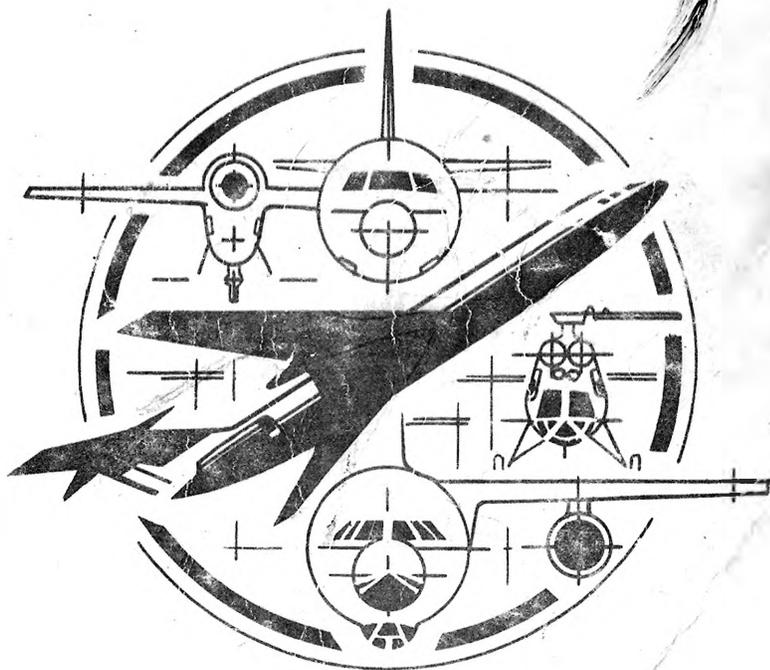


СТ5

А. А. КОМАРОВ, А. А. КУДИНОВ, В. И. ЗИЧЕНКО

КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ



Москва «Транспорт» 1986

Глава I. ХАРАКТЕРИСТИКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Воздушное судно (ВС) — летательный аппарат гражданской авиации, предназначенный для перевозок и выполнения авиационных работ в народном хозяйстве страны.

В Аэрофлоте эксплуатируются два вида ВС — самолеты и вертолеты.

Самолет — воздушное судно, полет которого обеспечивается силой тяги двигателей и подъемной силой крыла.

Вертолет — воздушное судно, полет которого обеспечивается силой тяги и подъемной силой несущего винта, вращаемого двигателями.

1.1. ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ

Современному состоянию авиационной техники предшествовал длительный период развития, который определялся запросами общества, достижениями науки и возможностями производства.

В период возникновения ВС стремления изобретателей сводились к созданию аппарата, способного только летать. В 1882 г. А. Ф. Можайский построил первый самолет. В начале XX в. совершают полеты американцы братья Райт (1903 г.). В 1906 г. начинаются полеты во Франции. Блерио на своем самолете в 1909 г. перелетает через Ла-Манш. Первые самолеты использовались только для экспериментальных, рекордных и увеселительных полетов.

В годы первой мировой войны стали создавать военные самолеты.

Первые в мире истребитель «РБВЗ-С-16» и тяжелые самолеты «Русский витязь» и «Илья Муромец» были построены в России.

Активное участие в развитии авиационной науки принимали выдающиеся ученые России: М. В. Ломоносов, Д. И. Менделеев, К. Э. Циолковский, Н. Е. Жуковский. Н. Е. Жуковский разработал расчет самолета на прочность, основал научную школу, из которой вышли крупнейшие деятели советской авиации: С. А. Чаплыгин, Б. Н. Юрьев, В. П. Ветчинкин, В. В. Голубев, А. Н. Туполев, В. С. Пышнов и др.

С первых дней после победы Великой Октябрьской социалистической революции Коммунистическая партия и Советское правительство уделяют огромное внимание развитию авиации.

В 1918 г. были национализированы все авиационные заводы и ремонтно-сборочные мастерские страны, основан Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ) и создана «Летучая лаборатория» для постановки летных испытаний. В 1920 г. организован Институт инженеров красного воздушного флота, создан Научно-опытный аэродром, по предложению В. И. Ленина, принята трехлетняя программа строительства авиационных предприятий.

В 20-х годах появляются первые отечественные пассажирские самолеты:

А. Н. Туполева — АНТ-2, трехместный моноплан, $V_{\max} = 170$ км/ч; АНТ-9, девятиместный самолет, $V_{\max} = 222$ км/ч, $L = 1000$ км;

К. А. Калинин — Ка-5, восьмиместный самолет, $V_{\max} = 185$ км/ч, $L = 820$ км;

Н. Н. Поликарпова — По-2, одноместный биплан, $V_{\max} = 111$ км/ч, $L = 400$ км; П-5, двухместный биплан, $V_{\max} = 165$ км/ч, $L = 1200$ км.

В 1923 г. была открыта первая пассажирская авиалиния Москва — Горький.

В 30-х годах появляются самолеты-гиганты АНТ-14 «Правда» на 36 пассажиров и АНТ-20 «Максим Горький» на 70 пассажиров.

В 1934 г. на самолете АНТ-25 летчики М. М. Громов, И. Т. Спирин и А. И. Филлин, а затем В. П. Чкалов, Г. Ф. Байдуков и А. В. Беляков установили мировые рекорды продолжительности и дальности полета. В том же году на самолетах были вывезены из ледового плена экипаж и экспедиция ледокола «Челюскин». В 1936 и 1937 гг. установлен рекорд высоты, совершены полеты с посадкой на Северном полюсе и в Северной Америке.

В 1939 г. появились самолеты ПС-40, ПС-41, ПС-43, ПС-84 (Ли-2).

В годы Великой Отечественной войны из специалистов Аэрофлота были сформированы авиаполки и дивизии, которые доставляли на фронт и партизанам боеприпасы, вооружение, продовольствие, медикаменты, вывозили раненых, вели разведку, обеспечивали связь, бомбили противника. В этих операциях использовались модернизированные силами Аэрофлота самолеты По-2, П-5, ПС-40, ПС-41, ПС-43, Ли-2.

В послевоенный период в Аэрофлоте эксплуатировались самолеты с поршневыми двигателями: Ил-12 (с 1946 г.), Ил-14 (с 1952 г.), $V_{\text{крейс}} = 350$ км/ч на эшелоне 2—3 км.

С 1956 г. стали поступать на эксплуатацию пассажирские и грузовые самолеты с газотурбинными двигателями (ГТД) $V_{\text{крейс}} = 500—950$ км/ч на эшелоне 6—11 км.

80-е годы характерны появлением самолетов с ГТД большой пассажировместимости и грузоподъемности.

Эксплуатация вертолетов в СССР практически началась после Великой Отечественной войны.

В 1940 г. было создано ОКБ И. П. Братухина, а в 1947 г. — М. Л. Миля, в 1945 г. к проектированию вертолетов приступают А. С. Яковлев и Н. И. Камов. Появляются вертолеты «Омега», Як-24 и Як-100, Ми-1 и Ми-4, Ка-8 и Ка-26 с поршневыми двигателями.

В 60-х годах на смену этим вертолетам были созданы вертолеты с ГТД: Ми-2, Ми-6, Ми-8, Ми-10 и Ка-25К. Внедрение вертолетов с ГТД обеспечило увеличение скорости до 250 км/ч, дальности до 1000 км, высоты до 7000 м, коммерческой загрузки, производительности и снижение себестоимости перевозок.

80-е годы характерны дальнейшим увеличением грузоподъемности вертолетов (Ми-26 и Ка-32).

Уровень развития авиационной техники (АТ) определял структуру и организацию инженерно-авиационного обеспечения полетов.

Первоначально техническая эксплуатация самолетов осуществлялась мотористами летного подразделения, закрепленными за своими самолетами, — «Метод закрепленного обслуживания».

В 30-х годах для повышения производительности труда и обеспечения круглосуточных полетов авиаспециалистов объединили в сменные бригады — «Бригадный метод обслуживания самолетов».

В 50-х годах бригады были включены в линейные эксплуатационно-ремонтные мастерские (ЛЭРМ), которые в 60-х годах преобразованы в ныне действующие авиационно-технические базы (АТБ). Для увеличения безопасности полетов по техническому состоянию, налету и регулярности полетов в настоящее время ВС находятся в ведении АТБ.

1.2. КЛАССИФИКАЦИЯ

По принципу полета ВС подразделяются на самолеты и вертолеты. По максимальной взлетной массе они разбиваются на классы (табл. 1.1).

Таблица 1.1

Класс	Максимальная взлетная масса, т	
	самолет	вертолет
1	От 75 и более	От 10 и более
2	От 30 до 75	От 5 до 10
3	От 10 до 30	От 2 до 5
4	До 10	До 2

По дальности, назначению, пассажиропместимости, грузоподъемности ВС разделяются на шесть групп (табл. 1.2).

Таблица 1.2

Группа ВС	Дальность полета или грузоподъемность	Эксплуатируемые ВС		Класс	
		тип	начало эксплуатации	аэро-порта	аэро-дрома
Магистральные самолеты Большой дальности полета	1500—10 000 км	Ил-62 Ил-62М Ту-144	1967	1	А
	6000—10 000 км		1973	1	А
Средней дальности полета	3000—3500 км	Ту-144 Ил-18 Ту-154 Ил-86	1979	1	А
			1959	2	Б
			1972	2	Б
			1980	2	Б
Ближние	1500 км	Ту-134 Ту-134А Ан-24 Як-42	1967	3	В
			1970	3	В
			1962	3	В
			1980	3	В
Самолеты местных воздушных линий	600—1200 км	Ан-24 Ли-2	1962	3	В
	Тяжелые самолеты Средние самолеты		60—120 пасс. 25 пасс.	1939	
Легкие самолеты	10—15 пасс.	Ил-14 Як-40 Ан-2 Л-410 Ан-28	1952	5	Д
			1968	5	Г
			1948	4	Е
			1978		Е
			1985		Е
Грузовые самолеты	более 30 т 20—30 т	Ил-76Т Ан-124 Ан-12 Ан-26 Ил-14	1977	1	А
			—	1	А
			1959	3	В
			1972	3	В
			1952	5	Д
Самолеты для авиационных работ	Тяжелые и легкие самолеты, самолеты для Крайнего Севера				
Вертолеты Тяжелые вертолеты	более 10 т	Ми-6 Ми-10К Ми-26	1963		
			1972		
Средние вертолеты	более 2 т	Ка-32 Ми-4	1982		
			—		
Легкие вертолеты	более 1 т	Ми-8 Ми-1 Ми-2 Ка-26	1953		
			1967		
			1949		
			1966		
Учебно-тренировочные самолеты		Як-18Т	1973		Е

Характерными особенностями магистральных самолетов (МС) являются: большая скорость полета, очень большой расход топлива, ограниченная коммерческая загрузка, возрастающие затраты на создание новых ВС и их эксплуатацию. Для повышения экономической эффективности МС разрабатываются более экономичные двигатели, совершенствуется их компоновка и обеспечиваются полеты на большой высоте. Продолжительный полет дозвукового МС вблизи земли нецелесообразен вследствие огромного сопротивления, создаваемого воздухом большой плотности, и недопустимого аэродинамического нагрева сверхзвукового МС. Поэтому с ростом скорости МС увеличивают высоту полета, обеспечивают монолитную конусообразную внешнюю форму фюзеляжа, вытянутую в направлении полета, ликвидируют надстройки и горизонтальное оперение (самолет создается по схеме «бесхвостка»). Крылья делают большой стреловидности и набирают их из суперкритических профилей. Конструкторы вводят новые температуростойкие конструктивные материалы, повышают прочность и жесткость планера, эффективность теплозащиты, используют термостабильное топливо, охлаждая им самолетные системы.

Самолеты местных воздушных линий (МВЛ) по сравнению с МС имеют меньшие скорость, высоту полета и расход топлива. Научно-технический прогресс самолетов МВЛ несколько отстает от МС. Здесь вместе с новыми самолетами еще эксплуатируются самолеты с поршневыми двигателями. В настоящее время для обеспечения перевозок в труднодоступных районах создаются самолеты укороченного взлета и посадки с ГТД.

Характерными особенностями грузовых самолетов (ГС) являются большая грузоподъемность, незначительная трудоемкость погрузочно-разгрузочных работ, обеспечение перевозок крупногабаритных грузов и мелких на поддонах и в контейнерах.

Самолеты, выполняющие авиационные работы в народном хозяйстве страны, в своем развитии уступают рассмотренным. Разрабатываются новые самолеты: сельскохозяйственные и для Крайнего Севера.

В качестве учебно-тренировочного самолета используется самолет Як-18Т, серийно выпускаемый с 1972 г.

Многие авиационные работы выполняются с помощью вертолетов. Создаются вертолеты-краны, сельскохозяйственные и транспортные. В мировой практике вертолетостроения наблюдается непрерывный рост скорости полета. В перспективе возможно появление околозвуковых реактивных ВС, обладающих свойствами вертолета в режимах взлета — посадки и самолета в крейсерском полете.

1.3. БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

Безопасность полетов — свойство авиационной транспортной системы, заключающееся в ее способности осуществлять воздушные перевозки без угрозы для жизни и здоровья людей.

Авиационная транспортная система — совокупность воздушного судна, экипажа, служб подготовки, обеспечения и управления полетом.

Безопасность полетов обеспечивается перечисленными элементами этой системы соответственно их функциональному назначению.

Каждое свойство ВС — безопасность, комфортабельность, грузоподъемность, большая скорость полета, минимальная себестоимость авиаперевозок и др. — обеспечивается долей массы ВС. Поэтому они взаимно противоречивы. Противоречия решаются в процессе проектирования путем составления **уравнения баланса масс** — выражения общей массы ВС (m) в развернутом виде:

$$m = m_{пл.} + m_{с.у.} + m_{т.} + m_{к.} + m_{эк. и оборуд.}$$

где $m_{пл.}$, $m_{с.у.}$, $m_{т.}$, $m_{к.}$, $m_{эк. и оборуд.}$ — масса планера, силовой установки, топлива, коммерческой загрузки, экипажа и оборудования соответственно.

Уравнение баланса масс определяет весовую компоновку ВС не только при проектировании, но и в процессе эксплуатации. С помощью этого уравнения рассчитывают характеристики масс ВС и контролируют выдерживание соответствующих летных ограничений по безопасности полета перед каждым рейсом (см. п. 13.2).

Оценка свойств ВС производится с помощью безразмерной носительной формы уравнения:

$$I = \xi_{пл.} + \xi_{с.у.} + \xi_{т.} + \xi_{к.} + \xi_{эк. и оборуд.}$$

в котором обе части исходного уравнения поделены на общую массу ВС. Например, $\xi_{пл.} = m_{пл.}/m$.

Современные ВС ГА характеризуются следующим распределением масс: $\xi_{пл.} = 0,25—0,35$; $\xi_{с.у.} = 0,15—0,20$; $\xi_{т.} = 0,20—0,40$; $\xi_{к.} = 0,16—0,20$; $\xi_{эк. и оборуд.} = 0,08—0,15$ (массы агрегатов и систем ВС приведены в п. 1.4).

Из статистики видно, что масса планера не превышает 1/3 массы всего ВС. Такое значительное ограничение было обеспечено созданием неманевренных ВС ГА с ограниченными предельно допустимыми нагрузками, внедрением более совершенных силовых схем планера, применением легких конструктивных материалов с высокими механическими свойствами.

Самым распространенным материалом современных ВС являются легкие дюралюминиевые сплавы Д-16 и В-95, и только ответственные узлы выполняют из более тяжелой и прочной легированной стали. В последнее время внедряют композиционные материалы, состоящие из высокопрочных тонких нитей (стекловолокно, графитовое волокно и нити бора), заключенные в специальную связующую основу (пластмассы или алюминиевые матрицы). Это сопровождается уменьшением массы конструкции на 25%.

Будущему инженеру-пилоту необходимо знать конструкцию во взаимосвязи с создаваемыми ею свойствами, понимать, какое зна-

чение имеют прочность, жесткость, долговечность планера, надежность действия механизмов, систем, оборудования, летные ограничения в обеспечении безопасности полетов.

1.4. ХАРАКТЕРИСТИКА КОНСТРУКЦИИ

Высокий уровень развития авиационной науки и техники обеспечивает создание ВС различного назначения (см. табл. 1.2) с общими принципиальными решениями. В книге рассматривается один, наиболее распространенный тип ВС, агрегаты, механизмы, системы и оборудование которого имеют следующие характеристики.

Крыло самолета трапециевидной формы в плане, прямое или стреловидное, свободнонесущее, цельнометаллическое, моноблочной конструкции. Его масса составляет 8—14% от взлетной массы самолета: $\xi_{кр} = 0,08—0,14$. Лопастей несущего винта вертолета напоминают крыло.

Фюзеляж — сигарообразной формы, герметичный, цельнометаллический, полумонококовой конструкции, $\xi_{ф} = 0,07—0,12$. Фюзеляж, хвостовая и концевая балки вертолета аналогичны фюзеляжу самолета.

Оперение аналогично крылу, $\xi_0 = 0,017—0,025$. На вертолете с одним несущим винтом используется еще и рулевой винт.

Шасси трехопорной схемы, в основном с управляемыми колесами передней опоры, тормозными колесами основных опор, с гидрогазовой амортизацией и системой уборки и выпуска в полете (кроме шасси вертолетов), $\xi_{ш} = 0,045—0,065$.

Системы управления — комплексные устройства, приводимые в действие экипажем или автоматами. $\xi_{сист.упр} = 0,008—0,02$.

Энергетические системы — гидравлическая, электрическая, пневматическая, $\xi_{эн.сист} = 0,005$.

Силовая установка ВС — газотурбинные двигатели (изучаются в отдельном курсе), воздушные винты, гондолы, крепления двигателей и системы, их обслуживающие (управления, питания и защиты), $\xi_{с.у} = 0,2$.

Система кондиционирования воздуха ВС — вентиляция, поддержание заданных температуры и давления воздуха в гермоотсеке фюзеляжа, $\xi_{сист.конд} = 0,08$.

Противообледенительные системы ВС — воздушно-тепловые, электротермические и электровибрационные — предупреждают обледенение планера, воздухозаборников двигателей, лопастей винтов и приборов, $\xi_{противообл} = 0,005$.

Аварийно-спасательное оборудование ВС — кресла с привязными ремнями, аварийные выходы, освещение и сигнализация, надувные трапы, желоба, плоты, жилеты — обеспечивают эвакуацию и спасение людей, $\xi_{а.спар} = 0,04—0,005$.

Авиационное и радиоэлектронное оборудование ВС. $\xi_{оборуд} = 0,08—0,09$ (изучается в специальных курсах).

Глава 2. НАГРУЗКИ ПЛАНЕРА И БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

Самолеты (вертолеты) ГА обладают достаточной прочностью, жесткостью, долговечностью конструкции при наименьшей ее массе и большим запасом тяги (мощности) двигателей для продолжения полета в случае отказа одного из них и полета на большой высоте. Использование полной энерговооруженности или превышение допустимых нагрузок при полете в турбулентной атмосфере, маневрировании, грубых посадках, рулении нередко приводит к разрушению самолета.

Безопасность полета ВС, имеющего ограниченную прочность планера, определяется действующими на него нагрузками (изложены в пп. 2.1.—2.7) и работоспособностью облегченной конструкции (рассматривается в пп. 3.6; 4.3; 5.4). Для предотвращения летных происшествий вводят ограничения.

2.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ НАГРУЗКИ

Нагрузка — совокупность сил и моментов, действующих на воздушное судно в целом или на отдельный его агрегат.

На самолет (агрегат планера) действуют поверхностные и массовые силы и моменты.

Поверхностные силы R_p^{*} — силы, появляющиеся в результате взаимодействия самолета с окружающей средой: аэродинамические силы, силы тяги и реверса двигателей, реакции покрытия аэродрома, взаимодействия между отдельными агрегатами планера, экипажем, коммерческой загрузкой и планером.

Массовые силы R_m^{**} — силы, появляющиеся в результате действия на самолет (агрегат, груз, пилота, пассажира) ускорения:

— силы тяжести mg — от ускорения свободного падения тела (g);

— инерционные силы $F_{ин}$ — от ускорения неравномерного движения самолета (j).

Они действуют на каждый элемент массы самолета (агрегата, груза, пилота, пассажира).

На действие поверхностной силы тело всегда отвечает равной и противоположенной массовой силой.

* R_p — равнодействующая поверхностных сил.

** R_m — равнодействующая массовых сил.

Самолет в любом эксплуатационном режиме можно уравновесить (привести к условному покою), если приложить к нему поверхностные и массовые силы: $R_n + R_m = 0$. С помощью этого «принципа Даламбера» будем изучать нагрузки и работоспособность конструкции.

Свойства различных типов ВС оценивают с помощью безразмерного параметра: перегрузки.

Перегрузка есть выражение поверхностных (массовых) сил в безразмерной форме. Перегрузка — векторная величина, совпадающая с направлением поверхностных сил. Она показывает, во сколько раз поверхностная нагрузка превосходит силу тяжести самолета или какую долю от нее она составляет: $n = R_n/mg = -\bar{R}_m/mg$.

Прочность планера определяется вертикальной перегрузкой в центре масс самолета. В общем случае эта перегрузка подсчитывается из отношения суммы подъемной силы и вертикальной силы реакции земли R_y к силе тяжести самолета: $n = (Y + P_y)mg$. В полете $P_y = 0$; $n = Y/mg$. На разбеге и пробеге общая перегрузка в ЦМ самолета определяется суммой: составляющей от подъемной силы крыла Y/mg и от реакции земли P_y/mg . На рулении и стоянке $Y = 0$; $n = P_y/mg$.

В эксплуатации наибольшие перегрузки встречаются при маневрировании (ввод и вывод из планирования, вираж), при полете в турбулентной атмосфере и посадке.

2.2. МАНЕВРЕННЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ САМОЛЕТА

Маневренные перегрузки возникают вследствие воздействия экипажа на органы управления самолетом, определяются техникой пилотирования и сопровождаются изменениями скорости V , радиуса кривизны траектории r , углов планирования θ и крена γ .

2.2.1. ПЕРЕГРУЗКИ В ЦМ ПРИ ВЫВОДЕ САМОЛЕТА ИЗ ПЛАНИРОВАНИЯ

Равновесие самолета в произвольный момент этого режима представлено на рис. 2.1. Подъемная сила Y уравновешивает составляющую силы тяжести $mg \cos \theta$ и нормальную центробежную силу F_n :

$$Y = mg \cos \theta + F_n,$$

где $F_n = m j_y = mg V^2/gr$ — центробежная сила (нормальная сила инерции ЦМ самолета);

$j_y = V^2/r = \omega^2 r$ — центростремительное ускорение в ЦМ самолета;

ω — угловая скорость вращения ЦМ самолета относительно мгновенного центра вращения O ;

r — расстояние от точки O до ЦМ самолета.

После подстановки получаем:

$$Y = mg \cos \theta + mg V^2/gr;$$

$$n = \frac{Y}{mg} = \cos \theta + V^2/gr.$$

Вывод самолета из планирования достигается увеличением подъемной силы крыла Y . В нормальном режиме $n=1,2-1,5$. При переходе в горизонтальный полет угол планирования стремится к нулю, радиус траектории — к бесконечности, а значение перегрузки в ЦМ самолета — к единице.

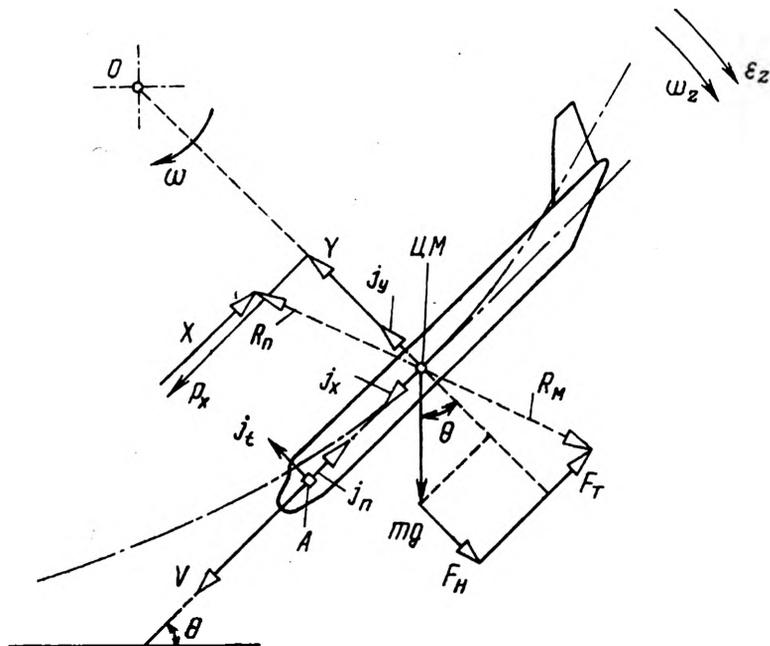


Рис. 2.1. Силы, действующие на самолет при выводе из планирования

В режиме вывода самолет совершает еще дополнительное вращение относительно ЦМ с угловой скоростью ω_z и ускорением ϵ_z . Поэтому, например, перегрузка в точке А (см. рис. 2.1) определится как сумма перегрузки поступательного движения ЦМ и перегрузки относительного движения Δn_A :

$$n_A = n + \Delta n_A = n + \frac{F_{tA}}{(mg)_A} = n + \frac{(mg)_A}{g} \epsilon_z x \frac{1}{(mg)_A};$$

$$n_A = n + \frac{\epsilon_z}{g} x,$$

где x — расстояние от А до ЦМ самолета.

Приращение перегрузки Δn_A меняется линейно вдоль продольной оси самолета: впереди ЦМ Δn_A будет положительной, а сзади — отрицательной величиной.

2.2.2. ПЕРЕГРУЗКА В ЦМ ПРИ ВВОДЕ САМОЛЕТА В ПЛАНИРОВАНИЕ

Ввод самолета в планирование отличается от вывода изменением направления центробежной силы F_H (рис. 2.2), что приводит только к изменению знака перед вторым слагаемым ранее приведенной формулы: $Y = mg \cos \theta - F_H = mg \cos \theta - mg V^2/gr$, откуда $n = \cos \theta - V^2/gr$.

Ввод в планирование достигается уменьшением подъемной силы по сравнению с силой тяжести самолета.

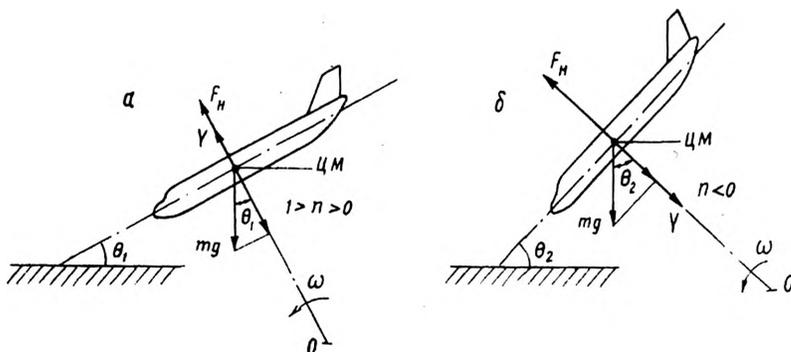


Рис. 2.2. Силы, действующие на самолет при плавном (а) и резком (б) вводе в планирование

При нормальном вводе (рис. 2.2,а) значение перегрузки становится меньше единицы, но остается положительной величиной (сила Y по-прежнему направлена вверх): $1 > n > 0$; $\cos \theta_1 > V^2/gr$. Угол планирования θ_1 составляет несколько градусов, а радиус кривизны траектории r — наибольший.

В случае резкого ввода (рис. 2.2,б) перегрузка может стать отрицательной (сила Y направлена вниз): $n < 0$; $\cos \theta_2 < V^2/gr$. Угол планирования θ_2 становится максимальным, а радиус кривизны траектории — минимальным.

2.2.3. ПЕРЕГРУЗКИ В ЦМ ПРИ ВИРАЖЕ САМОЛЕТА

Равновесие самолета в произвольный момент правильного виража дано на рис. 2.3. Вертикальная составляющая подъемной силы $Y \cos \gamma$ уравнивает силу тяжести самолета mg : $Y \cos \gamma = mg$, следовательно

$$n = \frac{Y}{mg} = \frac{1}{\cos \gamma}$$

Горизонтальная составляющая подъемной силы $Y \sin \gamma$ уравновешивает центробежную силу $F_{ц} = \frac{mg}{g} \frac{V^2}{r}$;

$$Y \sin \gamma = \frac{mg}{g} \frac{V^2}{r},$$

следовательно,

$$n = \frac{Y}{mg} = \frac{V^2}{gr} \frac{1}{\sin \gamma}.$$

Искривление траектории горизонтального полета достигается горизонтальной составляющей подъемной силы за счет крена. При выполнении правильного виража без скольжения не создается боковых сил и перегрузок n_z , а на вираже со скольжением появляется боковая составляющая перегрузки n_z .

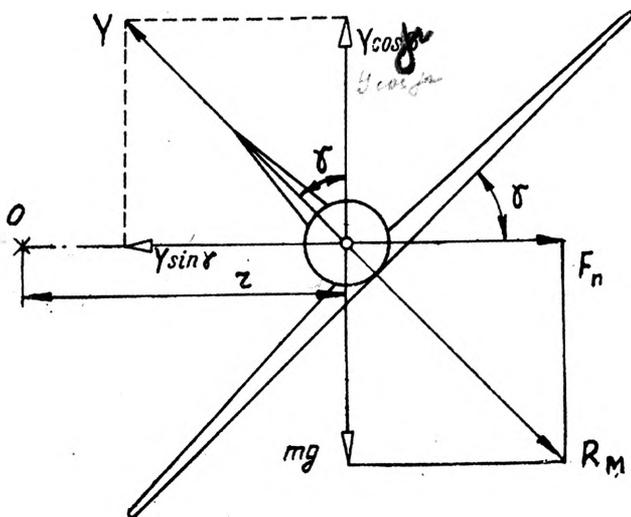


Рис. 2.3. Силы, действующие на самолет на вираже

Примечание. Вместо $Y \cos \beta$ читать $Y \cos \gamma$.

2.3. ПЕРЕГРУЗКИ САМОЛЕТА ПРИ ПОЛЕТЕ В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ

Для анализа безопасности полета в неспокойном воздухе выразим перегрузку через параметры полета.

В горизонтальном полете в спокойной атмосфере самолет подвергается действию перегрузки, равной единице:

$$n = \frac{Y}{mg} = \frac{c_y \rho V^2 S}{2mg} = 1.$$

При встрече самолета с восходящим потоком увеличиваются угол атаки α и коэффициент подъемной силы c_y (рис. 2.4):

$$\Delta\alpha = \operatorname{tg} \Delta\alpha = \frac{W}{V};$$

$$\Delta c_y = \Delta\alpha \frac{dc_y}{d\alpha}; \quad \Delta c_y = \frac{dc_y}{d\alpha} \frac{W}{V}.$$

Это сопровождается увеличением перегрузки:

$$n = \frac{\left(c_y + \frac{dc_y}{d\alpha} \frac{W}{V}\right) \rho V^2 S}{2mg} = 1 + \frac{1}{2} \frac{dc_y}{d\alpha} \rho V \frac{W}{mg}.$$

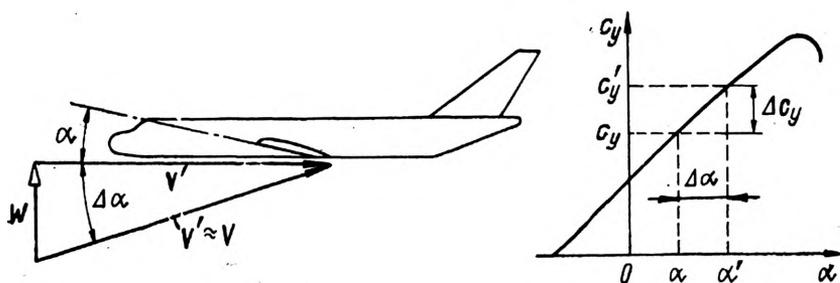


Рис. 2.4. Встреча самолета с восходящим потоком воздуха

Для учета плавности нарастания порыва вводят коэффициент $2/3$. В случае нисходящего потока перегрузка уменьшается. Формула перегрузки при полете самолета в неспокойном воздухе в общем случае принимает вид:

$$n = 1 \pm \frac{1}{3} \frac{dc_y}{d\alpha} \rho V W \frac{S}{mg}.$$

Перегрузка в «болтанку» определяется высотой полета (ρ), скоростью полета (V) и вертикального порыва (W), массой самолета (m) и удельной нагрузкой крыла mg/S .

Увеличение высоты полета сопровождается падением плотности воздуха и перегрузки.

Увеличение скорости полета и вертикальных порывов ветра приводит к росту перегрузки дозвукового самолета. Для предупреждения разрушения самолета необходимо уменьшить скорость полета тем больше, чем интенсивнее турбулентность атмосферы. На рис. 2.5 дана зависимость между скоростью порыва W и скоростью полета, отнесенной к V_{\max} . Кривая $W = W(V/V_{\max})_{n=\text{const}}$ рассчитана на заданную перегрузку $n = \text{const}$ (значения V и W таковы, что n не превышает заданной величины). Следовательно,

* Эта формула впервые была предложена В. С. Пышновым в 1932 г.

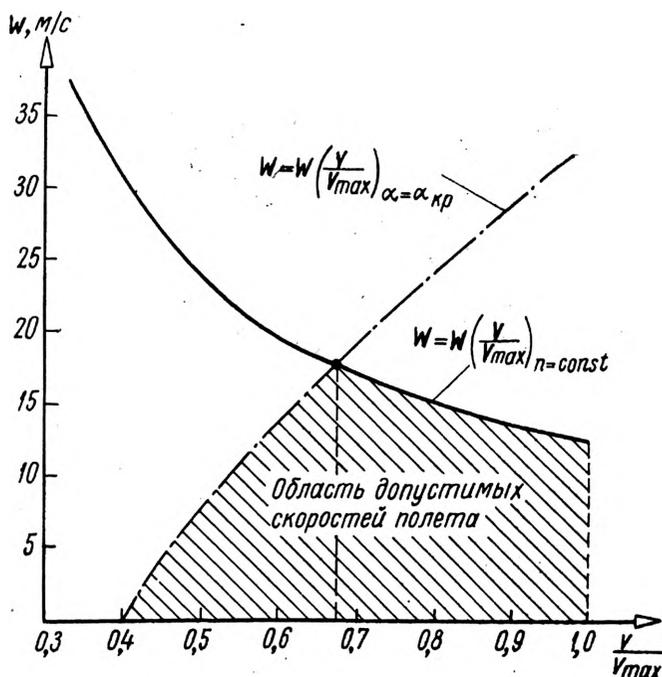


Рис. 2.5. График скорости полета в турбулентной атмосфере

область допустимых по перегрузке полетов находится ниже этой кривой.

