с сотовым наполнителем. Наружные слои выполняются из стеклоткани и служат для предохранения от смятия сот при изгибе хвостовой панели стабилизатора. В качестве сотового наполнителя часто применяют полимерный сотопласт ПСП-1 с шестигранной формой ячейки.

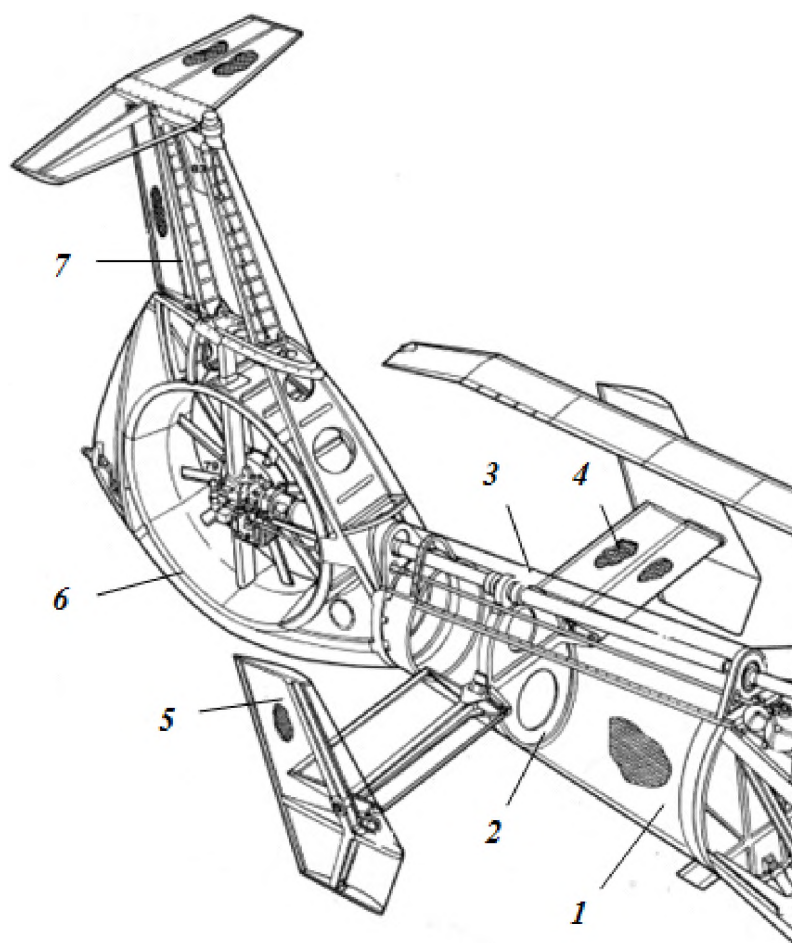


Рис. 7.8 Компоновка хвостовой балки и оперения вертолета Ка-60 [19]:

1- сотовые панели; 2-шпангоут; 3- опора вал рулевого винта в гаргроте; 4- консоль стабилизатора; 5- шайба; 6- рулевой винт; 7-киль.

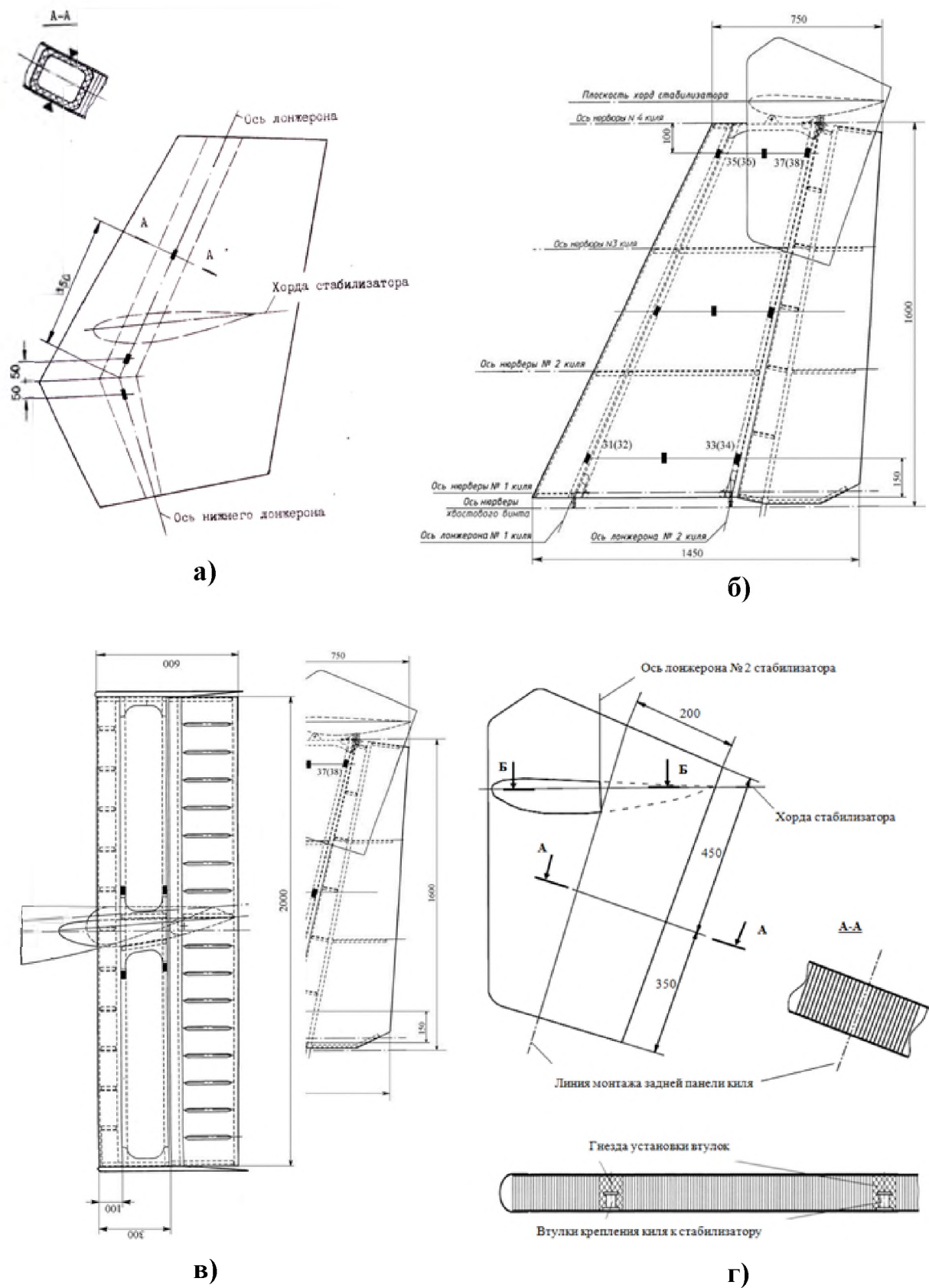


Рис. 7.9 Элементы оперения из ПКМ вертолета Ка-60 [20]:

а- килевая шайба; б- киль с рулем направления; в- стабилизатор; г- киль-шайба.

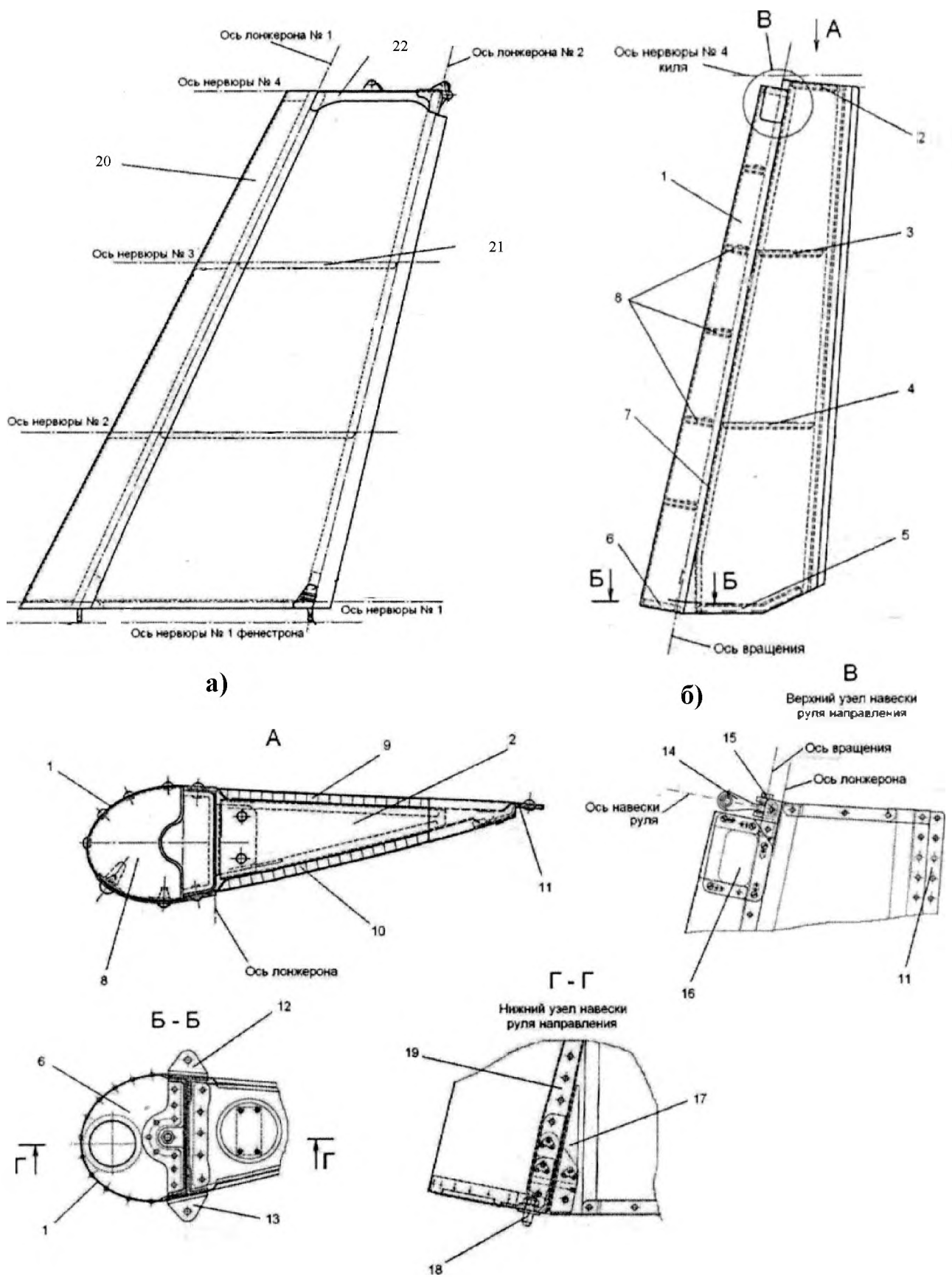


Рис. 7.10 Центральный киль (а) и руль направления (б) из ПКМ на Ка-60 [20]:

1- носовая часть, 2,3,4,5- нервюры, 6,8- диафрагмы, 7-лонжерон, 9, 10-боковая панель, 11- стрингер, 12,13- кронштейны стопорения РН, 14- серьга, 15- болт, 16,19- накладка, 17-профиль, 18-штырь, 20- носок киля, 21- кессон киля, 22- угловые профили из углепластика.

На вертолете "АНСАТ-У" (рис. 7.11) установлено оперение, состоящее из стабилизатора с двумя килевыми шайбами.

Неуправляемый стабилизатор прямоугольной формы в плане, имеет несимметричный профиль НАСА230-15 с хордой 500 мм, установлен под углом – 3° к горизонтальной плоскости. Стабилизатор выполнен по однолонжеронной силовой схеме. Лонжерон 4 установлен на 30 % хорды профиля (от носка), выполнен в виде швеллера из стенки Д16АТ сечением 0,8 мм и пресованных профилей уголкового сечения.

Поперечный набор стабилизатора состоит из 14 нервюр, расположенных симметрично относительно поперечной оси стабилизатора, причем шесть из них имеют и носовую, и залонжеронную части, остальные – только носовую.

Наиболее нагруженными являются:

-силовые нервюры 5, расположенные на расстоянии 145 мм от оси симметрии стабилизатора вправо и влево, на которых установлены четыре кронштейна 7 крепления стабилизатора к хвостовой балке;

-торцевые нервюры 10, по которым производится стыковка килевых шайб со стабилизатором.

Обшивка носка стабилизатора выполнена из листа Д16АМ сечением 0,8 мм. Обшивка залонжеронной части выполнена из двух гофрированных листов 11 Д16АМ сечением 0,6 мм соединенных между собой через текстолитовую ленту заклепками по хвосту стабилизатора.

Для крепления килевых шайб по торцам стабилизатора сверху по обшивке установлены также профили, а на лонжероне фитинги. Стабилизатор крепится к хвостовой балке четырьмя болтами М6 на четыре кронштейна 7, два из которых установлены по шпангоуту №8 и два - в районе шпангоута №9. Правое крепление по шпангоуту №8 выполнено через серьгу.

Килевые шайбы установлены по концам стабилизатора под углом 7° влево относительно плоскости симметрии вертолета. Килевая шайба имеет

форму трапеции с высотой 1200 мм, углом стреловидности по передней кромке 25° , хордой 520 мм по верху и 780 мм по низу шайбы.

Сечение по верхнему торцу килевой шайбы образовано профилем НАСА0012, а по нижнему торцу – НАСА007,5. Поверхность килевой шайбы образована образующими по процентным линиям верхнего и нижнего торца.

Силовая схема килевой шайбы аналогична силовой схеме стабилизатора. Лонжерон килевой шайбы 15, также как и лонжерон стабилизатора выполнен в виде швеллера из стенки Д16АТ-0,8 мм и прессованных профилей уголкового сечения. В районе плоскости хорд стабилизатора, расположенной на расстоянии 650 мм от верхнего обреза килевой шайбы, установлены две силовые нервюры 10 швеллерного сечения, между которыми в носке и в хвостовой части, для крепления к стабилизатору, имеются диафрагмы. Килевая шайба крепится к стабилизатору четырьмя болтами и пятнадцатью винтами М6.

Кроме силовых нервюр в состав поперечного набора килевой шайбы входят шесть нервюр, три из которых (торцевые и одна промежуточная) имеют носовую и залонжеронную части, а три – только носовую.

Обшивка носка килевой шайбы 13 выполнена из листа Д16АМ сечением 0,6 мм. Обшивка залонжеронной части 14, выполнена из двух гофрированных листов Д16АМ сечением 0,5 мм, соединенных между собой через текстолитовую ленту заклепками по хвостикам.

Верхняя часть килевых шайб выполнена в виде съёмных радиопрозрачных обтекателей 12, закрывающих антенну радиостанции, которая крепится к верхней торцевой нервюре 17. К нижней торцевой нервюре 18 крепится нижний обтекатель, выполненный из композиционных материалов. По внешнему контуру на килевых шайбах в районе оси лонжерона между силовыми нервюрами установлены бортовые навигационные огни (БАНО).

Зазор между стабилизатором и хвостовой балкой, а также кронштейны крепления стабилизатора, закрыты обтекателем, выполненным из композиционных материалов.

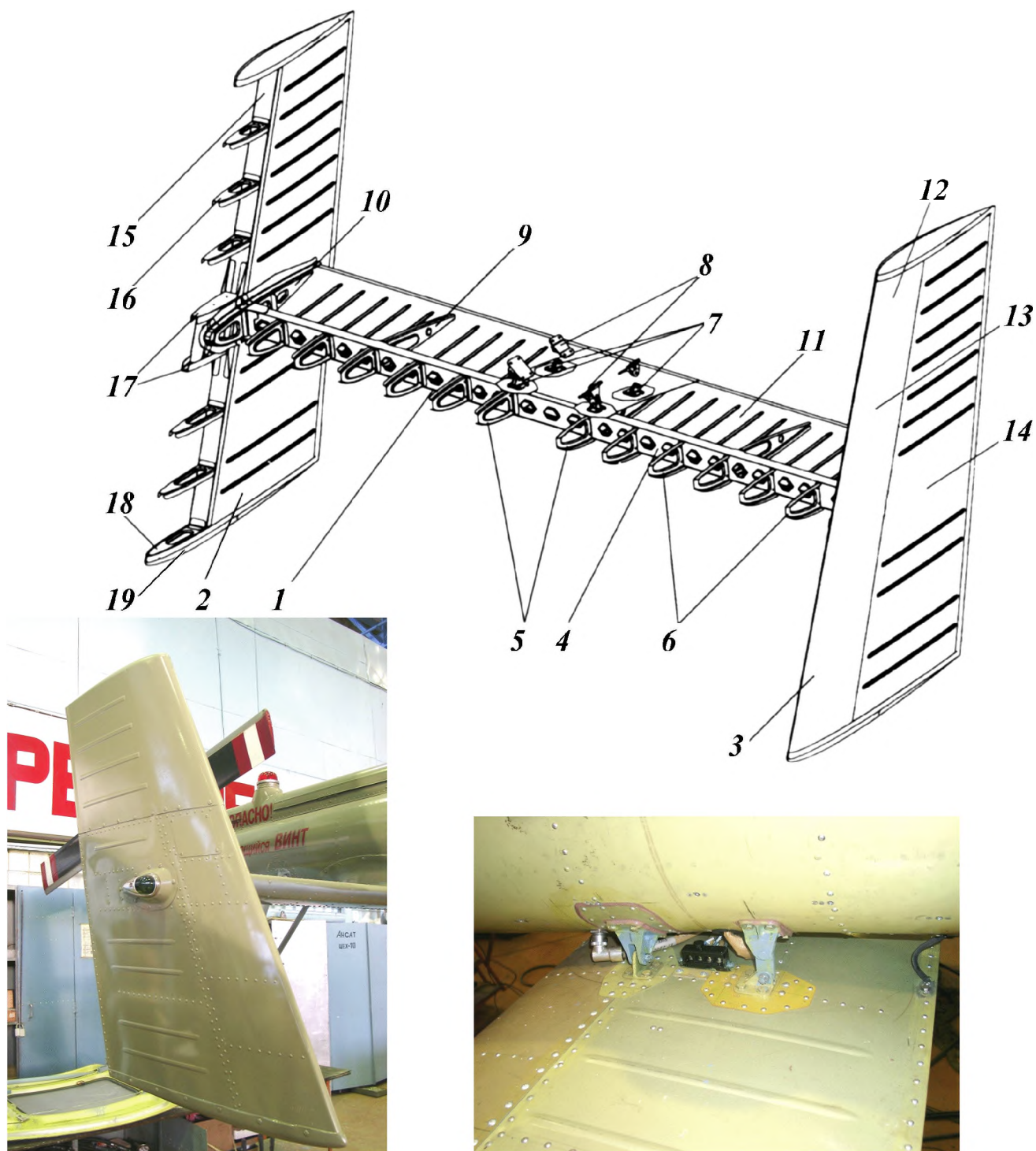


Рис. 7.11 Оперение вертолета КВЗ “АНСАТ – У” [15]:

1 – стабилизатор; 2.3 – килевая шайба; 4 – лонжерон стабилизатора; 5 – силовые нервюры стабилизатора; 6 – промежуточные нервюры носка стабилизатора; 7 – кронштейн крепления стабилизатора к хвостовой балке; 8 – промежуточная нервюра залонжеронной части стабилизатора; 9 – нервюры стабилизатора; 10 – торцевая нервюра стабилизатора; 11 – гофрированная обшивка стабилизатора; 12 – радиопрозрачный обтекатель килевой шайбы; 13 – обшивка носка килевой шайбы; 14 – гофрированная обшивка залонжеронной части стабилизатора; 15 – лонжерон килевой шайбы; 16 – промежуточная нервюра носка килевой шайбы; 17 – силовые нервюры килевой шайбы; 18 – торцевая нервюра килевой шайбы; 19 – нижний обтекатель килевой шайбы.