Однако чрезмерное снижение скорости недопустимо из-за опасности выхода, при интенсивном порыве восходящего потока, на закритические углы атаки и потери управляемости. Поэтому область допустимых полетов слева ограничивается кривой $W = W(V/V_{max})_{\alpha = \alpha_{кр}}$. Оптимальная скорость полета определяется точкой пересечения кривых и в рассматриваемом примере составляет $0,68 V_{max}$.

В РЛЭ самолетов ГА даны предельные скорости полета в турбулентной атмосфере. Указано, что при выходе самолета на предельный (близкий к $\alpha_{кр}$) угол атаки или n^2_{max} возникает тряска штурвальной колонки и срабатывает предупредительная звуковая сигнализация. В этих случаях рекомендуется, например, на самолете Як-42 отдать штурвальную колонку от себя.

Увеличение массы самолета (m) за счет более полной заправки топливом, размещаемым в крыле, сопровождается уменьшением нагрузки крыла в полете в результате сокращения разности $Y - (mg)_{кр}$. Разгрузка крыла при полете в турбулентной атмосфере повышает его долговечность.

Увеличение массы самолета за счет коммерческой загрузки, размещаемой в фюзеляже, приводит к увеличению нагрузки на

крыло (результат увеличения подъемной силы крыла). Нагрузка на пол багажника $R_{гр}$ уменьшается пропорционально уменьшению перегрузки:

$$R_{гр} = n (mg)_{гр}.$$

Для самолетов с ГТД по сравнению с самолетами с поршневыми двигателями характерно пропорциональное увеличение нагрузки крыла (mg/s) и скорости полета (V), а их перегрузки при этом не меняются. Более сильную болтанку устаревших самолетов вызывает интенсивная турбулентность атмосферы на малых высотах полета.

Перегрузка при восходящем порыве больше перегрузки при нисходящем порыве:

$$n_{\text{восх.пор.}} = 1 + \frac{\Delta Y}{mg} \dots n_{\text{max}};$$

$$n_{\text{нисх.пор.}} = 1 - \frac{\Delta Y}{mg} \dots n_{\text{min}}.$$

Однако отличие в распределении нагрузки по планеру приводит к необходимости включения обеих перегрузок в предельные параметры нагружения (см. п. 2.5.1).

В заключение отметим, что горизонтальные порывы скорости воздуха по сравнению с большой скоростью полета малы, и ими можно пренебречь.

2.4. ПЕРЕГРУЗКИ ШАССИ ПРИ ПОСАДКЕ И ДВИЖЕНИИ САМОЛЕТА ПО АЭРОДРОМУ

Известно, что перегрузки шасси при посадке и движении самолета (вертолета) по аэродрому есть отношение величины максимальной силы реакции земли P_y к силе тяжести самолета mg . Сила P_y воспринимается шасси и сопровождается работой амортизатора шасси, равной произведению этой силы P_y на максимальное вертикальное обжатие шин колес и амортизаторов h и на к. п. д. амортизации шасси η_a . Поэтому упрощенно эту перегрузку можно определить из уравнения, характеризующего поглощение кинетической энергии самолета амортизацией шасси:

$$P_y h \eta_a = m \frac{V_y^2}{2},$$

откуда

$$n = \frac{P_y}{mg} = \frac{V_y^{2*}}{2gh \eta_a},$$

где m — масса самолета;

V_y — вертикальная скорость самолета.

* Перегрузка в ЦМ самолета будет отличаться от этой перегрузки шасси на составляющую от подъемной силы крыла (см. п. 2.1).

Перегрузка и безопасность на посадке определяются летным мастерством экипажа (величиной V_y , точностью приземления, отсутствием сноса), качеством технического обслуживания самолета (работоемкостью амортизации шасси) и возможностями амортизации (h и η_a), заложенными при проектировании шасси.

Амортизация шасси самолета рассчитана на $V_y=3-4$ м/с, а вертолета — на $V_y=6$ м/с (посадка на авторотирующем несущем винте). Поэтому скорость планирования $V_y=10$ м/с необходимо уменьшать в режиме выдерживания.

В случае грубой посадки или нарушений характеристик амортизаторов работоемкости амортизации шасси не хватает, удар передается на планер, происходит разрушение конструкции. Большую опасность представляет посадка с передним ударом в препятствие или посадка со сносом. В этих случаях перегрузки $n_x = \frac{P_x}{mg}$ и $n_z = \frac{P_z}{mg}$ амортизируются только частично шинами колес и большие силы передаются на планер.

2.5. НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТОВ

Для обеспечения безопасности полетов по прочности и жесткости планера самолета, эксплуатируемого в чрезвычайно разнообразных условиях, его основные агрегаты рассчитывают на все наиболее тяжелые случаи нагружения. Каждый случай характеризуют соответствующей величиной максимальной n_{\max} и минимальной n_{\min} перегрузок и максимально допустимого скоростного напора q_{\max} . Эти нагрузки называются единичными параметрами для всех случаев нагружения. Следовательно, планер рассчитывают на все случаи по единым параметрам, которые определены нормами летной годности самолетов и вертолетов (НЛГС и НЛГВ).

Нормами летной годности называют свод минимальных государственных требований, которые необходимо выполнять при проектировании (расчете на прочность, жесткость и долговечность), производстве, испытаниях, сертификации, эксплуатации и ремонте ВС, при разработке технической документации. Нормы летной годности ВС ГА постоянно совершенствуются.

Нормы летной годности обеспечивают создание ВС, прочность и жесткость которого гарантируют безопасность полетов и экономическую эффективность в течение установленного ресурса и срока службы. Это достигается нормированием величины и характера распределения эксплуатационной нагрузки как для ВС в целом, так и для его агрегатов.

2.5.1. ПРЕДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ НАГРУЖЕНИЯ САМОЛЕТА В ЦЕЛОМ

Максимальная эксплуатационная перегрузка n^3_{\max}

Для полета n^3_{\max} определяется турбулентностью атмосферы наибольшей интенсивности ($W_{\max}=12$ м/с) вблизи земли ($\rho=\rho_0$) при максимальной скорости ($V=V_{\max}$) полета:

$$n_{\max}^3 = 1 + \frac{1}{3} \frac{dc_y}{d\alpha} \rho_0 V_{\max} W_{\max} \frac{S}{mg}.$$

В целях предотвращения произвольного выхода самолета при маневре на перегрузки $n > n_{\max}^3$, опасные для прочности конструкции планера, предусматривается увеличение нагрузки на командные рычаги основного управления, преодолеть которые пилоту трудно.

Для посадки n_{\max}^3 определяют из условия поглощения амортизацией шасси кинетической энергии удара при грубом приземлении (см. п. 2.4). Для самолетов ГА характерно равенство n_{\max}^3 для полета и для посадки.

Минимальная эксплуатационная перегрузка n_{\min}^3 определяется как наибольшая по абсолютному значению из двух величин:

- допустимого маневра $n_{\min}^3 = 0,5 n_{\max}^3$ или
- горизонтального полета в нисходящем порыве:

$$n_{\min}^3 = 1 - \frac{1}{3} c_y^\alpha \rho V W \frac{S}{mg}.$$

Предельно допустимый скоростной напор q_{\max} определяют из условия снижения «на двигателях». Значение q_{\max} является расчетным для обшивки крыла, оперения, мотогондол, крышек люков и т. д.

Значения предельных параметров нагружения самолета в целом n_{\max}^3 , n_{\min}^3 , q_{\max} определяют безопасность, комфортабельность и экономическую эффективность полета.

2.5.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ НАГРУЗКИ АГРЕГАТОВ

Эксплуатационная (предельно допустимая) нагрузка агрегата самолета назначается через n_{\max}^3 , n_{\min}^3 , q_{\max} для всех возможных полетных (А; В; С; Д) и посадочных (Е_ш; Г_ш; Т_ш; R_ш) случаев нагружения*:

— криволинейный полет при болтанке, вводе в планирование, выводе из планирования, при горизонтальном маневрировании и возможных комбинациях этих случаев;

— грубая посадка, посадка с передним или боковым ударом в колеса основных опор, посадка с заторможенными колесами, резкий разворот при рулении.

Эти случаи нагружения охватывают все диапазоны:

- летные углы атаки (от $C_{y \min}$ до $C_{y \max}$);
- возможные значения перегрузок (от n_{\min}^3 до n_{\max}^3);
- возможные значения скоростного напора (от 0 до q_{\max}).

Наибольшие эксплуатационные нагрузки силовых элементов выявляют из расчетов величины, направления и распределения нагрузок всех случаев, действующих на агрегат в целом.

* Буквенные обозначения введены для сокращения записи. Например, случай А — криволинейный полет самолета на угле атаки, соответствующем $C_{y \max}$ и n_{\max}^3 (вход в восходящий поток турбулентной атмосферы).

Необходимость расчета крыла на все полетные случаи нагружения подтверждается изменением характера распределения аэродинамической нагрузки по хорде в летном диапазоне углов атаки (рис. 2.6). Кроме того, крыло еще рассчитывают на посадочные случаи нагружения.

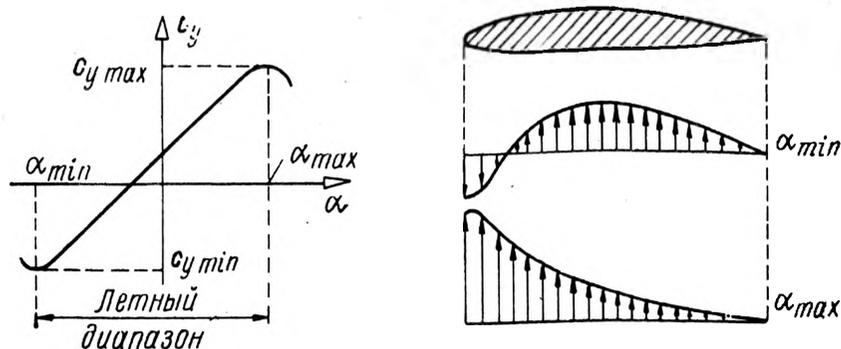


Рис. 2.6. Изменение нагрузки по хорде крыла в летном диапазоне α

2.5.3. РАСЧЕТ КОНСТРУКЦИИ НА ПРОЧНОСТЬ

Максимально возможная в условиях эксплуатации нагрузка P^0 , действующая на самолет в целом, подсчитывается как произведение силы тяжести самолета на максимально возможную (предельную) эксплуатационную перегрузку n^0_{\max} :

$$P^0 = mgn^0_{\max} \text{ или } P^0 = P n^0_{\max},$$

где P — нагрузка, действующая на конструкцию в установившемся горизонтальном полете. Если на эту нагрузку рассчитать самолет, то его разрушение неизбежно при воздействии n^0_{\max} .

Для обеспечения безопасности полета по прочности планера его рассчитывают на разрушающую нагрузку (расчетно-разрушающую) P^P , которая всегда больше эксплуатационной P^0 .

Отношение P^P к P^0 или n^P к n^0 называется коэффициентом безопасности f :

$$f = \frac{P^P}{P^0} = \frac{n^P}{n^0}.$$

Наименьшее значение f определяется отношением временного сопротивления материала σ_B (от действия P^P) к напряжению предела пропорциональности $\sigma_{пц}$ (от действия P^0):

$$f_{\min} = \frac{\sigma_B}{\sigma_{пц}} = 1,2 - 1,4.$$

Однако для повышения ресурса (срока службы) коэффициент f для каждого расчетного случая устанавливается нормами летной годности с учетом условий эксплуатации:

— для часто повторяющихся полетных нагрузок, действующих относительно продолжительное время, $f=2$;

— для часто повторяющихся посадочных нагрузок, действующих кратковременно, $f=1,65-1,80$;

— для редко повторяющихся и кратковременно действующих полетных нагрузок $f=1,5$.

Авиационные конструкции рассчитывают по разрушающим нагрузкам:

$$P^p = P^s f = P n_{\max}^s f; \quad n^p = n^s f.$$

Расчетные напряжения σ^p и τ^p , соответствующие расчетным нагрузкам, сравнивают с разрушающими напряжениями $\sigma_{\text{разр}}$ и $\tau_{\text{разр}}$, т. е. с временным сопротивлением σ_b в случае растяжения, τ_b в случае сдвига и с критическими напряжениями $\sigma_{\text{кр}}$, $\tau_{\text{кр}}$ в случае сжатия и кручения.

Безопасность полета по прочности планера обеспечивается при условии: $\sigma^p \leq \sigma_{\text{разр}}$ или $\tau^p \leq \tau_{\text{разр}}$.

Расчеты по разрушающим нагрузкам обеспечивают максимальное облегчение планера и полное исчерпание несущей способности конструкции в течение ресурса.

2.5.4. ЖЕСТКОСТЬ ПЛАНЕРА

Внешние нагрузки, действующие на облегченную конструкцию с тонким стреловидным крылом значительного размаха, деформируют планер. Возможны опасные явления:

- флаттер крыла и оперения;
- бафтинг оперения;
- реверс элеронов;
- закручивание крыла (дивергенция).

Нормы жесткости ограничивают допустимые деформации при действии n_{\max}^s ; n_{\min}^s ; q_{\max} :

— не допускают остаточные деформации ($\sigma^s \leq \sigma_{\text{плц}}$) и потерю устойчивости ($\sigma^p \geq \sigma_{\text{кр}}$) элементов конструкции;

— нормируют допустимые прогибы и закручивание консолей крыла и оперения;

— ограничивают степень уменьшения эффективности рулей и элеронов;

— устанавливают минимально допустимые значения критических скоростей автоколебаний;

— используют оптимальные силовые схемы конструкции и температуростойкие материалы.

2.6. ИСПЫТАНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Испытания ВС — выявление их эксплуатационных свойств на земле и в полете.

На земле:

- прочностные (статические и динамические);
- на надежность систем и механизмов;
- на долговечность (ресурс).

В полете:

— на прочность, работоспособность, долговечность планера в целом и отдельных агрегатов;

— заводские доводочные и сдаточные испытания;

— государственные и эксплуатационные испытания для определения соответствия свойств ВС предъявляемым требованиям.

Статическим испытаниям подвергают как отдельные агрегаты, так и планер опытного ВС в целом. Испытания проводят в лабораториях статических испытаний, оборудованных железобетонным полом и колоннадами для крепления испытываемых объектов. Фиксируют прикладываемую нагрузку, напряжения и деформации объекта. Устанавливают соответствие фактических разрушающих нагрузок, напряжений, жесткости конструкции расчетным.

Динамические испытания планера проводят в специальных лабораториях, в аэродинамических трубах и в полете. Устанавливают соответствие фактических частотных характеристик, критической скорости флаттера и долговечности планера расчетным.

Испытания на надежность выполняют в процессе длительной работы механизмов и систем самолета на специальных стендах, планере и в полете. В процессе испытаний механизмы и системы дорабатывают.

Летные испытания на прочность выполняют на специальных самолетах-лабораториях и выявляют закон нагружения конструкции для программирования испытаний на долговечность (ресурс).

Заводским сдаточным летным испытаниям подвергают каждый серийный самолет для проверки его исправности и соответствия фактических летно-технических характеристик самолета заданным в требованиях Аэрофлота.

Испытаниям на долговечность подвергают новый тип самолета в целях назначения ресурса.

В процессе проектирования новый самолет рассчитывают на статическую расчетно-разрушающую нагрузку. В эксплуатации на самолет действуют как статические, так и различные повторные нагрузки, вызываемые неровностями аэродрома, турбулентностью атмосферы и обтеканием самолета, созданием избыточного давления воздуха в гермоотсеке фюзеляжа и грубыми посадками.

В процессе эксплуатации уменьшается прочность конструкции планера: появляются коррозия и остаточные деформации; снижаются механические свойства конструкции; возникают усталостные трещины; изнашиваются подвижные соединения и образуются люфты.

Повторные нагружения и изменения прочности планера ограничивают долговечность — ресурс и срок службы самолета (см. п. 15.3.4).

Воспроизвести огромное разнообразие эксплуатационных нагрузок в лабораторных условиях невозможно. Поэтому составляют цикл программы нагружения, который имитирует один типовой полет данного самолета. На рис. 2.7 в качестве примера изображен

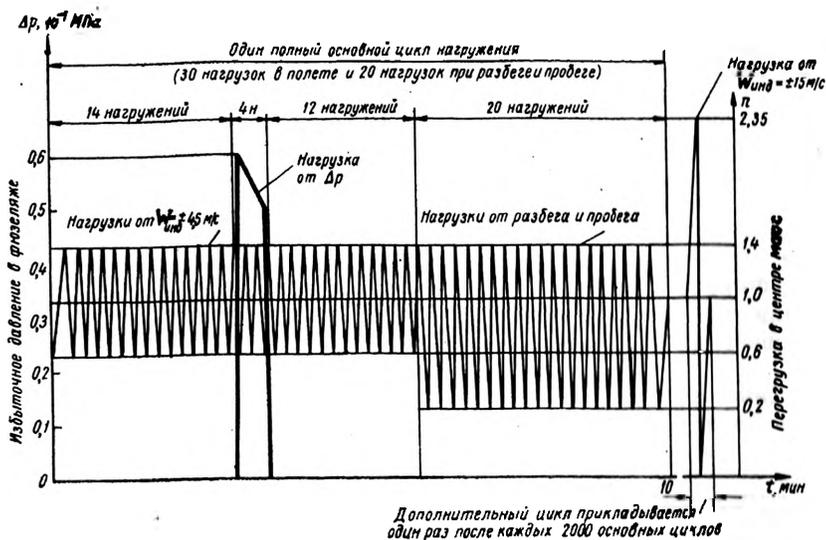


Рис. 2.7. График цикла программы нагружения планера самолета

график цикла программы нагружения планера современного самолета ГА.

Испытания самолета на долговечность проводятся в ангаре-лаборатории в течение нескольких месяцев. По истечении заданного числа нагружений (например, после 2000 циклов) испытания приостанавливают для осмотра и ремонта конструкции планера. После этого испытания возобновляют. Так продолжается до истощения работоспособности конструкции, т. е. до разрушения, не поддающегося восстановительному ремонту.

В результате испытаний на долговечность устанавливают ресурс и срок службы конструкции самолета.

Установить сразу полный ресурс (срок службы) невозможно. Это делают поэтапно: сначала — до первого капитального ремонта, потом — до второго и т. д. Для этого используют результаты эксплуатации головных самолетов и комплекса лабораторных и летных исследований по установлению влияния длительности эксплуатации на долговечность.

В целях ориентировочной оценки ресурса и срока службы проектируемого самолета используют теоретические методы.

2.7. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ САМОЛЕТОВ ПО ПРОЧНОСТИ

Энергетические возможности всех самолетов ГА выше заложенной в них прочности планера. При маневрировании в плотной приземной атмосфере на самолетах, например Як-40 и Ту-134, можно создать перегрузки, в четыре раза превышающие n^{max} , что приве-

дет к разрушению планера. Разрушение планера возможно и в случаях превышения предусмотренных РЛЭ предельных скоростей полета в интенсивной турбулентной атмосфере или при планировании, например, в случае экстренного снижения.

Для обеспечения безопасности полета самолета облетченной конструкции и располагающего огромной энерговооруженностью:

- запрещают развивать скорость более допустимой $V_{\text{доп}}$;
- разрешают выпускать и убирать средства механизации крыла и шасси только на скорости, предусмотренной руководством по летной эксплуатации (РЛЭ);
- ограничивают посадки с полной полетной массой.

Рассмотрим ограничение максимальной скорости полета по перегрузке n^3_{max} и скоростному напору q_{max} .

Ограничение максимальной скорости полета по перегрузке n^3_{max} для самолетов ГА вытекает из условия обеспечения безопасности полета в беспокойном воздухе на малой высоте:

$$n^3_{\text{max}} = 1 + \frac{1}{3} \frac{dc_y}{d\alpha} \rho V_{\text{пред}} W \frac{S}{mg};$$

$$V_{\text{пред}} = (n^3_{\text{max}} - 1) \frac{3mg}{\rho W S c_y^{\alpha}},$$

где n^3_{max} и W устанавливаются нормами летной годности и РЛЭ.

Ограничение максимальной скорости полета по скоростному напору q_{max} :

$$q_{\text{max}} = \frac{\rho V_{\text{пред}}^2}{2}; \quad V_{\text{пред}} = \sqrt{\frac{2q_{\text{max}}}{\rho}},$$

где q_{max} — предельный скоростной напор, заданный нормами летной годности и РЛЭ.

Предельная скорость полета $V_{\text{пред}}$, определяемая плотностью воздуха ρ , с подъемом на высоту увеличивается, ограничения по перегрузке и скоростному напору снимаются. Однако накладываются ограничения по устойчивости и управляемости.

Выдерживание летных ограничений экипажами контролируется магнитными самописцами режимов полета (МСРП), которые фиксируют перегрузку, курс, высоту, скорость и другие параметры полета.

В эксплуатации имеют место отступления от типового полета: короткие рейсы на заниженных эшелонах с интенсивной турбулентностью, частыми взлетами на форсированных режимах и посадками на грунтовые аэродромы. Все это приводит к преждевременному исчерпанию ресурса (срока службы) и начальным разрушениям планера.

Для предупреждения летных происшествий создают конструкцию повышенной живучести. Усталостные трещины растут медленно в пределах одного конструктивного элемента, не определяющего работоспособность, например, моноблочного крыла в целом. Трещины обнаруживают при техническом обслуживании. Конструкцию ремонтируют.

Глава 3. КРЫЛО И ПОДВИЖНЫЕ ЧАСТИ КРЫЛА

Крыло — несущая поверхность самолета, предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы и поперечной устойчивости; размещения подвижных частей крыла (ПЧК), топлива, двигателей, шасси.

Общая характеристика крыла современных самолетов ГА дана в п. 1.4.

3.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА КРЫЛА

Крыло транспортного самолета набирают из толстых профилей $c=10-18\%$ с небольшим относительным сужением $\eta=2-3$. Увеличение c и η сопровождается уменьшением массы, увеличением жесткости конструкции крыла (следствие увеличения его строительной высоты и приближения ЦМ и центра давления консоли крыла к фюзеляжу) и упрощением внутренней компоновки.

Крыло дозвукового транспортного самолета имеет большие удлинения $\lambda=6-12$. Увеличение λ приводит к уменьшению жесткости крыла и увеличению его массы.

Стреловидность крыла меняется в широком диапазоне $\chi=0-40^\circ$. Увеличение χ сопровождается увеличением сложности силовой схемы конструкции и вероятности разрушения (следствие совместных деформаций изгиба и кручения крыла), массы крыла и уменьшением его жесткости. Появляется необходимость предупреждения перетекания и концевго срыва потока за счет введения аэродинамических перегородок или «запила» передней кромки крыла (Ил-62).

На самолете высокопланной схемы с прямым крылом или на самолетах высокопланной или низкопланной схемы со стреловидным крылом угол поперечного «V» — ψ — отрицательный (для уменьшения поперечной устойчивости). Это приводит к увеличению высоты и массы шасси и опасности касания законцовкой крыла самолета низкопланной схемы покрытия ВПП. Поэтому на новых самолетах крылу придают положительный угол поперечного «V». Чрезмерную поперечную устойчивость и «голландский шаг» преодолевают с помощью автоматизированной гидромеханической системы (см. гл. 7).

Продольное положение крыла относительно фюзеляжа определяет центровку самолета (см. гл. 13), а вертикальное — аэро-

динамическое качество крыла, компоновку и силовую схему планера.

Наибольшее распространение имеют пассажирские самолеты низкопланной схемы (все самолеты Ту, Ил, кроме Ил-76Т, Як-40). При аварийной посадке на землю с убранными шасси эта схема обеспечивает поглощение разрушающимся крылом значительной доли энергии удара, а при посадке на воду — продолжительную плавучесть и устойчивость самолета за счет герметизированных отсеков крыла; кроме того, она обеспечивает экранизацию кабины экипажа и пассажирских салонов от шума двигателей, расположенных на пилонах под крылом, уменьшение высоты и массы шасси. Однако при низкопланной схеме существует опасность касания законцовкой крыла ВПП и засасывания в двигатель мусора и других посторонних предметов.

Грузовые (Ан-12, Ан-26, Ил-76Т) и пассажирские (Ан-24, Ан-28, Л-410) самолеты строят с верхним расположением крыла относительно фюзеляжа. Это обеспечивает удобство при погружно-разгрузочных работах с применением средств наземного обслуживания (следствие низкого расположения фюзеляжа); кроме того, двигатели, размещенные на крыле, удалены от земли. Однако при этом затруднена компоновка шасси, в случае вынужденной посадки с убранными шасси весь удар приходится непосредственно на фюзеляж, уменьшаются устойчивость и продолжительность плавучести, затрудняется спасание людей в случае вынужденной посадки самолета на воду.

Наибольшее аэродинамическое качество имеет аэродинамически чистое крыло. Для этого двигатели размещают в хвостовой части фюзеляжа (самолеты Ту и Як) или под крылом на пилонах (Ил-76, Ил-86). Это наряду с увеличением качества уменьшает шум в салонах и опасность пожара. Основные опоры самолета убирают в фюзеляж (самолеты Ил и Як) или совмещают мотогондолы с тондолами шасси (Ил-18, Ан-24).

С ростом скорости полета ликвидируют неустойчивость обшивки крыла, шероховатость и перетекание воздуха между верхней и внутренней поверхностями.

В эксплуатации на самолетах с нижним или верхним расположением крыла максимальное качество достигается при установке крыла на фюзеляже под углом $1-3^\circ$ и при оптимальной центровке, когда самолет на эшелоне балансируется при нейтральном положении руля высоты (см. гл. 13).

3.2. ВНУТРЕННЯЯ КОМПОНОВКА КРЫЛА

Внутреннее пространство крыла вдоль хорды конструктивно делится на три части:

- передняя (до переднего лонжерона);
- средняя (межлонжеронная);
- хвостовая (за задним лонжероном).

Передняя обеспечивает заданную аэродинамическую форму крыла в воздушном потоке (внутри фюзеляжа и в мотогондолах передней части крыла нет). В ней размещают предкрылки с механизмами и проводкой управления, противообледенительные устройства, трубопроводы топливной и пожарной систем, систем централизованной заправки — слива и дренажа топливных баков, жгуты электропроводки, посадочные фары.

Средняя часть крыла является силовой, обеспечивает аэродинамическую форму и размещение топлива непосредственно в отсеках конструкции, в мягких резиновых (Л-410) или в металлических баках (Як-18Т). Пустые топливные емкости в случае вынужденной посадки на воду выполняют роль поплавков, обеспечивая плавучесть самолета в течение нескольких часов.

Хвостовая часть крыла также обеспечивает аэродинамическую форму в воздушном потоке (отсутствует внутри фюзеляжа и в гондолах). В ней размещаются элероны, интерцепторы, гасители подъемной силы, закрылки; механические, электрические и гидравлические приводы; проводка (тяги, вращающиеся валы трансмиссии) управления элеронами и механизацией крыла.

По размаху крыло делится на центроплан (ЦП), две или четыре объемные части крыла (ОЧК) и заканчивается двумя законцовками*.

Законцовка выполняет роль обтекателя. В ней размещают аэронавигационные (габаритные) огни, стекатели статического электричества, патрубки аварийного слива топлива в полете (Ту-154, Ил-62, Ил-86), «жабры» для отвода воздуха, использованного в противообледенительной системе крыла. Однако «жабры» на самолете Ил-62 для более полного использования тепла расположены в корневых частях крыла, киля и стабилизатора.

3.3. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО

В условиях эксплуатации на крыло действуют поверхностные и массовые силы (см. гл. 2).

Поверхностные силы:

- тяги и реверса двигателей ($P_{дв}$, $P_{рев}$);
- реакции шасси ($P_{ш}$);
- реакции фюзеляжа ($P_{ф}$);
- аэродинамической подъемной силы (Y).

Массовые силы тяжести:

- конструкции крыла (mg)_{кр};
- двигателя и мотогондолы (mg)_{дв};
- шасси и гондолы (mg)_ш;
- топлива (mg)_т.

На основании Норм летной годности самолетов ГА конструкция крыла рассчитывается на расчетно-разрушающие нагрузки — поверхностные P^p_i и силы тяжести (mg)_i^p (см. п. 2.5.3):

* Крыло самолета Як-40 состоит из двух половин, стыкуемых посередине.

$$P_i^p = P_i n_{\max}^3 f,$$

$$P_i^p = (mg)_i n_{\max}^3 f,$$

где P_i и $(mg)_i$ — поверхностные силы и силы тяжести, действующие на крыло в установившемся горизонтальном полете или на стоянке, когда $n=1$.

Однако расчетная нагрузка от тяги двигателя не зависит от перегрузки и определяется произведением этой силы на коэффициент безопасности:

$$P_{\text{дв}}^p = P_{\text{дв.п.мак}} f.$$

Усилия в сечениях крыла

Расчетные нагрузки вызывают незаметные на глаз деформации крыла (рис. 3.1)*:

- результирующая сила, называемая расчетной поперечной силой Q_z^p , стремится сдвинуть условно отсеченную консоль вверх;
- изгибающий момент M_z^p — изогнуть эту консоль вверх;
- крутящий момент $M_{кр.z}^p$ — увеличить или уменьшить угол атаки.

Перечисленным видам деформаций противодействуют соответствующие внутренние усилия, развивающиеся в каждом сечении крыла. Для определения работоспособности конструкции, т. е. безопасности полета по условию прочности крыла, необходимо знать расчетные нагрузки или равные им, но противоположные расчетные внутренние усилия в сечениях крыла.

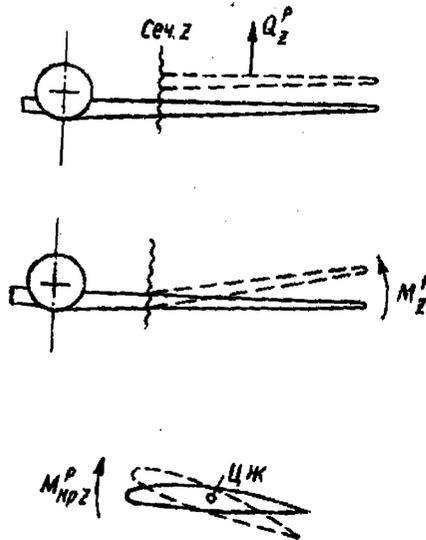


Рис. 3.1. Виды деформаций крыла

* На рисунке деформации увеличены для наглядности.

3.4. СИЛОВОЙ РАСЧЕТ КРЫЛА

Силовой расчет крыла — определение величины и распределения расчетных нагрузок, действующих на крыло в рассматриваемом режиме (случае) полета или посадки.

Рассмотрим силовой расчет крыла в случае полета самолета в неспокойном воздухе.

Последовательность силового расчета:

- схематизация крыла;
- определение расчетных нагрузок, действующих на крыло в рассматриваемом случае;
- составление расчетно-силовой схемы крыла (изображение расчетных нагрузок на упрощенной схеме крыла);
- расчет нагрузок Q_{Pz} , M_{Pz} и $M_{P_{кр.з}}$.

Схематизация крыла.

Сложная конструкция крыла схематизируется в виде двухконсольной балки, опирающейся средней частью на боковины фюзеляжа (рис. 3.2, поз. б и д).

Расчетные нагрузки крыла.

Безопасность полета самолета определяется прочностью и жесткостью конструкции крыла в вертикальном направлении:

- вертикальные нагрузки намного больше горизонтальных;
- крыло представляет собой плоское строительное сооружение, высота которого в вертикальном направлении в 5—10 раз меньше хорды.

Поэтому рассматривать нагружение и работоспособность крыла будем в основном в вертикальной плоскости.

Расчетная аэродинамическая нагрузка Y^p определяется из условия установившегося горизонтального полета (рис. 3.3):

$$\left. \begin{aligned} Y^p a &= Y_{f.o}^p l_{f.o} \\ Y^p + Y_{f.o}^p &= (mg)_{ввл} n_{max}^2 f \end{aligned} \right\} Y^p = \frac{(mg)_{ввл} n_{max}^2 f l_{f.o}}{a + l_{f.o}}$$

Расчетная аэродинамическая нагрузка Y^p распределена по поверхности крыла, находящейся в воздушном потоке, и сводится к погонной нагрузке $q_{P_{yz}}^p$. Для трапециевидного крыла в плане $q_{P_{yz}}^p$ по размаху меняется линейно, пропорционально хордам сечений b_z (рис. 3.4):

$$q_{P_{yz}}^p = \frac{Y^p}{S} b_z,$$

где $q_{P_{yz}}^p$ — сила давления воздушного потока Y^p/S , приходящаяся на единицу размаха консолей крыла, $Pa \cdot m$;

S — площадь консолей крыла, находящихся в воздушном потоке, m^2 .

Расчетная нагрузка силы тяжести конструкции крыла $P_{P_{кр}}$ учитывается в виде погонной нагрузки $q_{P_{кр.з}}$, $Pa \cdot m$, распределенной по

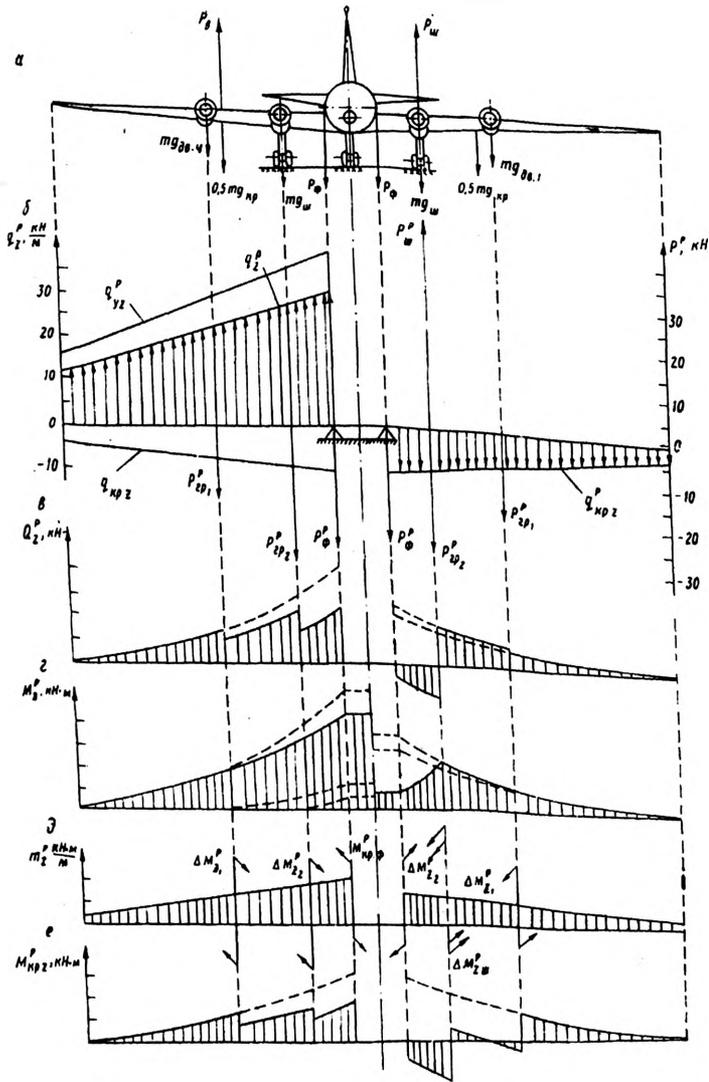


Рис. 3.2. Схемы симметричного нагружения крыла при полете в неспокойном воздухе (слева) и на старте (справа); а — схема эксплуатационных нагрузок крыла при $n=1$; б — расчетно-силовые схемы крыла для определения Q^p_z и M^p_z ; в — эпюры Q^p_z ; г — эпюры M^p_z ; д — расчетно-силовые схемы крыла для определения $M^p_{крz}$; е — эпюры $M^p_{крz}$.