Оперение вертолета Ка-26 соосной схемы представлено на рис. 7.12. На соосном вертолете кили являются единственным средством обеспечения его путевой устойчивости, а устанавливаемые на них рули поворота способствуют улучшению путевой управляемости вертолета в горизонтальном полете. Вертолеты соосной схемы имеют, как правило, мощное оперение, которое включает два вертикальных киля-шайбы с рулями поворота (рис. 7.13), а на некоторых типах вертолетов – дополнительные верхний и нижний кили, установленные на хвостовой балке. Такое вертикальное оперение обеспечивает достаточную путевую устойчивость при небольших габаритных размерах вертолета и в значительной мере улучшает путевую управляемость вертолета в горизонтальном полете и авторотации НВ. Эффективность рулей направления возрастает с увеличением скорости горизонтального полета. Для получения высоких характеристик путевой устойчивости вертолета на режимах полета с поступательной скоростью кили вертикального оперения устанавливаются под углом к продольной оси вертолета, хвостиками наружу.

Компоновка горизонтального и вертикального оперения у соосного вертолета в основном аналогична самолетной, но зависит от многих параметров вертолета. Правильный расчет выноса оперения при проектировании вертолета может существенно повлиять на его управляемость и устойчивость в полете. Внутренний каркас оперения аналогичен по конструкции лонжеронному крылу самолета. Для повышения эффективности при полете с большими углами скольжения, когда возможен срыв потока на обоих килях одновременно, кили-шайбы соосного вертолета разворачиваются относительно вертикальной плоскости симметрии внутрь на 15° , но это увеличивает лобовое сопротивление и снижается скорость вертолета.

На вертолетах соосной схемы площадь вертикального оперения составляет 2,5..3,0 % площади, ометаемой несущими винтами.

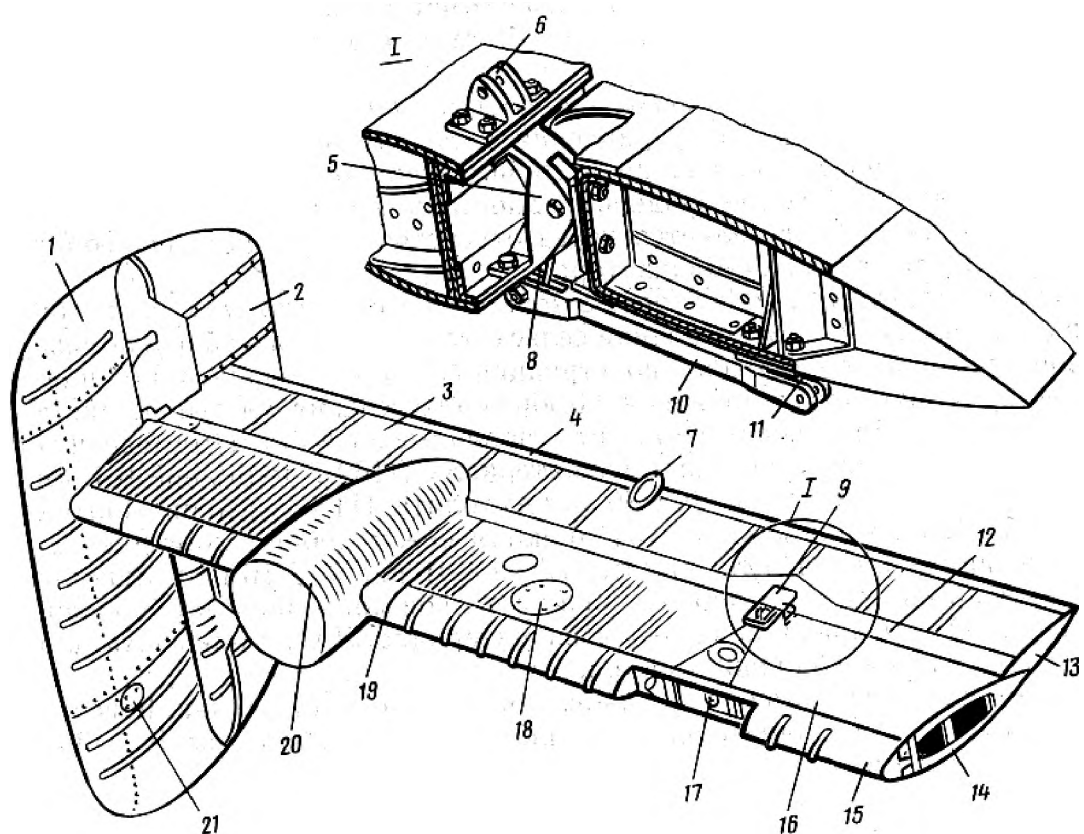


Рис. 7.12 Конструкция оперения вертолета Ка-26 [4]:

1-киль, 2-руль направления, 3-хвостовая обшивка руля высоты, 4-хвостовой стрингер руля высоты, 5-кронштейн стабилизатора для подвески руля, 6,17-кронштейны крепления стабилизатора к хвостовой балке, 7-аэронавигационный огонь, 8-кронштейн крепления тяги, 9-крышка люка, 10-тяга руля высоты, 11-кронштейн для крепления тяги, 12-носовая обшивка руля высоты, 13,14-нервюры, 15-носок стабилизатора, 16-обшивка стабилизатора, 18,21- люки, 19-зализ, 20-элемент хвостовой балки.

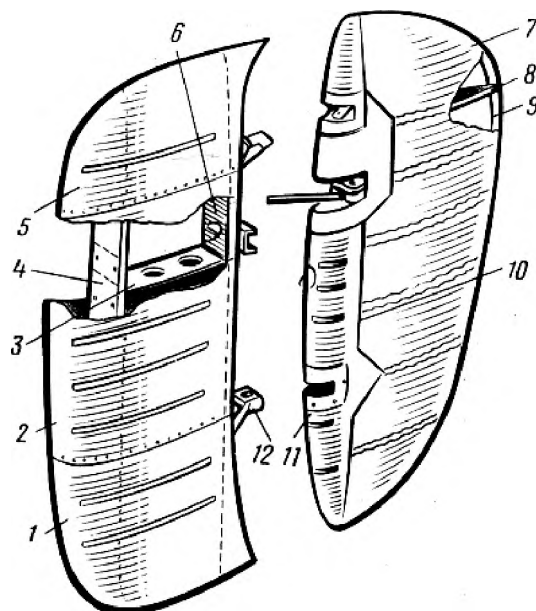


Рис. 7.13 Конструкция киля с рулем направления вертолета Ка-26 [4]:

1-нижняя обшивка, 2-средняя обшивка, 3,8-нервюры, 4-передний лонжерон, 5-верхняя обшивка, 6-задний лонжерон, 7-хвостовая обшивка руля направления, 9-хвостовой стрингер,10-лонжерон руля направления, 11-носовая обшивка, 12-кронштейн подвески руля направления.

8. Применение композиционных материалов в планере вертолета

8.1 Этапы внедрения композиционных материалов в конструкцию вертолетов

Исследования по использованию *полимерных композиционных материалов* (ПКМ) в конструкции планера и фюзеляжа военных самолетов начались с середины 20 века. Так сотовые панели из стеклопластика начали использовать в конструкции ряда самолетом с 50-х годов. Это позволяло создавать обтекатели со сложными формами. Исследования, выполненные рядом авиастроительных фирм показали, что применение ПКМ в конструкции вертолетов позволит не только значительно снизить их вес и стоимость, но и повысить живучесть.

Анализируя опыт применения ПКМ в конструкции отечественных вертолетов, в частности в конструкции фюзеляжей, можно отметить, что процесс их внедрения в конструкцию условно можно разделить на 3 этапа:

Первый этап - этап создания отдельных деталей несилового назначения из стеклопластика путем механической замены металла (в основном обшивок) на ПКМ в рамках традиционной конструкции "металлического" типа. По времени этот этап охватывает период с конца 50-х до начала 70-х годов. Примером конструкций фюзеляжей для этого этапа могут служить вертолеты Ми-8МТ, Ка-25, Ка-26.

Второй этап - этап создания агрегатов силового назначения, включая трехслойные панели с сотовым наполнителем и обшивками из ПКМ. По времени этот этап охватывает период с начала 70-х до середины 80-х годов. К этому этапу освоения ПКМ можно отнести вертолеты Ми-28, Ми-26, Ка-27, Ка-126, Ка-50.

Третий этап - этап создания интегральных цельнокомпозитных структур и крупногабаритных конструкций агрегатов фюзеляжа на базе многофункциональных материалов. По времени этот этап охватывает период с середины 80-х годов по настоящее время, к нему относят вертолеты Ми-38, Ка-60, Ка-226 и другие.

В настоящее время в практику серийного и опытного производства вертолетов отечественного и зарубежного производства широко внедряются волокнистые ПКМ (см. рис. 8.1 - 8.8) .

Оригинальность конструкции планера боевого вертолета Ка-50 заключается в наличии у фюзеляжа основного силового элемента в виде балки коробчатого типа сечением 1х1м, изготовленной из ПКМ. Кстати, в конструкции вертолета Ка-50 содержание элементов из ПКМ по массе достигает 35% .

Новые легкие вертолеты Ка-126 и Ка-226 тоже в своей конструкции каркасных агрегатов имеют широкое использование ПКМ - до 30%. Принцип применения также сохранился: на металлический каркас традиционным образом клепались трехслойные панели из ПКМ.

В конструкции стабилизатора, киля, РН, обтекателей Ка-32 были внедрены ПКМ на связующем горячего отверждения. Позднее в ОКБ Н.И. Камова освоили Органит -7Т (зарубежный аналог кевлара – прочность его в 3-4 раза больше, чем у алюминиевых сплавов и обладает низкой скоростью распространения трещин).

На новом российском вертолете Ми-38 применяется фюзеляж типа полумонокот клепанной конструкции из дюралюминия с широким использованием ПКМ в несильных и сильных элементах фюзеляжа таких как носовой обтекатель, верхняя панель кабины пилотов, капоты двигателей, верхняя створка рампы, и обтекатель килевой балки.

В конструкции планера вертолёта Ка-60, применение ПКМ за счет использования интегральных крупногабаритных панелей, достигло - 60%.

На экспериментальном вертолете Боинг 360 фюзеляж полностью выполнен из трехслойных композитных панелей с использованием элементов, получаемых намоткой стеклянных, графитовых и органических нитей в различных сочетаниях.

На серийном военно-транспортном конвертоплане Боинг “Оспри” применение в конструкции планера и крыла ПКМ достигает 40% .

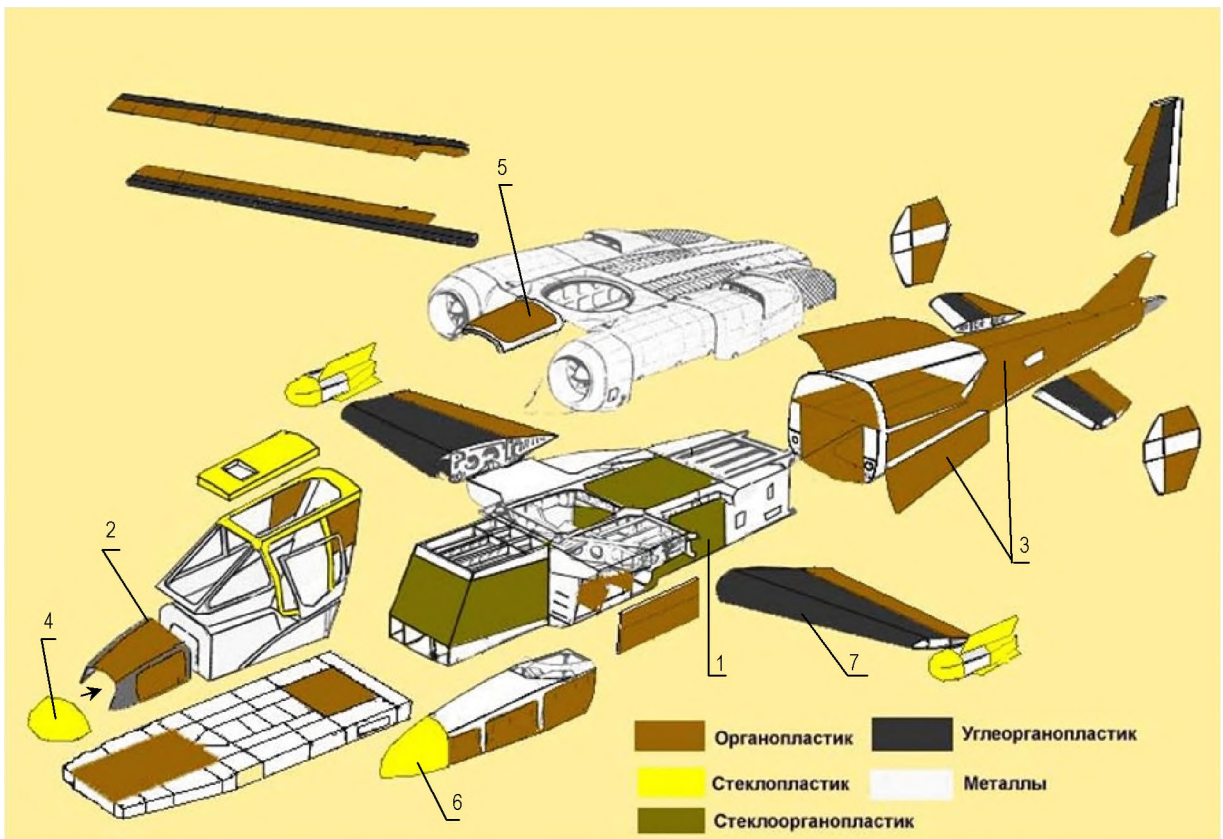


Рис. 8.1 Элементы силового набора планера из ПКМ вертолета Ка-50 [5]:

1 - силовая коробчатая балка, 2-шпангоуты, 3 - трехслойные сотовые панели, 4 - обтекатель РЛС, 5- обтекатель редуктора, 6-зализы фюзеляжа, 7-обшивка крыла.

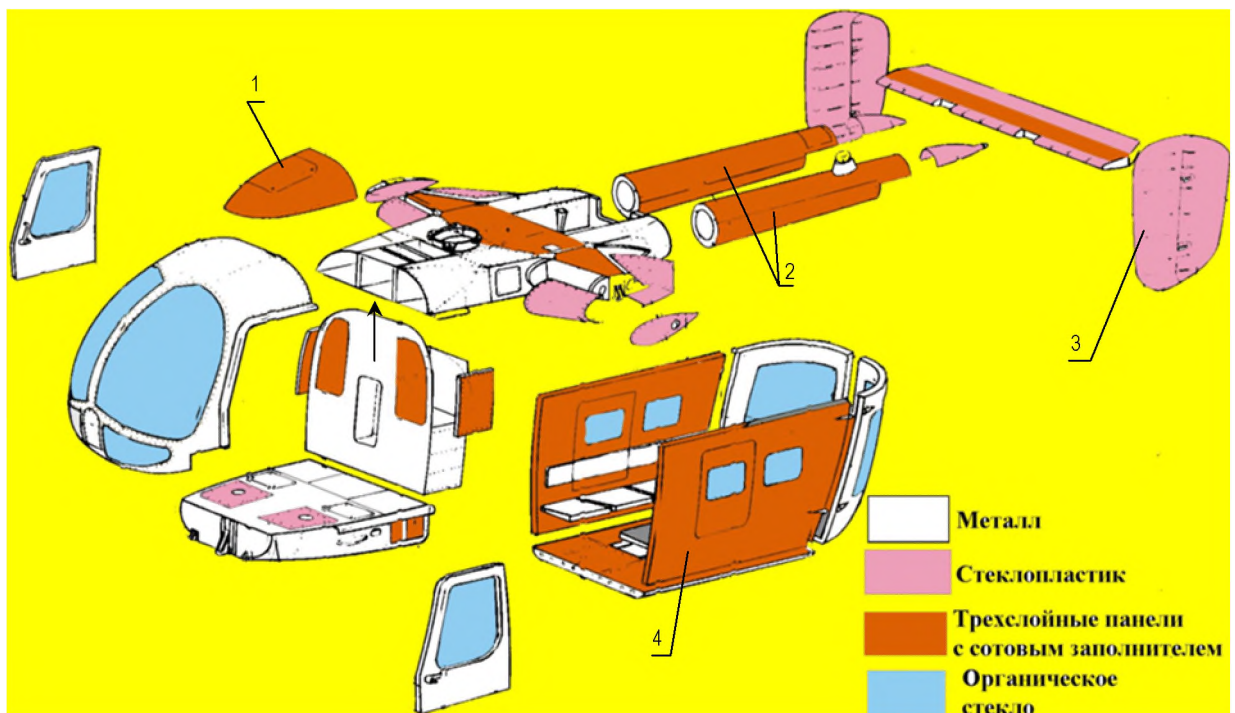


Рис. 8.2 Применение ПКМ в конструкции фюзеляжа и оперения вертолета Ка-126 [5]:

1-обтекатель редуктора, 2-хвостовые балки, 3-оперение, 4-пассажирская кабина.

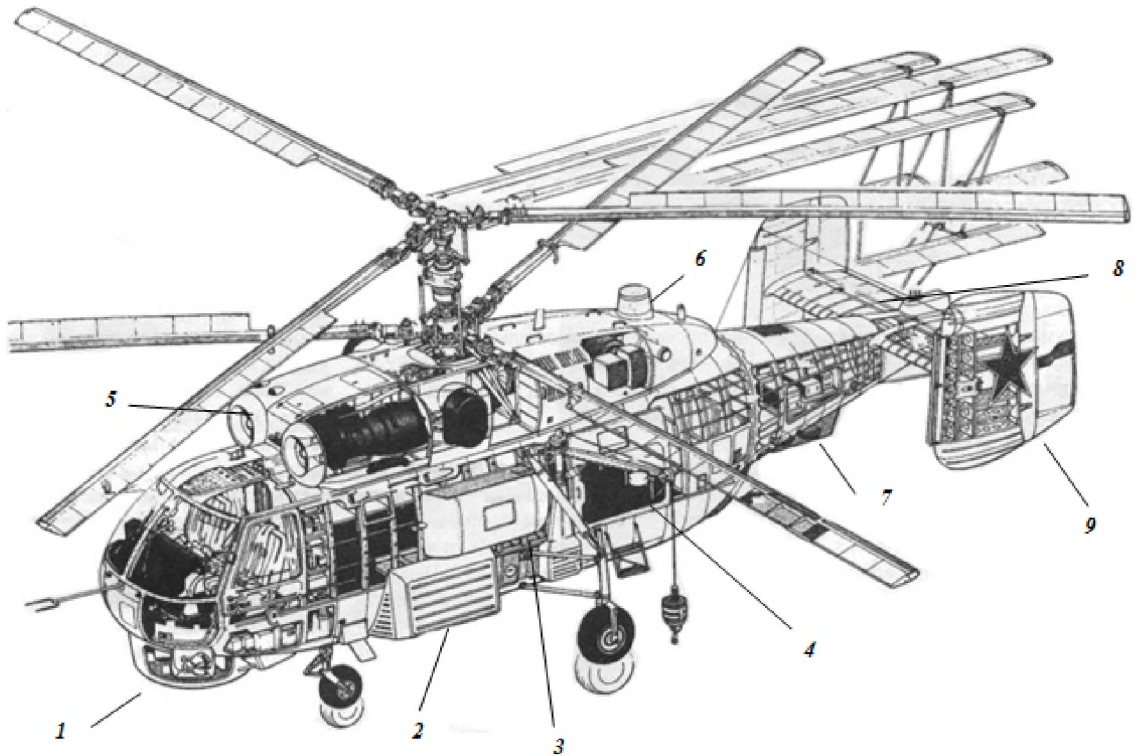


Рис. 8.3 Элементы планера из ПКМ вертолета Ка-32А1 [19]:

1 - обтекатель РЛС, 2- контейнер, 3- контейнер оборудования, 4-пол грузовой кабины, 5- обтекатель двигателя, 6- обтекатель антенны, 7-фор-киль, 8- стабилизатор, 9-киль.

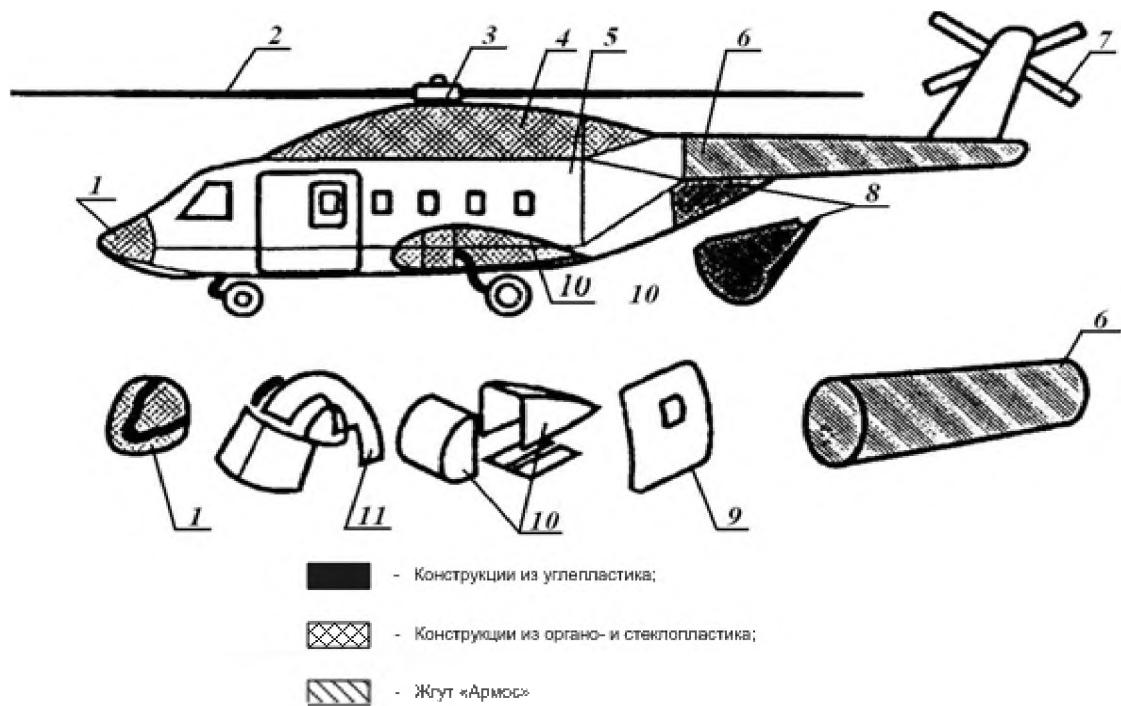


Рис. 8.4 Применение ПКМ в конструкции вертолета Ми-38 [9]:

1 - носовой обтекатель; 2 - лопасть несущего винта; 3 - торсион; 4 - обтекатель двигателя; 5 - боковая панель; 6 - хвостовая балка; 7 - рулевой винт; 8 - обтекатель; 9 - дверь; 10 - обтекатель шасси; 11 - панель кабины.

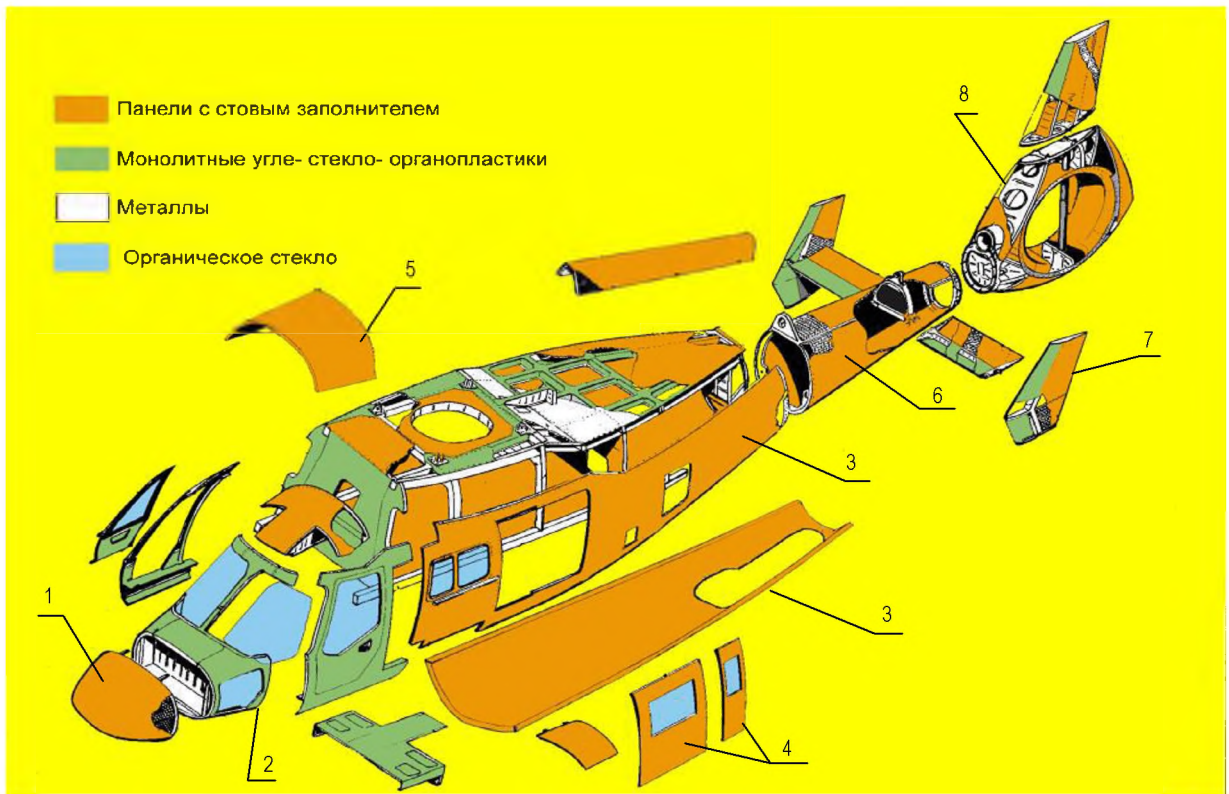


Рис. 8.5 Применение ПКМ в конструкции планера вертолета Ка-60 [5]:

1-обтекатель РЛС, 2-кабина экипажа, 3-интегральные панели фюзеляжа, 4-двери, 5-обтекатель редуктора, 6-хвостовая балка, 7-оперение, 8- корпус хвостового винта.

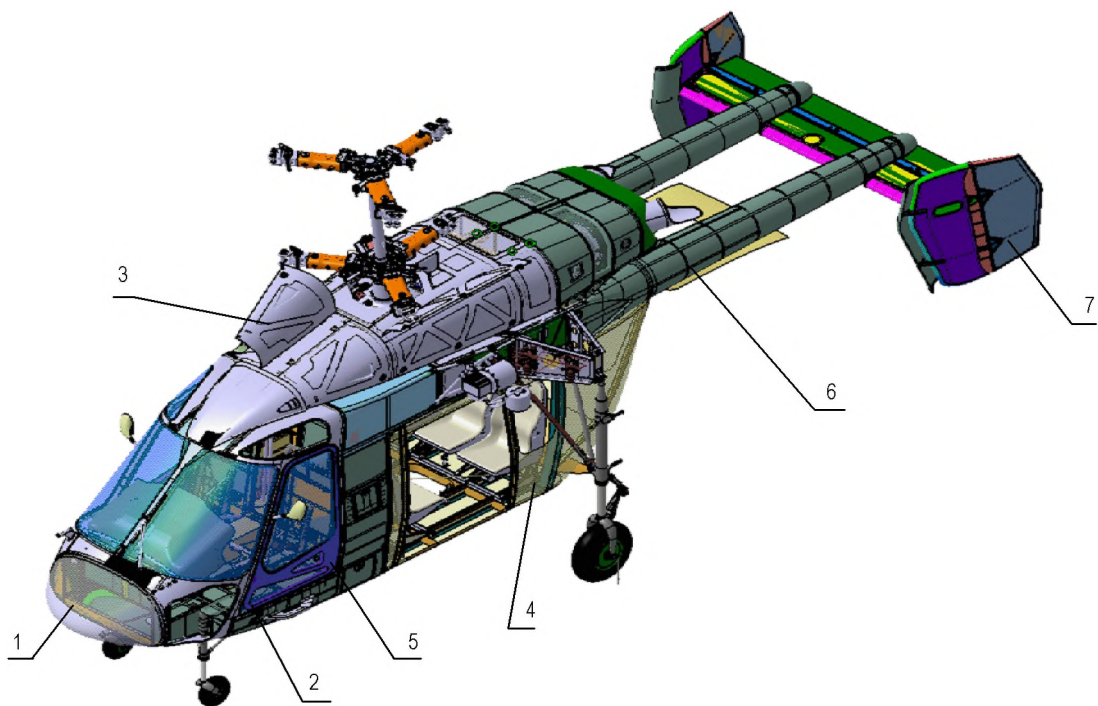


Рис. 8.6 Применение ПКМ в конструкции планера вертолета Ка-226Т [22]:

1-обтекатель РЛС, 2-кабина экипажа, 3-обтекатель редуктора, 4-пассажирская кабина, 5-дверь и люки, 6-хвостовые балки, 7-оперение.

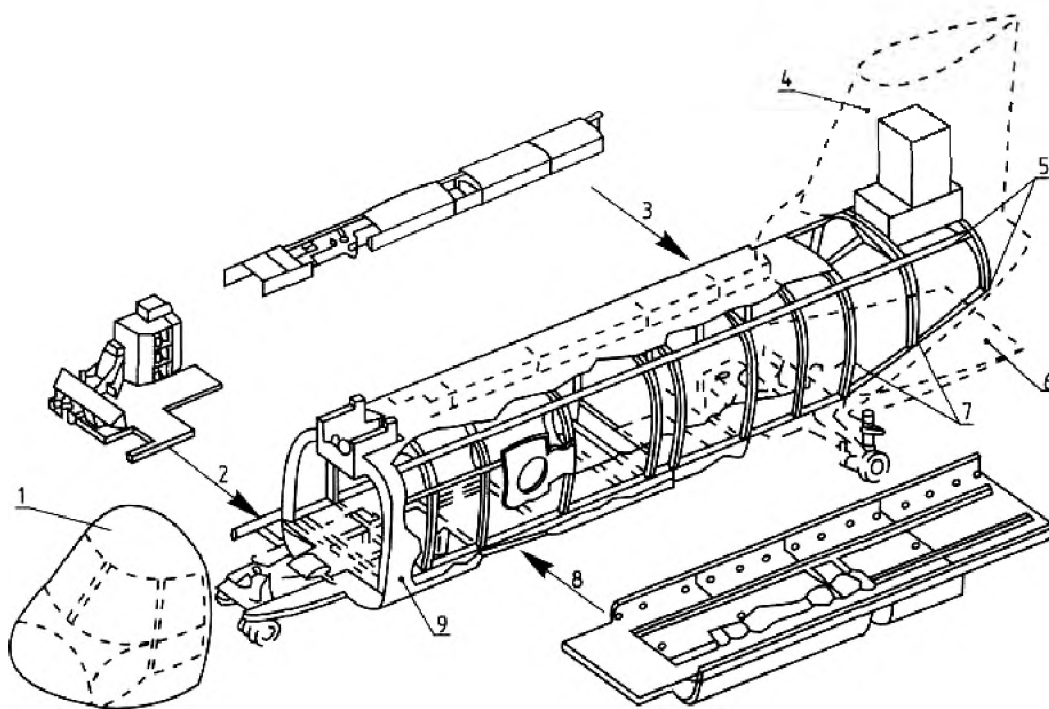


Рис. 8.7 Фюзеляж экспериментального вертолета Боинг 360 [7]:

1- кабина экипажа. передний редуктор НВ, 3- обтекатель вала трансмиссии, 4- киль-пилон, 5- силовой каркас, 6- грузовой трап, 7- шпангоуты, 8- нижняя панель фюзеляжа, 9- трехслойные панели.

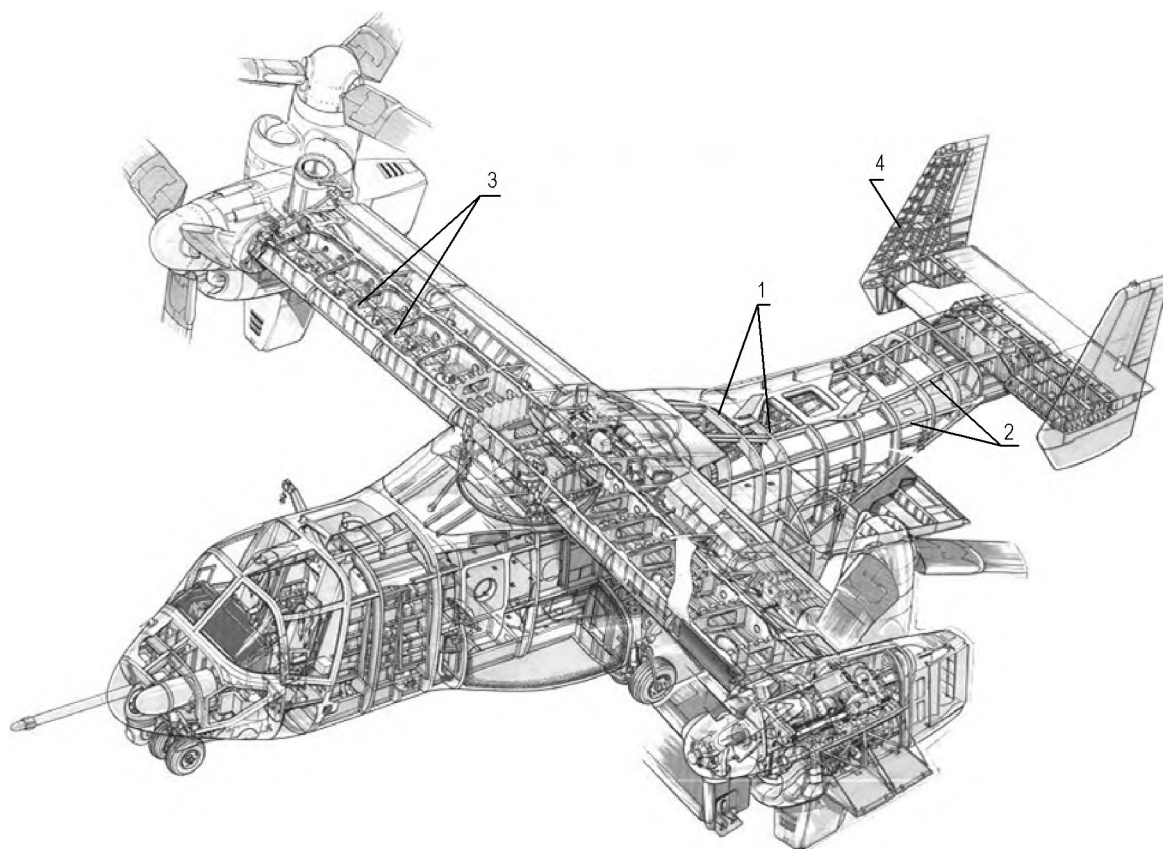


Рис. 8.8 Элементы силового набора планера из ПКМ конвертоплана Боинг "Оспри":

1-шпангоуты, 2-стрингеры, 3-нервюры крыла, 4-нервюры оперения.

8.2 Особенности композитов - как нового конструкционного материала

Преимуществом ПКМ по сравнению с ортотропными является возможность располагать армирующий материал по направлению приложенной нагрузки, рационально используя массу материала и изменяя жесткость силового элемента при отстройке от резонансных режимов колебаний. Композиционные материалы обладают высоким сопротивлением усталости и динамической петлей упругого гистерезиса. В результате чего высокочастотные колебания демпфируются элементами конструкции.

В ПКМ анизотропия, наряду с феноменальными прочностью и жесткостью в направлении армирующих волокон, является их главным механическим свойством, которое должно не только учитываться при проектировании конструкции в целом, но и служить управляемым параметром при проектировании внутренней структуры отдельных элементов конструкции. Механические характеристики композитов существенно зависят от параметров армирования. Так, элемент обшивки, образованный укладкой в равных долях тонких однонаправленных ламинатов под углами 0° , $+45^\circ$, 90° обладает почти полной изотропией в своей плоскости, но его прочность на растяжение составляет только $1/3$ прочности элемента такой же толщины, но с ориентацией всех армирующих волокон по направлению действующей нагрузки (рис. 8.9).