размаху крыла пропорционально хордам сечения b_z (см. рис. 3.4):

$$q_{кр.z}^p = \frac{P_{кр}^p}{S} b_z.$$

Результирующая погонная нагрузка q_z^p во всех эксплуатационных случаях определяется разностью составляющих:

$$q_z^p = q_{yz}^p - q_{кр.z}^p.$$

В полете самолета ГА величина q_z^p всегда положительная и приложена впереди ЦД.

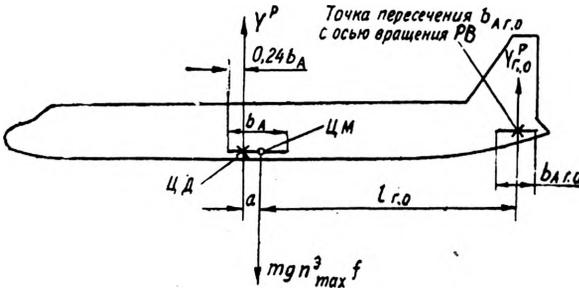


Рис. 3.3. Схема сил, действующих на самолет в установившемся горизонтальном полете

Расчетный погонный крутящий момент крыла m_z^p создается в результате несовпадения q_{yz}^p и $q_{кр.z}^p$ с осью жесткости крыла (см. рис. 3.4):

$$m_z^p = q_{yz}^p x_1 + q_{кр.z}^p x_2,$$

где x_1 (x_2) — расстояния между ЦД (ЦМ_{кр}) и ЦЖ сечения крыла.

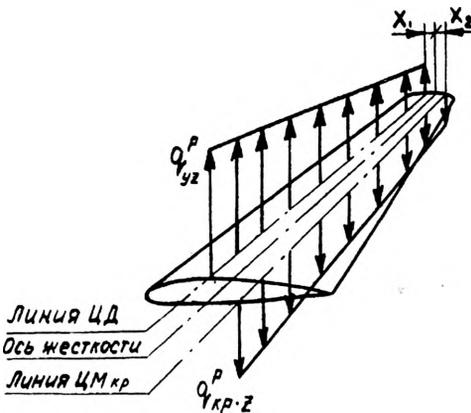


Рис. 3.4. Эпюры расчетных погонных нагрузок

Расчетные сосредоточенные силы P^p_i и крутящие моменты $\Delta M^p_{кр.i}$, действующие на крыло

Силы $P^p_i = P_i n^p_{max} f$ приложены в ЦМ агрегата, заправленного топливом бака, по осям двигателей и шасси, по контактным поверхностям колес, в ЦД закрылка и элерона. Силы реакции фюзеляжа P^p_ϕ приложены по бортовым нервюрам крыла, а их величина определяется в силовом расчете крыла.

Расчетные сосредоточенные крутящие моменты $\Delta M^p_{кр.i}$ появляются в результате несовпадения P^p_i с осью жесткости крыла и определяются произведением P^p_i на соответствующие расстояния до оси жесткости.

Например, в продольной вертикальной плоскости симметрии крепления двигателя и шасси (рис. 3.5) результирующий момент определяется суммой:

$$\Delta M^p_{кр.i} = P^p_{дв} a + P^p_{агр} b + P^p_{шy} c + P^p_{шx} d.$$

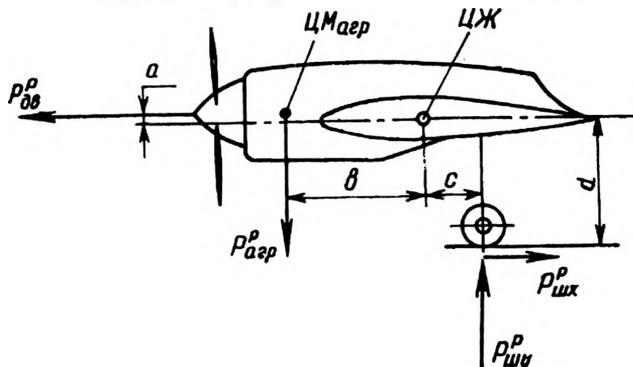


Рис. 3.5. Схема определения сосредоточенного крутящего момента в сечении крыла

Расчетно-силовая схема крыла

Для каждого рассматриваемого случая составляются две расчетно-силовые схемы:

- первая — для расчета Q^p_z и M^p_z ;
- вторая — для расчета $M^p_{кр.z}$.

На первой изображают упрощенную схему крыла и расчетные сосредоточенные P^p_i , погонные $q^p_{н.z}$ и $q^p_{кр.z}$ силы, которые сводят к равнодействующей q^p_z (см. рис. 3.2, б).

На второй также изображают упрощенную схему крыла и расчетные сосредоточенные $\Delta M^p_{кр.i}$ и погонный m^p_z крутящие моменты. $\Delta M^p_{кр.i}$ прикладывают по месту действия соответствующих сосредоточенных сил, включая и силы реакции фюзеляжа (см. рис. 3.2, д).

Расчет поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов в сечениях крыла и построение эпюр

Расчет Q_z^p , M_z^p и $M_{кр,z}^p$ выполняют для предварительно намеченных расчетных сечений крыла, совпадающих с векторами сосредоточенных сил (см. рис. 3.2, вертикальные пунктирные линии).

Расчет всех видов нагрузок и построение соответствующих эпюр начинают с погонных сил, а потом учитывают сосредоточенные силы.

Поперечная сила Q_z^p в произвольном сечении, расположенном от концевой хорды на расстоянии z (рис. 3.6), есть интеграл от 0 до z , взятый от произведения текущего значения расчетной результирующей погонной нагрузки q_z^p на элемент длины dz :

$$Q_z^p = \int_0^z q_z^p dz.$$

Эпюра q_z^p — трапеция. В произвольном сечении z величина q_z^p представляет сумму двух отрезков:

$$q_z^p = q_k^p + z \operatorname{tg} \alpha,$$

где $\operatorname{tg} \alpha = \frac{q_0^p - q_k^p}{l'/2}$.

Тогда

$$q_z^p = q_k^p + \frac{q_0^p - q_k^p}{l'/2} z.$$

После подстановки последнего выражения и интегрирования получаем формулу расчета Q_z^p через граничные значения погонных нагрузок q_0^p и q_k^p , величину полуразмаха крыла $\frac{l'}{2}$ (за вычетом подфюзеляжной части) и удаления от законцовки до рассматриваемого сечения z :

$$Q_z^p = \int_0^z \left(q_k^p + \frac{q_0^p - q_k^p}{l'/2} z \right) dz = q_k^p z + \frac{q_0^p - q_k^p}{l'} z^2.$$

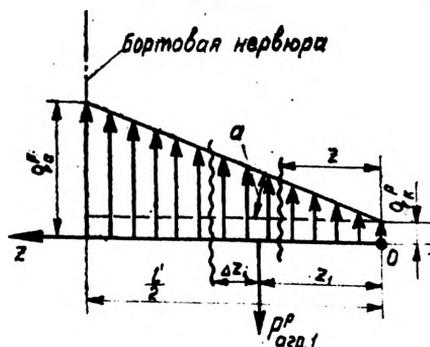


Рис. 3.6. Схема определения закона распределения погонной нагрузки вдоль размаха трапециевидного крыла

Поперечная сила от погонной нагрузки крыла увеличивается от нуля на законцовке до максимальной величины в корневом (бортовом) сечении по закону квадратичной параболы (см. рис. 3.2, в, верхняя кривая). Находящиеся на крыле агрегаты частично разгружают его от поперечной силы, разгрузка учитывается третьим членом формулы

$$Q_z^p = q_k^p z + \frac{q_b^p - q_k^p}{l'} z^2 - \sum P_{\text{арг. } i}^p$$

и скачкообразным падением Q_z^p в сечениях, проходящих через ЦМ этих агрегатов. На рис. 3.2, в показана разгрузка силами тяжести двигателей и шасси.

Поперечная сила консоли крыла $Q_{z=0,5l'}^p$ передается на боковины фюзеляжа, уравновешивая силы тяжести конструкции фюзеляжа, прикрепленных к нему агрегатов и расположенных в нем оборудования, экипажа и коммерческой загрузки:

$$Q_{z=0,5l'}^p = P_{\Phi}^p,$$

где P_{Φ}^p — сила реакции фюзеляжа, действующая на крыло. При симметричном нагружении консолей крыла (например, рассматриваемый нами случай крейсерского полета в турбулентной атмосфере) подфюзеляжная часть центроплана крыла поперечной силой не загружена.

Изгибающий момент M_z^p создается погонной нагрузкой (первое слагаемое формулы) и сосредоточенными нагрузками (второе слагаемое):

$$M_z^p = \int_0^z Q_z^p dz - \sum P_{\text{арг. } i}^p \Delta z_i,$$

$$M_z^p = \frac{q_k^p z^3}{2} + \frac{q_b^p - q_k^p}{3l'} z^3 - \sum P_{\text{арг. } i}^p \Delta z_i,$$

где Δz_i — расстояние вдоль размаха крыла от рассматриваемого сечения до точки приложения сосредоточенной силы (см. рис. 3.6).

Изгибающий момент от погонной нагрузки увеличивается от нуля на законцовке до максимальной величины в корневом (бортовом) сечении по закону кубической параболы (см. рис. 3.2, г, верхняя кривая). Находящиеся на крыле агрегаты производят плавную разгрузку его от изгибающего момента (см. рис. 3.2, г, пунктирные кривые).

Изгибающий момент консоли крыла $M_{z=0,5l'}^p$ на фюзеляж не передается. Он нагружает подфюзеляжную часть центроплана и уравновешивается таким же изгибающим моментом другой консоли крыла.

Крутящий момент $M_{кр.z}^p$ является результатом действия распределенных и сосредоточенных крутящих моментов:

$$M_{кр.z}^p = \int_0^z m_z^p dz \pm \sum \Delta M_z^p i.$$

Крутящий момент от погонных нагрузок (первое слагаемое формулы) увеличивается от нуля на законцовке до максимальной величины в корневом (бортовом) сечении по закону кубической параболы (см. рис. 3.2,е, верхняя кривая). Находящиеся в передней части крыла агрегаты частично разгружают его от крутящего момента. Разгрузка учитывается вторым слагаемым формулы и скачкообразным падением $M_{кр}^p$ в сечениях, проходящих через ЦМ этих агрегатов. На рис. 3.2,е показана разгрузка сосредоточенными крутящими моментами, создаваемыми двигателями и шасси.

Крутящий момент консоли крыла $M_{кр.z}^p$ передается с крыла на фюзеляж, векторно суммируется с продольным моментом фюзеляжа и уравнивается моментом, создаваемым отклонением руля высоты.

Вывод. Поперечная сила, изгибающий и крутящий моменты увеличиваются с приближением к фюзеляжу как в полете (см. рис. 3.2, слева), так и на земле (см. рис. 3.2, справа). Для обеспечения безопасности полета по условию прочности необходимо соответствующее увеличение мощности (сечений) силовых элементов моноблочной части крыла. Достаточная прочность крыла при наименьшей массе конструкции достигается равнопрочностью конструкции по размаху. В равнопрочной конструкции обеспечивается постоянство напряжений в различных сечениях крыла.

3.5. КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛА И РАБОТА ЕГО ОТДЕЛЬНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Конструкция крыла за время развития авиации претерпела большие изменения. Крыло самолета А. Ф. Можайского имело деревянный каркас с расчалками, обтянутый с верхней выуклой стороны материалом. Продолжительное время строились самолеты с бипланными деревянными крыльями и полотняной обшивкой. Позднее стали строить самолеты с цельнометаллическими монопланными крыльями, имеющими первоначально ферменные, а позднее балочные лонжероны и нервюры.

В настоящее время на самолетах ГА в основном применяются свободносущие монопланные крылья с гладкой работающей обшивкой, моноблочной (кессонной) силовой схемы*.

Моноблочное крыло — цельнометаллическое тонкостенное сооружение, оболочка которого подкреплена внутренними продольными и поперечными элементами: лонжеронами, стрингерами и

* Исключение составляют некоторые легкие самолеты, например, Як-18Т.

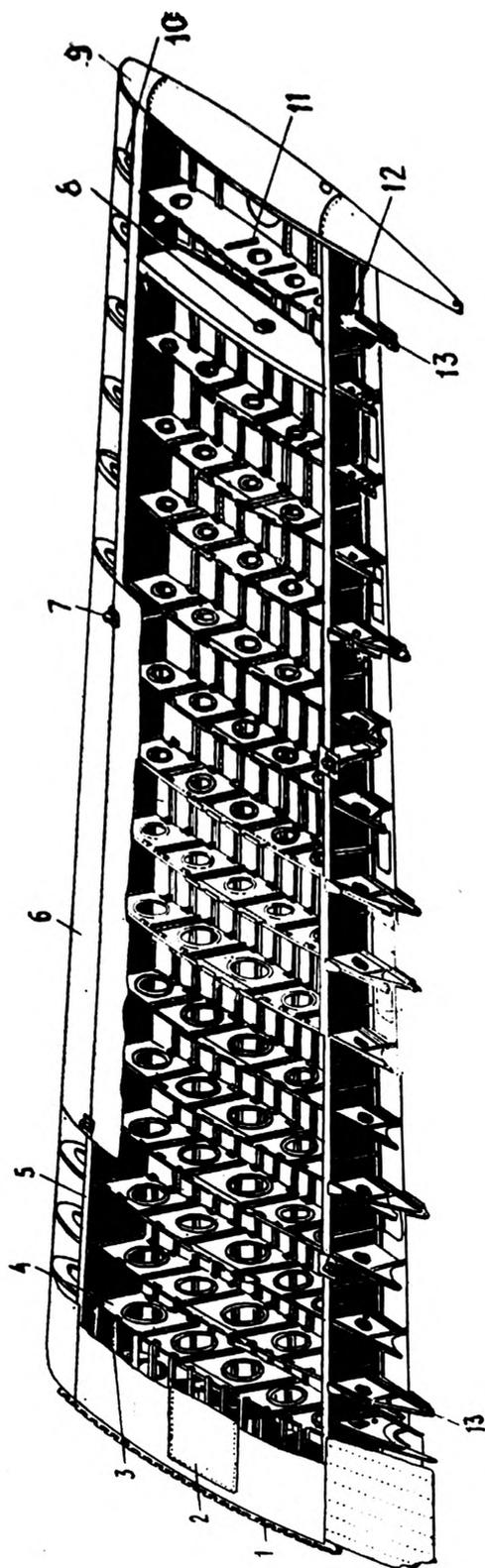


Рис. 3.7. Конструкция моноблочного крыла:
 1 — стыковочный профиль; 2 — съемная силовая панель; 3 — стрингер; 4 — нормальная нервюра; 5 — лонжерон; 6 — обшивка; 7 — монтажный узел; 8 — усиленная нервюра-стенка бака; 9 — законцовка крыла; 10, 11, 12 — передняя, средняя и хвостовая части нервюры; 13 — узел подвески элерона.

нервюрами (рис. 3.7). Силовой частью крыла является моноблок, расположенный между крайними лонжеронами крыла. Моноблок образуют верхняя и нижняя панели стенки лонжеронов и нервюр. Каждая панель состоит из обшивки, стрингеров, полок лонжеронов и нервюр.

Обшивка крыла выполнена из гладких лакированных листов (материал Д16АТ, В95), толщина которых увеличивается по мере приближения к корневой части от 0,6 до 6 мм. Масса обшивки достигает 60% массы моноблочного крыла. Листы обшивки соединяются стык в стык и крепятся к внутреннему набору клепкой, сваркой, клеей.

На современных самолетах широко используются монолитные панели: обшивка и внутренние силовые элементы выполнены «из одного куска». Такие панели изготовляют литьем, прессованием, фрезерованием, химическим травлением. Их подвергают механической обработке стальными шариками, что обеспечивает им заданную форму и выносливость.

Обшивка придает крылу аэродинамическую форму; воспринимает воздушную и массовую нагрузки залитого в бак-отсек топлива; нагрузку от обшивки боковин фюзеляжа, мотогондол, шасси и работает в общей силовой схеме крыла.

Воздушная нагрузка и нагрузка топлива действуют на обшивку нормально ее поверхности. Сохранение внешней формы крыла обеспечивается внутренними силовыми элементами: лонжеронами, стрингерами, нервюрами. Каждый прямоугольник обшивки, ограниченный смежными продольными и поперечными элементами и работающий на поперечный изгиб, передает на эти элементы поперечную нагрузку. Обшивка работает на растяжение, заклепки — на растяжение и срез.

В перспективе развития крыла самолета ГА — применение многослойной обшивки, выполненной из внутреннего и наружного тонких металлических листов, между которыми расположен легкий наполнитель. Заполнитель в хвостовой части лопастей несущих винтов вертолетов Ми-6 и Ми-8 имеет сотовое строение.

Перспективными материалами для обшивки крыла являются **композиционные материалы**, состоящие из высокопрочных тонких нитей (нити бора, стекловолокно, графитовое волокно), заключенных в связующую основу (пластмассы, алюминиевые и другие матрицы).

Лонжероны — продольные балки (рис. 3.8), образованные двумя поясами 1, стенкой 2 и подкрепляющими ее стойками 3 (изготовлены из материала Д16АТ и В95). Масса лонжеронов составляет 6—10% массы крыла.

Пояса выполняются из прессованных и катаных профилей с последующим фрезерованием, обеспечивающим равнопрочность по размаху и наименьшую массу. Пояса со стенкой и обшивкой соединяются с помощью лапок и заклепочных швов. Съёмная передняя часть крыла соединяется с полками переднего лонжерона с помощью винтов и свободноплавающих гаек.

Лонжероны воспринимают местные нагрузки от обшивки, пер-
вюр, агрегатов, топлива и работают в общей силовой схеме
крыла.

Пояса лонжерона воспринимают изгибающий момент M_z . В
них появляются осевые силы сжатия-растяжения N и соответ-
ствующие нормальные напряжения σ (см. рис. 3.8).

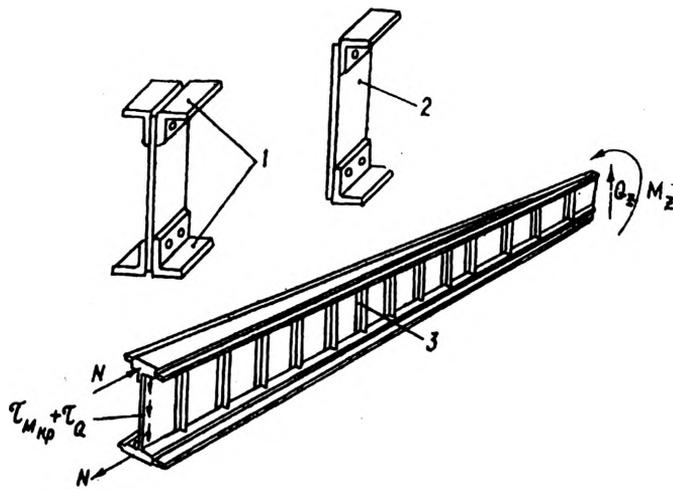


Рис. 3.8. Конструкция балочного лонжерона:
1 — пояс; 2 — стенка; 3 — стойка

Стенка лонжерона выполнена из листового дюралюминия тол-
щиной от 3 (Ан-24) до 12 мм (Ту-154). Она воспринимает верти-
кальную поперечную силу Q_z и участвует в восприятии крутяще-
го момента $M_{кр.z}$. В стенке появляются касательные напряжения
 τ_Q и $\tau_{Mкр}$ (см. рис. 3.8).

Стрингеры — продольные профилированные силовые элементы,
прессованные или катаные из брусков, гнутые или катаные из лис-
тов дюралюминия. В корневой части моноблочного крыла, как

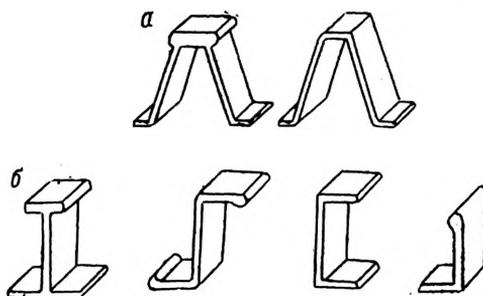


Рис. 3.9. Профиль стрингеров:
а — закрытого сечения; б —
открытого сечения.

правило, применяют профили закрытого сечения (рис. 3.9,а) с высокими критическими напряжениями местной и общей потери устойчивости. В концевой части крыла используют менее прочные открытые профили (см. рис. 3.9,б). Масса стрингеров составляет около 20% массы моноблочного крыла.

Стрингеры жестко связаны с обшивкой (заклепочным или клеесварным швом) и нервюрами (с помощью лапок и накладок). Они воспринимают местные погонные воздушные и массовые нагрузки со стороны обшивки, работают как многоопорные балочки на поперечный изгиб и, в свою очередь, нагружают нервюры. В общей силовой схеме крыла стрингеры воспринимают продольные силы сжатия и растяжения. Стрингеры и обшивка взаимно увеличивают устойчивость друг друга.

На перспективных самолетах широко применяют **монолитные панели**, где стрингеры выполняются «из одного куска» с обшивкой. На крыльях с многослойной обшивкой стрингеры отсутствуют.

Нервюры — поперечные балки, образованные двумя поясами, стенкой и стойками. Состоят из трех частей; передней, средней и хвостовой. Масса нервюр составляет 10—14% массы крыла. Они имеют форму профиля крыла и размещаются по потоку ($\chi=0^\circ$) или перпендикулярно переднему лонжерону ($\chi>0^\circ$). Расстояние между нервюрами зависит от толщины обшивки, шага и мощности стрингеров, удельной нагрузки крыла и составляет 150—400 мм.

По назначению и конструкции нервюры делятся на нормальные и усиленные.

Нормальные нервюры обычно штампуют из листового дюралюминия толщиной 0,8—1,5 мм. Отогнутые края стенки образуют полки нервюр, которые склепываются с обшивкой или стрингерами. Такие полки иногда усиливают дополнительным уголковым профилем. Стенки нервюр приклепывают к стенкам лонжеронов.

Нормальные нервюры устанавливаются по всему размаху крыла. В топливных баках-отсеках стенки предотвращают волнообразование и гидроудары, а отверстия стенок обеспечивают перетекание топлива и выравнивание давления газов над топливом (см. рис. 3.7). В местах размещения мягких резиновых баков с контейнерами устанавливают поясные нервюры. Верхний и нижний пояса состоят из наружной и внутренней полок и невысокой стенки.

Нормальные нервюры обеспечивают выдерживание аэродинамического профиля крыла. Каждая из них воспринимает нагрузку обшивки и стрингеров на шаге нервюр (рис. 3.10).

Поперечная сила $P_n = \Sigma P_{обш} + \Sigma P_{стр}$ вызывает касательные напряжения в стенке и уравновешивается силами реакции R_1 и R_2 лонжеронов (см. рис. 3.10,в):

$$\left. \begin{aligned} R_1 + R_2 &= P_n \\ R_1 a &= R_2 b \end{aligned} \right\}$$

Несовпадение P_n с плоскостями стенок лонжеронов сопровождается появлением изгибающего момента M_n , который уравнивается парой нормальных сил N_n в полках нервюры: $M_n = N_n H$.

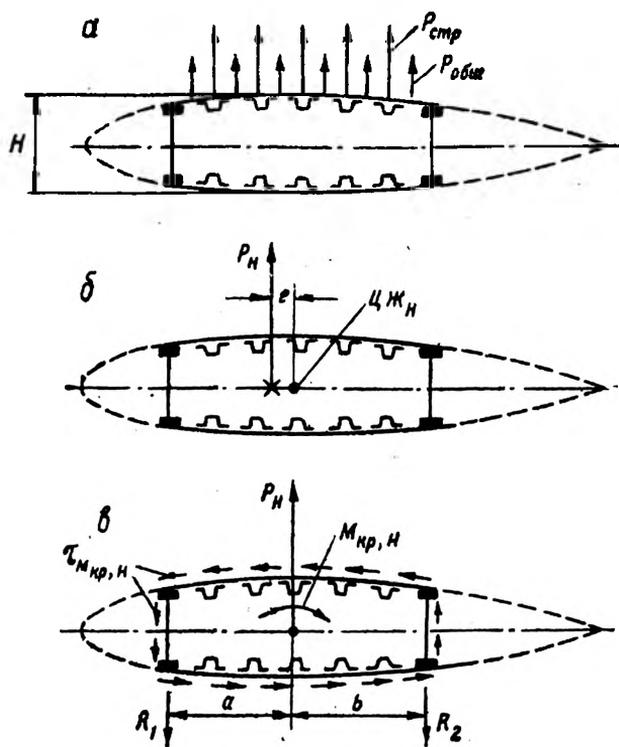


Рис. 3.10. Схема нагружения и работы нормальной нервюры: а — внешняя нагрузка; б — равнодействующая внешней нагрузки; в — равновесие нервюры

Несовпадение P_n с $ЦЖ_n$ приводит к появлению крутящего момента $M_{кр,н} = P_n e$ (см. рис. 3.10,б), который уравнивается потоком касательных усилий $\tau_{кр,н}$ в замкнутом контуре крыла, образованном обшивкой верхней и нижней панелей и стенками крайних лонжеронов (см. рис. 3.10,в).

В общей силовой схеме нервюры увеличивают устойчивость сжатой обшивки и стрингеров.

Усиленные нервюры выполняют функции нормальных нервюр, обеспечивают стыковку частей крыла, крыла с фюзеляжем, подкрепляют крыло в местах излома моноблочной части, воспринимают сосредоточенные нагрузки от прикрепленных к крылу дви-

гателей, шасси, узлов подвески средств механизации, элеронов, ограничивают по размаху топливные баки-отсеки крыла.

Усиленные нервюры конструктивно напоминают лонжероны крыла. Работа их аналогична работе нормальных нервюр.

3.6. РАБОТА МОНОБЛОЧНОГО КРЫЛА В ЦЕЛОМ

Выявленные в силовом расчете поперечная сила Q^{P_z} , изгибающий M^{P_z} и крутящий $M^{P_{кр,z}}$ моменты воспринимаются силовой моноблочной частью крыла. Моноблок является тонкостенным сооружением, силовые элементы которого воспринимают только те силы, которые совпадают с ними или параллельны им.

Изучение работы конструкции крыла сводится к двум операциям:

- определению внутренних усилий-напряжений в силовых элементах конструкции;
- оценке работоспособности силовой схемы, т. е. безопасности полета по условию прочности крыла.

Определение напряжений

Для определения напряжений воспользуемся известным из курса сопротивления материалов методом сечений. Мысленно отсечем вертикальной плоскостью консоль крыла. Действующие в этом сечении Q^{P_z} , M^{P_z} и $M^{P_{кр,z}}$ (определены в силовом расчете) уравновесим внутренними силами упругости конструкции, которые сопровождаются появлением касательных τ_Q ; $\tau_{M_{кр}}$ и нормальных σ_M напряжений (рис. 3.11).

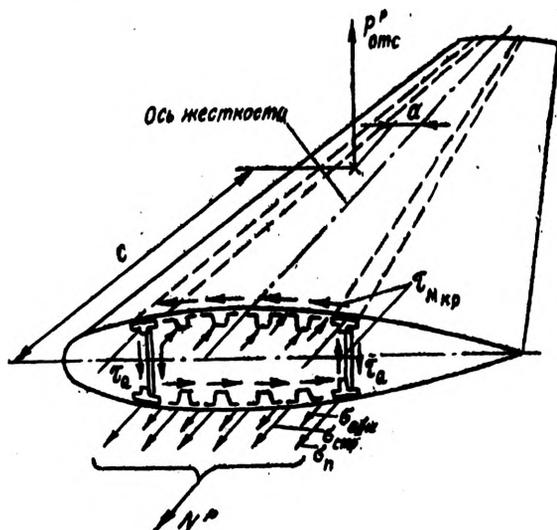


Рис. 3.11. Схема нагружения и работы отсеченной консоли моноблочного крыла

Для обеспечения наглядности нагружения и работы конструкции на рис. 3.11 изображена отсеченная консоль с действующей на нее внешней нагрузкой $P^p_{отс}$, которая приложена на плече c от сечения и на плече a от оси жесткости крыла.

Поперечная сила $Q^p_z = P^p_{отс}$ воспринимается стенками лонжеронов, в которых возникают касательные напряжения τ_Q , противоположенные Q^p_z .

Изгибающий момент $M^p_z = P^p_{отс}c$ воспринимается панелями моноблочной части крыла. Верхняя панель работает на сжатие, а нижняя — на растяжение. В силовых элементах панелей возникают соответствующие напряжения:

в полках лонжеронов — $\sigma_{п.сж}$, $\sigma_{п.}$;

в стрингерах — $\sigma_{стр.сж}$, $\sigma_{стр.}$;

в обшивке — $\sigma_{общ.сж}$, $\sigma_{общ.}$.

Крутящий момент $M^p_{кр.з} = P^p_{отс}a$ воспринимается замкнутым контуром моноблочной части крыла, образованным стенками лонжеронов и обшивкой панелей. В этих силовых элементах возникают касательные напряжения $\tau_{м.кр.}$.

Нормальные напряжения нижней растянутой панели определяют из отношения силы N^p к площади сечения нижней панели $F_{пан}$ (см. рис. 3.11):

$$\sigma_{пан} = \frac{N^p}{F_{пан}},$$

где $N^p = M^p/H$ — составляющая пары сил, уравнивающей внешний изгибающий момент;

$F_{пан}$ — суммарная площадь сечения нижних полок лонжеронов, стрингеров и обшивки нижней панели.

Все продольные силовые элементы воспринимают нормальную силу N^p пропорционально площади своего сечения. Если эти элементы из одного материала, то в них возникают одинаковые напряжения.

Нормальные напряжения верхней сжатой панели определяют из отношения силы N^p к приведенной площади сечения верхней панели $F_{прив.пан}$ (см. рис. 3.11):

$$\sigma_{пан.сж} = \frac{N^p}{F_{прив.пан}},$$

где $F_{прив.пан}$ учитывает возможную потерю устойчивости обшивки. Несмотря на возможную потерю устойчивости обшивки, верхняя панель в целом продолжает воспринимать силу сжатия вследствие наличия полок лонжеронов и стрингеров. Потеря устойчивости обшивки наблюдается только в концевой части. В корневой части моноблочного крыла обшивка не теряет устойчивости. Все продольные силовые элементы, включая и обшивку, воспринимают силу сжатия N^p пропорционально площади своего сечения. Если эти элементы выполнены из одного материала, то в них возникают одинаковые напряжения.

Касательные напряжения силовых элементов замкнутого контура моноблочной части крыла, вызванные крутящим моментом, определяются по формуле Бредта

$$\tau_{M_{кр}} = \frac{M_{кр}^p z}{2 F_0 \delta_i},$$

где $M_{кр.z}^p = P_{ротa}$ (см. рис. 3.11);

F_0 — площадь сечения моноблочной части крыла;

δ_i — толщина обшивки панелей или стенок лонжеронов.

Касательные напряжения в стенках лонжеронов, вызванные поперечной силой, определяют из отношения доли поперечной силы Q_i^p , приходящейся на данный лонжерон, к площади сечения его стенки $F_{ст.i}$:

$$\tau_{ст.i.Q_i^p} = \frac{Q_i^p}{F_{ст.i}} = \frac{Q_i^p}{H \delta_{ст.i}}.$$

Поперечная сила Q_z распределяется между стенками лонжеронов Q_{p1} и Q_{p2} пропорционально их жесткости.

Результирующие касательные напряжения в стенках лонжеронов определяются алгебраической суммой составляющих (см. рис. 3.11). Например, касательное напряжение в стенке переднего лонжерона:

$$\tau_{ст.1} = \tau_{ст.1.M_{кр}^p} + \tau_{ст.1.Q_1^p} = \frac{M_{кр}^p z}{2 F_0 \delta_{ст.1}} + \frac{Q_1^p}{H \delta_{ст.1}}.$$

Оценка безопасности полета по условию прочности крыла.

Работоспособность панелей определяется отношением временного сопротивления σ_b материала, работающего на растяжение, или критического напряжения $\sigma_{кр.стр}$ стрингера (полки лонжерона), работающего на сжатие, к действующему напряжению $\sigma_{пан}$ или $\sigma_{пан.сж}$.

Работоспособность стенок лонжеронов определяют из отношения временного сопротивления материала, работающего на срез τ_b , к действующему напряжению $\tau_{ст.i}$.

При этом возможны три случая:

$$\frac{\sigma_b}{\sigma_{пан}} > 1; \quad \frac{\sigma_{кр.стр}}{\sigma_{пан.сж}} > 1 \quad \text{и} \quad \frac{\tau_b}{\tau_{ст.i}} > 1 \quad \text{— панели и стенки лонжеронов работоспособны, но имеют избыточные прочность и массу;}$$

$$\frac{\sigma_b}{\sigma_{пан}} < 1; \quad \frac{\sigma_{кр.стр}}{\sigma_{пан.сж}} < 1 \quad \text{и} \quad \frac{\tau_b}{\tau_{ст.i}} < 1 \quad \text{— панели и стенки лонжеронов неработоспособны и разрушаются;}$$

$$\frac{\sigma_b}{\sigma_{пан}} = 1; \quad \frac{\sigma_{кр.стр}}{\sigma_{пан.сж}} = 1 \quad \text{и} \quad \frac{\tau_b}{\tau_{ст.i}} = 1 \quad \text{— панели и стенки лонжеронов работоспособны и имеют оптимальные прочность и массу.}$$

Современные моноблочные крылья выполняют в основном из материала Д16Т, имеющего $\sigma_b = 460$ МПа, $\tau_b = 0,6\sigma_b = 276$ МПа, $\sigma_{кр.стр} = \sigma_{кр.п.лонж} = 300$ МПа.