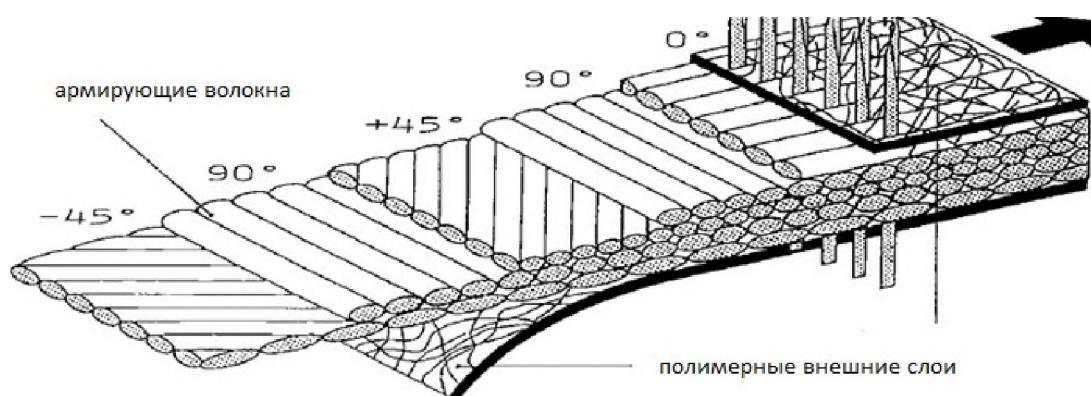


Рис. 8.9 Реализация различных схем армирования в композите.

Одними из ранних композитных конструкций, которые стали использоваться в планере вертолета были трехслойные сэндвич панели. Сотовые

конструкции более восприимчивы к ударам и по этой причине используются ограничено в силовых конструкциях фюзеляжа. Применение трехслойных обшивок особенно целесообразно в конструкциях легких вертолетов. Выклеенная из композиционных материалов по форме профиля крыла трехслойная конструкция представляет собой оболочку, которая может эффективно работать почти без каркаса.

В качестве альтернативы в настоящее время в конструкции фюзеляжа стали применять подкрепленные монолитные панели из углепластика, и главной проблемой являются методы крепления стрингеров к обшивке.

В настоящее время кроме выкладки препрегов и трехслойных сотовых конструкций, широко применяется намотка – лонжероны консолей стабилизатора и вертикального оперения, хвостовой балки, балки крепления хвостового редуктора (рис. 8.10). Но все силовые элементы фюзеляжа, воспринимающие сосредоточенные нагрузки, в т.ч. стыковые шпангоуты выполняются из Al или стальных сплавов. Создание интегральных цельнокомпозитных структур и крупногабаритных агрегатов планера является перспективным направлением при проектировании современных вертолетов.

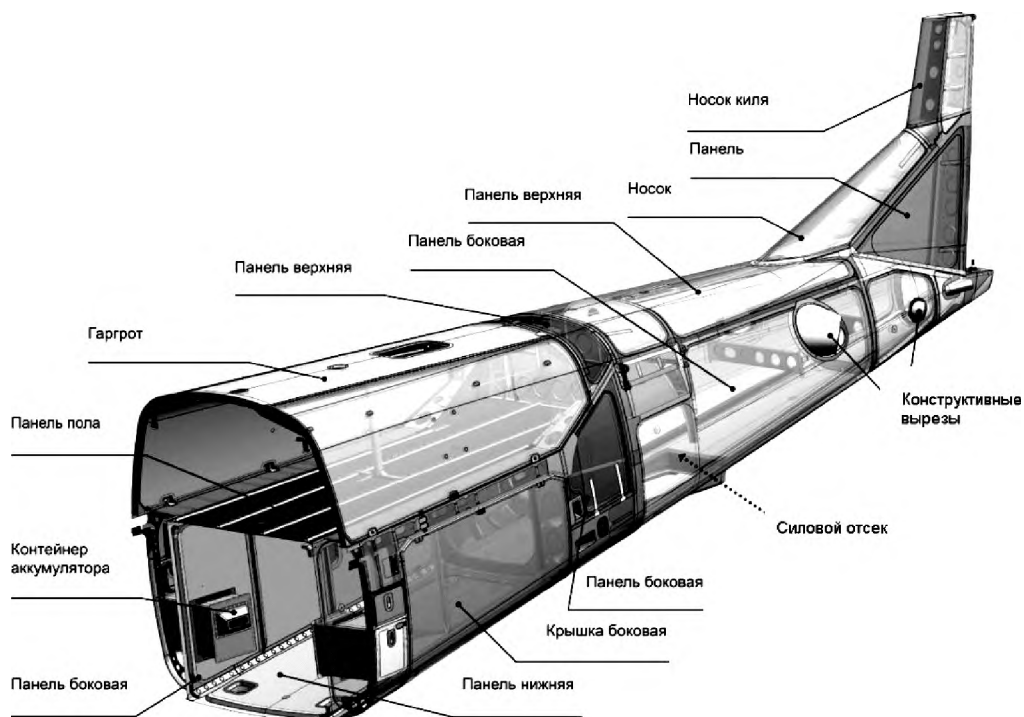


Рис. 8.10 Композитные панели из ПКМ хвостовой балки вертолета Ка-50 [5].

8.3 Каркасные агрегаты из композиционных материалов

Характерной особенностью интегрального кессона из ПКМ для крыла вертолета является формирование всей конструкции за один технологический цикл, что позволяет значительно снизить массу агрегата и трудоемкость его изготовления, однако при этом требует наличия более сложных и дорогих оснастки и оборудования для его механической обработки. В связи с технологическими ограничениями на изготовление элементов подкрепления обшивок и поперечных элементов каркаса на практике интегральный кессон выполняется в виде многостеночной конструкции.

Использование принципа частично интегрального кессона, то есть интегральной под сборки с одной съемной обшивкой, позволяет упростить оснастку для его изготовления, получить конструкцию с поперечными элементами подкрепления и обеспечить проведение контроля крыла в процессе эксплуатации.

Тип конструкции обшивок кессона определяется уровнем и характером действующих на крыло нагрузок, силовой схемой крыла и геометрическими параметрами кессона. Конструктивно панели кессона могут быть выполнены в виде трехслойных сотовых панелей. При небольших погонных нагрузках (до 1 МН/м) наиболее эффективно использовать подкрепление обшивок кессона сотовым наполнителем, что позволяет получить легкие конструкции при обеспечении высокого качества внешней поверхности крыла. Вид и форма сотовых панелей определяются условиями общей и местной потерей устойчивости, относительной толщиной кессона, конструктивными особенностями, технологией изготовления и сборки крыла.

Трехслойные сотовые панели

Обшивки чаще всего имеют псевдоизотропную схему армирования $[0^\circ/+45^\circ/-45^\circ/90^\circ]$, при этом их структура (то есть соотношение слоев разных направлений) определяется величиной и характером действующих на обшивки нагрузок. Толщина панели определяется толщиной сотопласта.

Лонжероны

Лонжероны чаще всего выполняются в виде продольных балок, которые состоят из стенок и поясов. Использование лент и тканей позволяет получать армированный материал в стенке лонжерона, оптимальный для восприятия усилий сдвига. При этом наиболее применимыми схемами армирования материала являются $[+45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/+45^\circ]$ или $[+45^\circ/-45^\circ/90^\circ/-45^\circ/+45^\circ]$. Выбираемые наполнители для слоев с укладкой 45° должны иметь повышенные значения предела прочности и модуля упругости при сдвиге в плоскости армирования. Для слоев с укладкой 90° желательно применение наполнителя с повышенным модулем упругости при изгибе [56].

С целью увеличения критических напряжений потери устойчивости при сдвиге стенки лонжеронов могут выполняться трехслойными с легким сотовым наполнителем из полимерной бумаги, стеклоткани или алюминиевой фольги, с вертикальными ребрами или утолщениями, с локальными зигами, в виде сплошного вертикального гофра синусоидальной или трапециевидной формы (рис. 8.11). Основная по толщине часть пояса лонжерона образуется слоями, уложенными вдоль продольной оси. Для этих слоев выгодно применять наполнители на основе жгутов с продольным модулем упругости выше 170 ГПа и прочностью больше 1600 МПа. Остальная толщина образована слоями, переходящими из стенки, суммарная толщина которых составляет не более 30-40 % от общей толщины пояса. Для предотвращения расслоений и трещин в полке при статических и динамических нагрузках продольные слои обычно группируются в пакеты по 5-7 слоев, которые чередуются со слоями стенки. Варьируя долю продольных слоев и тип наполнителя, можно получить пояса лонжерона с продольным модулем упругости выше 110 ГПа и прочностью при растяжении больше 1200 МПа, что совместно с низкой плотностью композита обеспечивает высокую массовую эффективность конструкции. Причем механические характеристики, как и толщина, вдоль длины пояса могут изменяться.

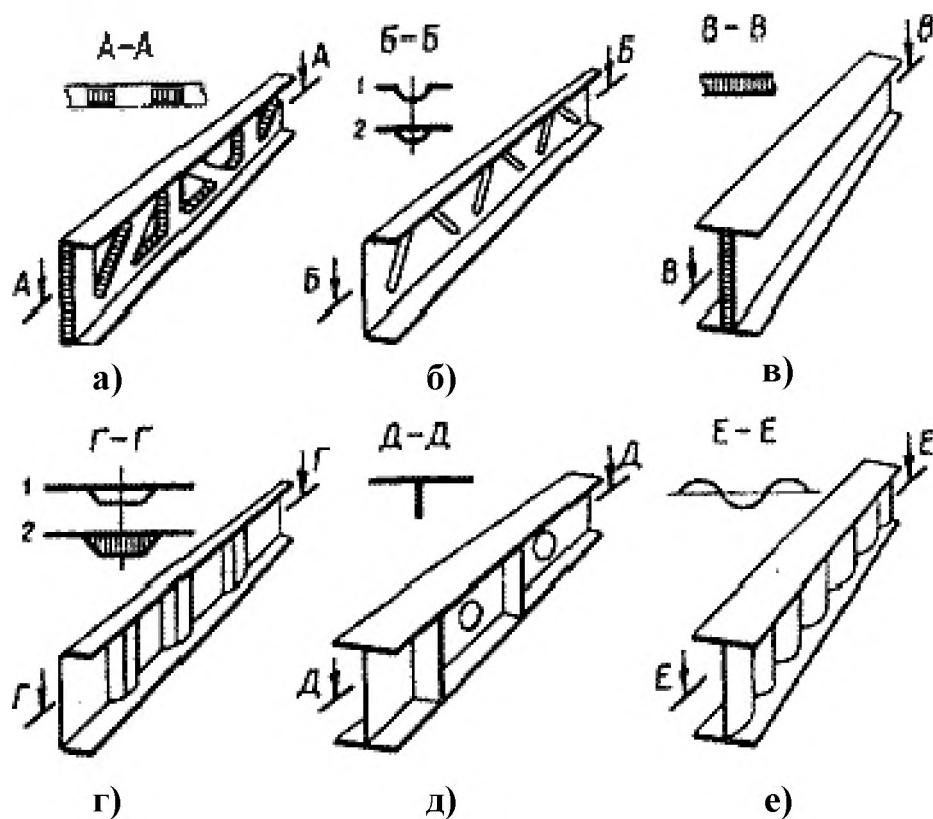


Рис. 8.11 Конструктивные параметры и типовые конструкции лонжеронов из ПКМ [17]: а- ферменная трехслойная; б- балочная, подкрепленная зигами; в- балочная трехслойная, г- балочная с усилениями; д- балочная с ребрами; е- балочная с гофровой стенкой.

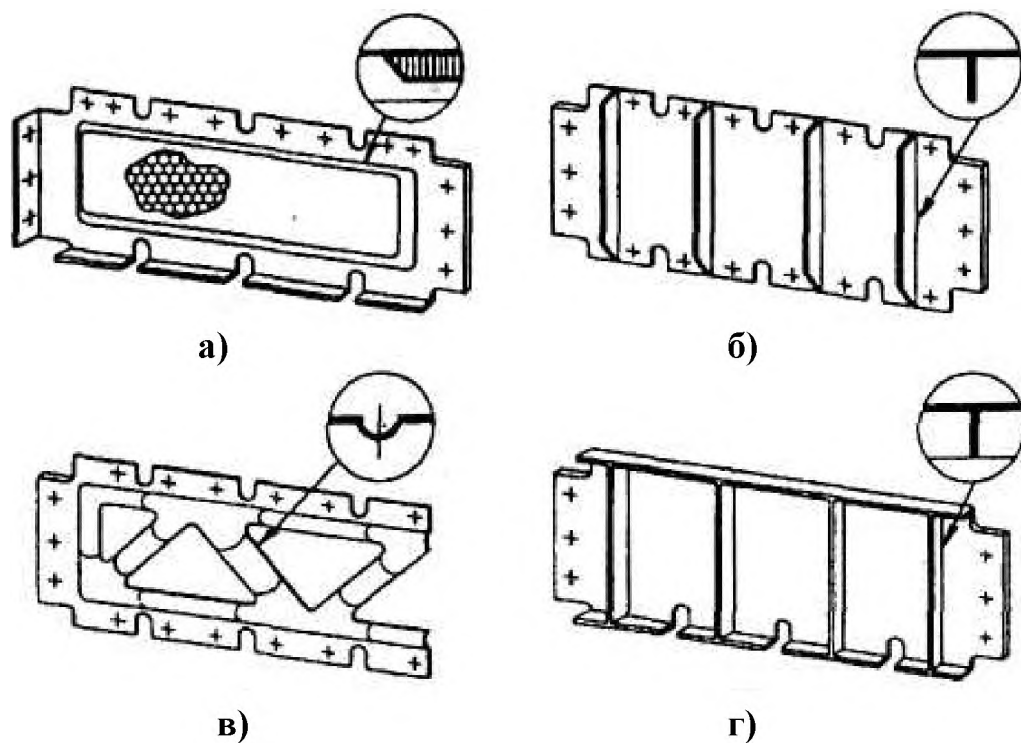


Рис. 8.12 Конструктивные параметры и типовые конструкции нервюр из ПКМ [17]: а- трехслойная, б- оребренная, в- ферменная, г- балочная с ребрами.

Нервюры

Чаще всего силовые нервюры выполняют в виде балок, содержащих полку и стенку, которая для повышения устойчивости при работе на сдвиг подкрепляется вертикальными гофрами, зигами или ребрами жесткости (см. рис. 8.12). Ребра чаще всего выполняются в виде Т-образных и П-образных профилей. Шаг их расположения определяется из условия общей потери устойчивости слоистой стенки. Чаще всего для изготовления нервюр используются композиты на основе тканых наполнителей, которые укладываются слоями под углом 45° к продольной оси стенки. Изотропия свойств ткани по основе и утку исключает необходимость соблюдения принципов симметрии и уравновешенности слоев. В отличие от лонжерона полка нервюры образуется только из отогнутых слоев стенки [57].

В среднем диапазоне нагрузок более эффективны трехслойные стенки с легким наполнителем из сот, гофровых структур и пенопластов. Наиболее распространены и хорошо отработаны нервюры с сотовым наполнителем из алюминиевой фольги, полимерной бумаги и стеклоткани.

Такие конструкции отличаются высокими характеристиками устойчивости несущих слоев из-за эффективного их подкрепления наполнителем и высокой жесткостью на изгиб благодаря разнесенным от нейтральной оси несущим слоям. Помимо этого сотовые стенки имеют ряд других преимуществ: высокое качество поверхности, высокую производственную технологичность и возможность полной автоматизации процесса изготовления.

Последовательность изготовления оребренных панелей из стеклопластика показана на рис. 8.13 включает следующие операции:

- намотка ребер жесткости в пазы оправки лентой - препрегом;
- намотка обшивки под углом $\pm 45^\circ$ к продольной оси панели;
- установка оснастки в пресс-форму;
- полимеризация связующего;
- разрезание заготовок на панели.

Преимущества панелей из стеклопластика с ребрами жесткости:

- интегральная конструкция снижает вес и количества деталей;
- снижение металлоемкости и трудоемкости;
- повышение качества поверхности.

На рис. 8.14 показано изготовление профилей из стеклопластика методом намотки лентой - препрегом.

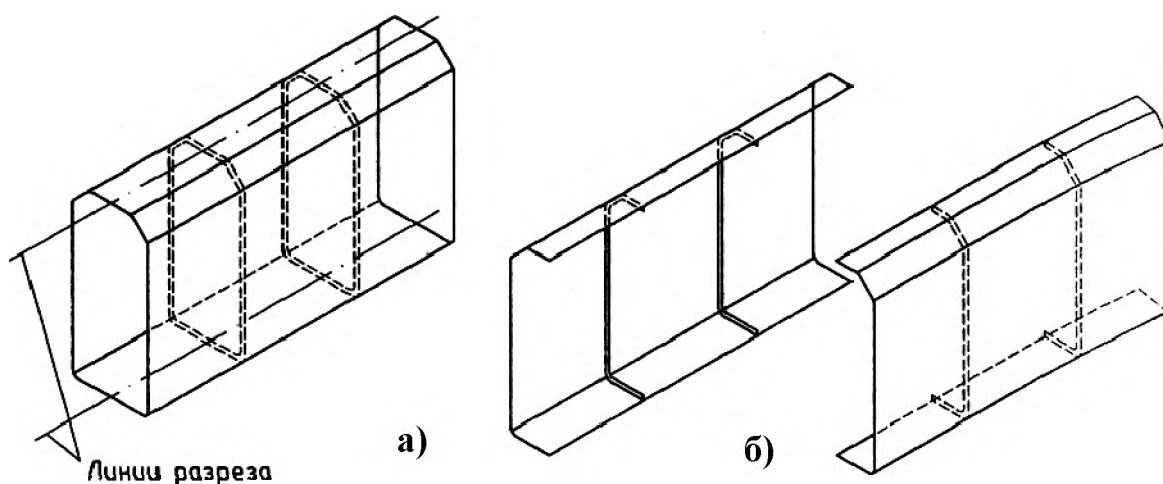


Рис. 8.13 Изготовление панелей из ПКМ с ребрами жесткости в соответствии с принципом декомпозиции [10]: а -короб с ребрами, изготовленный методом намотки; б - панели с ребрами, полученные из короба после его разрезания.