3.7. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА МОНОБЛОЧНОГО КРЫЛА В ЗОНАХ СОЕДИНЕНИЙ И ВЫРЕЗОВ

Стыковая часть крыла

Простоту производства и удобство эксплуатации крыльев большинства самолетов ГА достигают разделением их на три составные части, стыкующиеся между собой по замкнутому контуру моноблока (контурное соединение), что обеспечивает жесткую силовую связь панелей и стенок лонжеронов сопрягаемых участков крыла. Поэтому работа крыла в зоне стыковки ничем не отличается от работы вдаль от стыка (разъема как бы нет).

Конструкция контурного соединения (рис. 3.12) состоит из:

- четырех стыковочных профилей 1, склепанных с панелями моноблока: обшивкой 7, стрингерами 2 и полками лонжеронов;
- четырех угольников 6, прикрепленных к стенкам лонжеронов 4;
- разъемных нервюр со сплошными стенками 3;
- болтов 5, вкладываемых в специальные колодцы стыковочных профилей и вставляемых в отверстия угольников;
- перекрывной ленты 8.

Болты панелей работают на растяжение от изгибающего момента (сжатие передается упором стыковочных профилей) и на срез от крутящего момента. Болты стенок лонжеронов работают на срез от поперечной силы и крутящего момента. Кроме того, в силу предварительной затяжки болтов поперечная сила и крутящий момент передаются еще фрикционным трением между торцами сопрягаемых частей крыла.

Каждая часть крыла имеет съемную переднюю часть, которая крепится к полкам переднего лонжерона с помощью болтов и свободноплавающих гаек. Между собой они соединяются наружными лентами, болтами и гайками.

Соединение центроплана крыла с фюзеляжем

Моноблочная часть центроплана крыла пронизывает фюзеляж насквозь и соединяется с его боковинами уголковыми профилями, расположенными по всему замкнутому контуру моноблока (рис. 3.13):

- обшивка панелей крыла соединяется с обшивкой боковин фюзеляжа;
- стенки лонжеронов — с усиленными шпангоутами и обшивкой боковин фюзеляжа.

Поперечная сила крыла $Q^p_z = P^p_{отс}$, со стенок лонжеронов срезов заклепок и болтов передается на обшивку боковин фюзеляжа, где уравнивает равную, но противоположно направленную поперечную силу фюзеляжа P^p_ϕ (см. рис. 3.2, а, б, в).

Изгибающий момент M_{P_2} при симметричном нагружении крыла замыкается в панелях моноблока центроплана и на фюзеляж не передается. В этом случае $M_{P_2=0,5l}$ бортовых сечений обенх консолей равны между собой. Соответственно равны и противоположены нормальные силы, действующие в панелях центроплана. Они взаимно уравновешиваются (см. рис. 3.13). Кроме того, в подфюзеляжной части ЦП, масса которого нами отнесена к фюзеляжу, сохраняется постоянство M_{P_2} (см. рис. 3.2,з).

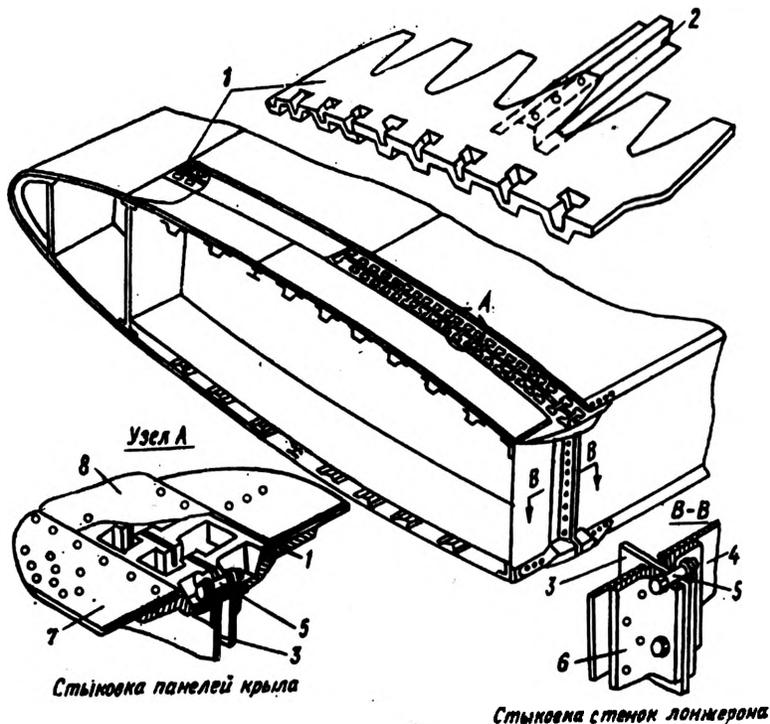


Рис. 3.12. Конструкция контурного соединения крыла:
 1 — стыковочный профиль; 2 — стрингер; 3 — стенка разъемной нервюры; 4 — стенка лонжерона; 5 — стыковочные болты; 6 — стыковочный уголок; 7 — обшивка панели; 8 — лента

В случае несимметричного нагружения крыла нарушаются постоянство M_{P_2} и равновесие нормальных сил в панелях ЦП.

Крутящий момент $M_{P_{кр.2}}$ с замкнутого контура моноблока крыла передается на боковины фюзеляжа. Все элементы контурного соединения и обшивка боковин фюзеляжа работают на срез (см. рис. 3.13).

На рис. 3.13 дана оптимальная в аэродинамическом и конструктивном отношениях среднепланная схема соединения крыла

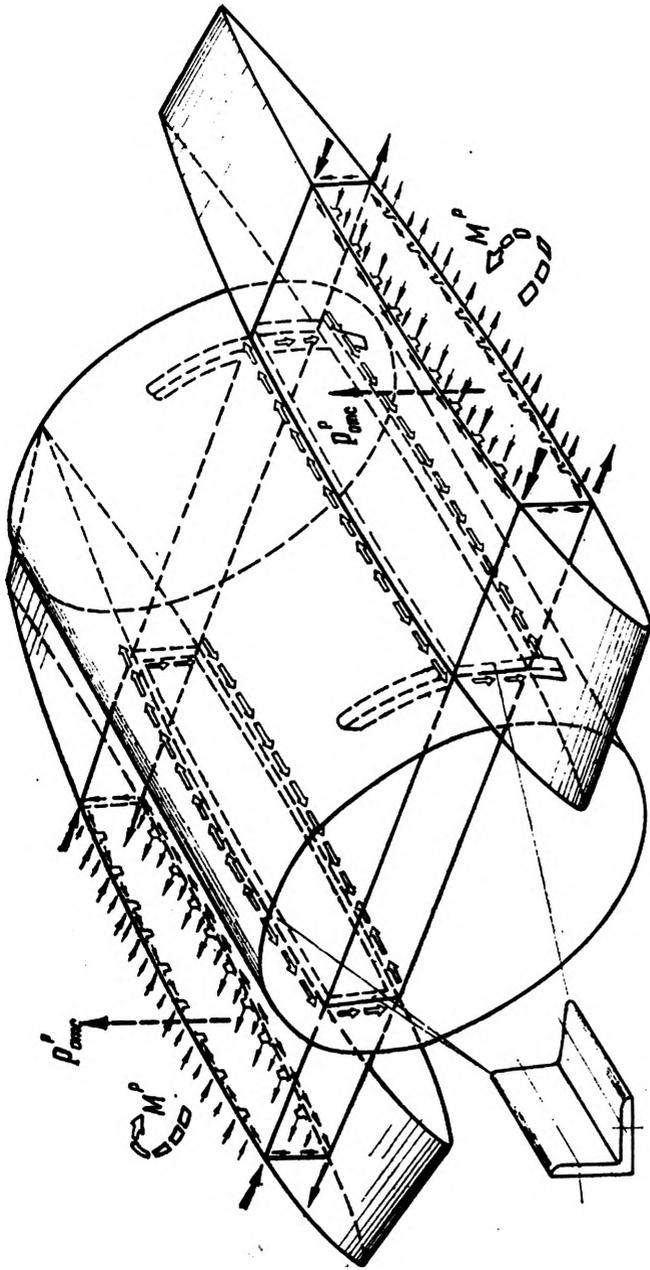


Рис. 3.13. Соединение моноблочного крыла с фюзеляжем

с фюзеляжем. На самолетах ГА в целях максимального использования внутреннего пространства фюзеляжа и удобства эксплуатации крыло смещено вниз или вверх фюзеляжа. Для обеспечения требуемой прочности и жесткости контурное крепление приходится усиливать дополнительными узлами (рис. 3.14).

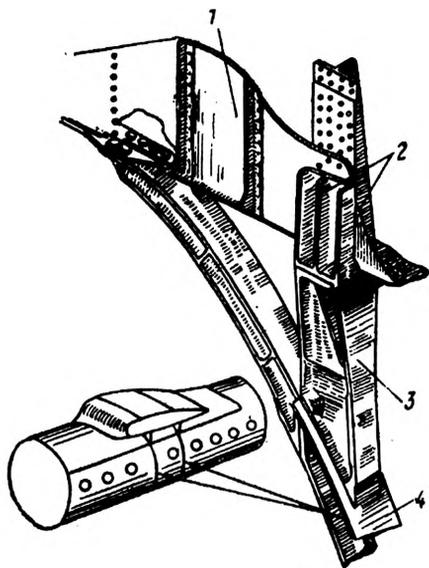


Рис. 3.14 Крепление лонжерона крыла самолета Ан-24 с усиленным шпангоутом:
1 — лонжерон крыла; 2 — фитинг; 3 — дополнительная стойка шпангоута; 4 — усиленный шпангоут

Передняя и хвостовая части крыла, выступающие за обвод фюзеляжа в поток, силовой связи с фюзеляжем не имеют. Между ними обеспечивается эластичное или телескопическое соединение. Это создаст хорошее обтекание и предотвращает появление напряжений в конструкциях передней и хвостовой частей при неизбежной деформации моноблока крыла в условиях эксплуатации.

Особенности соединения центроплана стреловидного крыла с фюзеляжем

Моноблочная часть центроплана стреловидного крыла, как и прямого, пронизывает фюзеляж вдоль поперечной оси самолета OZ (в подфюзеляжной части крыла стреловидность не нужна). Моноблочные части консолей крыла наклонены назад и составляют с поперечной осью угол, примерно равный углу стреловидности χ . Изломы направления моноблока совпадают с бортовыми сечениями, где устанавливаются усиленные нервюры 1—2, 3—4 (рис. 3.15). Изменение конструкции сопровождается перераспределением нагрузок и изменением работы корневой части крыла.

Поперечная сила $Q^{p_{2,4}}$, передаваемая со стенок заднего лонжерона на боковины фюзеляжа, на 30—40% больше $Q^{p_{1,3}}$, передаваемой со стенок переднего лонжерона. Это изменение вызвано

сокращением длины, а следовательно, и увеличением жесткости заднего лонжерона по сравнению с передним.

Изгибающий момент M^P_z перераспределяется между панелями подфюзеляжной части ЦП $M^P_{цп}$ и бортовыми нервюрами $M^P_{б.н}$ (становится крутящим моментом ЦП (см. рис. 3.15, слева)*. Более короткие и жесткие задние участки панелей загружаются на 30—40% больше передних.

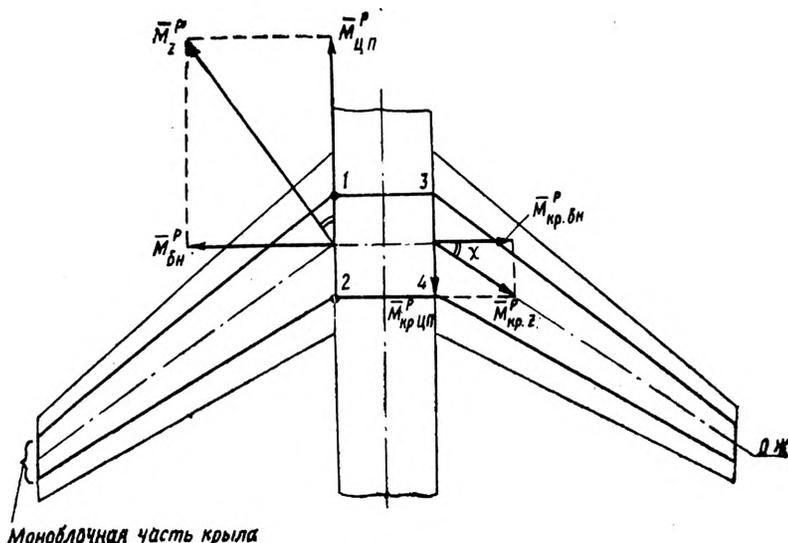


Рис. 3.15. Схема перераспределения нагрузок корневой части стреловидного крыла:

1—2 и 3—4 — бортовые силовые нервюры; 1—2—3—4 — подфюзеляжная часть ЦП крыла

Крутящий момент $M^P_{кр.з}$ перераспределяется между панелями подфюзеляжной части ЦП $M^P_{кр.цп}$ и бортовыми нервюрами $M^P_{кр.б.н}$.

Силовые бортовые нервюры представляют собой вертикальные стенки, склепанные с боковинами фюзеляжа. Поэтому приходящиеся на них составляющие изгибающего $M^P_{б.н}$ и крутящего $M^P_{кр.б.н}$ моментов крыла суммируются с учетом их направлений: $M^P = M^P_{б.н} + M^P_{кр.б.н}$ и передаются на обшивку боковин фюзеляжа.

В панелях подфюзеляжной части ЦП крыла будут уравновешиваться суммарные составляющие изгибающего $M^P_{цп}$ и крутящего $M^P_{кр.цп}$ моментов крыла: $M^P = M^P_{цп} - M^P_{кр.цп}$

Вырезы крыла

Для использования внутреннего пространства крыла под топливо и оборудование самолета необходимы вырезы, которые

* Вектор-момент изображается перпендикулярно плоскости действия момента, а его направление определяется правилом буравчика.

опасны нарушением сплошности конструкции и силовых потоков. Работоспособность крыла в этих местах определяется размерами и устройством выреза.

Небольшие эксплуатационные вырезы делают в любой части крыла, включая и моноблочную. Их закрывают легкоъемными крышками, которые воспринимают только местные воздушные нагрузки, а в общей силовой схеме крыла не работают. Такие вырезы обеспечивают осмотр, регулировку, смазку и замену проводки управления, трубопроводов, электрожгутов; слив отстоя топлива. Большие вырезы в панелях моноблока крыла недопустимы. Поэтому в моноблочную часть крыла невозможно убирать шасси.

Большие технологические вырезы в моноблочной части крыла для подхода к топливным бакам-отсекам закрывают силовыми крышками, аналогичными по конструкции смежной части панели крыла. Продольные кромки крышек крепят к панели винтами, и крышка, как и панель, работает на сдвиг. Поперечные кромки крепят с помощью усиленных профилей и болтов, и крышка, как и панель, работает на растяжение-сжатие и сдвиг. Снятие силового люка существенно нарушает конструкцию. Для предотвращения разрушений необходима предварительная разгрузка люка от силы тяжести крыла, топлива и двигателей. Установка силового люка полностью восстанавливает силовую схему и работу этого участка панели крыла.

3.8. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА ДВУХЛОНЖЕРОННОГО КРЫЛА

Лонжеронные крылья используются на некоторых легких самолетах ГА (Як-40, Л-410, М-15, Як-18Т), кроме того, по аналогичной схеме выполнены стабилизатор и киль самолетов О. К. Антонова.

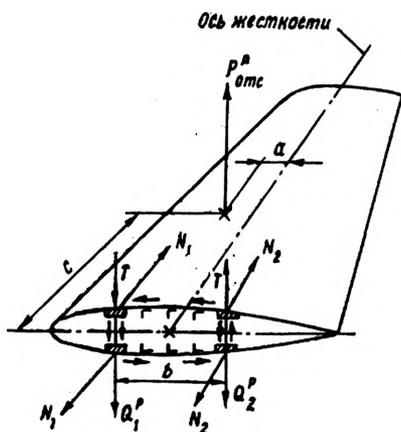


Рис. 3.16. Схема нагружения и работы отсеченной консоли двухлонжеронного крыла

Двухлонжеронное крыло (рис. 3.16) отличается от моноблочного более мощными полками лонжеронов, сравнительно слабыми стрингерами и меньшей толщиной обшивки.

Конструкция и работа двухлонжеронного крыла вдали от фюзеляжа практически аналогична конструкции и работе моноблочного крыла (см. п. 3.6).

Конструкция и работа корневой части двухлонжеронного крыла существенно отличается от работы моноблочного крыла (рис. 3.17):

- подфюзеляжная часть состоит только из двух лонжеронов, жестко связанных с двумя силовыми шпангоутами. Консоли стыкуются по полкам лонжеронов в плоскости боковин фюзеляжа с помощью четырех мощных разъемных узлов (см. рис. 3.17);

- поперечная сила $Q_{P_1} + Q_{P_2} = P_{отс}$ со стенок лонжеронов вертикальным срезом стыковочных узлов передается на усиленные шпангоуты и обшивку боковин фюзеляжа (см. рис. 3.17) и уравнивается $Q_{P_{1ф}}$ и $Q_{P_{2ф}}$;

- изгибающий момент M_{P_2} вблизи разъема полностью воспринимается полками лонжеронов (см. рис. 3.16):

$$N_1 H_1 + N_2 H_2 = P_{отс} c.$$

Нормальные силы N_1 и N_2 горизонтальным срезом узлов передаются на полки подфюзеляжных частей лонжеронов и при симметричном нагружении крыла взаимно уравниваются (на фюзеляж не передаются, см. рис. 3.17);

- крутящий момент $M_{кр.z}$ подходит к разъему по замкнутому контуру, вызывая усилия сдвига в обшивке панелей и в стенках лонжеронов:

$$M_{кр.z}^P = P_{отс}^P a = 2 \tau_{M_{кр}}^P F_0 \delta_1.$$

В плоскости разъема он преобразуется в пару сил $Tb = P_{отс}^P a$, которая срезом узлов передается на обшивку боковин фюзеляжа (см. рис. 3.16 и 3.17).

Двухлонжеронные крылья легких самолетов имеют преимущество по сравнению с моноблочными в массе и компоновке шасси, однако уступают моноблочным крыльям в живучести и надежности.

3.9. ПОДВИЖНЫЕ ЧАСТИ КРЫЛА

К подвижным частям крыла относятся элероны* и средства механизации крыла.

Средства механизации крыла — отклоняемые части крыла, обеспечивающие уменьшение взлетно-посадочных скоростей, дистанций и улучшение поперечной устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки и скорости полета.

* Элероны по назначению и конструкции аналогичны рулям и рассматриваются в гл. 4.

3.9.1. СРЕДСТВА МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА И ИХ СВОЙСТВА

Средства механизации:

- щиток (Ту-134, Як-18Т);
- закрылок (Ан-2, зависающие элероны);
- щелевой закрылок (Ан-2 и Ил-14);
- предкрылок: самоотклоняющийся (Ан-2), управляемый (Ту-154, Ил-76, Ил-86);
- интерцептор (на всех магистральных самолетах, см. п. 1.2);
- однощелевой выдвижной закрылок (Як-40, Як-42);
- двухщелевой выдвижной закрылок (Ил-18, Ту-134, Л-410);
- комбинация одно- и двухщелевого выдвижного закрылка (Ан-24, Ил-62);
- трехщелевой выдвижной закрылок (Ту-154, Ил-86).

Наибольшее распространение в настоящее время имеют щелевые выдвижные закрылки.

Отклонение щелевых закрылков сопровождается:

- увеличением эффективной кривизны профиля крыла;
- увеличением площади крыла в плане;
- сдувом с верхней поверхности пограничного слоя на больших углах атаки крыла;
- значительным увеличением сопротивления крыла при большом отклонении закрылка.

Свойства средств механизации крыла:

- максимальное увеличение несущей способности $c_{y \max} S$ и качества $c_{y \max} / c_x$ крыла в рабочем положении средств механизации без нарушения балансировки или устойчивости самолёта;
- наибольшее увеличение сопротивления $c_x S$ крыла на посадке;
- минимальное сопротивление $c_x S$ крыла в нерабочем положении средств механизации и на взлете;
- простота и надежность конструкции средств механизации при наименьшей их массе.

3.9.2. КОНСТРУКЦИЯ ДВУХЩЕЛЕВОГО ВЫДВИЖНОГО ЗАКРЫЛКА

Двухщелевой закрылок представляет собой однощелевой закрылок, впереди которого установлен неподвижный профилированный дефлектор (рис. 3.18).

Дефлектор 7, как и собственно закрылок, дюралюминиевой конструкции и состоит из штампованных нервюр, обшитых тонким листом. По размаху дефлектор делится на несколько частей, между которыми размещаются узлы и механизмы подвески «в» и управления закрылка. Отдельные части дефлектора соединены с закрылком с помощью прессованных диафрагм 8.

Закрылок состоит из лонжерона 6, продольной стенки 9, хвостового профиля и штампованных нервюр 1. Снаружи закрылок имеет гладкую обшивку переменной толщины, в которой сделаны вырезы для крепления кареток 14 и размещения направляющих

рельсов 15 для их подвески, а также для крепления шкворней 5 и гаек 4, винтовых механизмов 3 управления закрылка. Узлы крепления кареток и шкворней обычно штампуют из легкого и прочного сплава АК-6, а нервюры 1 вблизи их размещения усиливают.

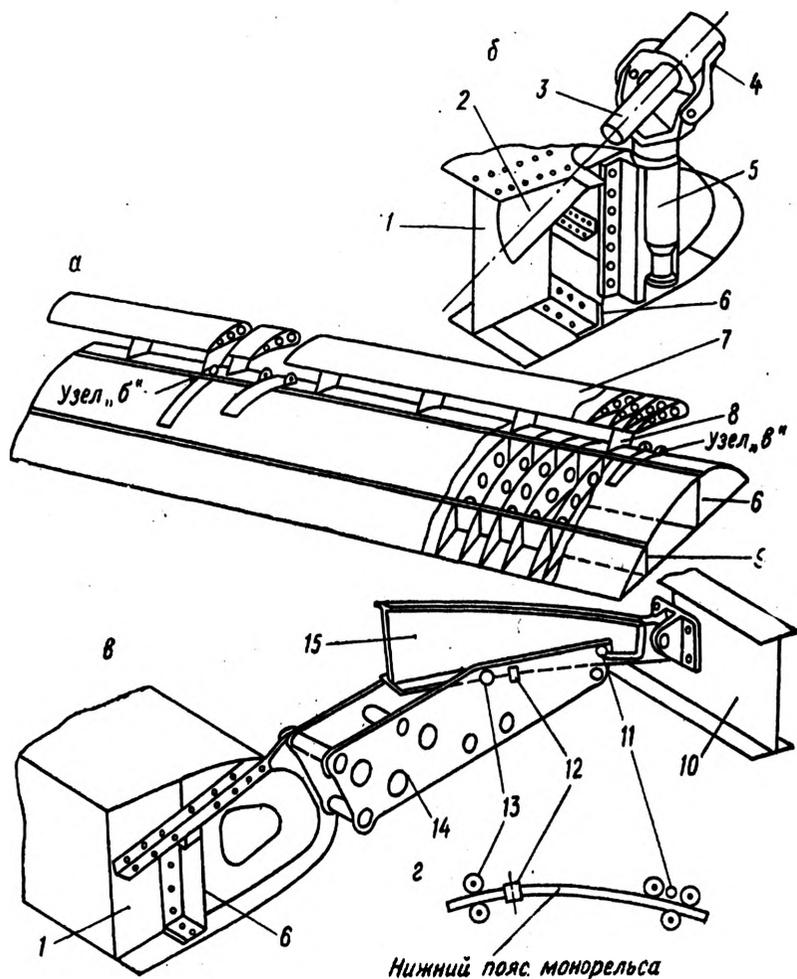


Рис. 3.18. Конструкция двухщелевого выдвижного закрылка:
 а — общий вид закрылка; б — механизм управления закрылком; в — механизм подвески закрылка к крылу; г — схема расположения направляющих роликов на нижнем поясе монорейса; 1 — усиленная нервюра закрылка; 2 — выемка под винт; 3 — винт; 4 — гайка винта; 5 — шкворень; 6 — лонжерон закрылка; 7 — дефлектор; 8 — диафрагма; 9 — продольная стенка закрылка; 10 — задний лонжерон крыла; 11, 12 и 13 — передние, боковые и задние направляющие ролики; 14 — каретка; 15 — направляющий рельс

Каретки представляют собой коробки, стенки которых штампуют из сплава АК-6. Основание коробки с помощью ушков неподвижно соединено четырьмя болтами с носком закрылка. На свободной консольной части коробки прикреплены направляющие ролики 11—13, которые опираются на нижний пояс направляющего рельса (монорельса) 15.

Направляющие рельсы изготавливают из легированной стали по винтовой линии (кроме самолетов Ил-62, Ил-76, Ил-86). В сечении они представляют собой двутавр. Каждый рельс крепится к заднему лонжерону крыла в трех точках, что обеспечивает полное защемление и позволяет воспринимать все нагрузки, приходящиеся на него со стороны роликов кареток (на рис. 3.18 видна только одна точка крепления).

Закрылок перемещается по винтовой линии, благодаря чему между закрылком и крылом образуется щель постоянной относительной ширины по размаху при любом угле отклонения.

3.9.3. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЗАКРЫЛОК

В отклоненном положении на закрылок действуют распределенные и сосредоточенные силы (рис. 3.19):

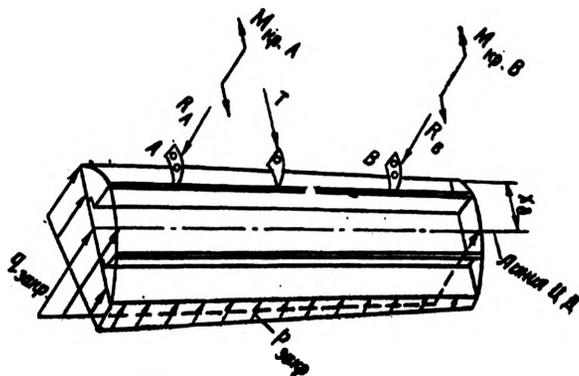


Рис. 3.19. Силы, действующие на закрылок

— аэродинамические поверхностные силы давления $p_{\text{закрыл}}$ воздушного потока, распределенные по внешней поверхности закрылка, которые сводятся к погонной нагрузке $q_{\text{закрыл}}$;

— силы реакции R_A и R_B , приложенные в местах опирания роликов кареток на направляющие рельсы;

— силы T , приложенные к закрылку в узлах шарнирного соединения винтовых механизмов управления.

Примечание. Силами тяжести конструкции закрылка пренебрегаем.

Для изучения работы конструкции закрылка под действием этих нагрузок воспользуемся известным методом силового расчета.

3.9.4. СИЛОВОЙ РАСЧЕТ ЗАКРЫЛКА

Последовательность силового расчета конструкции закрылка та же, что и для крыла.

Схематизация закрылка очевидна из рис. 3.20. Силовая схема закрылка представляет собой многоопорную балку (на рисунке для упрощения показаны только две опоры А и В).

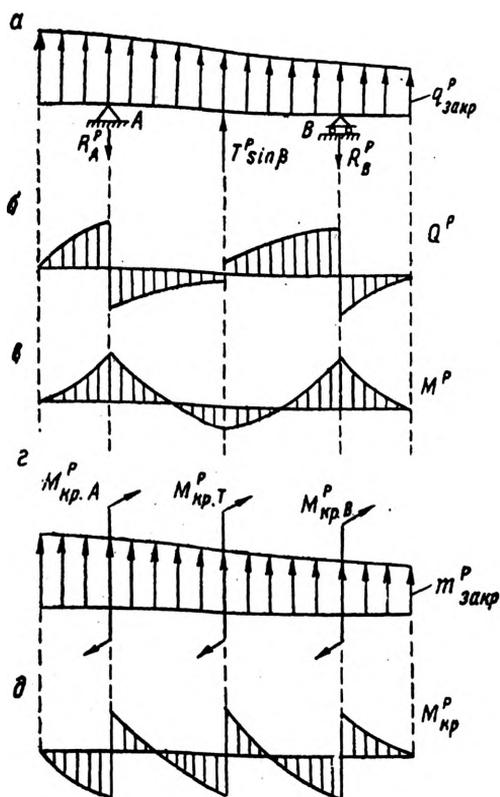


Рис. 3.20. Расчетно-силовые схемы и эпюры нагрузок закрылка

Наибольшие расчетные нагрузки действуют перпендикулярно нижней панели. Прочность и жесткость конструкции закрылка в этом направлении наименьшие.

Рассмотрим наиболее тяжелые условия работы закрылка под действием нормальных нагрузок, когда он отклонен на посадочный угол.

Расчетная воздушная нагрузка $P^P_{закр}$ определяется скоростным напором на посадке и параметрами закрылка:

$$P^P_{закр} = C_n q_{тин}^2 S_{закр} f,$$

где $C_n = 1,0$ — коэффициент нормальной силы при $\delta_{\text{закр}} = 60^\circ$;
 $q_{\text{min}}^1 = 0,0223 V_{\text{min закр}}^2$, МПа — скоростной напор на посадке
(здесь $V_{\text{min закр}}$ в м/с);
 $S_{\text{закр}}$ — площадь закрылков;
 $f = 2$ — коэффициент безопасности.

Расчетная погонная воздушная нагрузка $q^p_{\text{закр}}$ распределяется по размаху закрылка $l_{\text{закр}}$ пропорционально хордам $b_{\text{закр}}$ сечений:

$$q^p_{\text{закр}} = \frac{P^p_{\text{закр}}}{S_{\text{закр}}} b_{\text{закр}}.$$

Эпюра $q^p_{\text{закр}}$, как и закрылок, имеет трапецевидную форму.

Расчетно-силовая схема закрылка (рис. 3.20,а) представляет собой многоопорную балку, к которой приложены нормальные расчетные нагрузки:

- погонная расчетная воздушная нагрузка $q^p_{\text{закр}}$;
- расчетные силы R^p_A и R^p_B реакции опор, сумма которых принимается равной результирующей $R^p = R^p_A + R^p_B$;
- расчетная сила T^p винтового механизма, которая в направлении, нормальном нижней поверхности закрылка, дает составляющую, равную $T^p \sin \beta$, где β — угол между осью винтового механизма и нижней поверхностью закрылка.

Расчет поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов аналогичен соответствующему расчету крыла. Полученные результаты представляем в графическом виде (см. рис. 3.20,б, в, д).

Эпюра поперечной силы Q^p (см. рис. 3.20,б) имеет параболический характер. На консольных частях закрылка Q^p растет по мере приближения к опорам А и В. На опорах она скачком уменьшается с изменением даже знака нагрузки, что является следствием восприятия нагрузки опорой не только с консольной, но и с половины средней части закрылка. Между опорой и винтовым механизмом поперечная сила вновь монотонно возрастает, а в середине закрылка увеличивается скачкообразно на величину $T^p \sin \beta$.

Наибольшее значение поперечной силы наблюдается вблизи опор. С закрылка Q^p передается на моноблочную часть крыла, где векторно суммируется с поперечной силой крыла. Кроме того, вследствие несовпадения Q^p закрылка с осью жесткости крыла, она вносит изменение в эпюру крутящего момента крыла.

Эпюра изгибающего момента M^p (см. рис. 3.20,в) характеризуется кубической параболой. На консольных частях закрылка M^p растет по мере приближения к опорам А и В. На опорах она меняет направление (здесь эпюра Q^p проходит через нулевое значение). Между опорой и винтовым механизмом M^p монотонно уменьшается с изменением знака. В середине закрылка $M^p = T^p \sin \beta 0,5l_{A-B}$, где l_{A-B} — расстояние между опорами.

Наибольших значений изгибающий момент достигает, так же как и поперечная сила, вблизи опор. Изгибающий момент уравнивается на закрылке и на крыло не передается.

Эпюра крутящего момента $M^p_{кр}$ (см. рис. 3.20,д) аналогично эпюре M^p характеризуется кубической параболой со скачками на опорах и в месте крепления винтового механизма.

Крутящий момент возникает вследствие несовпадения линии ЦД приложения погонной воздушной нагрузки $q^p_{закр}$ с осью жесткости (лонжероном) закрылка (см. рис. 3.19) и уравнивается реакцией опор и винтового механизма (см. рис. 3.20,г). Крутящий момент с закрылка передается на крыло в основном аналогично поперечной силе Q^p .

3.9.5. РАБОТА ЗАКРЫЛКА

Работа конструкции закрылка под действием выявленных нагрузок во многом напоминает работу крыла.

Поперечная сила Q^p воспринимается стенкой лонжерона. Стенка работает на сдвиг.

Поперечная сила передается на крыло с помощью монорельсов и винтового механизма. При этом монорельсы работают на сдвиг и изгиб, а винтовой механизм — на сжатие.

Изгибающий момент M^p воспринимается полками лонжерона и прилегающей к ним обшивкой, которые работают на растяжение-сжатие.

Крутящий момент $M^p_{кр}$ воспринимается обшивкой замкнутого контура сечения закрылка. В местах вырезов передней части закрылка этот контур ограничивается стенкой лонжерона и обшивкой задней части закрылка с соответствующими подкреплениями. Обшивка и стенка работают на сдвиг. Крутящий момент передается на крыло монорельсами и винтовым механизмом: монорельсы работают на изгиб, а винтовой механизм — на растяжение-сжатие.

Работоспособность элементов конструкции закрылка определяется либо из отношения временного сопротивления материала, работающего на растяжение, к действующему напряжению $\sigma_{раст}$, либо из отношения критического напряжения $\sigma_{кр}(\tau_{кр})$ элемента, работающего на сжатие или сдвиг, к действующему напряжению $\sigma_{сж}(\tau)$. Количественные показатели работоспособности закрылка аналогичны тем, что приведены для крыла.

Наиболее современные средства механизации крыла используют на самолетах Ту-154, Ил-76, Ил-86 — выдвижные закрылки, интерцепторы и предкрылки.

Характерной особенностью трехщелевого закрылка является значительное увеличение несущей способности $c_y S$ крыла на взлете при незначительном увеличении c_x . Все это объясняется увеличением площади S крыла, ламинарностью обтекания вследствие сдува пограничного слоя и незначительными углами отклонения закрылка. Посадочное положение такого закрылка отличается от взлетного только большей величиной угла отклонения. Выдвижение закрылка осуществляется полностью в начальной стадии выпуска.

3.9.6. НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО ИНТЕРЦЕПТОРА, ПРЕДКРЫЛКА, ШИТКА

Интерцепторы — верхние отклоняющиеся поверхности хвостовой части крыла, составляющие около 3% общей площади крыла. Они предназначены для уменьшения подъемной силы крыла, увеличения эффективности элеронов и лобового сопротивления самолета. Интерцепторы применяются в полете и на земле.

Отклоненные в одну сторону на обеих консолях крыла интерцепторы уменьшают подъемную силу крыла и увеличивают лобовое сопротивление при экстренном снижении по крутой траектории. Отклоненный вверх на одной консоли крыла интерцептор улучшает поперечную управляемость самолета при значительных отклонениях элеронов на всех этапах полета. Последнее весьма существенно для магистральных самолетов с тонкими стреловидными крыльями, эффективность элеронов которых падает при полетах на большой скорости и в турбулентной атмосфере вследствие деформации крыла и проводки управления.

На земле интерцепторы используют для сокращения длины пробега и дистанции прерванного взлета. Полное отклонение интерцепторов $\delta_{\text{инт}} = 50\text{—}60^\circ$ обеспечивает значительное увеличение силы торможения самолета вследствие роста лобового сопротивления и силы торможения колес — результат интенсивного падения подъемной силы и роста нормальной нагрузки на тормозные колеса (см. п.6.3.1).

Интерцепторы состоят из отдельных секций. Конструкция секции аналогична конструкции простого закрылка. Управление секциями осуществляется с помощью гидромеханических приводов.

Секции интерцепторов, используемые в полете, блокируются с закрылками, связываются с элеронами с помощью дифференциального кинематического механизма и автоматически убираются при переводе двигателей на взлетный режим.

Секции интерцепторов, предназначенные для использования на пробеге, блокируются с положением шасси.

Синхронизация отклонения симметричных секций интерцепторов обеспечивается либо гидравлическими синхронизаторами-порционерами (Ту-134, Ту-154), либо общей жесткой тягой (Ил-62).

В крайних положениях секции интерцепторов фиксируются шариковыми замками гидроприводов (Ту-134, Ту-154). На самолетах Ил-62 в отклоненном положении они запираются двусторонними гидрозамками, а в убранном — механическими замками.

Информация экипажа о выпущенном положении секций интерцепторов осуществляется светосигнализаторами, стрелочными индикаторами и лимбами.

Предкрылком называется профилированная передняя часть, обеспечивающая увеличение подъемной силы крыла до 20% за счет увеличения площади крыла в плане, кривизны профиля, сдува пограничного слоя.

Предкрылок самолета Ту-154 (рис. 3.21) состоит из отдельных секций. Секции предкрылка жестко связаны с каретками, которые с помощью роликов опираются на прикрепленные к переднему лонжерону крыла рельсы. Система управления предкрылка аналогична системе управления закрылка. При выпуске предкрылок

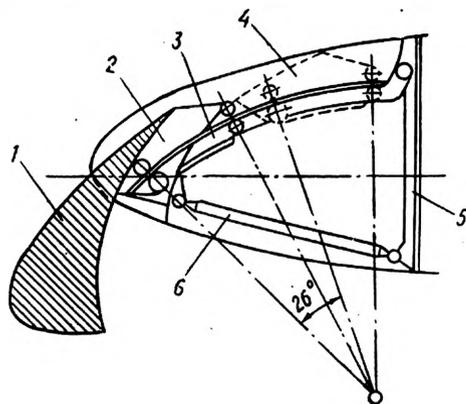


Рис. 3.21. Предкрылок самолета Ту-154:

1 — предкрылок (отклонен на 26°); 2 и 4 — каретки в отклоненном и убранном положениях предкрылка; 3 — направляющий рельс; 5 — передний лонжерон крыла; 6 — подкос крепления направляющего рельса

отклоняется вперед и вниз, образуя с крылом щель. Существенной трудностью в конструкции управляемого предкрылка является обеспечение противообледенительной защиты предкрылка и крыла. На самолете Ту-154 свободная от предкрылка корневая часть крыла имеет воздушно-тепловую защиту, а предкрылок — электротермическую. Под предкрылками противообледенительной защиты крыла нет.

На самолетах Ту-134 и Як-18Т используют щиток. На самолете Ту-134 его устанавливают на нижнем своде фюзеляжа (за моноблочной частью крыла) и используют как воздушный тормоз для снижения посадочной скорости самолета.

В настоящее время разрабатывают энергетические средства механизации крыла, в которых используют сжатый воздух компрессоров двигателей. Значительное повышение несущей способности таких крыльев достигается:

- управлением пограничным слоем — отсосом или сдувом пограничного слоя с верхней поверхности крыла, предкрылков или закрылков на больших углах атаки самолета;

- установкой струйно-реактивного закрылка — профилированной щели вдоль задней кромки крыла, через которую вниз и назад выбрасывается струя воздуха. Она эжектирует окружающий воздух, увеличивая скорость обтекания и аэродинамическую подъемную силу крыла, и создает еще дополнительную подъемную силу за счет вертикальной составляющей реактивной тяги.

Для обеспечения регулярности полетов и сокращения потребной длины ВПП используют самолеты укороченного и вертикаль-

ного взлета и посадки (СВВП). На этих самолетах обеспечивается уменьшение удельной нагрузки крыла mg/S и увеличение энерговооруженности $\mu = \frac{\sum P_{дв}}{(mg)_{взл}}$, значительно превышающей необходимую для крейсерского полета. В режимах взлета и посадки избыточная тяга (мощность) двигателей используется для создания вертикальной тяги. На самолетах с ТВД вертикальная тяга создается с помощью обдуваемых винтами многоцелевых закрылков (Л-410 УВП).

Создание СВВП для гражданской авиации сопровождается необходимостью решения проблем надежности конструкции и безопасности полета. Появление СВВП в Аэрофлоте планируется в начале 90-х годов.

В заключение отметим, что посадочные свойства самолета также улучшаются торможением колес шасси, выпуском тормозного парашюта, реверсом тяги двигателей.

3.10. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КРЫЛА И СРЕДСТВ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

3.10.1. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КРЫЛА

Надежность и долговечность крыла определяются совершенством конструкции и эксплуатации.

В эксплуатации возможны повреждения крыла:

- в процессах технического обслуживания, заправки и загрузки самолета;
- в случаях наруливания на различные препятствия; касания законцовкой крыла покрытия ВПП;
- при посадке с убраннным шасси, превышении допустимых перегрузок на взлете, в полете, на посадке и рулении, неграмотной эксплуатации противообледенительных устройств крыла, ошибочных действиях экипажа при пожаре в зоне размещения двигателей на крыле, в случаях преждевременной выработки ресурса.

Самым серьезным недостатком технического обслуживания является завышение периода осмотра ответственной силовой схемы крыла, в течение которого возможно зарождение и развитие усталостной трещины до размеров, угрожающих разрушением крыла в целом. Такие явления наблюдались, например, на самолетах Ан-10. В процессе открытой заправки самолета топливом наблюдаются повреждения обшивки стрелялками, заправочным блоком, непредусмотренной обувью. Перезаправка баков топливом нередко сопровождается разрушениями контейнеров баков и силовых элементов крыла. Для предупреждения этого на самолетах Ту-154 предусмотрены специальные сливные патрубки большого сечения. Аналогичные разрушения встречаются и при заправке самолета с заглушками на патрубках дренажной системы или при закупорке их в предыдущем полете снегом и льдом. Это неоднократно имело место на самолетах Ил-18. Полеты на самолетах с

незамеченным разрушением топливных баков-отсеков опасны. Возможно вытекание топлива с последующим пожаром или даже разрушением крыла при значительной перегрузке в полете или на посадке. В процессе технического обслуживания и загрузки самолета нередко повреждается крыло специальными транспортными средствами и оборудованием. Эти повреждения носят местный характер и восстанавливаются силами АТБ. Однако при этом задерживается рейс.

Столкновение самолетов с различными препятствиями при рулении возникают, как правило, по вине экипажа. Причинными поломками, в первую очередь крыльев самолетов, являются:

- плохая видимость и большая скорость руления;
- пренебрежение состоянием покрытия рулежных дорожек, стоянок и ВПП. В результате низкого значения коэффициента сцепления происходят выкатывание и столкновение самолетов с препятствиями;

- ошибочный заход и посадка самолета на закрытую ВПП или даже на рулежную дорожку;

- наличие посторонних предметов (автомашин, средств наземного обслуживания, рабочего инвентаря и даже людей) в зонах движения самолетов;

- нарушение технологии работы, отсутствие сработанности, ответственности и низкий уровень дисциплины в экипаже.

Поломки концевых частей крыла происходят в результате посадки самолетов с недопустимым креном и низким расположением и обратным «V» крыла, с невыпущенной основной опорой самолета, при крутых разворотах на большой скорости движения или при попадании одной основной опорой на мягкий грунт. Такая поломка сопровождается длительным простоем самолета в восстановительном ремонте силами АТБ или заводской бригады.

Возможны случаи складывания опор шасси при аварийной посадке вследствие непостановки их на замки выпущенного положения из-за недостатка времени.

Превышение допустимых перегрузок на взлете, в полете, на посадке и рулении сопровождается потерей устойчивости обшивки и повреждением силовой схемы крыла в целом.

Недопустимо большие перегрузки возникают в случаях сваливания самолетов и последующего резкого маневрирования. Примером являются случаи разрушения консолей крыла самолетов Ли-2 при сваливании в турбулентной атмосфере с последующим резким выводом самолета в первоначальный режим полета. Случаи остаточных деформаций планера наблюдались на самолетах Ил-18 и Ту-104.

В случаях грубых посадок на три точки, на одну основную опору самолета, посадка со сносом, посадка на концевую полосу безопасности с последующим передним ударом в торец ВПП колесами основных опор, как правило, сопровождаются повреждениями крыла на всех самолетах ГА. Большую опасность представляют незамеченные разрушения, которые в дальнейшей эксплуатации

сопровождаются внезапным доломом. Безопасность полета при этом определяется ответственностью экипажа, совершившего грубую посадку. Он должен предъявить самолет на технический контроль состояния планера. Встречаются случаи скрытия экипажами грубых посадок и тяжелых летных происшествий в дальнейшем. Для исключения таких последствий и обеспечения объективного учета остатка ресурса планера параметры полета самолета фиксируются самописцем (см. п.2.7).

Под действием чрезмерной поперечной силы $Q_z > Q_{Pz}$ теряют устойчивость стенки лонжеронов (появляется наклонный гофр). Под действием $M_z > M_{Pz}$ разрываются или теряют устойчивость (прогибаются) обшивка, стрингеры, полки лонжеронов панелей крыла. Под действием $M_{кр.z} > M_{Pкр.z}$ теряют устойчивость обшивка панелей и стенки лонжеронов (появляются косые волны по всему контуру моноблочной части). Большинство этих деформаций может быть обнаружено внешним визуальным осмотром состояния обшивки, заклепочных и болтовых соединений.

Превышение допустимого скоростного напора вызывает вмятины или отрыв обшивки носовой или хвостовой части крыла, срыв крышек лючков, деформации тяг и створок шасси.

Неграмотная эксплуатация противообледенительной системы крыла сводится в основном к перегреву конструкции, появлению высоких неравномерных температурных напряжений и короблению обшивки. Перегрев происходит при длительном пробном включении системы на земле и сопровождается отчетливо видимой простым глазом волнистостью обшивки. Несвоевременное включение противообледенительной системы крыла в полете в условиях обледенения не обеспечивает сброс льда со всей поверхности, что сопровождается дополнительной тряской и опасностью авиационного происшествия.

Из-за несовершенства противообледенительных систем встречаются негерметичность и прогары трубопроводов воздушно-тепловых систем (например, пожар на самолете Ан-24), короткие замыкания и отказ ограничителей нагрева электронагревательных секций (Ил-18, Ту-154), недостаточная эффективность в условиях интенсивного обледенения крыла.

В случае возникновения пожара в крыле или в зоне любого агрегата, расположенного на крыле, особенно двигателей, возможен прогар конструкции, распространение пламени на топливные баки и возникает опасность взрыва. Поэтому экипаж обязан принять срочные меры по ликвидации пожара, а если это безрезультатно, то экстренно снизиться, произвести вынужденную посадку и как можно быстрее эвакуировать пассажиров из самолета.

Экипажу, как правило, удается ликвидировать пожар двигателя с помощью пожарной системы, эффективность которой проверяется на огневом стенде (см. п. 9.7.6). Распространению пожара в зону топливных отсеков крыла препятствует противопожарная перегородка. На самолете Ил-18 были случаи перегорания даже

стержней подвески двигателя с последующим отваливанием двигателя и благополучным завершением полета.

Преждевременная выработка ресурса крыла происходит вследствие неполного учета повторного действия нагрузок в течение длительного времени летной эксплуатации. Зарождающиеся в местах концентрации напряжений усталостные трещины увеличиваются постепенно. Их обнаруживают в местах коррозии, в заклепочных и болтовых соединениях, в зонах высокочастотных вибраций, вызываемых пульсацией потока отводимых горячих газов двигателей, неравномерностью воздушного потока за винтами и надстройками крыла. В наиболее неблагоприятных условиях оказываются крылья турбовинтовых самолетов. Преждевременная выработка ресурса усугубляется пренебрежением, а иногда и скрытием экипажами значительных маневренных перегрузок и грубых посадок. Все это представляет большую опасность и грозит разрушением крыла в турбулентной атмосфере при дальнейших полетах. Для исключения преждевременной выработки ресурса ведут объективный учет числа и величины перегрузок, испытываемых самолетом в летной эксплуатации, повышают надежность, долговечность и живучесть конструкции, вводят летные ограничения по прочности крыла (см. п.2.7).

3.10.2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СРЕДСТВ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Только при исправном состоянии средств механизации крыла обеспечивается безопасность полета. В случае нарушения нормальной работы системы управления механизацией или разрушения элементов подвески поверхностей создается аварийная ситуация.

Основной опасностью является аэродинамическая несимметрия, возникающая вследствие несинхронного отклонения управляемых поверхностей левой и правой консолей крыла. В практике были случаи нарушения аэродинамической симметрии по причине разрушения элементов трансмиссии, например, на самолетах Ил-18, Ту-104, Ту-124, Ил-76Т. Поэтому необходимо тщательное соблюдение руководства по летной эксплуатации самолета: точно выполнять технологию подъема и выпуска средств механизации, контролировать синхронность отклонения. В случае появления кренящего момента отказаться от использования соответствующего вида механизации. На самолете Ту-154, например, несинхронное перемещение закрылков фиксируется специальной системой, и положение исправных поверхностей автоматически выравнивается с положением неисправных.

Большую опасность представляет взлет, если экипаж забудет отклонить средства механизации. Пилотирование в соответствии со взлетными характеристиками самолета с выпущенными средствами механизации приведет к преждевременному отрыву, возможным сваливанию самолета и авиационное происшествие.

Аварийная ситуация создается и в случае непредвиденного срабатывания системы управления механизации на нерасчетной

скорости полета. Поэтому в полете необходимо следить за сигнализацией ее положения и за состоянием рычагов управления. Необходимо помнить, что срабатывание средств механизации на непредусмотренной скорости нарушает балансировку самолета, может привести к разрушению отклоненной поверхности и нарушению симметрии обтекания самолета. Возможно авиационное происшествие. В эксплуатации такие случаи имели место.

Например:

— непредвиденный случайный выпуск закрылков на самолете Ил-18 в крейсерском режиме полета вследствие несовершенства контровки положения рычага управления;

— полет самолета Ту-124 с выпущенным щитком на большой скорости при уходе на второй круг.

Особого внимания требуют средства механизации при посадке в условиях интенсивного обледенения. Для предупреждения возникновения срывов потока приходится либо уменьшать степень ее использования, либо даже вообще от нее отказаться. Вследствие отсутствия опыта пилотирования при обледенении имели место авиационные происшествия самолетов Ил-18 (при выпуске закрылков на посадке при обледеневшем оперении возникал пикирующий момент). Обледенение крыла самолета Ан-24 приводило к потере эффективности элеронов. На самолетах Ту-154 первых выпусков наблюдалось примерзание предкрылков.

В предполетном осмотре крыла и средств механизации крыла экипаж обязан убедиться в:

— сохранности обшивки;

— наличии крышек лючков, поставленных на все замки, плотности прилегания средств механизации крыла;

— надлежащем креплении съемных силовых панелей больших технологических вырезов, съемных носовых частей и законцовок крыла;

— отсутствии течи топлива;

— отсутствии заглушек, исправности и чистоте каналов воздухозаборников системы кондиционирования воздуха, дренажной системы топливных баков, патрубков аварийного слива топлива в полете, щелей отвода воздуха противообледенительной системы;

— сохранности и чистоте остекления фар и аэронавигационных огней;

— отсутствии обледенения крыла, подвески и управления элеронов и средств механизации крыла;

— исправности стекателей статического электричества;

— исправности индикаторов, сигнализаторов, рычагов управления средствами механизации крыла и соответствии их показаний и положений нахождению самолета на стоянке.

Предполетный осмотр выполняет экипаж. Систематические осмотры — гарантия безопасности полета.

Глава 4. ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА. АЭРОУПРУГОСТЬ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА

К оперению самолета относят вертикальное (ВО) и горизонтальное (ГО) оперение и элероны*.

Оперение и крыло обеспечивают балансировку, устойчивость и управляемость самолета.

4.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ И ВНУТРЕННЯЯ КОМПОНОВКИ ОПЕРЕНИЯ

Оперение имеет симметричный профиль, относительная толщина которого меньше, чем у крыла: $c_{ГО} = c_{ВО} = 6-12\%$, трапецевидную форму в плане: $\eta_{ГО} = \eta_{ВО} = \lambda_{ВО} = 1,5-3$; $\lambda_{ГО} = 3-5$, стреловидность больше стреловидности крыла. Диапазон отклонения рулей и элеронов составляет $40-50^\circ$, а управляемого стабилизатора — от $+3$ до минус 12° . Угол установки стабилизатора колеблется от $+3$ до минус 1° .

На самолетах ГА распространены две схемы оперения:

- нормальное;
- Т-образное.

Нормальное оперение — киль и стабилизатор крепят непосредственно к фюзеляжу и обеспечивают минимальную массу, простоту конструкции киля, стабилизатора и проводки управления рулями.

Площадь киля определяется величиной боковой поверхности фюзеляжа, расположенной впереди ЦМ. Для обеспечения путевой устойчивости самолета необходимо, чтобы восстанавливающий момент превышал возмущающий; $M_{у,восст} > M_{у,возм}$. Для увеличения эффективности вертикального оперения в его работу включают боковые поверхности хвостовой части фюзеляжа (Ан-24 и Л-410) путем установки форкиля и фальшкиля, которые предотвращают перетекание пограничного слоя.

Т-образное оперение — стабилизатор — крепят к верхней части киля (рис. 4.1). Это обеспечивает:

- удаление горизонтального оперения от слутной струи крыла и двигателей;

* В соответствии со сноской п. 3.9.

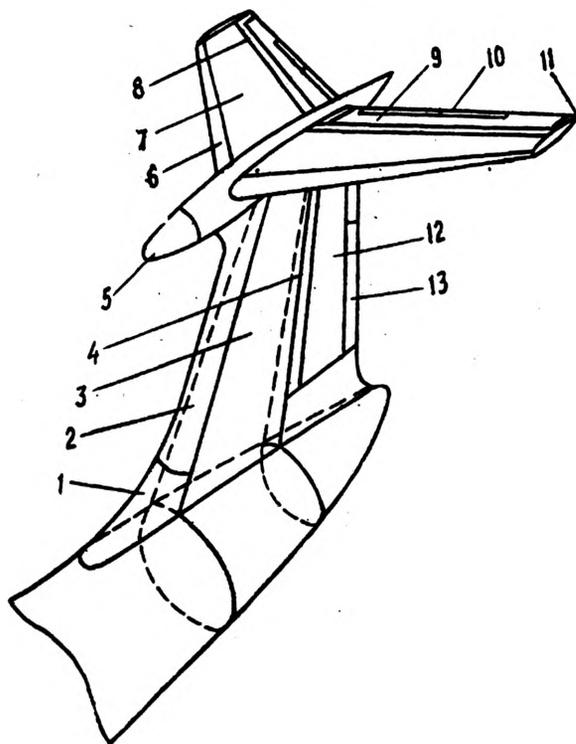
— увеличение плеча горизонтального оперения;
 — повышение аэродинамической эффективности вертикального оперения, так как ГО является концевой шайбой, препятствующей перетеканию пограничного слоя в верхней части кия. Однако при этом увеличиваются масса и усложняется конструкция кия, стабилизатора и проводки управления рулями.

Встречаются самолеты с разнесенным (Ан-28) и П-образным (М-15) вертикальным оперением и самолеты без горизонтального оперения (Ту-144).

Внутренние полости кия и стабилизатора по аналогии с крылом делятся на три части: передние, средние моноблочные и хвостовые.

Рис. 4.1. Схема Т-образного оперения:

1 — форкиль; 2 — носок кия (до первого лонжерона); 3 — средняя (межлонжеронная) часть кия; 4 — задняя часть кия (за задним лонжероном); 5 — обтекатель; 6, 7, 8 — соответственно передняя, средняя и задняя части стабилизатора; 9 — руль высоты; 10 — триммер руля высоты; 11 — законцовка стабилизатора; 12 — руль направления; 13 — пружинный сервокомпенсатор руля направления



В передних размещают противообледенительные устройства, жгуты электропроводки, антенны, механизмы управления стабилизатором (в киле). В средней моноблочной части кия размещают топливо (Ил-62М) и воздухозаборники двигателей (Ту-154, Як-40, Як-42). В хвостовых частях кия и стабилизатора устанавливают рули. В законцовках кия и стабилизатора размещают аэронавигационные (габаритные) огни, стекатели статического электричества, «жабры» для отвода отработанного воздуха воздушно-тепловой противообледенительной системы оперения (кроме Ил-62).

4.2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ОПЕРЕНИЕ

В полете на оперение, как и на крыло, действуют поверхностные и массовые силы (см. п.3.3). Поверхностными аэродинамическими силами здесь являются уравновешивающие и маневренные нагрузки.

Уравновешивающие нагрузки элеронов зависят от положения элеронов:

— при симметричном нагружении самолета в полете элероны находятся в нейтральном положении, и их нагрузка определяется как нагрузка части поверхности крыла;

— при асимметричном нагружении самолета в полете (отказ двигателей одной стороны, несимметричный выпуск средств механизации крыла или шасси) элероны находятся в отклоненном положении, и их нагрузка определяется из условия поперечной балансировки самолета. Например, статическое равновесие поперечных моментов в случае отказа двигателей правой консоли крыла (рис. 4.2):

$$Y_{\text{ВО}}^p h = 2 \Delta Y^p l_3.$$

Расчетная уравновешивающая нагрузка элерона:

$$\Delta Y^p = \frac{Y_{\text{ВО}}^p h}{2l_3}.$$

Уравновешивающая нагрузка вертикального оперения достигает наибольшего значения при полете со скольжением. Например, статическое равновесие моментов, действующих в горизонтальной плоскости относительно ЦМ самолета в случае отказа двигателей правой консоли (рис. 4.3):

$$(P_1^3 z_1 + P_2^3 z_2) f = Y_{\text{ВО}}^3 l_{\text{ВО}} f.$$

Расчетная уравновешивающая нагрузка вертикального оперения:

$$Y_{\text{ВО}}^p = Y_{\text{ВО}}^3 f = \frac{P_1^3 z_1 + P_2^3 z_2}{l_{\text{ВО}}} f.$$

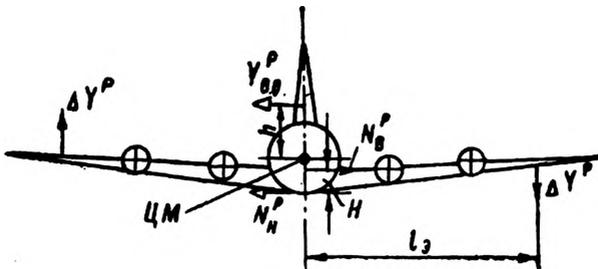


Рис. 4.2. Схема сил, действующих на самолет в вертикальной плоскости при отказе правых двигателей

Уравновешивающая нагрузка горизонтального оперения — наибольшая нагрузка, полученная из условий статического равновесия моментов относительно ЦМ самолета всех основных случаев нагружения. Например, статическое равновесие сил и моментов, действующих в вертикальной плоскости симметрии, относительно ЦМ самолета при полете в турбулентной атмосфере (см. рис. 3.3):

$$\left. \begin{aligned} Y^p a &= Y_{FO}^p l_{FO}; \\ Y^p + Y_{FO}^p &= mgn_{\max} f. \end{aligned} \right\}$$

Расчетная уравновешивающая нагрузка горизонтального оперения:

$$Y_{FO}^p = \frac{amgn_{\max}^2 f}{a + l_{FO}}$$

Маневренные нагрузки возникают при резком отклонении рулей и элеронов. Расчетная маневренная нагрузка элеронов подсчитывается по формуле

$$Y_{эл}^p = kq_{\max} S_{эл} f,$$

где k — коэффициент эффективности элеронов;

q_{\max} — максимальный скоростной напор;

$S_{эл}$ — площадь элеронов;

$f=2$ — коэффициент безопасности.

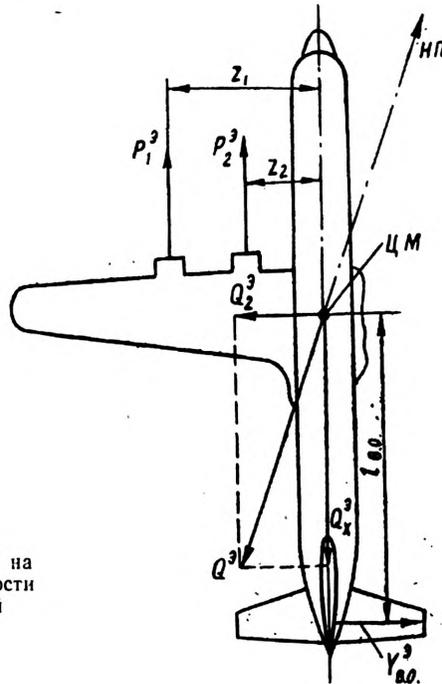


Рис. 4.3. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальной плоскости при отказе правых двигателей

Расчетная нагрузка горизонтального оперения определяется суммой расчетных уравновешивающей и маневренной нагрузок:

$$Y_{FO}^p = Y_{FO\text{ ур}}^p + Y_{FO\text{ ман}}^p$$

Расчетная нагрузка вертикального оперения определяется аналогично предыдущей:

$$Y_{VO}^p = Y_{VO\text{ ур}}^p + Y_{VO\text{ ман}}^p$$

При полете в турбулентной атмосфере расчетная нагрузка оперения (о) определяется уравновешивающей нагрузкой с учетом догрузки от турбулентности ΔY^p (см. п.2.3):

$$Y_O^p = Y_O^p + \Delta Y^p$$

Нормальная компоновочная схема оперения обеспечивает независимую работу килья и стабилизатора при горизонтальных и вертикальных порывах воздушного потока. Киль Т-образного оперения при несимметричном нагружении стабилизатора догружается, что заставляет усиливать его конструкцию и ограничивать углы скольжения самолета.

4.3. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА ОПЕРЕНИЯ САМОЛЕТА

Конструкция килья и стабилизатора большинства самолетов ГА аналогична конструкции и работе моноблочного крыла. Однако на самолетах типа Ан-24 они двухлонжеронной конструкции, а на самолетах Ту-134 стабилизатор моноблочной, а киль двухлонжеронной конструкции.

Моноблочную конструкцию стыкуют со смежными агрегатами (киль с фюзеляжем, половинки стабилизатора между собой и с фюзеляжем) по замкнутому контуру моноблока. Для этого используют специальные стыковочные и уголковые профили и накладки (рис. 4.4).

Моноблочная часть является силовой равнопрочной конструкцией по размаху. Силовые потоки здесь, как и в моноблочном крыле, между элементами конструкции не перераспределяются.

По всему размаху:

- поперечная сила воспринимается стенками лонжеронов — q_y ;
- изгибающий момент — панелями моноблока — σ_m ;
- крутящий момент — замкнутым контуром моноблока —

$T_{M\text{ кр}}$

Поперечная сила и крутящий момент стабилизатора передаются на фюзеляж, а изгибающие моменты консолей взаимно уравновешиваются. Все нагрузки с килья передаются на фюзеляж. При этом изгибающий момент килья становится крутящим моментом фюзеляжа.

Двухлонжеронную конструкцию стыкуют с фюзеляжем с помощью узловых соединений, расположенных на полках лонжеро-

нов. Вдали от стыковки все нагрузки воспринимаются аналогично моноблочной конструкции. Вблизи стыковки наблюдается перераспределение силовых потоков. Все они сходятся к четырем узлам и передаются на фюзеляж срезом болтов (аналогично крылу лонжеронной конструкции, см. п.3.8).

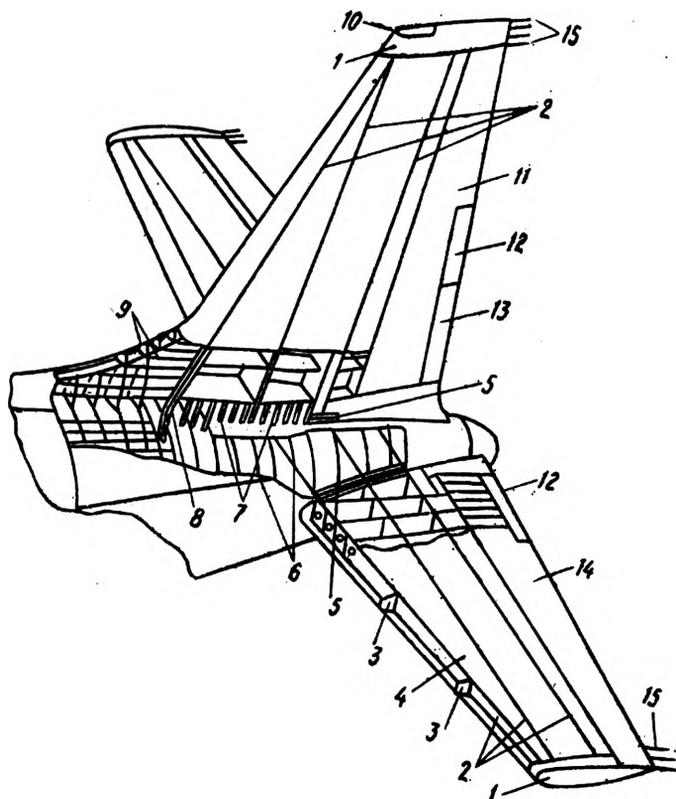


Рис. 4.4. Моноблочная конструкция кля и стабилизатора:
 1 — законцовка; 2 — лонжероны; 3 — носок нервюры; 4 — обшивка;
 5 — уголкоый профиль, обеспечивающий стыковку замкнутого контура моноблока с боковиной фюзеляжа; 6 — шпангоуты; 7 — накладкн, связывающие стрингеры с верхним сводом фюзеляжа; 8 — накладкн, соединяющие полки и стенки лонжеронов с усиленными шпангоутами; 9 — диафрагмы форкля; 10 — антенна; 11 — руль направления; 12 — триммер; 13 — пружинный сервокомпенсатор; 14 — руль высоты; 15 — стелатели статического электричества

Конструкция и работа рулей и элеронов аналогична конструкции и работе закрылка. Внешняя обшивка подкреплена внутренним силовым набором: лонжероном, дополнительной стенкой и нервюрами.

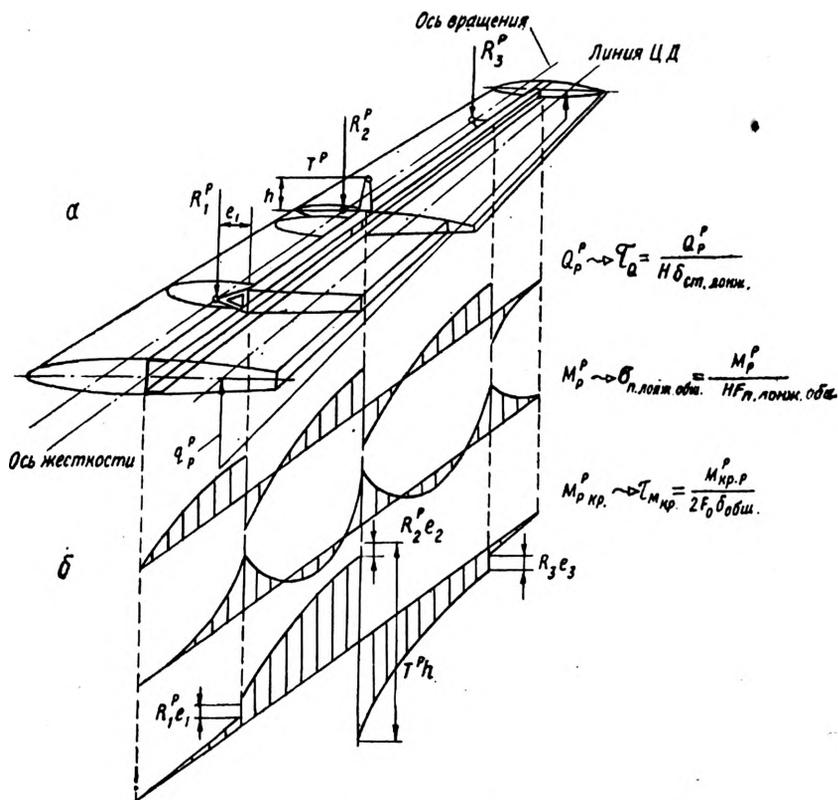


Рис. 4.5. Схема конструкции и работы рулей и элеронов

Расчетно-силовая схема представляет собой многоопорную балку, нагруженную погонной воздушной нагрузкой q^p , реакциями опор R^p , силой системы управления T^p (рис. 4.5,а).

На рис. 4.5,б слева изображены эпюры сил и моментов, а справа даны расчетные формулы возникающих напряжений. Поперечная сила $Q^p_p = P^p_p = -R^p_{1,2,3}$ воспринимается стенкой лонжерона, в которой возникают касательные напряжения τ_q , и передается на крыло (киль, стабилизатор).

Сила управления T^p уравнивается горизонтальной реакцией узлов подвески (рис. 4.6): $T^p = R_{x,1,2,3}$.

Изгибающий момент M^p_p воспринимается полками лонжерона и прилегающей обшивкой $\sigma_{п.лонж.обш}$ и здесь же самоуравновешивается (как и в крыле). Крутящий момент $M^p_{кр.р}$ воспринимается замкнутым контуром $\tau_{кр.р}$ и уравнивается системой управления $T^p h$ (см. рис. 4.6):

$$P^p d + R^p_{1,2,3} e = T^p h.$$

Эксплуатационные величины этих моментов составляют шарнирный момент руля $M_{ш}$:

$$P_p d + R_{1,2,3} e = P_p (d + e) = Th = M_{ш}.$$

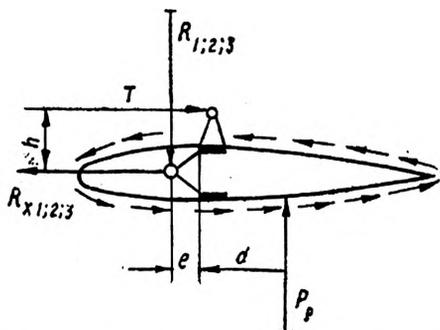


Рис. 4.6. Схема равновесия руля (элерона)

Величина шарнирного момента определяется известной аэродинамической формулой

$$M_{ш} = m_{ш} \frac{\rho V^2}{2} S_p b_p,$$

из которой видно, что $M_{ш}$ увеличивается пропорционально квадрату скорости полета и кубу линейных размеров руля. При маневрировании самолетов развиваются большие шарнирные моменты рулей и элеронов, преодолеть которые без специальных конструктивных устройств экипаж физически не в состоянии. На современных самолетах используют системы с аэродинамической компенсацией и автоматизированные системы с рулевыми гидроприводами (см. гл. 7).