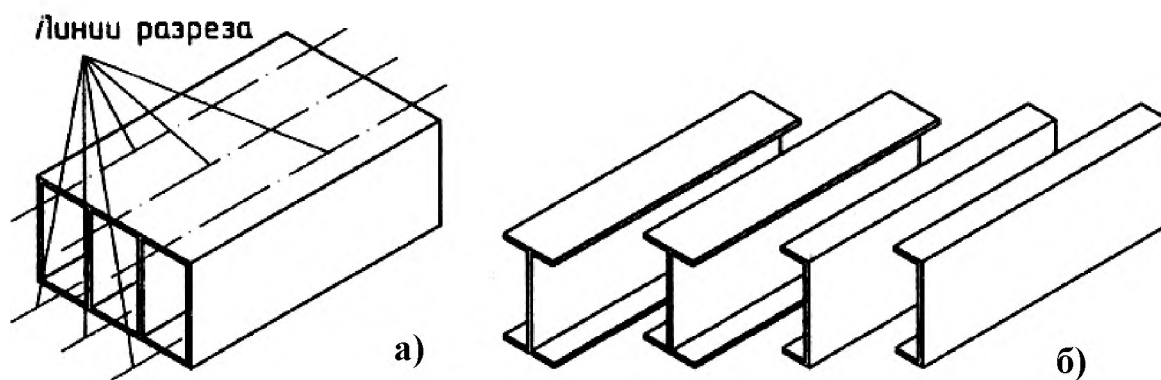


Рис. 8.14 Изготовление профилей из ПКМ с открытым контуром сечений в соответствии с принципом декомпозиции [10]: а – многоконтурная балка, изготовленная методом намотки, б – профили из балки методом разрезания.

Переход на крупногабаритные интегральные конструкции, позволил увеличить в разы эффективность применения ПКМ в конструкции вертолета.

Это позволило:

- снизить массу отдельных элементов конструкций на 20...30%;
- снизить массу фюзеляжа примерно на 15%.
- повысить отказобезопасность и живучесть вертолета;
- увеличить ресурс отдельных агрегатов планера в 2...2,5 раза;
- в 1,5...3 раза снизить трудоемкость изготовления сложных элементов конструкции за счет уменьшения количества деталей;
- сократить продолжительность цикла изготовления агрегатов в 1,5...3 раза.
- снизить трудоемкость плазовых работ в 2 раза.

8.4 Части каркасных агрегатов из композиционных материалов и их конструктивные решения

Отсек стабилизатора Ка-126 (см. рис. 8.15) изготовлен методом продольно-поперечной намотки стеклонити ВМС-6 пропитанной эпоксидным связующим с использованием термокомпрессионного формования.

Хвостовая часть стабилизатора вертолета Ка-126 (см. рис. 8.16) состоит из стеклопластиковой обшивки с элементами жесткости (интегральная конструкция обшивки).

Фонарь кабины вертолета Ка-226 (см. рис. 8.17). Центральная стойка и ребра изготавливается по пропиточной технологии RTM (Resin Transfer Molding) на основе углетканей производства компании HEXCEL на эпоксидном связующем. Центральная стойка является одной из главных силовых деталей фонаря, воспринимающей аэродинамические нагрузки в полете и особенно при столкновении вертолета с проводами и с птицей. Конструкция шпангоутов фонаря кабины выполнена из алюминиевого сплава Д16АТ.

Предкрылок оперения вертолета Ка-226 (см. рис. 8.18) предназначен для повышения путевой устойчивости вертолета. Он образован лонжероном и панелью. Панель состоит из внешней и внутренней обшивок и пенопластовых вкладышей между ними.

Материал внешней обшивки предкрылка - стеклопластик на основе стеклоткани Т-10/2, внутренней - лист Д16Т, лонжерона - сплав В95.

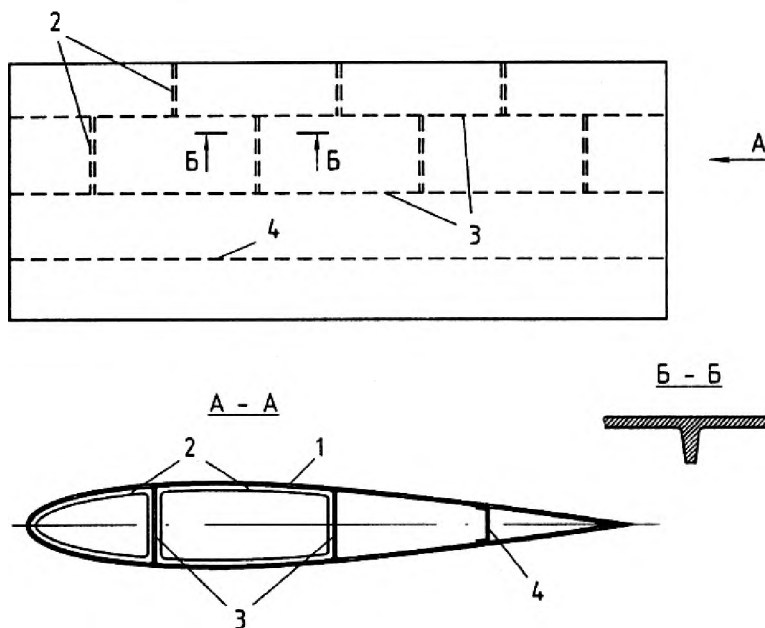


Рис. 8.15 Интегральная конструкция отсека стабилизатора Ка-126 из ПКМ [10]:
1 - обшивка; 2 - ребра жесткости; 3 - стенки лонжеронов; 4 - стрингер.

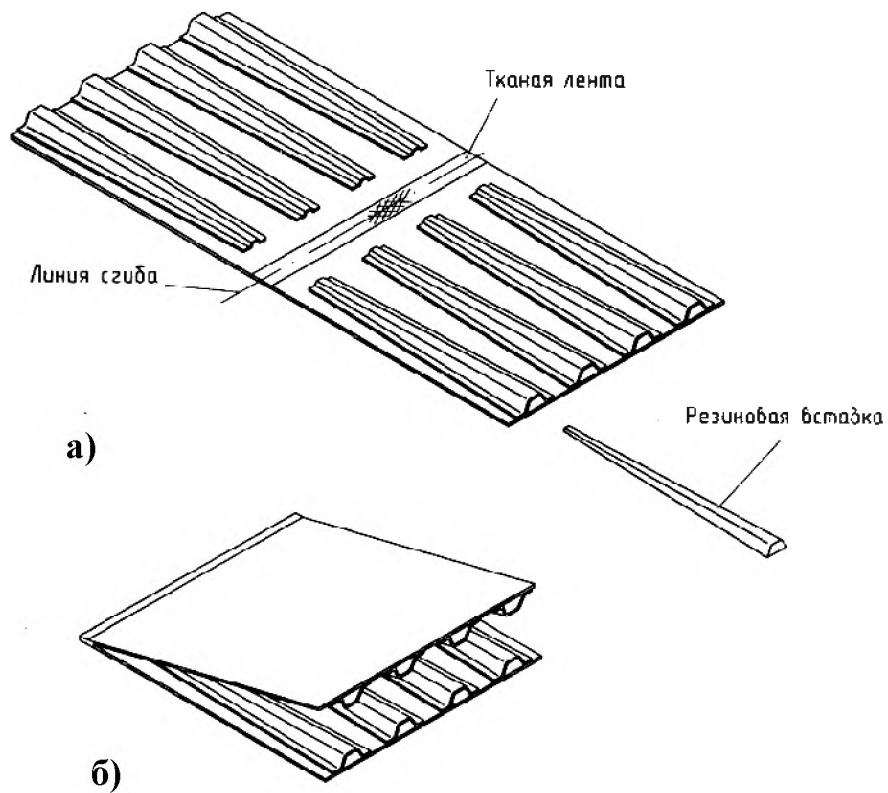


Рис. 8.16 Изготовление (а) и готовая интегральная конструкция хвостовой части стабилизатора вертолета Ка-126 из ПКМ [10].

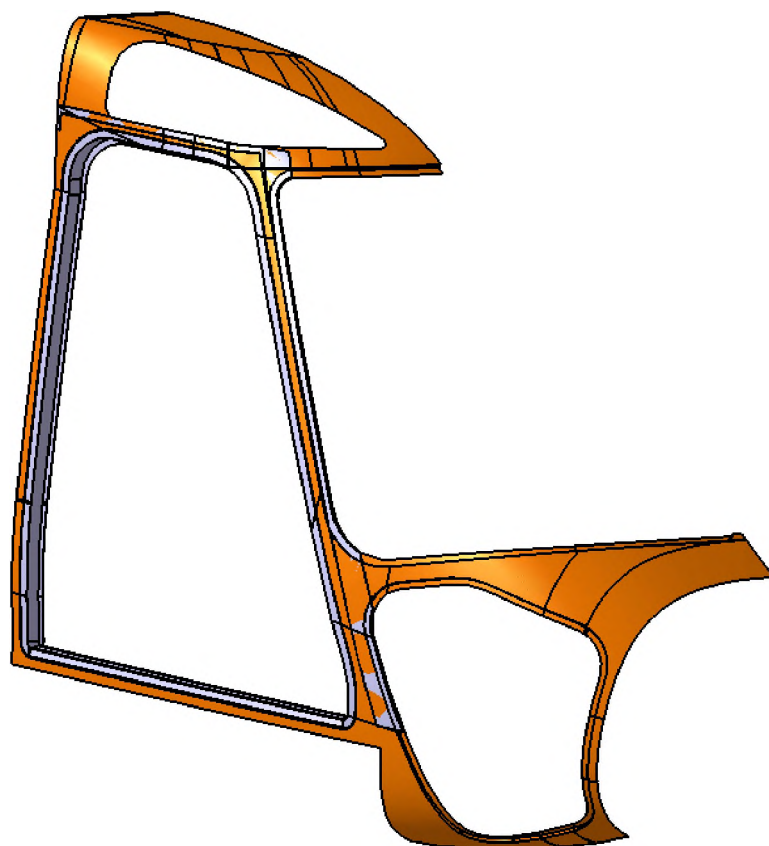


Рис. 8.17 Заготовка фонаря кабины экипажа из углепластика вертолета Ка-226А.

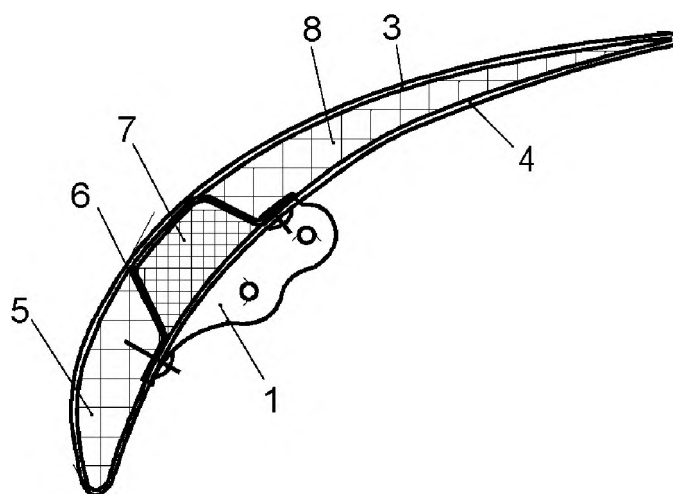


Рис. 8.18 Конструкция предкрылка оперения Ка-226А из ПКМ [12]:

1.2- кронштейны; 3- внешняя обшивка; 4- внутренняя обшивка;
5.7.8- пенопластовый наполнитель; 6- лонжерон.

Съемная транспортно-пассажирская кабина вертолета Ка-226А - (см. рис. 8.19) предназначена для пассажирских, грузовых и санитарных перевозок. Выполнена она целиком из интегральных сотовых панелей, что позволило снизить вес конструкции. Доля таких панелей в общем объеме деталей вертолета составляет по весу около 50%. Широко применяются стеклопластики на основе стеклотканей Т-15П-76 , СТ-69Н-15П , Т-25 (ВМ) 78 и Т-10-80, а также ткани Органит-12Т на эпоксидном связующем 5-211Б.

Транспортно-пассажирская кабина образована двумя боковыми панелями 4, днищем, внешняя поверхность которых выполнена в продолжении поверхности головной части фюзеляжа , передней торцевой стенкой и верхней панелью, формирующей потолок кабины. Задняя часть кабины образована двумя створками, формирующими ее поверхность и грузовой люк. Боковые панели кабины оснащены оконными проемами, а на одной из панелей (левой) выполнен проем с окантовкой по контуру, а с внешней стороны панели установлена сдвижная дверь, закрывающая проем.

Боковые панели

Правая 5 и левая 15 (рис. 8.19) боковые панели выполнены в виде трехслойных сотовых панелей со стеклопластиковыми обшивками. На верхних кромках панелей имеются кронштейны для подвески кабины. Направляющие профили 11 выполнены в виде П-образных желобов, по которым перемещается дверь при открытии-закрытии. Проем панели под установку двери окантован металлическими профилями. Смотровые окна и стекла аварийных выходов изготовлены из органического стекла.

Панель пола

Пол кабины выполнен в виде трехслойной панели со стеклопластиковыми обшивками 7 (рис. 8.20) и сотовым наполнителем 6 между ними. Панель пола в передней части усилена металлическими диафрагмами и окантована по периметру профилями 8. Толщина панели переменная. Крышка эксплуатационного люка съемная. Она представляет собой трехслойную панель со стеклопластиковыми обшивками и сотовым наполнителем между ними.

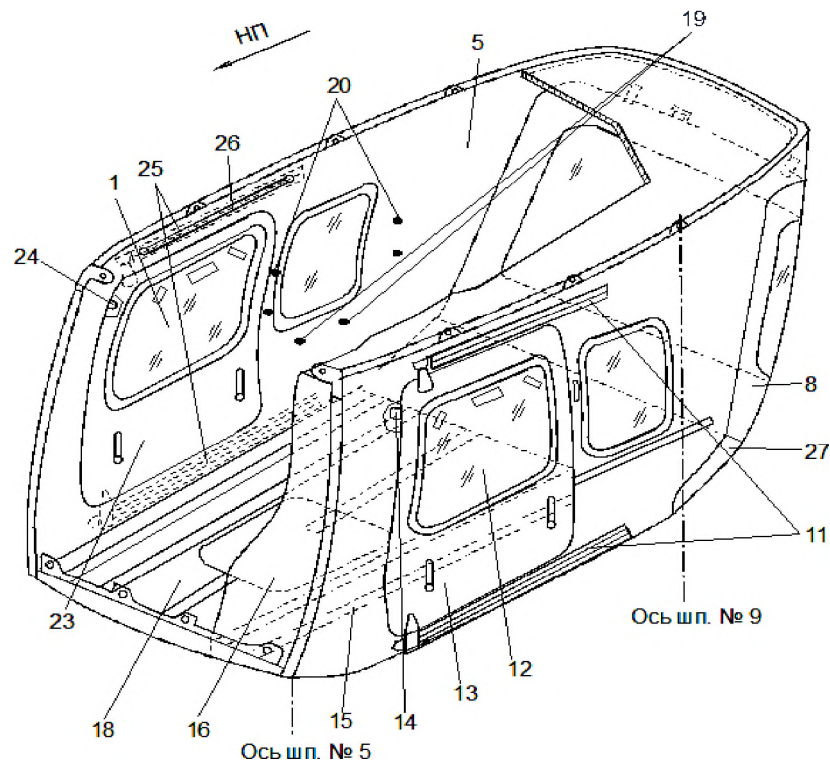


Рис. 8.19 Транспортно-пассажирская кабина Ка-226А с панелями из ПКМ [12]:

1, 12 -стекло аварийного выхода; 5- правая боковая панель; 8- верхняя задняя створка; 11- направляющие левой двери; 13- левая дверь кабины; 14, 24- узел сигнализации закрытия двери; 15- левая боковая панель; 16 - передняя стенка кабины; 18 - панель пола; 19 - узлы крепления сидений; 20- узлы крепления спинок сидений; 23 - правая дверь кабины; 25 - направляющие правой двери; 26 - поручень; 27 - задняя панель пола.

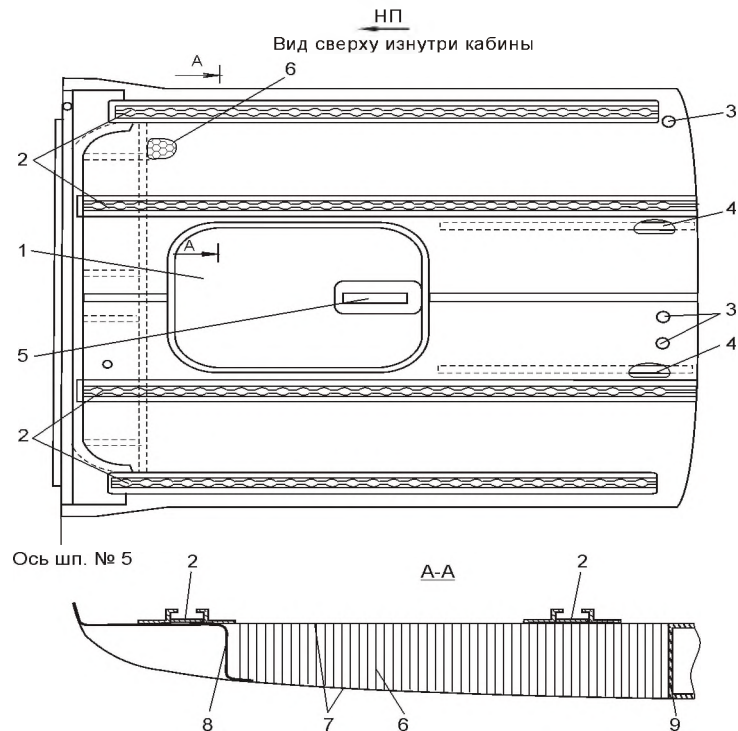


Рис. 8.20 Панель пола кабины вертолета Ка-226А [12]:

1- крышка люка; 2- фасонные профили; 3- узлы крепления медицинских носилок; 4- направляющие; 5- замок; 6- сотовый наполнитель; 7- обшивка панели; 8,9 - окантовочный профиль.

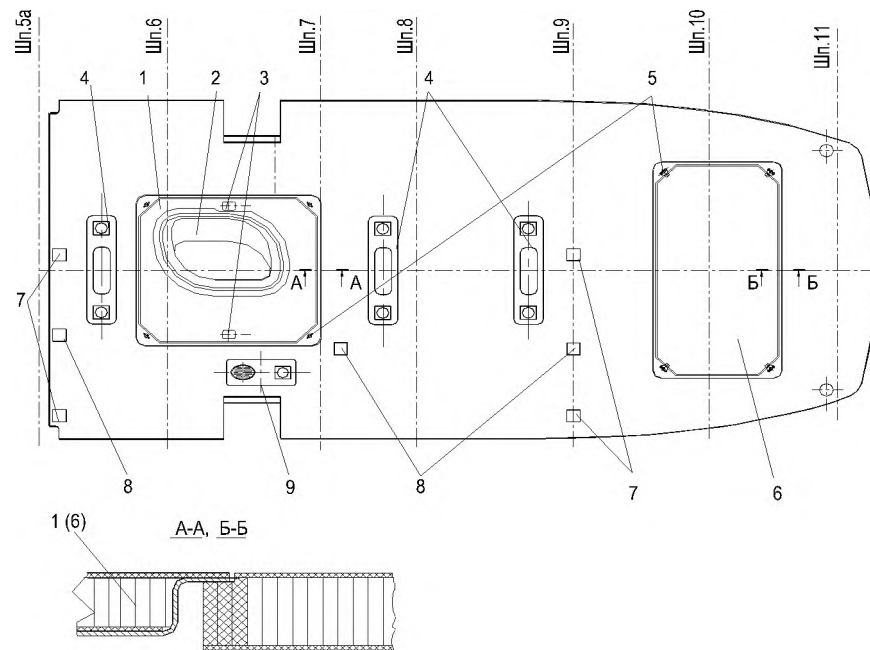


Рис. 8.21 Верхняя панель кабины вертолета Ка-226А [12]:

1, 6- крышка технологического люка; 2- кожух; 3- заглушка; 4- крышка; 5- замки крышек; 7, 8- зоны заливки пастой; 9- крышка.