4.4. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПЕНСАЦИЯ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ РУЛЕЙ И ЭЛЕРОНОВ

На самолетах с системами непосредственного управления отклонение рулей и элеронов обеспечивается физической силой экипажа.

Сила P , прикладываемая к командным рычагам, определяется из равенства элементарных работ рычага и руля (рис. 4.7):

$$P H d\theta = Th d\delta;$$

$$P = \frac{M_{ш} d \delta}{H d\theta},$$

где $d\delta$ определяется требованиями балансировки и управляемости самолета, а H и $d\theta$ — удобствами рабочего места пилота. Сокра-

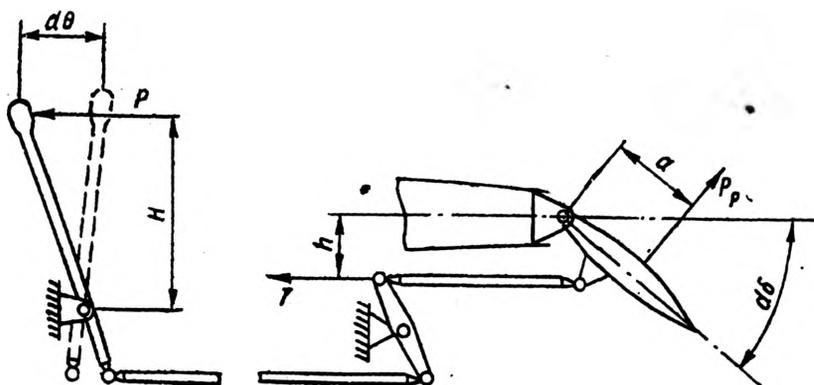


Рис. 4.7. Схема непосредственного управления руля высоты

шение величины P_p возможно уменьшением $M_{ш}$. Для этого вводят осевую аэродинамическую компенсацию, применяют сервокомпенсаторы.

Осевая аэродинамическая компенсация

Шарнирный момент руля (элерона) определяется произведением аэродинамической силы P на плечо a до оси вращения (см. рис. 4.7): $M_{ш} = P_p a$.

Для уменьшения $M_{ш}$ ось вращения смещают по хорде назад, укорачивая плечо a (рис. 4.8): $M_{ш} = P_p (a - b)$.

При этом эффективность руля и элерона не меняется.

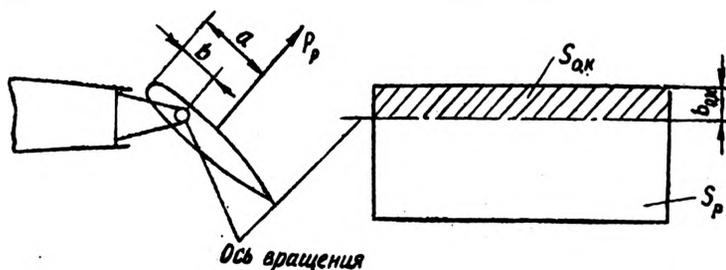


Рис. 4.8. Схема осевой аэродинамической компенсации

Осевая аэродинамическая компенсация (ОК) используется на всех самолетах с непосредственным управлением рулей и элеронов. Ее эффективность оценивается соотношениями:

$$S_{ок} = 0,3 S_p; \quad b_{ок} = 0,3 b_p,$$

где $S_{ок}$ и $b_{ок}$ — площадь и хорда руля до оси вращения (см. рис. 4.8);

S_p и b_p — вся площадь и хорда руля соответственно.

На самолетах с толстым асимметричным профилем крыла для выравнивания сопротивления консолей при отклонении элеронов и предупреждения разворота вводят дифференциальное управление (Ан-12, Ан-24). На самолетах Ил-14, Ил-18, Ил-62 срезают верхнюю часть носка элерона, а ось вращения дополнительно смещают вниз.

При больших углах отклонения рулей и элеронов возможны перекомпенсации $M_{ш}$ и даже смена знака нагрузки P_p , что весьма опасно.

Перекомпенсация $M_{ш}$ предупреждается загрузочными пружинами, которые создают дополнительные нагрузки на командных рычагах только при больших углах отклонения рулей.

Сервокомпенсация

На самолетах с непосредственным управлением осевую компенсацию шарнирных моментов рулей и элеронов дополняют сервокомпенсаторами в виде флетнеров, триммеров-флетнеров и пружинных сервокомпенсаторов.

Флетнер — небольшая отклоняющаяся жесткой тягой часть поверхности руля или элерона. Тяга шарнирно соединена с кабачиками на флетнере и крыле (киле, стабилизаторе). Отклонение элерона или руля сопровождается пропорциональным отклонением флетнера в противоположную сторону и уменьшением $M_{ш}$ (рис. 4.9):

$$P_p(a-b) - P_{\phi}l_{\phi} - M_{ш}.$$

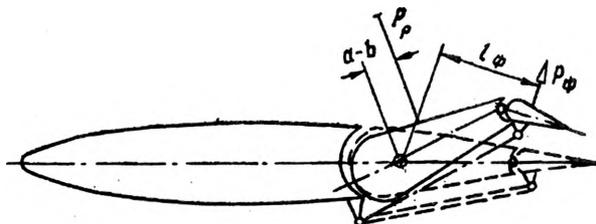


Рис. 4.9. Схема работы флетнера

Триммер-флетнер — это флетнер, длина жесткой тяги которого может изменяться с помощью механического или электромеханического привода. Триммер-флетнер с электромеханическим приводом используют на самолетах «Ту» и частично — «Ан». Они работают в двух режимах: триммера — электромеханизм изменяет длину тяги, флетнера — электромеханизм бездействует.

Пружинный сервокомпенсатор (рис. 4.10) — небольшая, отклоняемая жесткой тягой, при обжатии пружинной стойкой, часть элерона (Ил-62) или руля направления (Ил-18, Ил-62, Ан-12, Ан-24). Тяга шарнирно соединена с кабачком этой поверхности и

качалкой. Качалка имеет ось вращения относительно руля, но удерживается от вращения пружинной тягой. Система управления разворачивает руль и поверхность сервокомпенсатора как одно целое, когда $M_{ш}$ меньше момента, развиваемого пружинной стойкой. В случае чрезмерного возрастания $M_{ш}$ руля направления (при отказе двигателя) или элерона (резкий вывод самолета

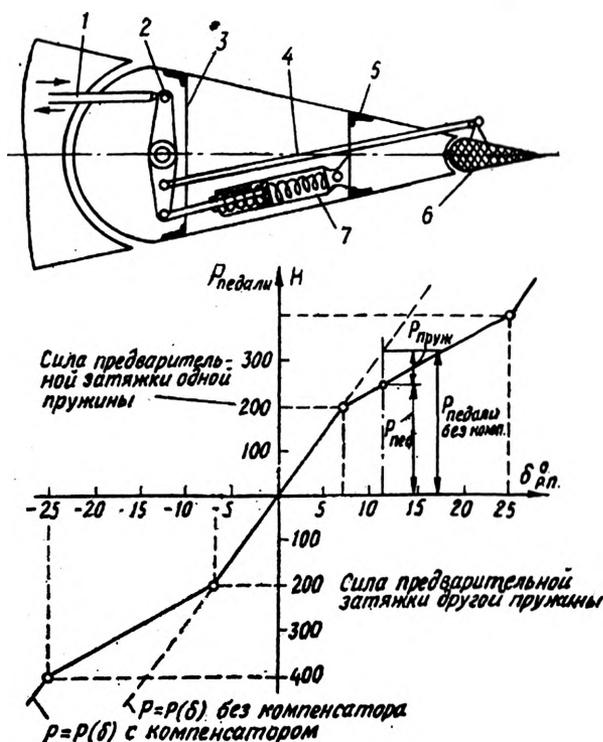


Рис. 4.10. Принципиальная схема и характеристика пружинного сервокомпенсатора руля направления самолета Ил-18: 1 — тяга системы основного управления; 2 — двуплечая качалка (ее ось вращения совмещена с осью вращения руля направления); 3 — лонжерон руля направления; 4 — тяга управления поверхностью сервокомпенсатора; 5 — вспомогательная стенка руля; 6 — поверхность сервокомпенсатора; 7 — пружинная тяга (две пружины, работающие только на растяжение)

из режима сваливания) преодолевается сила пружинной стойки, и поверхность сервокомпенсатора разворачивается в противоположную сторону руля (элерона), уменьшая шарнирный момент.

Пружинная тяга увеличивает вероятность возникновения флаттера крыла и оперения.

4.5. СРЕДСТВА БАЛАНСИРОВКИ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

Средства балансировки самолета в установившемся режиме полета обеспечивают равновесие всех его сил и моментов при разгруженных командных рычагах управления рулями и элеронами.

На самолетах с непосредственным управлением используют следующие средства балансировки:

- триммер;
- триммер-флетнер (см. п.4.4);
- управляемый стабилизатор.

Триммер

Триммер — небольшая отклоняющаяся часть поверхности руля или элерона, управление которой осуществляется с помощью электромеханического, механического или смешанного привода.

Электромеханический привод используется в системах управления триммерами элеронов и руля направления всех самолетов (рис. 4.11). Для уменьшения массы системы электромотор МП-100 включается в массовую балансировку руля (элерона).

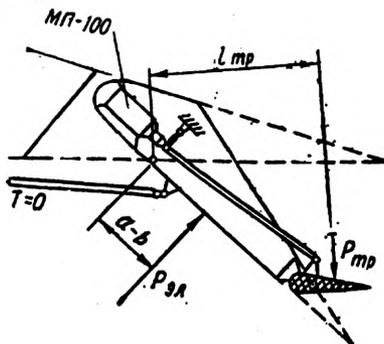


Рис. 4.11. Схема триммера с электро-механическим приводом в положении полной балансировки элерона:
 $P_{эл}(a-b) = P_{тр}l_{тр}; T=0$

Механический привод используется отдельно или совместно с электромеханическим приводом в системе управления триммером наиболее ответственного руля высоты. Механический привод отличается высокой надежностью и низким быстродействием, а электромеханический — быстродействием.

Быстродействие и надежность триммера руля высоты самолета Ил-62 обеспечиваются электромеханическим (на небольшой секции) и механическим (на большой секции) приводами.

В случае отказа внешних секций в отклоненном положении их эффект преодолевается внутренними секциями триммера.

Нейтральное положение триммера и триммера-флетнера фиксируется световой сигнализацией с помощью специальных контактных устройств.

Снятие нагрузок с командных рычагов вертолетов и самолетов (Ту-134, Ту-154, Ту-144, Ил-62, Ил-76, Ил-86), имеющих системы сервоуправления, обеспечивается электромеханизмами трим-

мерного эффекта. Они изменяют величину предварительной затяжки пружины загрузочного устройства, имитирующего шарнирный момент, по команде экипажа.

Управляемый стабилизатор

Управляемый стабилизатор, используемый на самолетах Ту-134, Ту-154, Ил-62, Ил-76, Ил-86, Як-40, Як-42, обеспечивает продольную балансировку самолета в широком диапазоне эксплуатационных центровок.

Схема управления стабилизатором на большинстве самолетов в принципе одинакова (рис. 4.12).

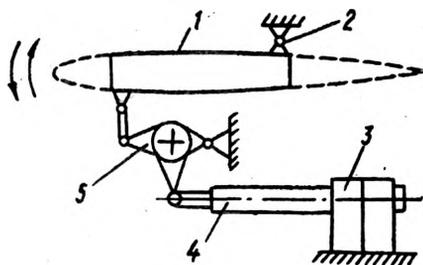


Рис. 4.12. Управляемый стабилизатор:

1 — центроплан стабилизатора; 2 — шарнирная подвеска; 3 — электродвигатели с редуктором; 4 — винтовой механизм; 5 — промежуточная система передачи усилия

АЭРОУПРУГОСТЬ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА

Аэроупругость — раздел механики, рассматривающий влияние деформаций планера на безопасность полета.

Крыло и оперение самолета имеют достаточную жесткость при наименьшей массе. Эксплуатационные нагрузки вызывают значительные статические и динамические деформации планера, сопровождающиеся ухудшением аэродинамического качества, балансировки, устойчивости, управляемости и безопасности полета самолета.

4.6. СТАТИЧЕСКИЕ ДЕФОРМАЦИИ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Из разделов силового расчета крыла, киля, стабилизатора известно, что под действием поверхностных и массовых сил эти конструкции испытывают деформации сдвига, изгиба и кручения. Деформации сдвига незначительны, и в эксплуатации ими пренебрегают.

Статические деформации прямого крыла, киля стабилизатора в полете определяются изгибающим M и крутящим $M_{кр}$ моментами, а также жесткостью конструкции на изгиб EJ и на кручение $GJ_{кр}$ (E и G — модули упругости, J и $J_{кр}$ — моменты инерции конструкции). Графически статическая деформация, например, крыла характеризуется кривой прогиба $y=y(z)$ оси жесткости и кривой изменения углов крутки сечений $\varphi=\varphi(z)$. Прогибы и крутка растут от заделки к законцовке крыла, киля, стабилизатора (рис. 4.13).

При положительной крутке увеличиваются углы атаки α сечений крыла, величина равнодействующей аэродинамической силы P и ее плечо a до центра жесткости. Это сопровождается увеличением изгиба и крутки конструкции до тех пор, пока внешний момент $M_a = Pa$ не уравновесится моментом M_y внутренних сил

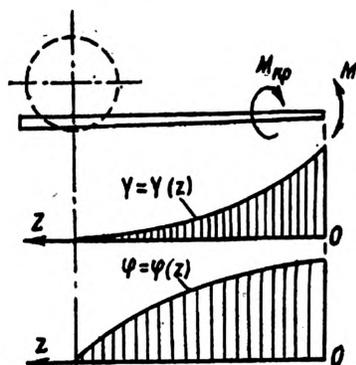


Рис. 4.13. Эпюры прогибов $y=y(z)$ и крутки $\varphi=\varphi(z)$ прямого крыла

упругости конструкции (см. рис. 4.14, а и б). Разрушение (дивергенция) прямого крыла возможно при полете на большой скорости $V > V_{\text{диверг}}$, когда крутка φ беспрерывно растет и упругое равновесие невозможно (рис. 4.14, а):

$$M_a > M_y.$$

Жесткость на кручение прямого крыла, киля, стабилизатора самолетов ГА всегда обеспечивает безопасность полета: $V_{\text{диверг}} > V_{\text{мах}}$.

Статические деформации стреловидного крыла, киля, стабилизатора самолетов ГА не создают опасность для полета, а их ди-

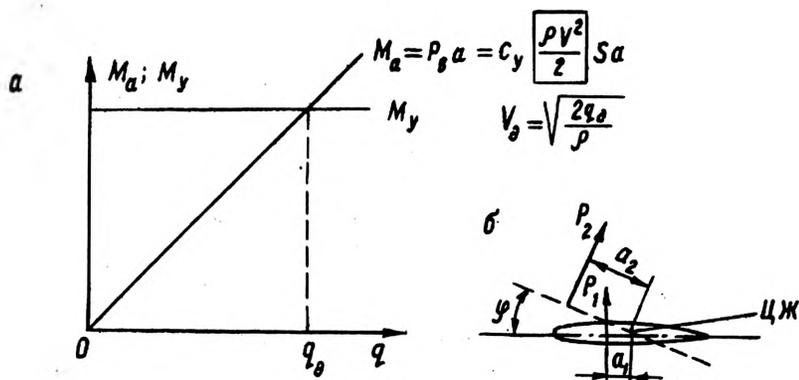


Рис. 4.14. График критической скорости дивергенции а и схема статической деформации б прямого крыла

вергенция вообще невозможна, несмотря на то, что они тоньше прямых. Это объясняется соизмеримой двойной кривой: положительной и отрицательной при одном прямом изгибе (вверх). Положительная кривка — результат смещения увеличенной равнодействующей аэродинамической силы вперед по хорде (см. рис. 4.14,б). Отрицательная кривка — результат различных прогибов точек 1 и 2 сечения $a-a$, взятого по полету (рис. 4.15).

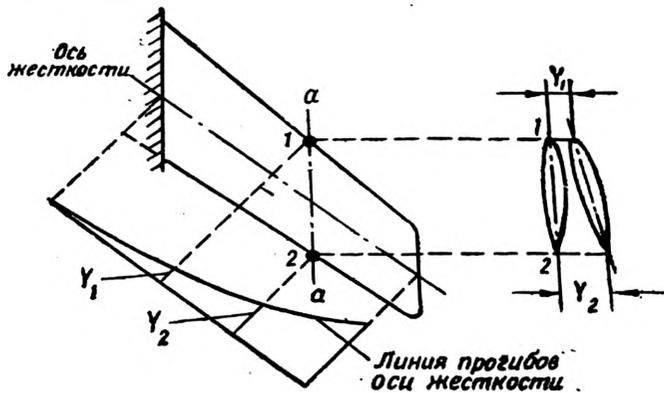


Рис. 4.15. Схема статической деформации стреловидного крыла

Реверс и «всплывание» элеронов имеют существенное значение в летной эксплуатации.

Статические деформации планера самолета незначительно снижают эффективность рулей и существенно — элеронов.

Эффективность элеронов ΔP прямого крыла уменьшается в результате его кривки φ (рис. 4.16):

$$\Delta P = \Delta P_{эл} - \Delta P_{\varphi}$$

тем значительнее, чем больше уменьшение подъемной силы крыла от его кривки ΔP_{φ} . При $\Delta P_{эл} = \Delta P_{\varphi}$ наступает потеря эффек-

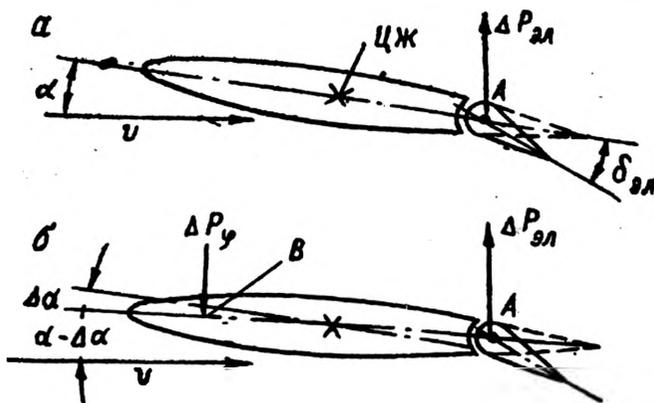


Рис. 4.16. Схема реверса элерона

тивности элеронов: $\Delta P = 0$, а при $\Delta P_{эл} < \Delta P_{\phi}$ возникает опасное явление обратного действия на самолет — **реверс элеронов**.

Потеря эффективности элеронов стреловидного крыла усугубляется совпадением отрицательных круток от отклонения элерона вниз и от изгиба крыла вверх (влияние стреловидности, см. рис. 4.15).

При полете в турбулентной атмосфере с ограниченной жесткостью крыла и проводки управления восходящие порывы вызывают «всплывание» элеронов — одновременное отклонение элеронов обеих консолей крыла вверх. Это сопровождается падением c_y концевых частей крыла и появлением кабрирующего момента.

Потеря эффективности и «всплывание» элеронов наблюдаются на зарубежных самолетах, имеющих более легкие и менее жесткие крылья. Для обеспечения требуемой поперечной балансировки и управляемости используются внутренние элероны (B-720) и элерон-интерцепторы (Ил-62, Ту-154).

4.7. ДИНАМИЧЕСКИЕ ДЕФОРМАЦИИ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Динамические деформации упругих агрегатов планера самолета в большинстве случаев сопровождаются колебаниями. Наибольшую опасность в полете представляют колебания крыла и оперения самолета.

Крыло и оперение — колебательные контуры с бесконечным числом степеней свободы. Для упрощения сводим их к системам с одной степенью свободы в виде сосредоточенной массы m на свободном конце консольного упругого элемента, обладающего жесткостью C (рис. 4.17).

При единичном мгновенном воздействии на эту массу внешней силы система выйдет из состояния покоя и будет совершать колебания по гармоническому закону с постоянной, затухающей или возрастающей амплитудами.

Установившиеся колебания наблюдаются при отсутствии сопротивления (см. рис. 4.17, верхняя кривая):

$$Y = Y_{\max} \sin \omega_0 t + \psi;$$

$$T = \frac{1}{\nu_0} = \frac{2\pi}{\omega_0} = 2\pi \sqrt{\frac{m}{C}},$$

- где Y — амплитуда собственных колебаний массы, мм;
 T — период собственных колебаний, с;
 $\nu_0 = \frac{\omega_0}{2\pi}$ — частота собственных колебаний, Гц;
 $\omega_0 = \sqrt{\frac{C}{m}}$ — круговая частота собственных колебаний, рад/с;
 C — жесткость системы, Н/м;
 t — время, с;
 ψ — начальная фаза колебаний, град:

Затухающие колебания наблюдаются при наличии сопротивления (см. рис. 4.17, средняя кривая).

Возрастающие колебания и даже разрушение системы возможны в случае поддержания собственных колебаний внешней энергией, величина совершаемой работы которой за один цикл колебаний системы больше работы демпфирующих сил (см. рис. 4.17, нижняя кривая).

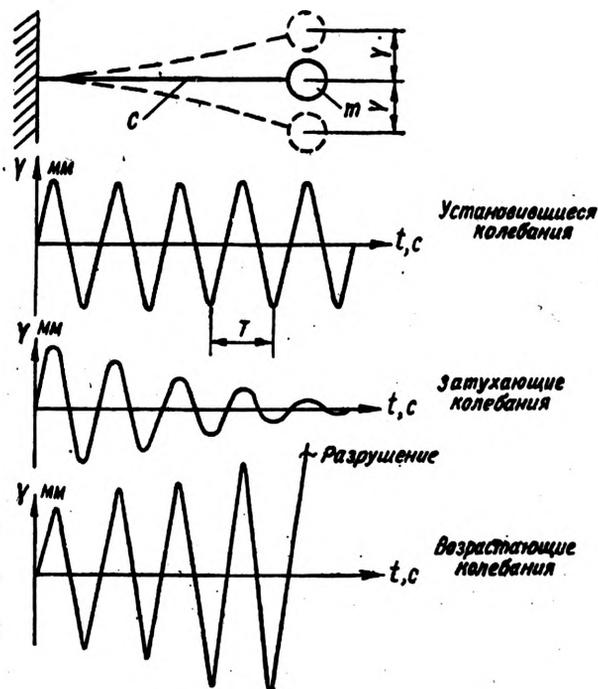


Рис. 4.17. Схема колебаний системы с одной степенью свободы

Вынужденные колебания совершаются под действием периодической внешней силы, создаваемой вибрацией двигателей, винтов, механизмов; колебаниями воздушного потока; изменениями режима полета; неровностями покрытия аэродрома.

Самовозбуждающиеся или автоколебания возникают под действием случайного внешнего импульса и поддерживаются энергией набегающего воздушного потока, кинетической энергией движения самолета по ВПП, которая трансформируется в возбуждающие периодические силы — результат колебаний агрегатов планера. К автоколебаниям относят флаттер крыла и оперения, шимми колес передней опоры шасси, «прогрессирующий козел» самолета.

4.8. ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Вынужденные колебания возбуждаются работающими двигателями, винтами, механизмами. Периодические силы создаются неуравновешенными вращающимися частями, циклической работой поршневого двигателя, аэродинамической и массовой асимметрией воздушного винта. Частота периодических сил прямо пропорциональна частоте вращения ротора и составляет спектр эксплуатационных частот. Эти силы через узлы крепления передаются на планер и вызывают колебания конструкции. Интенсивность вибраций увеличивается с приближением частоты вынуждающей силы к частоте собственных колебаний участка планера.

Резонансные колебания двигателей и приборных досок предупреждают уменьшением жесткости и частоты собственных колебаний системы за счет эластичной подвески. Резонанс тяг управления предотвращают изменением их длины, диаметра и материала. Вибрации трубопроводов устраняют соответствующим шагом крепежных хомутов.

В полете на больших углах атаки и при возникновении скачков уплотнения происходит срыв потока с образованием вихрей, действующих на планер с переменной силой. Интенсивность колебаний обшивки увеличивается с ростом энергии вихрей (скорости полета), сокращением расстояния между обшивкой и вихрями. Срывные вибрации наблюдаются на крыле, фюзеляже и оперении. Последние называются бафтингом.

Бафтинг оперения — вынужденные колебания, вызванные периодическим изменением, например, вертикальной скорости вихря и аэродинамической силы горизонтального оперения.

Встречаются два вида баффинга: скоростной и нескоростной.

Скоростной баффинг возникает на околосвуковой скорости, когда появляются срывы потока от местных скачков уплотнения. Для прекращения тряски необходимо изменять скорость полета.

Нескоростной баффинг возникает на больших углах атаки на большой высоте, при маневрировании и на посадке.

Для предупреждения тряски вводят ограничения по предельному углу атаки крыла, добиваются рациональной компоновки крыла и оперения, увеличивают жесткость оперения и обшивки планера, устанавливают обтекатели.

Циклическая болтанка самолета появляется при полете в турбулентной атмосфере. Наиболее уязвимым оказывается крыло. Интенсивность колебаний определяется частотой и энергией порывов. Энергия порывов пропорциональна амплитуде вертикальной скорости и обратно пропорциональна частоте ν порывов. Для крыла дальнего магистрального самолета существует опасность резонанса.

Например, при скорости полета $V=700-1200$ км/ч, интенсивности порывов $W=4-6$ м/с и длине волны порыва $L=300-500$ м — через 3—4 порыва устанавливаются колебания консоли

с частотой $\nu = \nu_0 = 2$ Гц. Перегрузка в конце консоли может возрасти до разрушающей величины.

Акустические колебания создаются случайными слабыми возмущениями воздушной среды в широком звуковом диапазоне частот (16—20 000 Гц), распространяемыми волнообразно во все стороны от источника со скоростью звука. Поэтому их называют звуковыми волнами, а интенсивность оценивается звуковым давлением Δp , Па или уровнем шума в децибелах (дБ). Один дБ — прирост уровня шума, который способно различить ухо человека.

Источниками акустических колебаний являются:

- срывы потока с лопастей винтов и планера;
- скачки уплотнений на поверхности планера при сверхзвуковом обтекании;
- турбулентное течение газа в двигателе и на выходе из реактивного сопла;
- турбулентное течение воздуха в системе кондиционирования самолета.

Акустические колебания создают вынужденные вибрации в основном в обшивке планера и сопровождаются усталостными разрушениями (при уровне шума 180 дБ), ослаблением заклепочных соединений, выпадением заклепок (при уровне шума 190 дБ).

На самолетах с ТВД большие вибрации создаются в обшивке боковин фюзеляжа в зоне вращения воздушных винтов, а также в обшивке крыла и мотогондол вблизи струи выхлопных газов.

На самолетах с ТРД и ДТРД наиболее уязвима обшивка хвостовой части фюзеляжа и оперения (Ил-62, Ту-154). Энергия акустических колебаний, вызываемых этими двигателями, составляет около 1% их номинальной мощности.

Для повышения вибрационной долговечности обшивки используют демпфирование, например, накладных листов боковин фюзеляжа (Ил-18); увеличивают жесткость тонкой обшивки рулей с помощью сотовых заполнителей (Як-40, Ту-154); устанавливают шумоглушители на двигателях (Ил-62М, Ил-76, Ил-86, Ту-154) и в системе кондиционирования воздуха (на всех высотных самолетах).

Акустические колебания создают шум — беспорядочные звуки различной интенсивности и частоты. Они снижают комфорт: раздражают экипаж и пассажиров, вызывают утомляемость и головные боли, иногда нарушают работу вестибулярного аппарата и приводят к стойкой потере слуха, мешают пилотированию и порождают неуверенность в исправности самолета. Наиболее вредны высокочастотные звуки. Допустимый уровень давления их значительно меньше по сравнению с низкочастотными звуками.

В режимах разбега, приземления и пробега возникают колебания крыла и фюзеляжа, сопровождающиеся иногда увеличением перегрузок на концевых участках в 3—10 раз по сравнению с перегрузкой в ЦМ самолета.

Такие резонансные колебания возможны в двух случаях:

— при движении самолета по неровному покрытию аэродрома;

— при поглощении энергии удара амортизаторами шасси в момент приземления.

В первом случае частота собственных изгибных колебаний крыла магистрального самолета $\nu_{окр} = 1,7—2,0$ Гц оказывается в диапазоне частот вынужденных колебаний, вызываемых неровностями плит покрытия аэродрома: при $V = 5—10$ м/с и $L = 5$ м $\nu = V/L = 1,0—12,0$ Гц.

Во втором случае частота собственных колебаний магистрального самолета на амортизаторах шасси $\nu_{осам} = 1,3—1,6$ Гц является частотой вынужденных колебаний для крыла. $\nu_{осам}$ отличается от $\nu_{окр}$ незначительно, а при полной заправке топлива в крыле они совпадают. Поэтому даже при мягкой посадке возможны интенсивные колебания.

В эксплуатации на планер, кроме высокочастотных нагрузок действуют еще повторно-статические нагрузки. Последние возникают при маневрировании, наборе высоты и снижении. Они имеют незначительные частоты, но сопровождаются также усталостными разрушениями ненадежной конструкции (см. п. 2.6).

Безопасность полета по условию усталостной прочности достигается доводкой конструкции планера в процессе испытаний на долговечность и ограничением ресурса самолета (см. п. 2.6.5).

4.9. ФЛАТТЕР КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Флаттер — самовозбуждающиеся колебания поверхностей, сопровождающиеся разрушением планера.

В летной эксплуатации самолета, если не предусмотрены специальные меры, возможны разнообразные виды флаттера крыла и оперения:

- изгибно-крутильный;
- изгибно-элеронный (рулевой);
- крутильно-элеронный (рулевой);
- триммерный и сервокомпенсаторный;
- панельный.

Физическая картина разнообразных видов флаттера одна. Импульс внешней силы выводит агрегат из равновесного состояния. Внутренние силы упругости P_u стремятся вернуть его в исходное положение. При возвращении появляются демпфирующая P_d и возбуждающая P_v силы.

Демпфирующая сила P_d порождается двумя составляющими:

— первая возникает вследствие деформации и внутреннего трения конструкции планера и не зависит от скорости полета;

— вторая возникает вследствие изгиба консоли и пропорциональна скорости полета. Это аэродинамическая демпфирующая сила.

Возбуждающая сила P_b возникает вследствие кручения консоли или отклонения элерона (руля). P_b пропорциональна квадрату скорости полета.

Кручение консоли или отклонение элерона (руля) при изгибе этой консоли происходит в основном под действием инерционной силы $F_{ин} = -m \frac{d^2y}{dt^2}$, приложенной в ЦМ сечения крыла, киля, стабилизатора, элерона (руля), не совпадающем с центром жесткости сечения или с осью вращения элерона (руля).

Необходимым и достаточным условием флаттера консоли является:

- наличие двух связанных колебаний;
- превышение возбуждающей работы A_b над демпфирующей работой A_d за цикл колебаний (рис. 4.18).

Из рис. 4.18 видно, что при $V < V_{кр}$ энергии воздушного потока, поддерживающей колебания, недостаточно, и они затухают. С

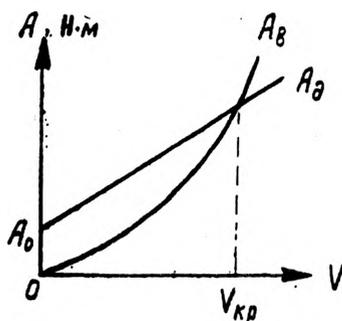


Рис. 4.18. График зависимости возбуждающей работы A_b , демпфирующей работы A_d и работы трения A_0 от скорости полета V

увеличением V возбуждающая сила P_b растет пропорционально V^2 , а P_d — пропорционально V . Поэтому при $V \geq V_{кр}$ $A_b > A_d$ нарушается динамическая устойчивость консоли и возникает флаттер. $V_{кр}$ — критическая скорость флаттера. Флаттер сопровождается интенсивной тряской не только крыла или оперения, но и всего самолета.

Рассмотрим основные виды флаттера и конструктивные мероприятия по их предупреждению.

Изгибно-крутильный флаттер крыла (оперения) возможен при совместном изгибе и кручении консольной поверхности (рис. 4.19). При «зажатых» командных рычагах управления случайный импульс восходящего порыва воздуха изгибает консоль в верхнее положение 1. Сила упругости конструкции P_y возвращает ее в исходное положение (горизонтальная осевая линия) со скоростью V_y и с положительным ускорением j_y (см. рис. 4.19, справа). Это сопровождается появлением инерционной силы $F_{ин}$, создающей отрицательную крутку ϕ (поз. 2 и 3). Закрученная консоль по инерции проходит исходное положение и с замедлением прогибается вниз. Сила упругости P_y и сила инерции $F_{ин}$ меняют свои ве-

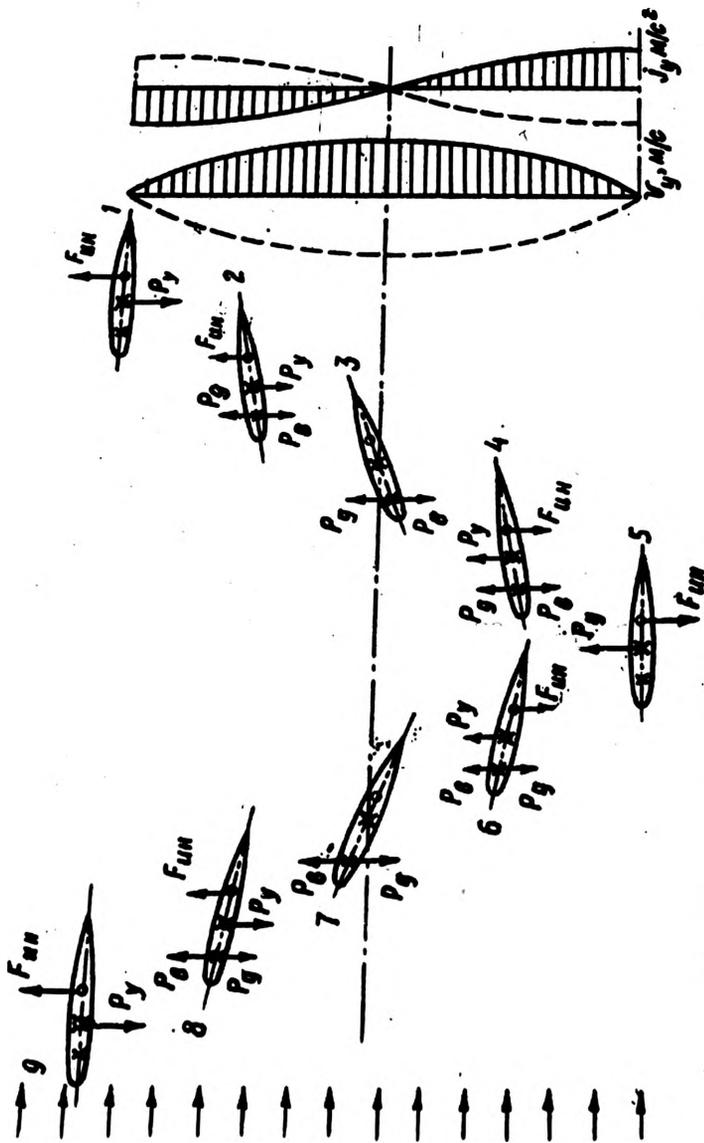


Рис. 4.19. Схема амплитудно-фазовой характеристики изгибно-крутильного флага-тера крыла (оперения):
 1—9 — положения сечения крыла; V_y и j_y — изменения вертикальной скорости и ускорения в функции амплитуды (сплошные линии — первый полуцикл, пунктирные линии — второй полуцикл периода цикла колебания)

личины и направления. Угол крутки φ уменьшается до нуля в положении 5. Из крайнего нижнего положения консоль устремляется вверх. Опять по инерции проходит исходное положение и оказывается в крайнем верхнем положении 9. Первый цикл колебаний завершен. В дальнейшем картина повторяется. Характер изменения скорости V_y и ускорения j_y изгиба консоли каждого второго полупериода цикла (пунктирные кривые) являются зеркальным отображением первого полупериода.

Вследствие совместных изгиба и кручения возникают демпфирующая P_d и возбуждающая P_v силы. При выходе на недопустимо большие скорости полета возможно $V > V_{кр}$. Работа возбуждающей силы за цикл колебаний больше работы демпфирующей силы. Возникают флаттер и практически мгновенное разрушение консоли.

Предупреждение изгибно-крутильного флаттера крыла (оперения) достигается:

- балансировкой масс консолей;
- увеличением жесткости консолей на кручение.

Массовая балансировка используется только в крыле и заключается в смещении ЦМ вперед относительно ЦЖ крыла. Фаза крутки крыла изменяется на 180° , и P_v становится P_d . Флаттер невозможен.

На самолетах с ТВД (Ил-18, Ан-12, Ан-24, Ан-28, Л-410) и с ДТРД (Ил-76, Ил-86) роль противofлаттерных грузов выполняют двигатели, расположенные на крыле с большим выносом вперед. На самолете Ил-28 противofлаттерные грузы размещены в носовой части крыла вблизи законцовки (здесь наибольшие амплитуды колебаний). На крыле самолета «Комета-4с» устанавливали два топливных бака с большим выносом вперед в поток, топливо из которых расходовали перед посадкой.

Увеличение жесткости на кручение является основным способом предупреждения изгибно-крутильного флаттера оперения и аэродинамически чистого крыла (Ту-134, Ту-154, Ил-62, Як-40, Як-42). Прямые моноблочные крылья самолетов ГА имеют значительную жесткость на кручение, которая предотвращает возникновение флаттера во всем диапазоне эксплуатационных скоростей.

Жесткость на кручение стреловидных тонких крыльев, несмотря на моноблочную конструкцию, незначительна. Поэтому борьба с флаттером представляет актуальную проблему для перспективных самолетов ГА.

Изгибно-элеронный (рулевой) флаттер крыла (оперения) возможен при совместном изгибе консоли и отклонениях рулевой поворачивности (рис. 4.20). Механика процесса этих колебаний аналогична предыдущей. Отличие только в том, что здесь командные рычаги управления «не зажаты» и рулевые поверхности отклоняются под действием инерционных сил $F_{ин}$, приложенных к ним позади оси вращения. Инерционные силы создаются неравномерным (ускоренным) изгибом консолей.

Изгибно-элеронный флаттер крыла возможен двух видов:

— симметричный — односторонний изгиб консолей и отклонение элеронов (за счет люфтов и упругости проводки управления) при неподвижном штурвале;

— асимметричный — разносторонний изгиб консолей и отклонение элеронов (за счет вращения штурвалов), когда штурвалы невозможно удержать в руках.

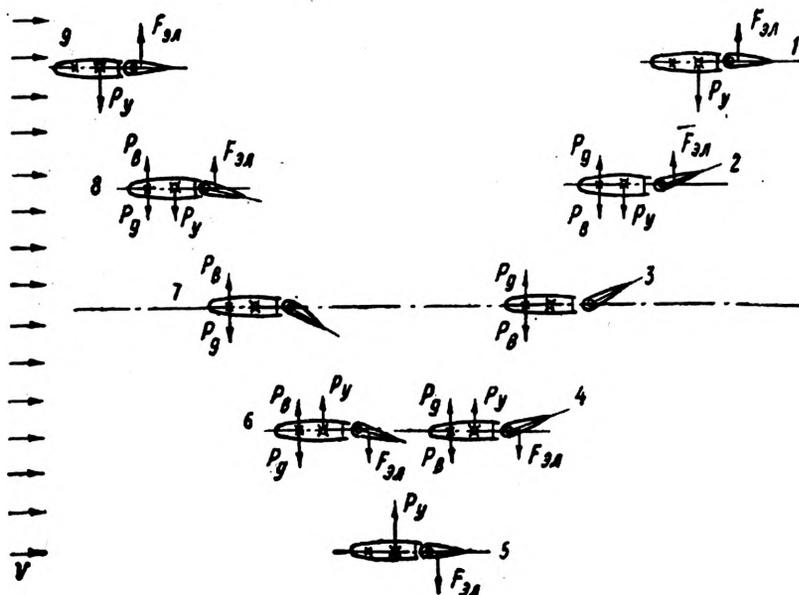


Рис. 4.20. Схема амплитудно-фазовой характеристики изгибно-элеронного (рулевого) флаттера крыла (киля, стабилизатора)

При совпадении частот собственных изгибных колебаний крыла с частотой собственных отклонений элеронов (они находятся в диапазоне 0,8—8,3 Гц) наступает «внутренний резонанс». При этом критическая скорость флаттера будет наименьшей.

Предупреждение изгибно-элеронного (рулевого) флаттера крыла (оперения) достигается балансировкой рулевых поверхностей и заключается в смещении их ЦМ вперед относительно оси вращения. Фаза отклонения рулевой поверхности изменяется на 180° и P_δ становится P_d . Флаттер невозможен.

Конструктивно балансировку массы рулевой поверхности выполняют в двух вариантах:

- сосредоточенным балансиром;
- балансиром, распределенным вдоль передней части руля.

Сосредоточенная массовая балансировка (mg)_б дает требуемый эффект при незначительном увеличении массы конструкции рулевой поверхности (mg)_р за счет большого плеча выноса c

(рис. 4.21,а). Из условия статического равновесия $(mg)_\delta c = (mg)_p d$ следует, что с увеличением плеча c уменьшается сила тяжести балансира $(mg)_\delta$: $(mg)_\delta = (mg)_p d/c$.

Однако сосредоточенную балансировку используют только на самолетах Як-40, Л-410, Як-18Т. Она увеличивает вредное сопротивление самолета выступающими за обводы крыла и оперения балансирами. При этом требуется значительная перебалансировка (на величину e , см. рис. 4.21,а) для динамической балансировки. Инерционная сила сосредоточенного балансира вызывает крутку рулевой поверхности.

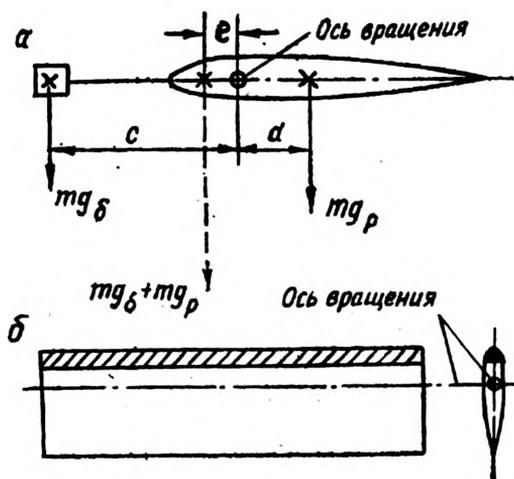


Рис. 4.21. Схема сосредоточенной а и распределенной б балансировки массы руля (элерона)

На большинстве самолетов ГА используют балансиры, распределенные вдоль носка (см. рис. 4.21,б). Балансиры (чугунные бруски, электромоторы триммеров, стальная обшивка носков) размещаются вдоль носка рулевой поверхности. Здесь отсутствует увеличение вредного сопротивления самолета, статическая балансировка автоматически обеспечивает и динамическую балансировку, не создается крутка рулевой поверхности. Однако при этом также необходима перебалансировка.

Балансировка поверхностей, управляемых рулевыми приводами, не требуется (Ту-154, Ил-76, Ил-86).

4.10. АЭРОУПРУГОСТЬ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Для уменьшения статической деформации крыла в полете экипажу необходимо обеспечить продолжительную его разгрузку топливом в отъемных частях крыла (в пределах программы автоматического расхода топлива).

Для предупреждения нескоростного бафтинга необходимо строго выдерживать рекомендации РЛЭ по предельно допустимым уг-

лам атаки крыла на большой высоте, при маневрировании и на посадке, по своевременной уборке средств механизации крыла при уходе на второй круг. Например, интенсивная тряска всего самолета Ту-124 возникла при уходе на второй круг на $V = 400$ км/ч, когда экипаж забыл убрать посадочный подфюзеляжный щиток.

Развитие нескоростного бафтинга следует предупреждать уменьшением угла атаки крыла и увеличением скорости полета, а скоростного — наоборот.

Для предупреждения возникновения опасной циклической болтанки экипаж обязан обходить зону турбулентной атмосферы, а в случае внезапного попадания в эту зону — стремиться выйти из нее кратчайшим путем, добиваясь прекращения развития циклической болтанки изменением скорости полета V , тогда частота вынужденных колебаний ($\nu = \frac{V}{L}$, L — длина волны порыва) не будет совпадать с частотой ν_0 собственных колебаний крыла.

В летной эксплуатации возможны случаи возникновения различных видов флаттера по вине экипажа, некачественного технического обслуживания или ремонта.

Возможные ошибки экипажа — превышение критической скорости флаттера $V_{кр}$ в режиме экстренного снижения или неправильная реакция на предфлаттерную тряску самолета. В этом случае экипаж обязан немедленно уменьшить скорость полета (уменьшить тягу двигателей и перевести самолет в набор высоты). После прекращения тряски установить нормальный режим полета.

В результате некачественного технического обслуживания или ремонта:

- появляются недопустимые люфты в креплении балансиров, в проводке управления элеронами, рулями, триммерами, пружинными сервокомпенсаторами. Люфты уменьшают частоты собственных колебаний рулевых поверхностей и снижают критическую скорость флаттера;

- изменяется жесткость консолей, элеронов, рулей, триммеров и пружинных сервокомпенсаторов;

- перетяжеляются хвостовые части консолей, элеронов и рулей, в результате чего нарушается их балансировка.

Колебания планера сопровождаются появлением в уязвимых местах медленно растущих трещин. Зная эти места и скорость роста трещин, инженерно-авиационная служба регламентирует периодичность осмотров и ремонта, замену элементов конструкции по состоянию. Это гарантирует безопасность полета по условию аэроупругости планера и дает высокий экономический эффект.

В эксплуатации возможны повреждения оперения при техническом обслуживании, буксировке, наезде спецтранспорта. Эти повреждения обнаруживают визуальным осмотром состояния обшивки, заклепочных швов, узлов подвески рулей, элеронов, триммеров, флетнеров, пружинных сервокомпенсаторов, а также про-

веркой исправности их систем управления и соответствующего отклонения.

При предполетном осмотре оперения экипаж обязан убедиться в:

- сохранности обшивки;
- наличии крышек лючков, поставленных на все замки;
- надежности, чистоте и отсутствии обледенения узлов; подвески рулей, элеронов, флетнеров, пружинных сервокомпенсаторов;
- отсутствии обледенения киля, стабилизатора, рулей и элеронов;
- наличии и исправности стекателей статического электричества.

При предполетной подготовке в кабине экипаж обязан убедиться в исправности систем управления и соответствии отклонения рулевых поверхностей перемещению командных рычагов.

Глава 5. ФЮЗЕЛЯЖ САМОЛЕТА

Фюзеляж — основная часть конструкции ВС, предназначенная для крепления крыла, оперения, шасси, двигателей; размещения кабины экипажа, служебных и коммерческих помещений и оборудования. В фюзеляже обеспечиваются комфорт и безопасность полета экипажа и пассажиров. Общая характеристика фюзеляжа современных ВС ГА дана в п.1.4.

5.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ И ВНУТРЕННЯЯ КОМПОНОВКА ФЮЗЕЛЯЖА

Аэродинамическая компоновка

Фюзеляжи пассажирских и грузовых самолетов имеют удобообтекаемую (сигарообразную) форму, образованную передним и задним усеченными конусами и средним цилиндром (рис. 5.1). Ось носовой части наклонена вниз для обеспечения хорошего обзора экипажа. Ось хвостовой части — вверх для увеличения посадочного угла. Фонарь кабины вписывается во внешние обводы

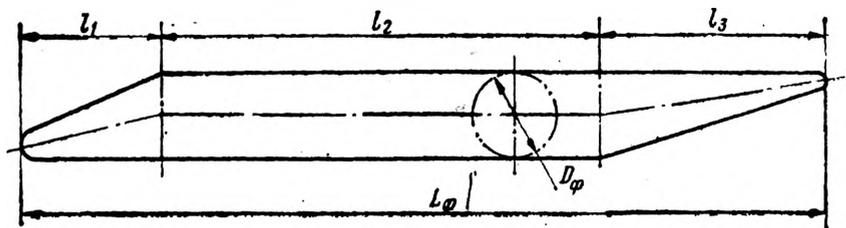


Рис. 5.1. Внешняя форма фюзеляжа транспортного самолета

фюзеляжа. Цилиндрическая часть фюзеляжа создает минимальное сопротивление. На Ил-62 сечение фюзеляжа эллипсоидное для увеличения высоты салонов и багажников. На Ан-24 и Л-410 фюзеляж снизу подрезан для уменьшения массы и сопротивления (пространство под полом не используют). Фюзеляжи невысоких, нескоростных самолетов Ан-2, Ан-28, Як-18Т — прямоугольного сечения, что обеспечивает более полное использование внутреннего объема. Диаметр фюзеляжа D_{ϕ} самолетов ГА имеет большой

диапазон: от 2,4 (Л-410) до 6 м (Ил-86) и непрерывно растет, а удлинение $\lambda_{\phi} = L_{\phi}/D_{\phi}$ — от 8 до 13. Сопряжение крыла с фюзеляжем возможно только по высокопланной или низкопланной схеме (см. п.3.1).

Внутренняя компоновка

Внутренняя компоновка фюзеляжа определяется необходимостью размещения в нем наибольшей коммерческой загрузки, обеспечения необходимых удобств и создания условий обитаемости для людей.

Компоновочная схема фюзеляжа современного транспортного самолета полностью определилась. Фюзеляж, за исключением ниши антенны радиолокатора и шасси, центроплана крыла и хвостовой части, выполняется герметичным.

Герметичный отсек фюзеляжа (гермоотсек) занимает около 80% общего объема фюзеляжа. Он предназначен для размещения оборудования, экипажа, пассажиров, багажа, грузов и обеспечения нормальных условий для работы оборудования, жизнедеятельности людей, сохранности багажа и грузов в высотных полетах. Нормальные условия создают двумя устройствами: гермоотсеком, помещению которого изолированы от окружающей среды, и системой кондиционирования воздуха, создающей в гермоотсеке искусственный климат*.

Гермоотсек пассажирского самолета (рис. 5.2) по высоте делится на две части. В верхней — размещаются кабина экипажа, пассажирские салоны, вестибюль, гардеробы, буфет и туалеты. В нижней — находятся служебные, технические и багажные помещения. Однако фюзеляжи самолетов Ту-134, Ан-24, Як-40, Л-410 однопалубные (багажники размещаются в концевых частях гермоотсека фюзеляжа).

Гермоотсек грузового самолета (Ил-76Т и Ан-12) также двухпалубный. На верхней находятся кабина экипажа, далее — каби-

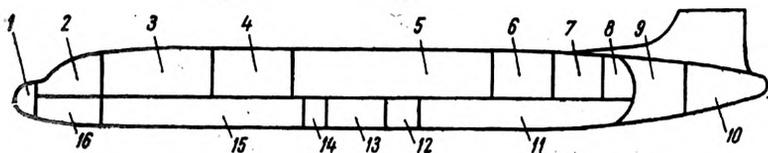


Рис. 5.2. Внутренняя компоновка фюзеляжа:

1 — отсек антенны радиолокатора; 2 — кабина экипажа; 3 — передний пассажирский салон; 4 — передний вестибюль с гардеробом; 5 — основной пассажирский салон; 6 — задний вестибюль с буфетом и гардеробом; 7 — задний пассажирский салон; 8 — туалеты; 9 — багажник в негерметической части фюзеляжа; 10 — отсек радиотехнического оборудования и центроплана стабилизатора; 11 — задний багажник; 12 — ниша убранного положения основных опор; 13 — центроплан крыла; 14 — технический отсек; 15 — передний багажник; 16 — ниша убранного положения передней опоры

* Система кондиционирования воздуха рассмотрена в гл. 10.

на сопровождающих и грузовой отсек, а на нижней — багажники и топливные отсеки. Однако фюзеляжи некоторых типов самолетов Ан-24, Ан-26 и Як-40 однопалубные.

В хвостовых негерметичных частях фюзеляжа обычно размещают технические отсеки, багажники, центроплан стабилизатора, нишу хвостовой опоры самолета, контейнер тормозного парашюта, вспомогательную силовую установку (Ту-134, Ту-154, Ил-18).

Кабина экипажа

Кабина занимает 3—8% объема фюзеляжа и предназначена для размещения экипажа и оборудования, необходимого для выполнения полета. Ее компоновка определяется составом экипажа. Экипаж новых магистральных самолетов, обеспечиваемый совершенным бортовым оборудованием и соответствующими наземными системами, состоит из двух пилотов и бортинженера. Экипаж самолетов МВЛ сокращен до двух пилотов.

Первым основным свойством кабины экипажа является обеспечение пилотам хорошего обзора (рис. 5.3).

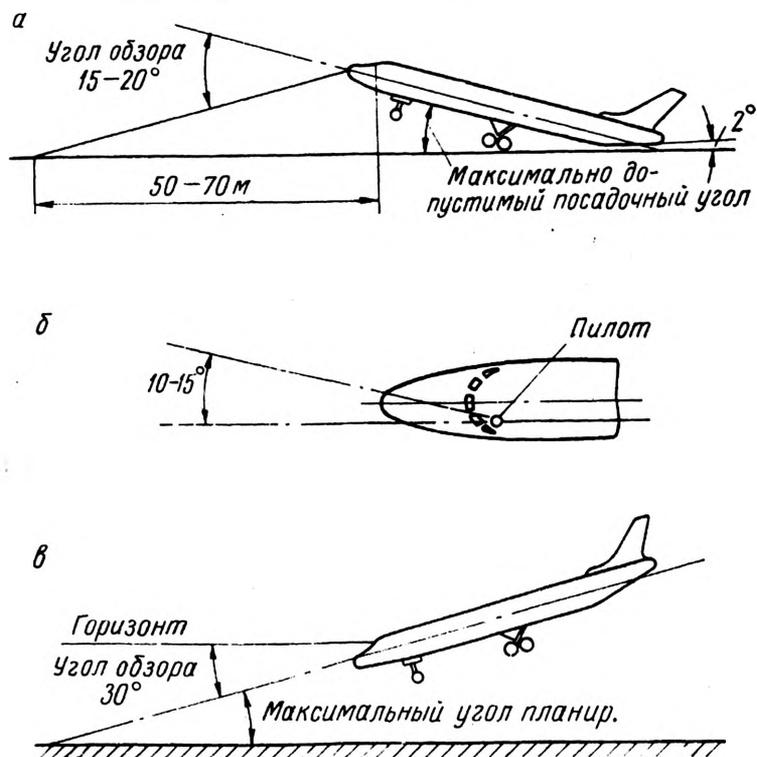


Рис. 5.3. Схема обзора пилота

Обзор вперед - вниз при максимально допустимом посадочном угле самолета, когда колеса основных опор коснулись покрытия аэродрома, должен обеспечивать видимость ВПП на расстоянии 50—70 м в горизонтальном секторе 10—15° (для посадки со сносом при боковом ветре 15 м/с). Обзор вперед — вверх не должен ограничивать видимость горизонта при максимально возможном угле планирования (см. рис. 5.3,в).

Второе основное свойство — удобство рабочих мест пилотов. Мягкое, регулируемое кресло обеспечивает работоспособную позу, позволяет прикладывать к рычагам основного управления, в случае необходимости, максимальные усилия, создает удобство наблюдения за приборами и снижает утомляемость.

Приборные доски и пульта управления размещены в соответствии с положением кресел членов экипажа. Все кресла снабжены поясными, а на самолете Як-18Т и плечевыми привязными ремнями. Обслуживающий персонал экипажа (один бортпроводник на 50 пассажиров) имеет сиденья с привязными ремнями в вестибюлях.

Пассажирские салоны

На самолете создают один — три пассажирских салона, которые занимают 30—40% объема фюзеляжа. Высота салона — 1,55 м (Л-410) — 2,61 м (Ил-86). Удельный объем — объем, приходящийся на каждого пассажира, определяется классом пассажирского оборудования: класс «люкс» — 2 м³/чел.; первый класс — 1,6 м³/чел.; второй класс — 1,3 м³/чел.; третий класс — 1 м³/чел. Пассажиры размещаются в креслах. В ряд устанавливают от трех (Л-410) до девяти (Ил-86) кресел. Расстояние между рядами кресел — 712—810 мм. Два-четыре кресла образуют единый блок. Между блоками кресел обеспечиваются продольные проходы шириной 350—500 мм.

Пассажирские кресла состоят из металлического каркаса с мягкими поролоновыми сиденьями, спинкой, подлокотниками и подголовником. Спинки и подлокотники могут откидываться для отдыха или прохода пассажиров. При резком торможении самолета отклоняющаяся вперед спинка предупреждает неожиданный удар в нее головой сзади сидящего пассажира. В случае вынужденной посадки кресла должны уменьшать перегрузку, воспринимаемую пассажирами, и защищать их от ушибов сорвавшимися предметами. Силовые элементы кресла и привязные ремни рассчитывают на значительные перегрузки: $n^p_x=9$; $n^p_y=4$; $n^p_z=1,5$.

Для обеспечения быстрого переоборудования пассажирских салонов кресла крепят к силовым элементам пола, допускающим их продольные смещения.

Отделка пассажирских салонов выполняется легким, дешевым, негорючим, поддающимся мойке декоративным пластиком (павиол, капроновые ткани).

Искусственное освещение пассажирских салонов подразделяется на основное, индивидуальное, дежурное, служебное и светящиеся трафареты.

Основное освещение — весьма интенсивное, но рассеянное матовыми плафонами. Индивидуальное освещение — резкий регулируемый пучок света. Дежурное освещение — 30% основного (во время сна пассажиров). Служебное освещение — 10% основного (для работы обслуживающего персонала во время стоянки). Светящиеся трафареты обеспечивают пассажиров необходимой информацией.

На грузовых самолетах внутренняя отделка грузового отсека не предусматривается. Он оборудуется силовым полом и средствами механизации погрузочно-разгрузочных работ.

Окна пассажирских салонов имеют разнообразную форму: круглые (на большинстве самолетов), прямоугольные (Ту-154, Л-410), эллипсоидные (Ил-62). На сравнительно старых самолетах (Ил-18) круглые большие окна ($d=400$ мм) пересекали шпангоуты, устанавливались на шаге 1 м (вне соответствия с шагом рядов кресел) и зашторивались занавесками. Все это вносило дискомфорт. На новых самолетах используются окна меньших размеров, размещаются чаще (шаг 0,5 м) и закрываются пластиковыми прозрачными створками, убирающимися за декоративную отделку.

Бытовые помещения

К бытовым помещениям относят вестибюли, гардероб, буфет, туалеты. Они занимают около 12% объема фюзеляжа.

Двери на пассажирских самолетах размещают на левом борту. Количество дверей фюзеляжа определяется пассажироместимостью самолета. Размер двери обычно не превышает 860×1830 мм (Ту-154) по условию допустимой скорости падения давления воздуха в гермоотсеке в случае ее разрушения.

Самопроизвольное открытие дверей в полете предотвращается специальными замками. Кроме того, двери, открывающиеся внутрь фюзеляжа, прижимаются в окантовке проема дополнительно силой избыточного давления воздуха. Для исключения заклинивания дверей при аварийной посадке и деформации фюзеляжа или напоре людей на всех новых самолетах (Ту-154, Ил-86) они открываются наружу. В закрытом положении их запирают цанговыми замками, которые автоматически контрятся силой избыточного давления воздуха гермоотсека. На самолете Ту-154 на эшелоне цанговые замки воспринимают большую нагрузку:

$$P = \Delta p S_{\text{дв}} = 61,80 \cdot 1,57 = 97,03 \text{ кН.}$$

Дополнительные служебные двери и люки багажных помещений размещают на правом борту, что обеспечивает возможность загрузки продуктов, багажа, почты и грузов одновременно с посадкой пассажиров.

Для обеспечения быстрого покидания самолета всеми пассажирами предусматривают дополнительные аварийные выходы (как правило, над крылом) ограниченных размеров — 500×1000 мм. Крышки аварийных выходов запирают штыревыми замками, которые могут быть открыты с двух сторон в соответствии с наглядными указаниями трафаретов. Крышки открывают внутрь и выбрасывают наружу вручную. Снаружи фюзеляжа имеются контурные метки с надписями: «Рубить здесь» для спасения людей при заклинивании дверей. В аварийной ситуации пассажиры покидают самолет с помощью аварийных надувных трапов (входные двери), брезентовых желобов (служебные двери), канатов (аварийные входы и форточки кабины экипажа). В случае вынужденной посадки на воду пассажиры обеспечиваются индивидуальными надувными спасательными жилетами (находятся под сиденьями кресел) и надувными спасательными плотами с запасом продовольствия (см. п. 12.2).

Самолеты, предназначенные для эксплуатации в пассажирском, грузовом и смешанном вариантах, имеют либо специальный грузовой люк (Як-40К), либо дополнительную секцию, увеличивающую проем входной двери (Л-410).

Грузовые самолеты имеют служебные двери и большие грузовые люки, створки которых обеспечивают погрузочно-разгрузочные работы с применением средств механизации и герметизацию грузового отсека в закрытом положении створок.

Гардеробы размещают во входных вестибюлях, а буфет — в вестибюле или в специальных помещениях.

Буфет предназначен для хранения, подогрева и расфасовки приготовленной в аэропорту вылета пищи. На магистральных самолетах (Ил-62, Ил-86) буфет размещается на двух палубах. В нижнем помещении обеспечивается хранение, подогрев и раскладка пищи, после чего она лифтом-подъемником доставляется в верхнее помещение для раздачи. Здесь широко используют контейнеры и долговечную облицовку буфета тонкой стальной фольгой.

Туалеты размещают в носовой и хвостовой частях гермоотсека фюзеляжа. Количество туалетов определяется пассажироместимостью самолета и продолжительностью полета (t):

— один туалет на 50 пассажиров, если t менее 3 ч;

— один туалет на 30 пассажиров, если t более 3 ч.

Запас воды на одного пассажира составляет от 0,7 до 3,0 дм³ (л).

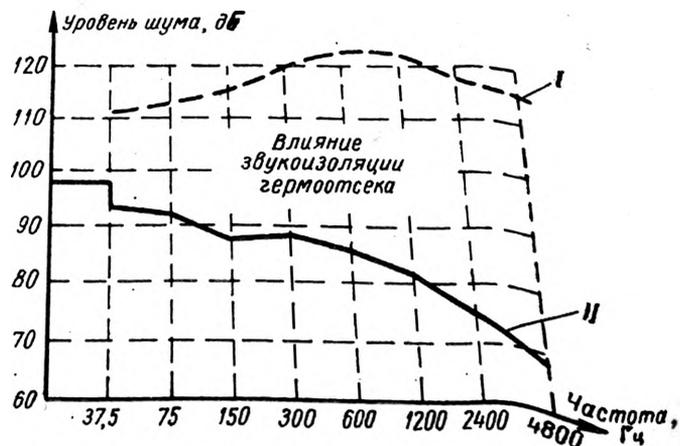
Багажники — закрытые металлические помещения, предназначенные для перевозки багажа, почты, грузов россыпью или в контейнерах. Они имеют силовой пол, средства крепления и защиты люков, пожарную сигнализацию и сигнализацию закрытого положения люков. Багажники занимают около 10% объема фюзеляжа, размещаются на нижней палубе гермоотсека фюзеляжа (на всех магистральных самолетах) или в передней и задней его частях (Ту-134, Ан-24, Л-410). Багаж загружают грузчики, а на

самолете Ил-86 предусмотрены загрузка и снятие своего багажа непосредственно пассажирами.

На самолете создается большой шум (см. п. 4.8 Акустические колебания). Снижение уровня шума в гермоотсеке фюзеляжа обеспечивается:

-- применением толстостенной герметичной оболочки, эффективно снижающей низкочастотный шум самолетов с ТВД;

а



б

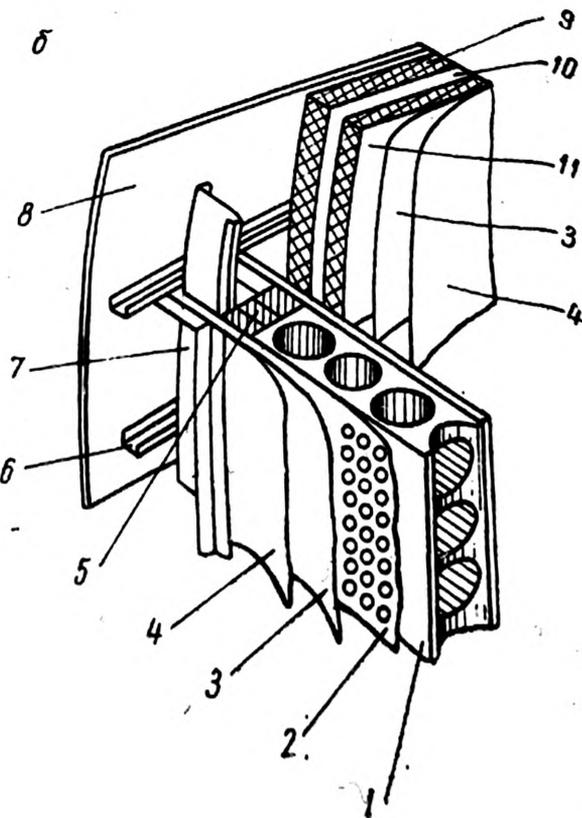


Рис. 5.4. Эффективность теплозвукоизоляции гермоотсека (а) и конструкция перегородки и теплозвукоизоляции пассажирского салона (б):

I — уровень шума снаружи гермоотсека; II — уровень шума внутри гермоотсека; 1 — облегченный пенопластовый наполнитель перегородки; 2 — перфорированная фанера; 3 — поролон; 4 — декоративный текстурный пластик (павинол); 5 — деревянный брусок; 6 — стрингер; 7 — шпангоут; 8 — обшивка фюзеляжа; 9 — внешний слой стекловаты теплозвукоизоляции; 10 — воздушная прослойка; 11 — внутренний слой стекловаты

— покрытием внутренней поверхности гермоотсека легкой теплозвукоизоляцией (несколько слоев пенообразного стекловолокна и воздушные промежутки), эффективно снижающей шум средней и высокой частот (рис. 5.4). Однако воздушные промежутки способствуют образованию конденсата, набуханию изоляции и коррозии фюзеляжа;

— ликвидацией резонаторов путем увеличения жесткости обшивки, стрингеров, шпангоутов. Для этого увеличивают сечения этих элементов, уменьшают их взаимное удаление. На самолете Ил-62 каждую панель гермоотсека, образованную смежными стрингерами и шпангоутами, заполняют пенопластом. Кроме того, вводят резиновые прокладки, например, между панелями пола и силовым каркасом;

— применением двойного и даже тройного (Ту-154) остекления с воздушными промежутками;

— введением шумоглушителей в систему кондиционирования воздуха и другого оборудования гермоотсека;

— размещением в зонах повышенного шума бытовых помещений (в зоне интенсивного шума вращающихся винтов самолета Ил-18 находится передний вестибюль).

5.2. НАГРУЗКИ И СИЛОВОЙ РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА

В условиях эксплуатации на фюзеляж действуют поверхностные и массовые силы (см. п. 2.1).

Поверхностные силы:

— аэродинамическая сила давления воздушного потока P_v , распределенная по внешней поверхности фюзеляжа;

— сила избыточного внутреннего давления воздуха ΔP , распределенная по внутренней поверхности фюзеляжа;

— силы тяги и реверса двигателей $P_{дв}$, $P_{рев}$;

— силы реакции шасси $P_{ш}$;

— сила реакции крыла Y ;

— сила реакции горизонтального оперения $Y_{ГО}$;

— сила реакции вертикального оперения $Y_{во}$.

Массовые силы:

— сила тяжести конструкции фюзеляжа $(mg)_ф$;

— сила тяжести двигателя и мотогондолы $(mg)_{дв}$;

— сила тяжести шасси и гондолы $(mg)_{ш}$;

— сила тяжести оборудования $(mg)_{оборуд}$;

— сила тяжести коммерческой загрузки $(mg)_к$;

— инерционные силы этих масс F_i .

Для изучения работы конструкции фюзеляжа под действием перечисленных нагрузок воспользуемся методом силового расчета. Это позволит схематизировать сложную конструкцию и выявить расчетно-разрушающие поперечные силы, изгибающие и крутящие моменты, действующие в любом сечении. После чего можно будет анализировать работу конструкции фюзеляжа.

Силовой расчет фюзеляжа

Силовой расчет фюзеляжа, как отмечалось, является первым этапом в изучении работы конструкции фюзеляжа и выполняется в той же последовательности, как и силовой расчет крыла (см. п. 3.4).