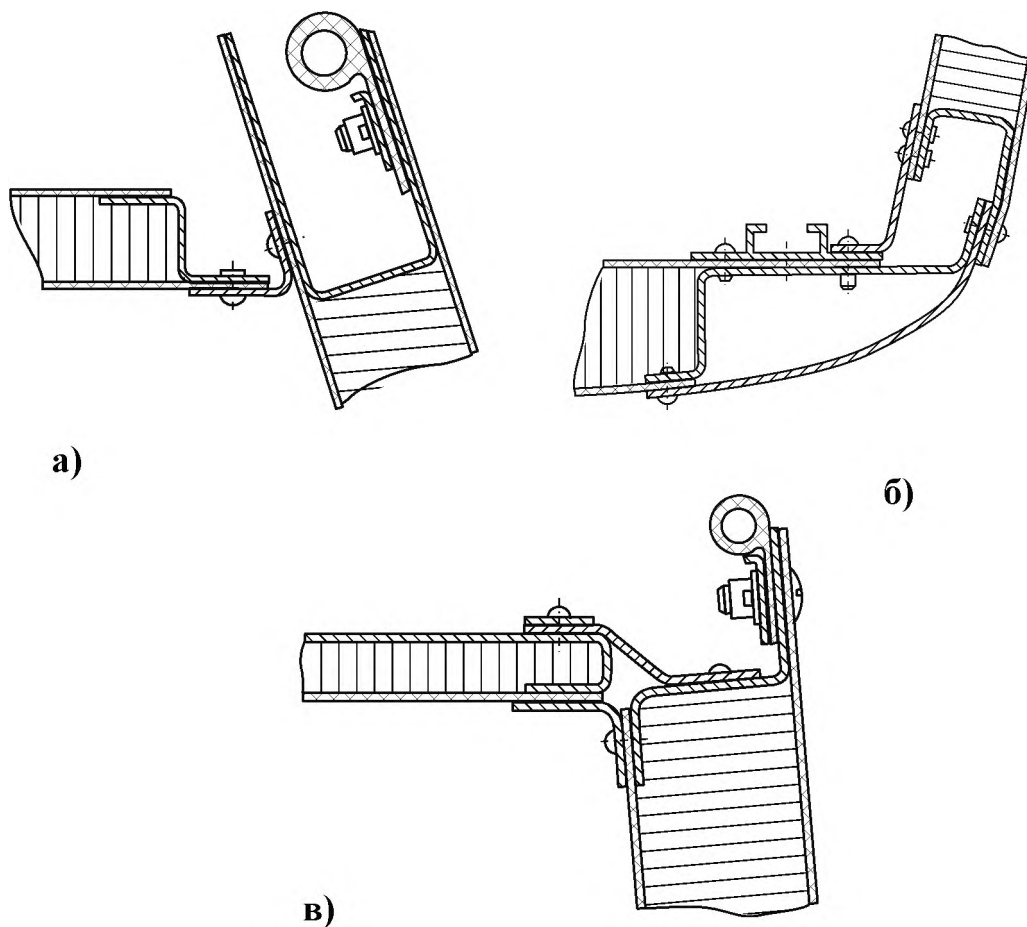


Рис. 8.22 Крепление сотовых панелей в единую конструкцию кабины Ка-226А [12]:

а- верхней панели с боковой панелью; б- панели пола с боковой панелью;
в- боковой панели со стенкой.

Верхняя панель

Верхняя панель является потолком транспортной кабины и выполнена в виде трехслойной панели со стеклопластиковыми обшивками и сотовым наполнителем между ними. В панели (см. рис. 8.21) выполнены вырезы, закрытые крышками 1, 4, 6, 9 и зоны 7, 8, залитые отверждающейся пастой ВПЗ. Крышки 1, 6, закрывают технологические люки и представляют собой сотовые панели, материал крышек 4, 9 - полиамид.

Верхняя задняя створка

Верхняя задняя створка закрывает верхнюю часть заднего проема транспортной кабины. Створка выполнена в виде трехслойной сотовой панели с обшивками из стеклопластика и полимерного сотового наполнителя между ними. Створка, откидывающаяся, и шарнирно крепится двумя кронштейнами к двум кронштейнам верхней панели кабины. В закрытом положении створка запирается двумя симметрично расположенными замками.

Нижняя задняя створка

Нижняя задняя створка закрывает нижнюю часть заднего проема транспортной кабины. Створка открывается только при открытой верхней задней створке. Створка представляет собой трехслойную сотовую панель с обшивками из стеклопластика и полимерного сотонаполнителя между ними.

Дверь транспортной кабины

Дверь закрывает проем в левой боковой панели. Дверь выполнена в виде трехслойной панели со стеклоуглепластиковыми обшивками и сотовым наполнителем между ними. Панель окантована металлическими профилями. На рис. 8.22 представлены узлы крепления панелей транспортной кабины друг с другом. Они соединяются через металлические профили клеезаклепочными соединениями. Наряду с ПКМ в силовых конструкциях и узлах крепления (кронштейны) транспортно-пассажирской кабины применяются металлические материалы - металлические несущие элементы каркаса изготавливаются из алюминиевых сплавов Д16, В95, АК6 и сплава титана ОТ4.

Фюзеляж вертолета Ка-60 выполнен по полумонококовой схеме, в котором широко применяются крупногабаритные интегральные панели с сотовым наполнителем. Три технологических разъема по шпангоутам № 4, 9 и 10 условно делят фюзеляж на носовую, среднюю и хвостовую часть фюзеляжа (см. рис. 8.23). Фюзеляж выполнен с использованием в конструкции металлического каркаса и ПКМ. Из алюминиевого сплава Д16Т изготовлены шпангоуты, продольные и поперечные балки, воспринимающие сосредоточенные нагрузки от главного редуктора, двигателей, шасси и других агрегатов.

Внешние обводы фюзеляжа вертолета образуются крупногабаритными сотовыми панелями из ПКМ. Панели устанавливаются на металлические элементы силового каркаса, представляющие собой шпангоуты и диафрагмы, перестыкованные продольными силовыми элементами. Соединение элементов фюзеляжа выполнено таким образом, что образована единая электрическая сеть, обеспечивающая съем статического электричества.

Фюзеляж имеет две двери кабины экипажа правую - командира экипажа и левую летчика-оператора, две двери транспортной кабины, расположенные на правом и левом бортах фюзеляжа между шпангоутами № 5 и № 6 и створки багажного отсека, расположенные между шпангоутами № 3 и № 9. Двери изготовлены из двух половин из композита, изготовленные методом горячего прессования на оправке. Затем эти половинки склеивают. Двери кабины экипажа уплотнены резиновыми профилями, которые предотвращают попадание осадков и пыли в кабину экипажа.

Носовая часть фюзеляжа (рис. 8.23, а) ограничена четвертым шпангоутом и состоит из фонаря, выполненного из ПКМ, днища кабины экипажа, состоящего из набора продольных и поперечных балок, перекрытых сверху панелью с люками, а снаружи - трехслойной панелью с обшивками из ПКМ и сотовым наполнителем типа ПСП-1. К носовой части фонаря на петлях и замках крепится радиопрозрачный обтекатель, который также закрывает носовой отсек, предназначенный для размещения блоков оборудования.

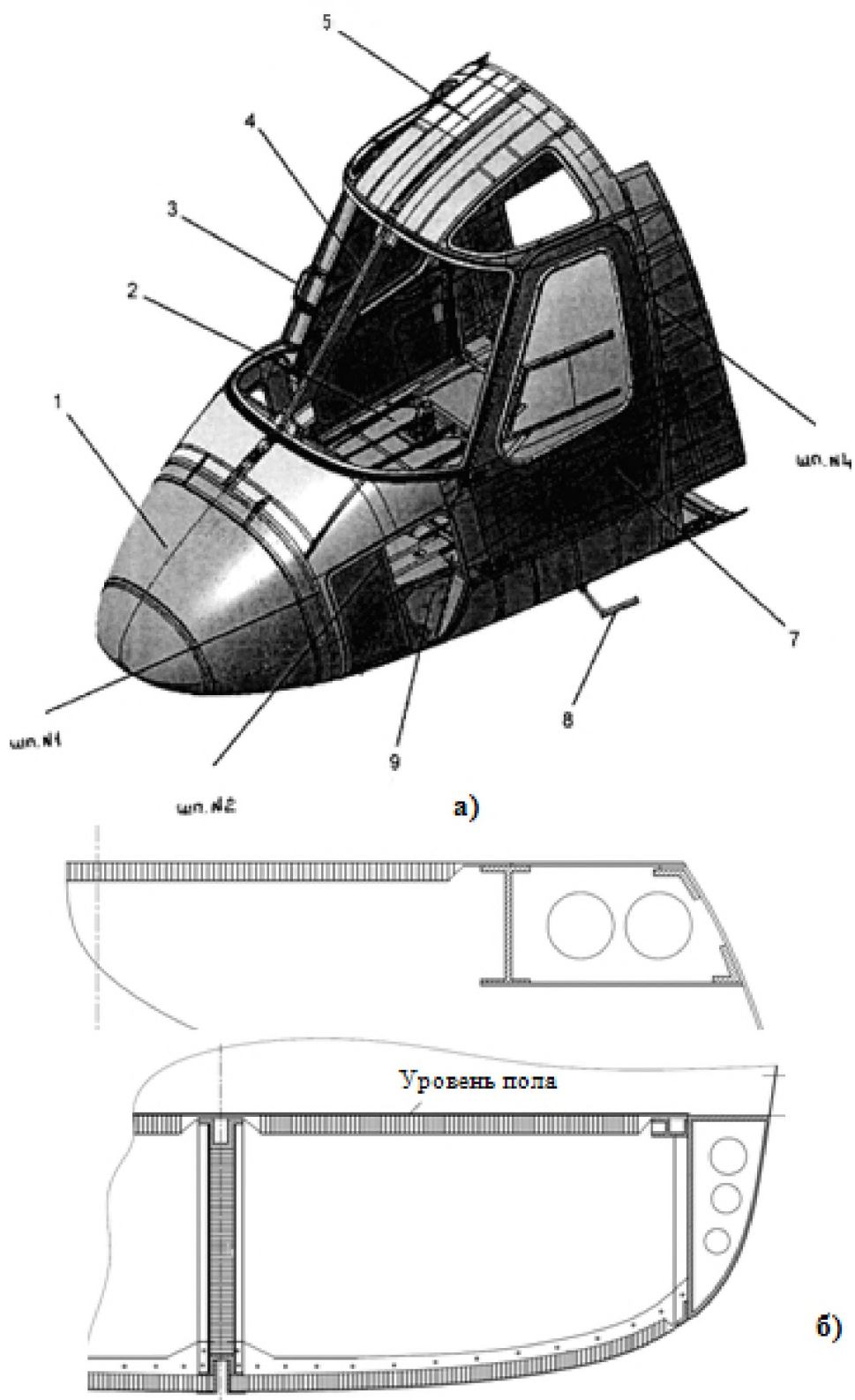


Рис. 8.23 Применение ПКМ в конструкции пилотской кабины Ка-60 [20]:

- 1-радиопрозрачный обтекатель, 2- панели пола, 3- ручка, 4- центральная стойка, 5- каркас фонаря,
- 7- дверь, 8- подножка, 9- каркас днища кабины.

Объем между фонарем и полом пилотской кабины формирует кабину экипажа, где расположены органы управления вертолетом, узлы крепления двух энергопоглощающих кресел. Между полом пилотской кабины и наружной панелью расположен подкабинный отсек, предназначенный для размещения элементов штатного электрооборудования вертолета, проводки управления и др.

Средняя часть фюзеляжа (см. рис. 8.24) включает в себя транспортную кабину, багажный отсек, отсеки топливных баков и представляет собой конструкцию, состоящую из дюралевых шпангоутов продольно-поперечного набора силового каркаса, интегральный боковых, нижней и верхних панелей из ПКМ, пола транспортной кабины и заднего отсека. Верхние передняя и задняя панели выполняют функцию пола мотогондолы. Верхняя задняя панель между шестым и девятым шпангоутами выполнена из титановых сплавов и совместно с конструкцией мотогондолы изолирует силовую установку. В верхней части фюзеляжа на силовых элементах продольно-поперечного набора каркаса установлены узлы крепления редуктора, двигателей и других агрегатов силовой установки и систем управления. По обоим бортам транспортной кабины имеются большие дверные проемы. Под полом транспортной кабины расположены контейнеры топливных баков аварийной топливной системы. Топливные отсеки по оси симметрии разделяет продольная силовая балка, на которой предусмотрены узлы для установки устройства внешней грузовой подвески, предназначенной для перевозки крупногабаритных грузов массой до 2500 кг. Внутри пола транспортной кабины вмонтированы специальные продольные профили, обеспечивающие крепление пассажирских кресел и на остальной поверхности пола нанесено противоскользящее покрытие. Системы и агрегаты вертолета, расположенные внутри транспортной кабины, закрыты панелями интерьера. Панели интерьера в транспортной кабине представляют собой пожаробезопасную конструкцию, выполненную из ПКМ, а панели багажного отсека - огнестойкую конструкцию, выполненную также из композиционных материалов.

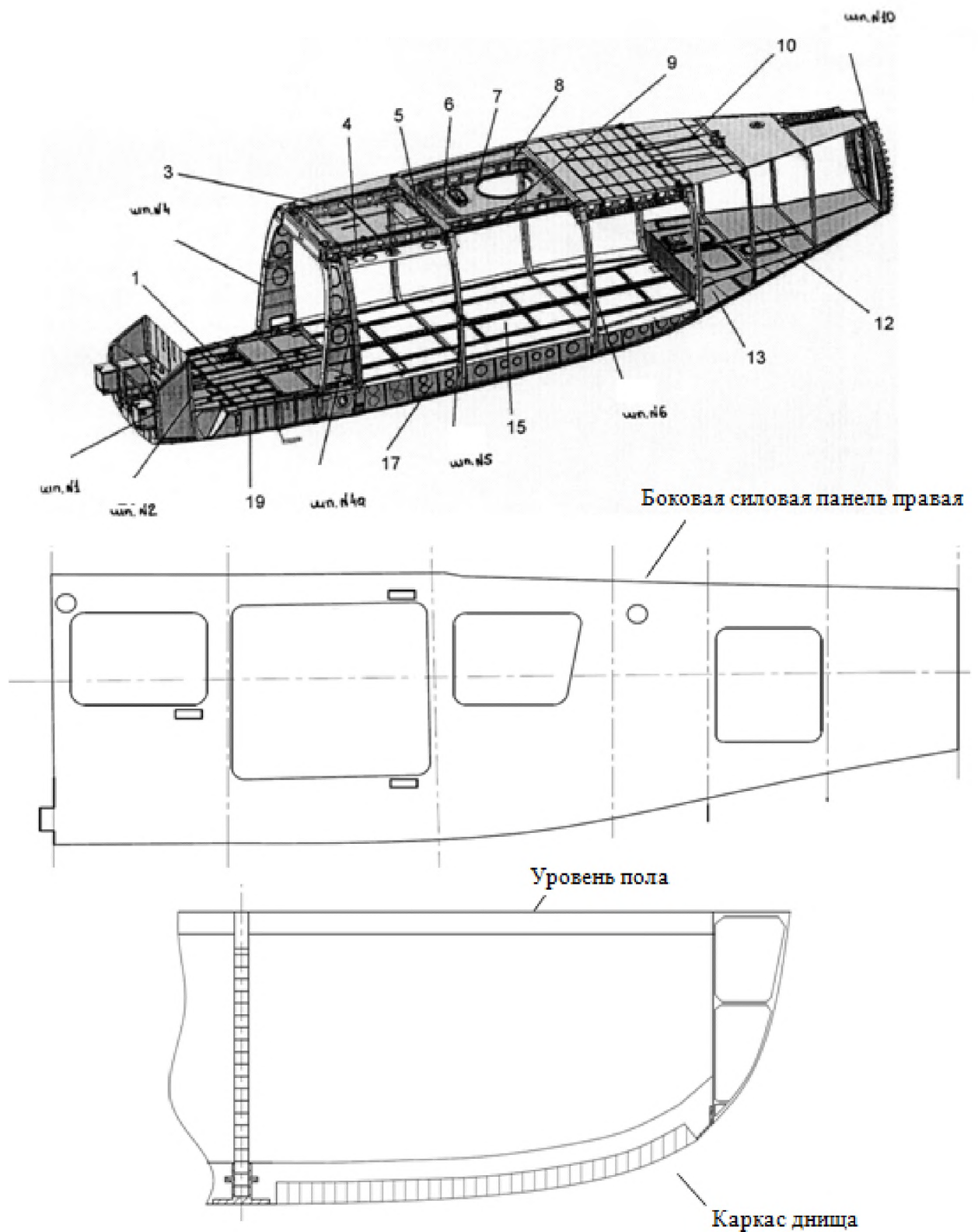


Рис. 8.24 Применение ПКМ в конструкции фюзеляжа Ка-60 [20]:

1- пол кабины экипажа, 3,4,5,6,8,9-балки (Д16Т), 7-панель верхняя передняя, 10-панель верхняя задняя, 12- пол багажного отсека, 13- каркас днища багажного отсека, 15- пол транспортной кабины, 17- каркас днища транспортной кабины, 19- каркас днища кабины экипажа.

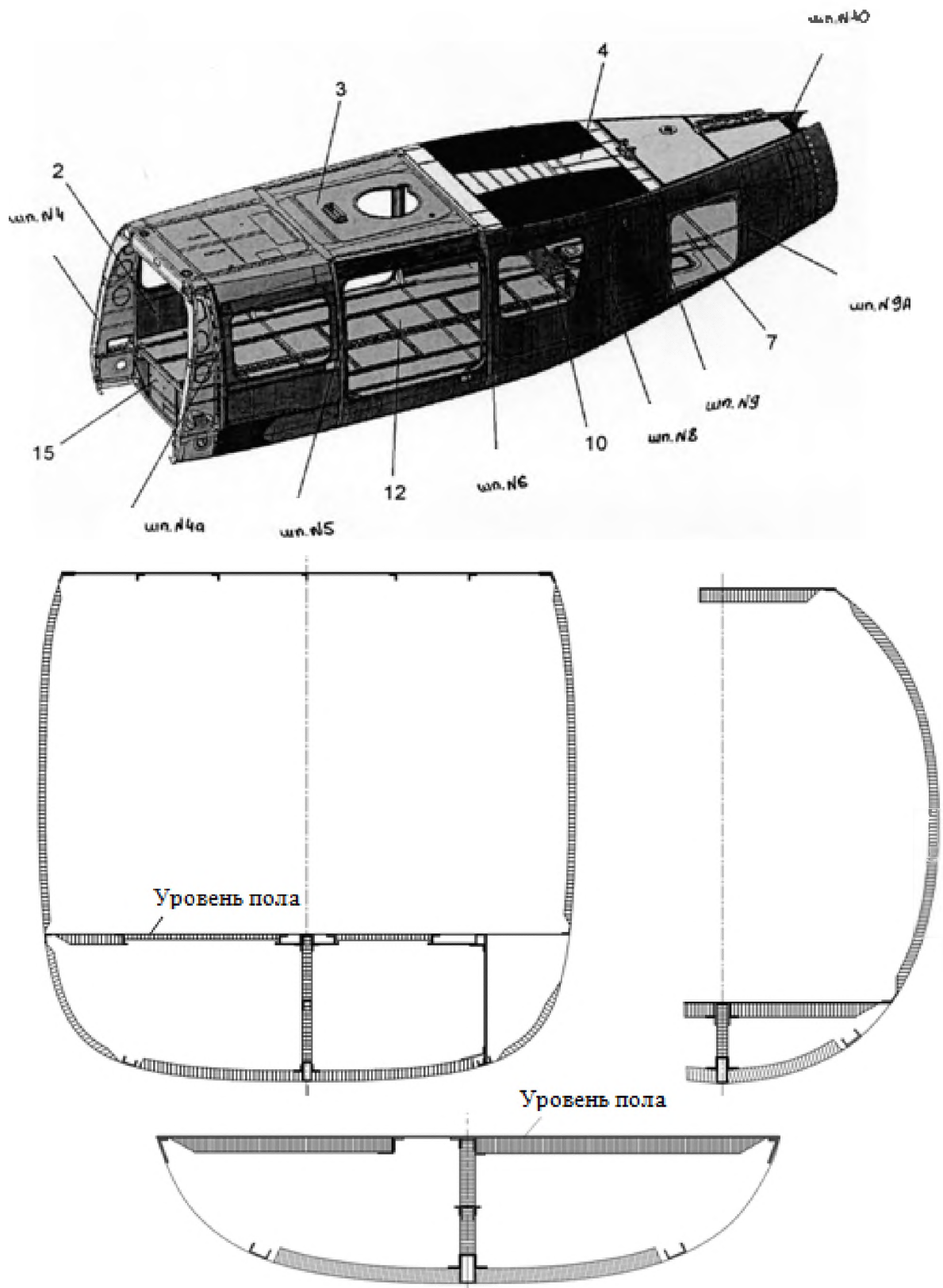


Рис. 8.25 Применение ПКМ в конструкции фюзеляжа Ка-60 (продолжение):
 2- панель боковая правая. 3- панель верхняя передняя. 4 - панель верхняя задняя. 7- пол багажного отсека.
 10- каркас днища багажного отсека. 12- пол транспортной кабины. 15- каркас днища транспортной кабины.

Хвостовая часть фюзеляжа включает багажный отсек который располагается за транспортной кабиной. Багажный отсек от транспортной кабины отделен не силовой перегородкой. Доступ в багажный отсек осуществляется с двух бортов. Для размещения элементов комплекса радиоэлектронного оборудования, на вертолете выделены специальные отсеки. Интерьер багажного отсека полностью перекрывает доступ в хвостовую балку и транспортную кабину.

Особо заслуживает внимание применение интегральный боковых сотовых панелей в виде единого агрегата из ПКМ. Они имеют окантованные вырезы под окна, двери и лючки крепятся к металлическому каркасу через специальные узлы крепления (см. рис. 8.26).

Регулярные зоны малонагруженных панелей из ПКМ легче аналогичных зон металлических панелей, но по сравнению с металлическими конструкциями относительно большие затраты массы в конструкциях из ПКМ связаны с наличием не регулярных зон. По сравнению с металлическими конструкциями наблюдается уменьшение общей жёсткости фюзеляжа вертолёт, обшивка которого выполнена в виде сотовых панелей из ПКМ.

В зоне установки болтовых или винтовых соединений применяется наполнитель типа ВПЗ-1. Кроме этого применяется усиление некоторых мест углетканью УТ-900 на боковых панелях фюзеляжа. Имеются зоны клёпанного стыка панели с каркасом. В этих местах установлены титановые ленты для усиления. Кроме того активно применяется технология фольгирования слоев зоны крепежа при помощи титановой фольги толщиной $\delta=0,08$ мм .

Конструкция обшивочной панели стрингерного типа из композиционного материала на основе углеткани типа УТ-900 по весовым показателям при равном напряжении потери устойчивости легче конструкции обшивочной панели стрингерного типа из сплава типа Д16, примерно в 2 раза. Использование ПКМ на основе угольных волокон приводит к уменьшению массы конструкции в среднем на 20...40% и соответствующему увеличению рабочих характеристик вертолёт.

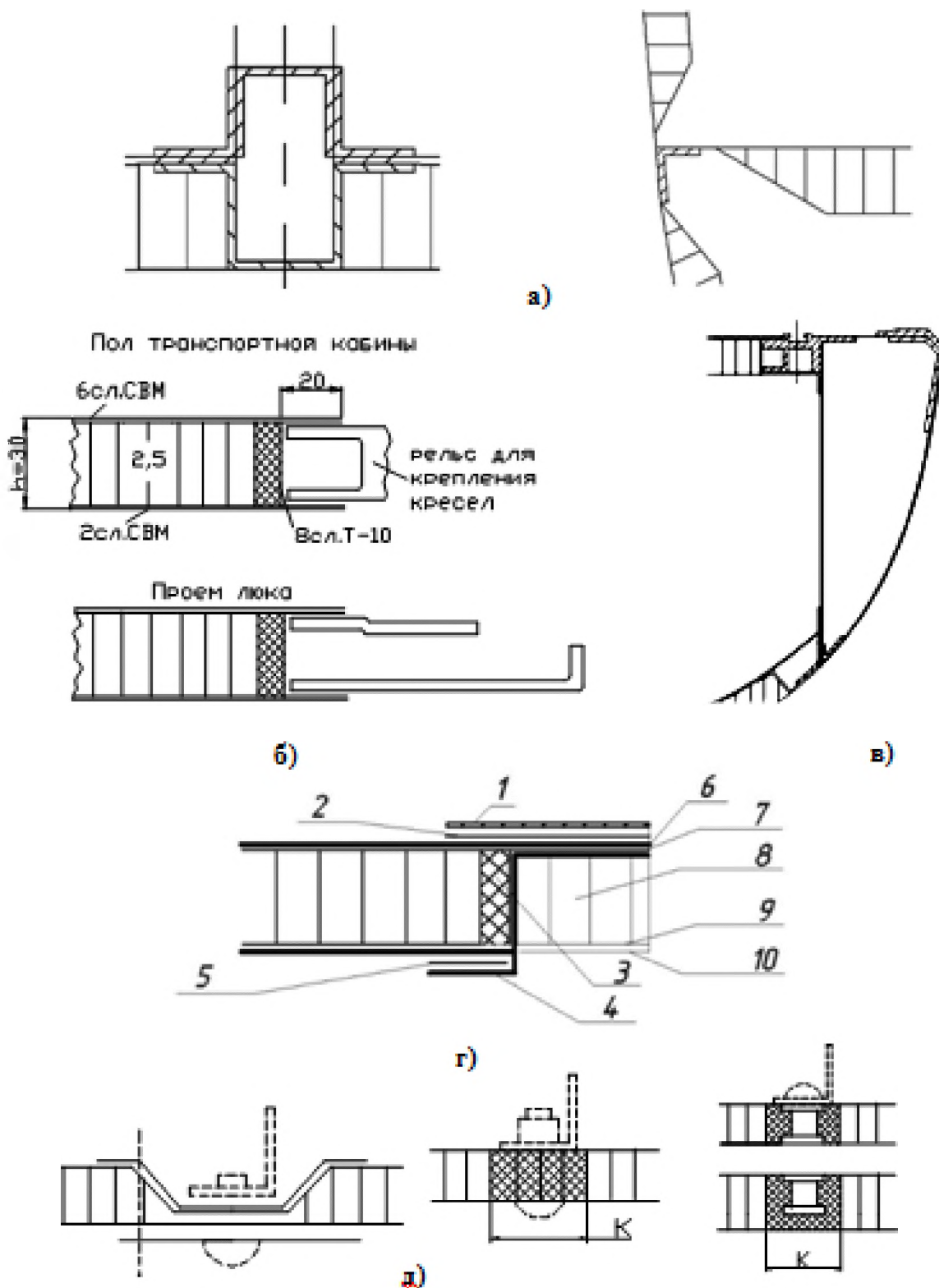


Рис. 8.26 Крепление сотовых панелей из ПКМ в конструкции фюзеляжа Ка-60:

а- окантовки крепления вертикальных стоек и панелей, б- крепление металлических частей, в- крепление к бимсу, г-крепление панелей между собой: 1- лента титановая и (или) дополнительное утолщение тканевыми слоями, 2,5,7,9- клеевая пленка ВК-51, 3-клеевая пленка ВКВ-3, 4-окантовка металлическая или тканевая, 6- верхняя обшивка, 8-сотоблок, 10- нижняя обшивка. д- поднятие панели под стрингер или шпангоут, К - размер зоны компаунда заполнителя типа ВПЗ-1.

Хвостовая балка вертолета Ка-60

Конструкция хвостовой балки вертолета Ка-60 - каркасного типа полумонок с 3-х слойными сотовыми панелями одинарной кривизны (для повышения технологичности, вследствие уменьшения коробления и улучшения раскроя препрегов) на металлическом каркасе. Балка собирается из трех сотовых панелей: двух боковых и нижней. Крепление панелей к каркасу осуществляется обычной типовой клепкой.

Такой подход позволил сократить время внедрения композитов в конструкцию серийных вертолетов, так как отпала необходимость разработки спецкрепежа. Каркас хвостовой балки представляет собой четыре силовых стрингера из прессованного профиля Д16Т, которые соединяются со шпангоутами и узлами крепления хвостовой балки. Таким образом получается замкнутая силовая конструкция. Кроме того, для крепления стабилизатора устанавливается промежуточный шпангоут. Верхний гаргрот хвостовой балки остается полностью металлическим и входит в силовую схему балки, играя роль верхней панели с тремя узлами крепления опор вала РВ.

Трехслойная панель 1 хвостовой балки Ка-60 (см. рис. 8.27) состоит из внешних силовых обшивок из стеклоткани саржевого плетения Т-25 (ВМ) 78 и сотового заполнителя из полимерной бумаги ПСП-1. По периметру панели к панели приклеена окантовка 5 из Д16АТ с отверстиями под клепку, состоящая из двух слоев. Причем внутренний слой образует буртик, за счет которого происходит заделка сот в единую конструкцию. Крепление панелей к силовым лонжеронам 2 через окантовки осуществляется заклепками. Крепление самой хвостовой балки осуществляется через стыковочные узлы шпангоутов 3,4. Трансмиссионный вал хвостового винта опирается на опоры 4 .

На хвостовой балке установлен гаргрот, под которым расположены вал привода хвостового винта и тяги путевого управления. Соединение хвостовой балки со средней частью фюзеляжа осуществляется разъёмным стыком.

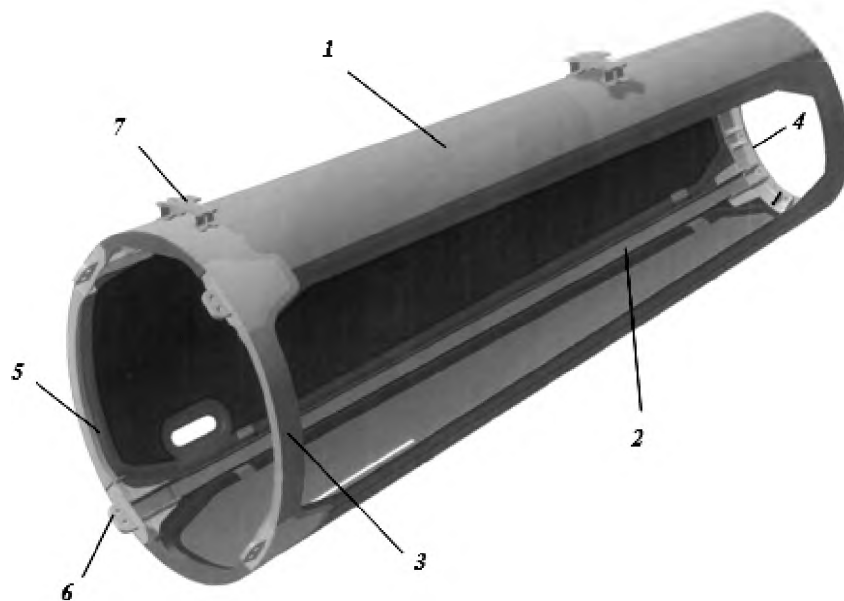


Рис. 8.27 Конструкция хвостовой балки из ПКМ вертолета Ка-60
(боковая панель условно не показана) [20]:

1-трехслойная панель; 2-силовой лонжерон; 3,4- шпангоуты; 5-окантовка панели; 6-стыковочный узел; 7- опора трансмиссионного вала хвостового винта.

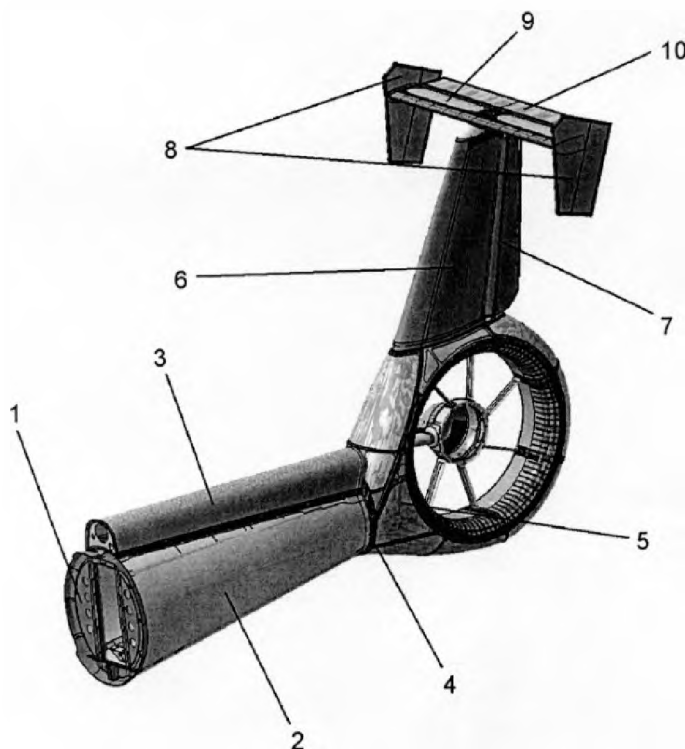


Рис. 8.28 Конструкция хвостовой балки с оперением вертолета Ка-60/62 [20]:
1- шпангоут №10, 2- хвостовая балка, 3- гаргрот, 4- шпангоут №12, 5- корпус хвостового
винта, 6- киль, 7- руль направления, 8- киль боковой, 9- стабилизатор, 10- руль высоты.

Корпус рулевого винта вертолета Ка-60

Корпус РВ с вертикальным и горизонтальным оперением крепится к хвостовой балке с помощью фланцевого соединения (рис. 8.28).

Кольцевой канал РВ представляет собой профилированный воздуховод и состоит из коллектора с закругленной входной кромкой, цилиндрической поверхности, расположенной в плоскости вращения лопастей рулевого винта, и конического диффузора. В кольцевом канале установлены узлы крепления хвостового редуктора из титанового сплава ВТЗ-1. Сверху, на корпусе хвостового винта, имеются узлы крепления киля центрального. Силовой каркас корпуса выполнен из алюминий-литьевого сплава 1441Т (см. рис. 8.29,а) и состоит из восьми панелей и подкрепляющих их жесткостей - шпангоута, лонжерона, нервюры, восьми диафрагм, а также четырех кронштейнов крепления хвостового оперения.

Внешние обводы корпуса рулевого винта выполнены из трехслойных панелей с полимерным сотовым наполнителем и обшивками из ПКМ. Группа панелей корпуса хвостового винта - кольцо воздушного туннеля, две панели (верхняя и нижняя) носка, нижняя панель, задняя панель, верхние панели - правая, левая, правая (боковая) панель с эксплуатационным люком.

Кольцо воздушного туннеля и две верхние панели - слоистой конструкции. Две панели носка, задняя панель, нижняя панель, правая боковая панель - трехслойной конструкции с сотовым наполнителем. Панели между собой соединяются встык через пояса диафрагм с применением односторонней клепки. Кольцо туннеля и панели соединяются встык через подложки в виде двух кольцевых профилей таврового сечения, также с применением односторонней клепки. Для обеспечения требуемой гладкости наружной поверхности головки заклепок зашлифовываются, а зазоры между панелями шпаклюются.

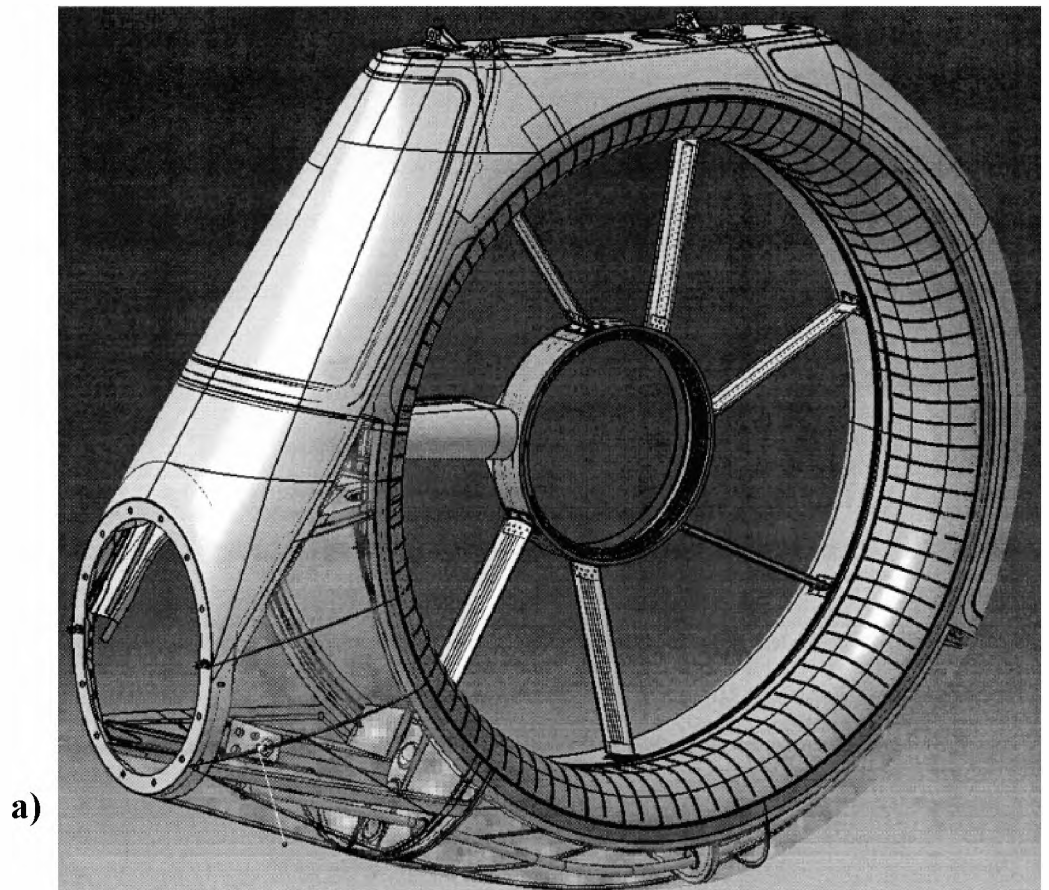
К каркасу корпуса хвостового винта фланцевыми болтовыми креплениями прикреплены шесть неподвижных лопаток спрямляющего аппарата и барабан с обтекателем привода и управления РВ.

Кольцо воздушного туннеля - пространственная конструкция из ПКМ, состоящая из слоистой обшивки с местными усилениями и дополнительными профилями. Кольцо стыкуется с ответными сборочными единицами по правому и левому бортам корпуса хвостового винта потайным крепежом с односторонним подходом. Между слоями ПКМ кольца располагаются нагревательные элементы (НЭ) и шины питания противообледенительной системы (ПОС).

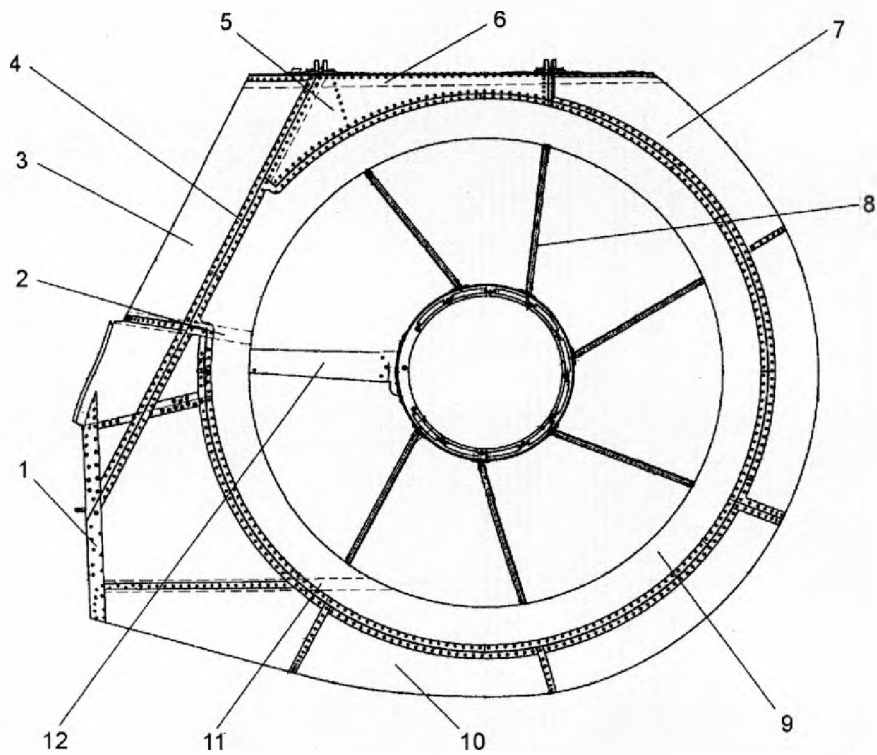
Кольцо воздушного туннеля (рис. 8.29,б) с внешней стороны наружной обшивки в зонах заклепочных швов имеет уложенные ленты титановой фольги (8Т1-0) толщиной 0,08 мм, предохраняющей кромки зенкованных отверстий от разломачивания при операциях сверления и зенкования. В зоне между диафрагмами и над секциями НЭ ПОС на внутреннюю обшивку панели кольца наклеивается слой экранирующей фольги, аналогичной укладываемой в зонах заклепочных швов.

Фольга выпускается на 20 мм за границы НЭ, Остальная поверхность внутренней обшивки может быть покрыта токопроводящим грунтом "(для снятия статического электричества). Кромка левого борта кольца в пределах углового размера 60^0 (вверх от плоскости диафрагмы) конструктивно расширена до плоскости лонжерона. Набор слоев расширения аналогичен пакету слоев типовой дорожки. По кромкам кольца, где размещаются заклепочные швы, между наружной и внутренней обшивками по всему контуру закладывается вкладыш из МСТ (3 слоя стеклоткани, и 2 слоя микросферопластика между ними) толщиной 2,5 ...3,5 мм. Вкладыш обеспечит размещение головок заклепок.

Общая толщина одного слоя из основы и наполнителя - 1мм. Способ изготовления кольца воздушного туннеля - автоклавное формование в вакуумном мешке, с предварительной выкладкой вручную элементов конструкции на разборной оснастке кольца. Дополнительно, предпочтительно применение комплекта жестких технологических цулаг.



а)



б)

Рис. 8.29 Общий вид (а) и конструкция корпуса хвостового винта (б) из ПКМ вертолета Ка-60 [20]: 1- шпангоут №12, 2- диафрагма, 3- панель носка, 4- лонжерон (сплав 1441Т), 5- панель верхняя, 6- нервюра №1 (сплав 1441Т), 7- панель задняя, 8- лопатка спрямляющего аппарата, 9- кольцо, 10- панель нижняя, 11- стрингер (сплав 1441Т).

Конструкционный микросферостеклотекстолит типа МСТ (разработка ВИАМ) представляет собой слоистый композиционный материал, Каждый слой материала состоит из основы - композиционного материала клеевого типа КМКС-1; к основе по режиму неполной термообработки приформован промежуточный слой определенной толщины - наполнитель - полые микросферы стеклянные типа МС.

Композитный материал, из которого выполняется кольцо туннеля набирается из препрегов на основе конструкционных тканей Т-64 и УТ-900 и единого термостойкого связующего - клеевой композиции ВС-252бк (длительно обеспечивает прочность до 150⁰С). Для присоединения диафрагм на поверхности кольца формируются тавровые профили.

Пространственные панели, образуют поверхность корпуса хвостового винта. Панель нижняя - трехслойная, состоящая из слоистых обшивок и сотового наполнителя. Панели поддерживаются 2-мя торцевыми диафрагмами (из них одна типовой конструкции) и 3-мя промежуточными диафрагмами (из них две типовой конструкции). По правому и по левому бортам панель стыкуется с кромками кольца воздушного туннеля, Внутренняя (со стороны поддерживающих диафрагм) обшивка панели и наружная (со стороны поверхности корпуса хвостового винта) обшивки панели конструктивно состоят из двух слоев препрега органопластика Органит 12Т. Сотовый наполнитель панели ПСП-1-2,5-48 высотой 10 мм, В местах соединения панели с диафрагмами высота сотового наполнителя уменьшается до 3...5 мм, непосредственно в зоне клеевого шва укладывается дорожка из МСТ.

По кромкам правого и левого бортов панели и по местам контакта с диафрагмами корпуса имеются типовые слоистые дорожки для установки крепежных элементов. Набор пакета слоев дорожки состоит из:

- двух слоев препрега органопластика;
- три слоя препрега конструкционного микросферостеклотекстолита МСТ;
- два слоя препрега органопластика;

В зонах заклепочных швов по наружной поверхности размещаются ленты титановые предохранительные, предохраняющие кромки зенкованных отверстий от разломачивания при операциях сверления и зенкования. По контуру панелей приклеиваются полосы из МСТ или КМКС шириной 25 мм для компенсации перепадов высот каркаса. Способ изготовления панелей - автоклавное формование в вакуумной мешке, с предварительной выкладкой вручную элементов конструкции на оснастке типа «матрица» с базированием на наружную поверхность панели.

Съемная крышка люка - трехслойная конструкция, состоящая из слоистых обшивок и сотового наполнителя. Наружная и внутренняя обшивки крышки люка состоят из двух слоев препрега органопластика Органит-12Т. Направление основы слоев не регламентируется. Крышка крепится в панели винтами с плоско-полукруглой головкой. Сотовый наполнитель—высота наполнителя 10мм, марка сотового наполнителя ПСП-1-2,5-48. По периметру кромки крышки имеется слоистая дорожка для установки винтов и окантовка из листа Д16.

Набор пакета слоев дорожек на окантовке и на крышке состоит из:

- два слоя препрега органопластика (обшивка);
- три слоя препрега микросферостеклотекстолита МСТ;
- два слоя препрега органопластика (обшивка).
- лента титановая предохранительная, наружная,, предохраняющая кромки зенкованных отверстий.

Обтекатель вала привода хвостового винта и тяги управления шагом хвостового винта состоит из корпуса и крышки. Крышка изготавливается из ПКМ, состоящего из 2-х слоев препрегов - внешний на основе стеклоткани Т-64, внутренний - на основе УТ-900. Крышка крепится в корпусе винтами. Крышка легко съемная, предназначена для защиты тяги управления шагом винта и обеспечения доступа к ней для обслуживания. По краям крышки, в зонах размещения крепежа, с внутренней стороны укладываются дополнительно два слоя УТ-900 и один Т64.

Неподвижные лопатки спрямляющего аппарата, установленные в кольце воздушного туннеля и работающие в воздушном потоке, отбрасываемым хвостовым винтом, одновременно выполняют функцию групповой опоры для барабана редуктора хвостового винта и функцию стабилизации воздушного потока. Конструктивно, лопатки спрямляющего аппарата состоят из собственно типовых лопаток и торцевых креплений лопаток к диафрагмам поддерживающим, через промежуточный элемент - кольцо воздушного туннеля и к барабану хвостового редуктора. Собственно лопатка состоит из обшивки лопатки и из внутреннего элемента жесткости. Внешний контур поверхности сечения лопатки соответствует аэродинамическому профилю НАСА 6412. Хорда выпукло-вогнутого профиля составляет 100 мм. Относительная толщина профиля -12%. Длина образующей профиля -около 453 мм. Обшивка лопатки - слоистый ПКМ, который состоит из:

- наружный слой обшивки - сплав 144IX толщина листа 0,5 мм;
- средний слой обшивки - композиционный материал клеевой КМКС-1.80.Т10.55;
- внутренний слой обшивки - сплав 144ГГ, толщина листа 0,5 мм;

Наружный и внутренний слои обшивки формируются на отдельной оснастке. По торцам в лопатку вклепаны фланцы для присоединения к барабану и кольцу туннеля. Слои металла и КМКС по задней кромке укладываются с перекрытием так, чтобы получить плавный сбег толщины. Композиционный материал клеевой КМКС выкраивается с учетом дорожки прилегания на наружном слое обшивки. Внутренний элемент жесткости размещен внутри лопатки на размере 30-60% хорды профиля лопатки и представляет собой стержень трапецевидного сечения из пенопласта ФК-20. Внутренний элемент жесткости склеен с внутренним слоем обшивки посредством пленки клеевой ВК-46. Полимеризация соединения слоев обшивки и внутреннего элемента жесткости производится термообработкой в закрытой металлической матрице, с обеспечением избыточного давления 1 кгс/см^2 во внутренней полости лопатки.

Вопросы для самопроверки

1. Назначение, нагружение и виды деформаций фюзеляжа вертолета.
2. Типы конструкций фюзеляжа вертолетов и их применение.
3. Элементы ферменного фюзеляжа вертолета и их назначение.
4. Элементы балочного фюзеляжа вертолета и их назначение.
5. Типы панелей, применяемых в конструкции фюзеляжа вертолета.
6. Соединение элементов ферменного и балочного фюзеляжей.
7. Стыковые соединения балочных фюзеляжей.
8. Назначение, нагружение и виды деформаций крыла вертолета.
9. Элементы конструкции крыла и их назначение.
10. Стыковочные узлы двухлонжеронного крыла.
11. Назначение стабилизатора и хвостового оперения вертолета.
12. Конструкция узлов подвески киля и оперения.
13. Что такое флаттер и бафтинг оперения вертолета.
14. Крепление агрегатов вертолета к элементам балочного фюзеляжа.
15. Конструктивное оформление вырезов в фюзеляже и крыле.
16. Конструкция дверей, капотов и грузовой рампы вертолета.
17. Элементы бронезащиты фюзеляжа боевых вертолетов.
18. Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкции планера вертолета. Перечислить достоинства и недостатки.

Задания для самостоятельной работы

1. Начертить КСС фюзеляжа вертолета и дать поясняющие сечения (по указанию преподавателя).
2. Начертить типовые соединения обшивки со стрингером и шпангоутом и шпангоутом со стрингером.
3. Начертить элементы стыковочного соединения частей фюзеляжа.
4. Начертить силовые элементы стыковочного узла лонжеронного крыла.
5. Начертить КСС двух лонжеронного крыла вертолета.
6. Начертить КСС стабилизатора одновинтового вертолета.
7. Дать сравнительную оценку стрингерной подкрепленной и трехслойной панелей фюзеляжа.
8. Дать сравнительную оценку весового совершенства агрегатов, изготовленных из полимерных композиционных материалов (ПКМ) и дюралеалюминия (по указанию преподавателя).

ЛИТЕРАТУРА:

1. Авиационные правила. Часть 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. М: МАК, 1998. –280 с.
2. *Богданов Ю.С., Михеев Р.А., Скулков Д.Д.* Конструкция вертолетов. М.: Машиностроение. , 1990. – 272 с.
3. *Братухин И.П.* Проектирование и конструкции вертолетов. М: Оборонгиз, 1955. – 360 с.
4. *Вахитов А.Ф.* Вертолет Ка-26. М.: Транспорт 1973. –168 с.
5. *Вагин А.Ю., Головин В.В.* Композиты в каркасных конструкциях.// журнал Вертолет. – 1998. № 4. – С. 12-15.
6. *Далин В.Н.* Конструкция вертолётов.– М.: Машиностроение, 1971. – 269 с.
7. *Далин В.Н., Михеев С.В.* Конструкция вертолётов. М.: МАИ, 2001.– 352 с.
8. *Данилов В.А., Занько В.М., Калинин Н.П.* и др. Вертолет Ми-8МТВ. М.: Транспорт. , 1995. – 295 с.
9. *Дудник В.В.* Конструкция вертолетов. - Ростов н/Д: Издательский дом ИУИ АП, 2005. – 158 с.
10. *Завалов О.А.* Конструкция вертолетов. / под ред. чл.-корр. РАН, проф. С.В. Михеева.– М: Издательство МАИ ,2004.– 265 с.
11. *Завалов О.А., Далин В.Н. и др.* Агрегаты планера вертолёта (методические указания к курсовому проекту) – М: Издательство МАИ ,1991.– 44 С
12. Ка-226А руководство по технической эксплуатации. 2005. – 216 с.
13. Ми-24А руководство по технической эксплуатации. 1988. – 346 с.
14. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов/ под общ. ред. *Миртова К.Д., Черненко Ж.С.* М.: Транспорт. , 1972. – 440 с.
15. Конструкция вертолета “АНСАТ-У” и его систем. Учебно-методическое пособие. Казань: КВЗ , 2006. – 285 с.
16. *Михеев С.В.* Прикладная механика в вертолетостроении. – М: Изд. Альтекс , 2003. –264 с.

17. *Михеев С.В., Строганов Г.Б.* и др. Керамические и композиционные материалы в авиационной технике. – М: Изд. Альтекс , 2002. –276 с.
18. *Михеев Р.А.* Прочность вертолетов.– М: Машиностроение,1984.–280 с.
19. ОКБ Н.И. Камова. Т.2. – М: Изд-во Полигон-пресс, 2001. – 360 с.
20. Описание конструкции и систем вертолета Ка-62.- ОАО "Камов", 2012 г.
21. *Романчук В.Н., Красильников В.В.* Вертолет Ми-2. М: Изд. Транспорт.1972. – 250 с.
22. Стандартная спецификация Ка-226Т. Изд. ОАО «Камов», 2011.– 46 С.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие.	
1. Цель, содержание и организация проведения лабораторной работы.....	3
2. Назначение, условия работы планера вертолета.....	4
3. Конструкция фюзеляжа вертолета.....	14
3.1 Общие требования и нагрузки, действующие на фюзеляж и их уравнивание.....	14
3.2 Внешние формы и параметры фюзеляжа вертолета.....	19
3.3 Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей и их работа под нагрузкой.....	23
3.4 Назначение и конструкция основных силовых элементов фюзеляжа.....	28
3.5 Крепление агрегатов к фюзеляжу.....	38
3.6 Конструктивное оформление вырезов в фюзеляже.....	39
3.7 Кабины и их оборудование.....	41
3.8 Части фюзеляжа и их конструктивные решения.....	60
4. Конструкция крыла вертолета.....	73
4.1 Общие требования и нагрузки, действующие на крыло при эксплуатации вертолета.....	73
4.2 Конструктивно-силовые схемы крыла и их анализ.....	80
4.3 Части крыла и их конструктивные решения.....	84
5. Конструкция хвостовой балки вертолета.....	92
5.1 Общие требования и нагрузки, действующие на хвостовую балку при эксплуатации вертолета.....	92
5.2 Конструктивно-силовые схемы хвостовых балок и их анализ.....	95
5.3 Части хвостовой балки и их конструктивные решения.....	97

6.	Конструкция концевой балки вертолета.....	102
6.1	Общие требования и нагрузки, действующие на концевую балку при эксплуатации вертолета.....	102
6.2	Части концевой балки и их конструктивные решения.....	103
7.	Конструкция оперения вертолета.....	105
7.1	Общие требования и нагрузки, действующие на оперение при эксплуатации вертолета.....	105
7.2	Части хвостового оперения и их конструктивные решения.....	110
8.	Применение композиционных материалов в планере вертолета.....	123
8.1	Этапы внедрения композиционных материалов в конструкцию вертолетов.....	123
8.2	Особенности композитов - как нового конструкционного материала.....	129
8.3	Каркасные агрегаты из композиционных материалов.....	131
8.4	Части каркасных агрегатов из композиционных материалов и их конструктивные решения.....	136

Вопросы для самопроверки

Задания для самостоятельной работы

Литература

Оглавление