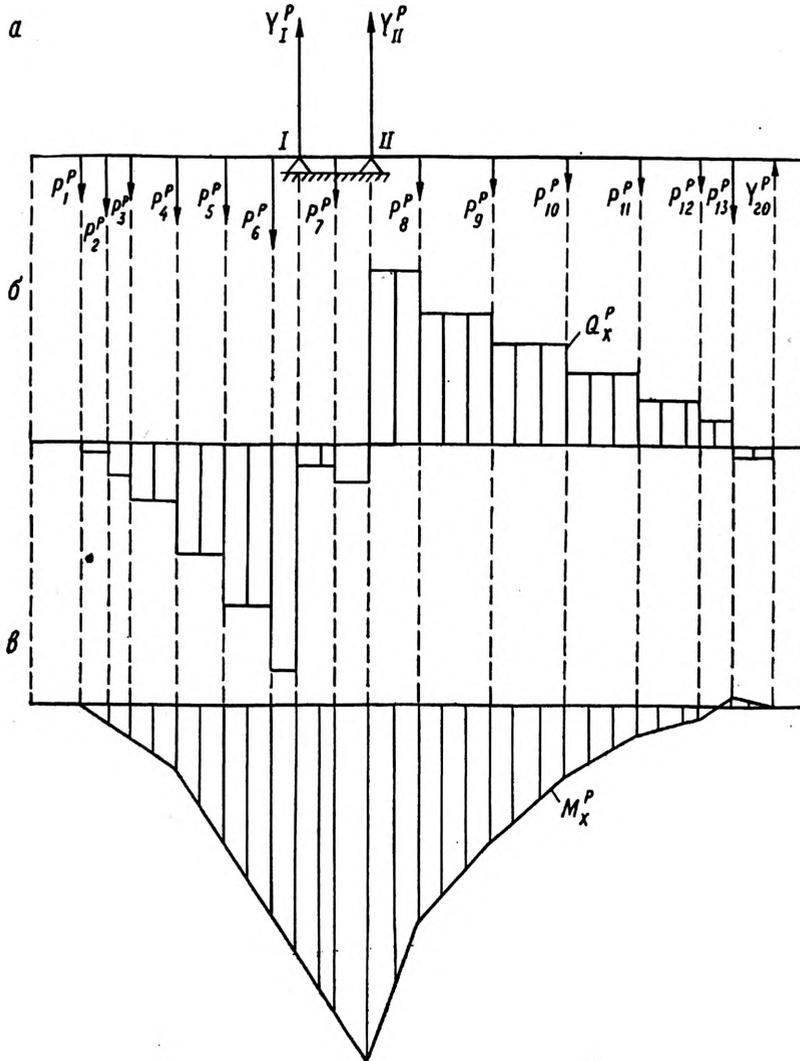


Рис. 3.5. Расчетно-силовая схема фюзеляжа (а), эпюры расчетной поперечной силы (б) и расчетного изгибающего момента (в) при полете в турбулентной атмосфере

В случае горизонтального полета в неспокойном воздухе все нагрузки действуют на фюзеляж в вертикальной плоскости симметрии самолета. Массовые силы уравниваются аэродинамическими силами крыла и горизонтального оперения.

Расчетно-силовая схема фюзеляжа (рис. 5.5,а) в этом случае изображается в виде опертой на крыло двухконсольной балки, к которой приложена расчетная нагрузка:

— опора I — передний, а опора II — задний лонжерон моноблочного крыла;

— $P_{P_1} - P_{P_{13}}$ — расчетная нагрузка от силы тяжести конструкции, агрегатов, оборудования, экипажа, коммерческой загрузки;

— $Y_{P_1} + Y_{P_{11}}$ — сила реакции крыла;

— $Y_{P_{ГО}}$ — сила реакции горизонтального оперения.

Примечание. Поверхностными силами внешнего давления воздуха на фюзеляж пренебрегаем, а действие избыточного давления воздуха внутри фюзеляжа рассмотрим в п. 5.5. Конструкция и работа гермоотсека фюзеляжа.

Расчетная поперечная сила в произвольном сечении фюзеляжа определяется суммой расчетных сил P_{P_i} , приложенных к фюзеляжу до рассматриваемого сечения (см. рис. 5.5,а):

$$Q_x^p = \sum P_i^p.$$

Для построения эпюры Q_x^p через ЦМ сосредоточенных нагрузок проводим сечения и откладываем подсчитанные для этих сечений значения Q_x^p (см. рис. 5.5,б).

Расчетный изгибающий момент в произвольном сечении фюзеляжа определяется суммой моментов, полученных произведением расчетных сил P_{P_i} на соответствующее расстояние Δx_i от сосредоточенной силы до рассматриваемого сечения (см. рис. 5.5,а):

$$M_x^p = \sum P_i^p \Delta x_i.$$

Построение эпюры M_x^p производится с помощью ранее проведенных сечений (см. рис. 5.5,в).

Рассматривая эпюры поперечных сил Q_x^p и изгибающих моментов M_x^p , действующих в вертикальной плоскости, видим, что средняя часть фюзеляжа в зоне крепления крыла является наиболее нагруженной. Аналогичное нагружение будет наблюдаться и в случае грубой посадки самолета на три точки. Следовательно, мощность конструкции фюзеляжа в целом здесь должна быть наибольшей. В предполетном осмотре за этой частью фюзеляжа необходимо тщательно наблюдать. В случае, если самолет претерпел чрезмерно большие перегрузки в вертикальной плоскости, то на фюзеляже могут появиться остаточные деформации обшивки в виде слабого гофра (волнистость поверхности) в зоне сжатия (сдвига) или разрывы в зоне растяжения.

Если в рассматриваемом случае горизонтального полета в неспокойном воздухе откажут, например, правые двигатели, тогда для предотвращения сваливания самолета в первый момент отказа правых двигателей необходимо: дать левую ногу, отдать штур-

вальную колонку от себя, развернуть штурвал в сторону работающих двигателей, перевести работающие двигатели на номинальный режим, зафлюгировать винты отказавших двигателей, отклонением триммеров или механизмами триммерного эффекта разгрузить командные рычаги. Снизившись до положенной высоты, продолжать полет по маршруту, парируя боковое движение самолета одним из трех теоретически возможных способов:

- скольжением при горизонтальном положении самолета;
- созданием крена самолета, при котором боковые составляющие подъемной силы и силы тяжести уравнивают боковую силу вертикального оперения;
- приданием самолету и скольжения, и крена.

Рассмотрим, например, полет со скольжением (без крена).

Расчетно-силовая схема фюзеляжа в случае отказа правых двигателей и горизонтального полета со скольжением (без крена) также изображается в виде двухконсольной балки, заделанной в крыло, но уже в горизонтальной плоскости $x-z$, к которой приложена расчетная нагрузка (рис. 5.6,а):

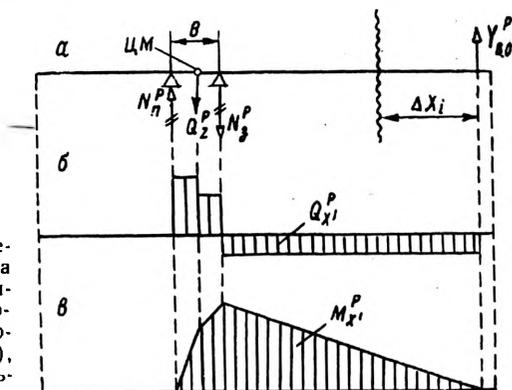


Рис. 5.6. Расчетно-силовая схема фюзеляжа в случае отказа двигателей одной консоли крыла (а), эпюры расчетной поперечной силы (б) и расчетного изгибающего момента (в), действующих в горизонтальной плоскости

— аэродинамическая сила Y_{bo}^P вертикального оперения, приложенная в точке пересечения b_{avo} с осью вращения руля направления, направленная вдоль оси $z-z$ и вызванная отклонением руля направления для парирования разворачивающего момента работающих двигателей;

— боковая составляющая силы аэродинамического сопротивления Q_z^P , условно приложенная в ЦМ самолета и появившаяся вследствие скольжения самолета;

— равные между собой, но противоположно направленные силы реакции N_{p1} (переднего) и N_{p2} (заднего) лонжеронов крыла, вызываемые силой тяги работающих двигателей, размещенных на крыле.

Разворачивающий момент, создаваемый работающими двигателями $(P^3_1 z_1 + P^3_2 z_2) f$, парируется восстанавливающим моментом

Фюзеляжи типа полумонокок являются цельнометаллическим тонкостенным сооружением, оболочка которого подкреплена внутренними силовыми элементами: стрингерами и шпангоутами (рис. 5.8). Типичной монококовой конструкцией в природе является скорлупа птичьего яйца, которая не имеет никаких внутренних дополнительных силовых элементов. Название «полумонокок» говорит о том, что, кроме работающей внешней тонкостенной оболочки, имеются и другие силовые элементы, работающие совместно с первой.

Конструктивно фюзеляж напоминает крыло (см. п. 3.5). Однако ограниченная высота (сплюснутая форма сечения) определяет наличие в крыле лонжеронов, которых нет в фюзеляже. Остальные силовые элементы: обшивка, стрингеры, шпангоуты и нервюры — по назначению и конструкции аналогичны между собой (ниже приведены только их особенности).

Обшивка фюзеляжа выполняется из материала Д-16АТ толщиной от 0,8 до 3,5 мм. Толщина обшивки увеличивается по мере приближения к средней части фюзеляжа, где находится центроплан крыла.

Воздушная нагрузка изменяется от разрежения 19,6—49,0 кПа (над выступающими элементами) до повышенного давления 68,6—98,1 кПа (на передних кромках). Избыточное внутреннее давление колеблется от 29,4 до 61,8 кПа. Воздушная нагрузка и избыточное внутреннее давление действуют на обшивку перпендикулярно ее поверхности. Сохранение внешней формы фюзеляжа (предотвращение вдавливания одних участков и выпучивания других) обеспечивается опиранием обшивки на стрингеры и шпангоуты. При этом тонкая обшивка работает на растяжение, а заклепки — на срез и отрыв. Кроме того, обшивка работает на сдвиг в местах соединения с обшивкой крыла, киля и стабилизатора (см. рис. 3.13 и 4.4) и в общей силовой схеме фюзеляжа.

Стрингеры — продольные силовые элементы фюзеляжа (см. рис. 5.8). Они жестко связаны с обшивкой и со шпангоутами. Стрингеры нагружаются лонжеронными нагрузками со стороны обшивки, работают как многоопорные балочки на поперечный изгиб и, в свою очередь, загружают шпангоуты. В местах действия больших сосредоточенных нагрузок, (крепление шасси) или по краям выреза (ниши шасси, проемы дверей, люков) ставятся усиленные стрингеры, воспринимающие дополнительные нагрузки. Кроме работы под действием местных нагрузок, стрингеры работают на растяжение и сжатие в общей силовой схеме фюзеляжа.

Шпангоуты — поперечные силовые элементы. Они подразделяются на нормальные и усиленные.

Нормальные шпангоуты выполняют в виде кольца, отштампованного из листового дюралюминия швеллерного или Z-образного сечения. Их прикрепляют непосредственно к обшивке или соединяют с ней с помощью специальных накладок.

Шпангоуты являются опорами для обшивки и стрингеров. Каждый шпангоут воспринимает нагрузку, приходящуюся на коль-

цевой участок обшивки, высота которого равна шагу шпангоутов. В большинстве случаев на шпангоут действует симметричная воздушная нагрузка или внутреннее избыточное давление. Она самоуравновешивается на шпангоуте, заставляя его работать на растяжение или сжатие. В случае полярной асимметрии нагружения шпангоут уравнивается обшивкой, работающей при этом на срез. На рис. 5.9 показан нормальный шпангоут, нагруженный силами тяжести пассажиров $P_{п}$ и груза $P_{гр}$ и уравновешенный потоком касательных усилий обшивки $q_{обш}$.

Усиленные шпангоуты ставят на участке подвески шасси (рис. 5.10,а), крепления крыла (рис. 5.10,б), ограничения гермоотсека фюзеляжа (рис. 5.10,в и г), крепления стабилизатора и киля (рис. 5.10,д), подвески двигателей. Пояса усиленных шпангоутов выполняют из прессованных профилей уголкового или таврового сечения, стенки — из листового дюралюминия, подкрепляемого стойками для повышения устойчивости. В отличие от нормальных шпангоутов стенки и полки усиленных шпангоутов не имеют вырезов. Вырезы делают в стрингерах, которые соединяются с усиленным шпангоутом фитингами. Усиленные шпангоуты выполняют функцию нормальных шпангоутов и воспринимают асимметричные сосредоточенные нагрузки, которые уравниваются обшивкой, работающей на срез (см. рис. 5.9).

5.4. РАБОТА ФЮЗЕЛЯЖА В ЦЕЛОМ

Выявленные в силовом расчете фюзеляжа (см. п. 5.2) поперечная сила Q^p_x , изгибающий M^p_x и крутящий $M^p_{кр,x}$ моменты воспринимаются полумонококовым тонкостенным сооружением, силовые элементы которого (как и в крыле) воспринимают только те силы, которые совпадают с ними или параллельны им.

Анализ работы фюзеляжа при горизонтальном полете в неспокойном воздухе выполним с помощью мысленно отсеченной хвостовой части фюзеляжа при действии на нее только поверхностной вертикальной силы $Y^p_{ГО}$, которая уравнивается внутренними напряжениями в сечении (рис. 5.11).

Поперечная сила $Q^p_x = Y^p_{ГО}$ воспринимается обшивкой боковин фюзеляжа (параллельна действию силы). Она работает на срез. В ней появляются касательные напряжения τ_q , равные частному от деления поперечной силы Q^p_x на площадь сечения обшивки $F_{бок.обш}$:

$$\tau_q = \frac{Q^p_x}{F_{бок.обш}}; F_{бок.обш} = 2H \delta_{бок.обш}$$

где $\delta_{бок.обш}$ — толщина обшивки боковин фюзеляжа;
 H — высота схематизированной двухпоясной балки, стенка которой эквивалентна боковинам, а полки — сводам фюзеляжа (см. рис. 5.11,б).

Работоспособность обшивки боковин фюзеляжа в этом случае оценивается отношением временного сопротивления материала, работающего на срез τ_b , к действующему напряжению τ_Q .

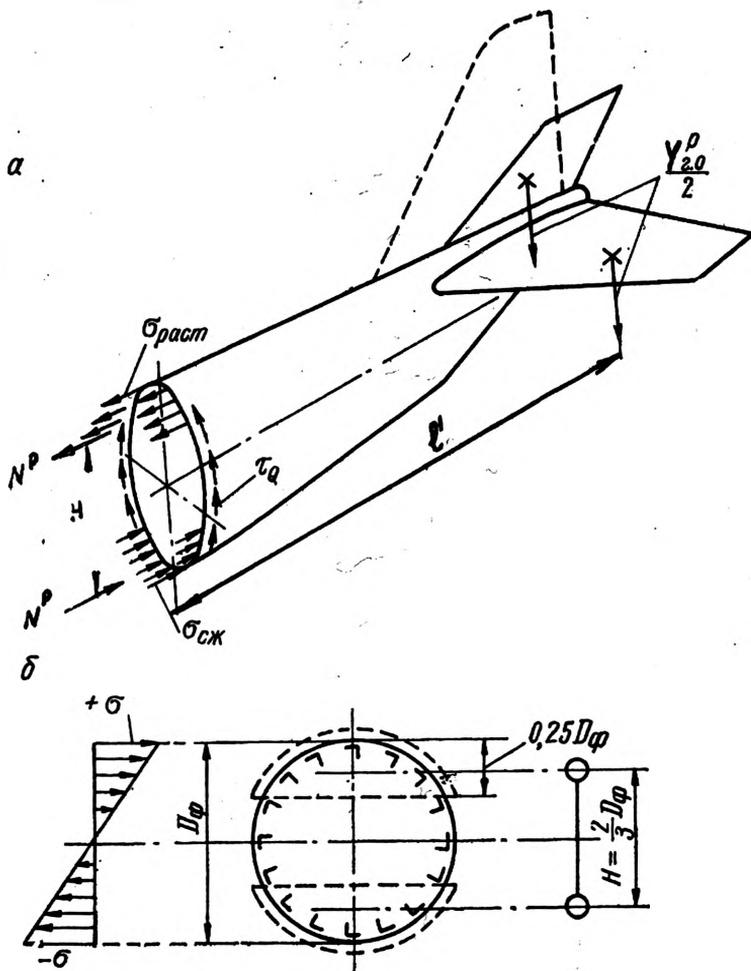


Рис. 5.11. Нагружение хвостовой части фюзеляжа при горизонтальном полете «в болтанку» (а) и схематизация сечения (б)

Изгибающий момент $M_{P_x} = Y_{P_{ГО}} l'$ трансформируется в пару сил $N^p = M_{P_x} / H$, которые воспринимаются обшивкой и стрингерами верхнего и нижнего сводов фюзеляжа (они параллельны этим силам). Стрингеры и обшивка сводов работают на растяжение-

сжатие. В них появляются соответствующие нормальные напряжения (см. рис. 5.11):

$$\sigma_{\text{раст}} = \frac{N^p}{F_{\text{св}}}; \quad \sigma_{\text{сж}} = \frac{N^p}{F_{\text{прив.св}}},$$

где $F_{\text{св}}$ — площадь сечения обшивки и стрингеров свода;
 $F_{\text{прив.св}}$ — приведенная площадь сечения обшивки и стрингеров свода, учитывающая возможную потерю устойчивости обшивки.

Растяжение является наиболее благоприятным случаем. Обшивка и стрингеры находятся в одинаковых условиях, и если они выполнены из одного материала, то их напряжения равны: $\sigma_{\text{раст}} = \sigma_{\text{стр}} = \sigma_{\text{общ}}$.

Работоспособность стрингеров и обшивки свода определяется отношением временного сопротивления материала, работающего на растяжение σ_b , к действующему напряжению $\sigma_{\text{раст}}$. Возможные случаи аналогичны рассмотренным в п. 3.6.

Работоспособность сжатого свода определяется устойчивостью стрингеров: $\sigma_{\text{кр.стр}}/\sigma_{\text{стр}} > 1$.

Несмотря на возможную потерю устойчивости обшивки, свод продолжает оставаться работоспособным: $\sigma_{\text{стр}} = \sigma_{\text{сж}}$; $\sigma_{\text{общ}} < \sigma_{\text{стр}}$.

Если при горизонтальном полете в неспокойном воздухе происходит отказ правых двигателей, тогда к рассмотренной нагрузке добавляется горизонтальная нагрузка от вертикального оперения (рис. 5.12). В горизонтальной плоскости появляются поперечная сила Q^p_x , изгибающий момент M^p_x (см. рис. 5.6), а в вертикальной плоскости — крутящий момент $M^p_{\text{кр.х}}$ (см. рис. 5.7). Поверхностная сила $Y^p_{\text{в.о}}$ уравнивается внутренними напряжениями в сечении (см. рис. 5.12).

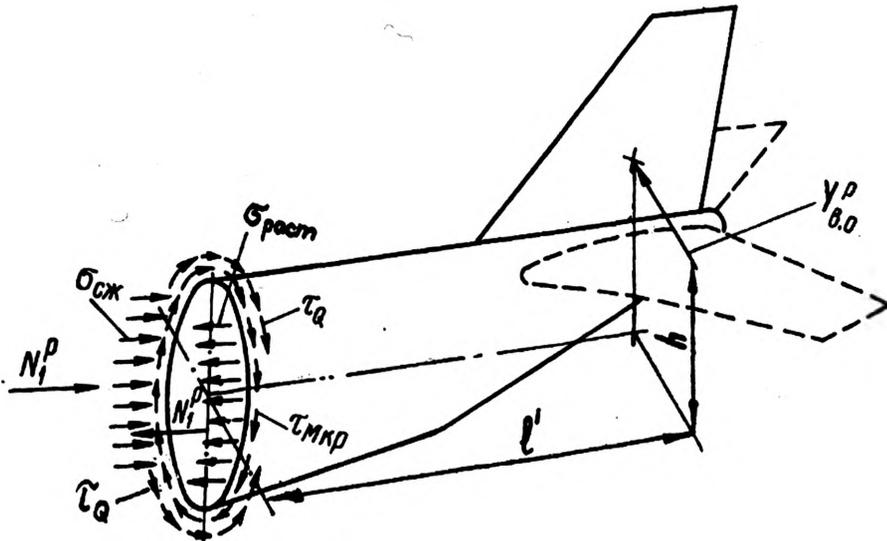


Рис. 5.12. Нагружение хвостовой части фюзеляжа при отказе двигателей правой консоли крыла

Поперечная сила $Q_{p_x} = Y_{p_{во}}$ равномерно нагружает обшивку верхнего и нижнего сводов фюзеляжа (она параллельна действию силы), вызывая в ней касательные напряжения:

$$\tau_Q = \frac{Q_{p_x'}}{F_{св.обш}}; F_{св.обш} = 2H \delta_{св.обш},$$

где $\delta_{св.обш}$ — толщина обшивки свода в рассматриваемом сечении.

Крутящий момент $M_{кр_x'} = Y_{p_{во}} h$ (см. рис. 5.12) равномерно нагружает обшивку всего замкнутого контура, вызывая в ней также касательные напряжения:

$$\tau_{M_{кр}} = \frac{M_{кр_x'}}{2F_0 \delta_{обш}} = \frac{Y_{p_{во}} h}{2F_0 \delta_{обш}},$$

где $2F_0 = 2x \frac{D_{ф}^2}{4}$ — удвоенная площадь сечения, ограниченная внешним контуром (обшивкой).

Результирующие касательные напряжения в обшивке являются алгебраической суммой составляющих:

— касательные напряжения в обшивке верхнего свода: $\tau_{н.св} = \tau_{M_{кр}} + \tau_Q$;

— касательные напряжения в обшивке нижнего свода: $\tau_{н.св} = \tau_{M_{кр}} - \tau_Q$.

Изгибающий момент M_{p_x} вызывают противоположно направленные нормальные напряжения в стрингерах и обшивке боковин фюзеляжа: $\sigma_{раст} = N_{p_1}/F_{бок}$; $\sigma_{сж} = N_{p_1}/F_{прив.бок}$.

Анализ работы конструкции фюзеляжа в случае отказа правых двигателей выполняется по аналогии с ранее выполненными.

Работа фюзеляжа в зонах вырезов

В конструкции фюзеляжа, аналогично крылу, делают вырезы (см. п. 3.7). Небольшие вырезы закрывают легкоъемными крышками, которые воспринимают только местные воздушные нагрузки и в общей силовой схеме фюзеляжа не работают. Большие вырезы (для смотровых окон, дверей, загрузочных люков, ниш шасси) подкрепляют подкладными листами, штампованными коробками, усиленными стрингерами и шпангоутами. Увеличение выреза и нагрузок, действующих в месте выреза, сопровождается увеличением мощности подкрепляющих силовых элементов. Например, большая ниша передней опоры самолета ограничивается по бокам продольными балками, сверху — горизонтальной жесткостью и силовыми шпангоутами по торцам (см. рис. 5.10,а). Ниши основных опор самолетов Ан-12 и Ил-62 имеют еще мощные килевые балки, которые обеспечивают работу фюзеляжа на изгиб. Створки, закрывающие ниши убранного положения шасси, воспринимают только местные воздушные нагрузки и в общей силовой схеме фюзеляжа не работают.

5.5. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА ГЕРМОТСЕКА ФЮЗЕЛЯЖА

Конструкция гермоотсека

Гермоотсек представляет собой наибольшую часть фюзеляжа. Конструкция его является составной частью силовой схемы всего фюзеляжа (см. п. 5.3). Рассмотрим способы герметизации оболочки гермоотсека, остекления фонаря кабины экипажа и окон пассажирских салонов, дверей, аварийных выходов и люков багажников, проводки управления самолетом и силовой установкой.

Герметичность оболочки гермоотсека достигается уплотнением заклепочных швов. Для этого используют многорядные заклепочные швы. Между листами обшивки, стрингерами, шпангоутами и силовыми элементами, окантовывающими вырезы, прокладывают эластичные тнколовые ленты и синтетические пленки типа «бутафоль», $\delta=0,5$ мм. Заклепочные швы покрывают тнколовой самовулканизирующей замазкой. В случае использования клеесварных соединений герметизация оболочки существенно упрощается, так как заклепки ставятся только в наиболее ответственных местах, а для клеесварных соединений дополнительная герметизация не требуется (Ан-24).

Для предотвращения коррозии гермоотсека вследствие конденсации водяных паров воздуха и скапливания этого конденсата внизу гермоотсека в обшивке нижнего свода делают дренажные отверстия, через которые вода стекает за борт. В полете под действием избыточного давления гермоотсека эти отверстия перекрываются резиновыми клапанами. На многих самолетах клапанов нет, и через дренажные отверстия происходит утечка воздуха.

Герметизация остекления фонаря кабины экипажа и окон пассажирских салонов осуществляется резиновыми профилированными прокладками (рис. 5.13,а). Необходимые прочность и теплозвукоизоляцию остекления достигают применением двойных, а на самолетах Ту-154 — тройных толстостенных стекол с воздушными прослойками между ними. Обледенение и запотевание стекол предотвращают осушением воздуха в межстекольном пространстве силикагелем и обдувом внутренних стекол теплым воздухом системы кондиционирования.

Двери, аварийные выходы и люки багажников герметизируют резиновыми трубчатыми прокладками (рис. 5.13,б), установленными между окантовкой выреза и дверью (люком).

Герметизация проводки управления самолетом и силовой установкой осуществляется в местах ее выхода из гермоотсека в негерметичные части крыла и фюзеляжа, для чего используют специальные устройства, называемые гермовыводами. Герметизация жесткой проводки управления самолетом достигается с помощью резиновых колец, зажатых между корпусом гермовывода и тягой, совершающей вращение или возвратно-поступательное движение. Герметизация мягкой проводки управления самолетом и силовой установкой обеспечивается резиновыми или текстолитовыми шариками, внутри которых проходит трос. Шарик сжимается двумя па-

ловинками корпуса, что и ликвидирует зазоры между тросом, шариком и корпусом. Более подробно гермовыводы рассмотрим в гл. 7.

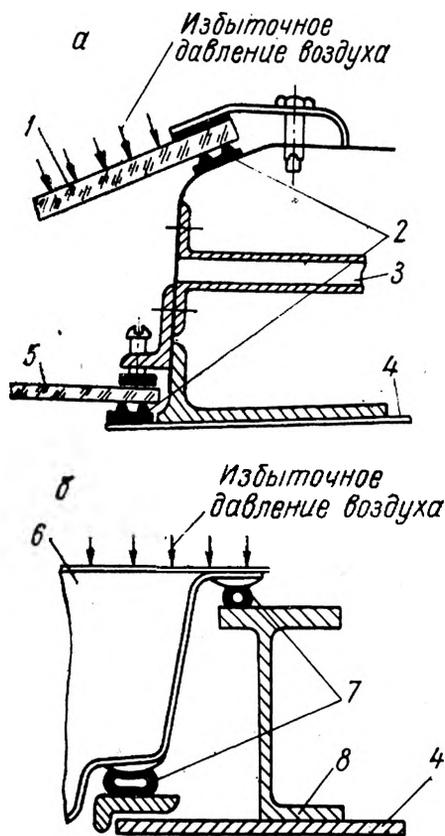


Рис. 5.13. Схема герметизации:
 а — окна пассажирского салона; б — двери; 1 — внутреннее стекло; 2 — резиновые прокладки герметизации стекол; 3 — трубопровод осушительной системы; 4 — обшивка фюзеляжа; 5 — наружное стекло; 6 — дверь (аварийная дверь и крышка люка багажника); 7 — резиновые трубчатые прокладки герметизации; 8 — усиленный шангоут

Работа гермоотсека

Избыточное внутреннее давление воздуха равномерно распирает фюзеляж. В обшивке возникают нормальные напряжения растяжения.

Определим нормальные напряжения σ_1 , действующие в обшивке цилиндрической части гермоотсека перпендикулярно его образующей. Для этого мысленно отсечем верхнюю половину цилиндрического гермоотсека, приложим к ней силу P_1 , создаваемую избыточным давлением Δp , и уравновесим силами упругости обшивки, вызывающими появление нормальных напряжений σ_1 (рис. 5.14,а). Из условия равновесия определим искомое напряжение:

$$\sigma_1 = \frac{P_1}{F_{\text{обш}_1}} = \frac{\Delta p L_{\phi} D_{\phi}}{2L_{\phi} \delta_{\text{обш}}} = \frac{\Delta p D_{\phi}}{2 \delta_{\text{обш}}}$$

где $F_{обш_1}$ — площадь сечения обшивки;

$\delta_{обш}$ — толщина обшивки.

Определим нормальные напряжения σ_2 , действующие вдоль образующей цилиндра. Для этого отсечем и уравновесим хвостовую часть гермоотсека. Из условия равновесия определим второе нормальное напряжение:

$$\sigma_2 = \frac{P_2}{F_{обш_2}} = \frac{\Delta p \pi \frac{D_\phi^2}{4}}{\pi D_\phi \delta_{обш}} = \frac{\Delta p D_\phi}{4 \delta_{обш}}$$

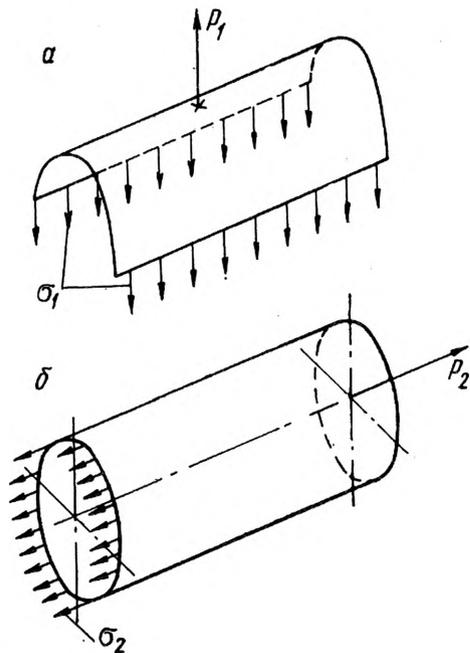


Рис. 5.14. Схема сечений гермоотсека фюзеляжа плоскостью вдоль образующей (а) и перпендикулярно образующей (б)

Полученные выражения вскрывают весьма важные обстоятельства:

— напряжения, вызываемые избыточным давлением в обшивке гермоотсека вдоль образующей σ_2 , в два раза меньше напряжений σ_1 , действующих в обшивке перпендикулярно образующей цилиндра;

— напряжения в обшивке сферического днища в два раза меньше напряжения в обшивке плоского днища (см. рис. 5.10,в). Сферические шпангоуты имеют меньшую массу и большую долговечность. Эти шпангоуты воспринимают весьма большую нагрузку. Например, на самолете Ту-154, имеющем $D_\phi = 3,8$ м и $\Delta p = 62$ кПа, нагрузка составляет

$$P_{днища} = \frac{\Delta p \pi D_\phi^2}{4} = \frac{62 \cdot \pi \cdot 3,8^2}{4} = 700 \text{ кН};$$

— в местах сопряжения обшивки гермоотсека различной кривизны поверхности возникают дополнительные изгибные нагрузки. Здесь устанавливаются дополнительные силовые элементы. Например, мощные пояса и фитинги по месту сопряжения обшивки сферического днища и цилиндра гермоотсека (см. рис. 5.10,з) или плоского днища и цилиндра гермоотсека (см. рис. 5.10,е), скуловые продольные балки на боковинах гермоотсека фюзеляжа самолета Ан-24.

Создание гермоотсека фюзеляжа сопровождается увеличением массы конструкции самолета и вызывает дополнительные эксплуатационные трудности. В гермоотсеке создается огромный запас потенциальной энергии. Например, на транспортном самолете, имеющем объем гермоотсека $V=200 \text{ м}^3$ и $\Delta p=49,033 \text{ кПа}$, эта энергия составляет: $\Delta pV=49,033 \cdot 200=9806,6 \text{ кДж}$. В случае ослабления конструкции гермоотсека возможна внезапная взрывная разгерметизация, которая сопровождается сильным физиологическим воздействием на людей в результате резкого падения давления, температуры воздуха и содержания в нем кислорода, возникновения мощных потоков и падения незакрепленных предметов.

Внезапная разгерметизация возможна в случаях:

— разрушения остекления, дверей, аварийных выходов и люков люков багажников;

— разрушения участка конструкции гермоотсека вследствие разрушения турбины авиадвигателя или турбогенератора, воздушного винта, грозового разряда, столкновения с другим самолетом;

— отказа системы кондиционирования с одновременным разрушением выпускного клапана.

Интенсивность разгерметизации сокращается с уменьшением размеров окон, дверей и люков, имеющих наибольшую вероятность разрушения.

Уменьшение вероятности разгерметизации достигается:

— высокой прочностью гермоотсека;

— способностью остекления выдерживать ударные нагрузки;

— размещением ТРД в хвостовой части фюзеляжа или под крылом;

— предотвращением повреждения обшивки гермоотсека в процессе эксплуатации.

Гермоотсек в жаркую погоду на стоянке нагревается до температуры, превышающей температуру окружающего воздуха. Окрашивание белой краской с большим коэффициентом отражения верхнего свода и боковин фюзеляжа снижает его температуру до 25%.

Проверка на герметичность осуществляется в процессе производства, ремонта и эксплуатации самолета. Для этого закрывают все двери и люки гермоотсека, перекрывают трубопроводы системы кондиционирования, наддува блоков радиолокатора и системы статического давления. Подсоединяют трубопроводы аэродромного компрессора и приборов. Создают избыточное расчетное дав-

ление Др. Выключают компрессор и по вариометру, манометру и часам оценивают состояние гермоотсека.

После проверки необходимо отсоединить аэродромное оборудование, поставить заглушки на поверочные штуцера и восстановить эксплуатационное состояние бортовых систем.

5.6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

Фюзеляж является ответственным агрегатом в обеспечении безопасности полета. Надежность и долговечность фюзеляжа определяются совершенством конструкции и эксплуатации.

В эксплуатации возможны повреждения фюзеляжа:

- в процессах технического и коммерческого обслуживания;
- в случаях наруливания на препятствия, посадки с убранными шасси, повышения допустимых перепадов на взлете, в полете, на посадке и рулении, преждевременной выработки ресурса;
- при перенадуве гермоотсека и внезапной разгерметизации.

В процессе технического обслуживания самолета имеют место случаи повреждения обшивки ударом стремянки, трапа, спецтранспорта. Обшивка и даже силовой каркас фюзеляжа повреждаются подъемниками, устанавливаемыми в непредусмотренных местах. Вмятины и царапины обшивки являются концентраторами напряжений и местом возникновения коррозии. Большую опасность представляет интенсивная коррозия нижнего свода гермоотсека вследствие скапливания здесь конденсата влаги воздуха и жидкости из буфета и туалетов в результате негерметичности систем водоснабжения и удаления отходов, а также закупорки дренажных отверстий в обшивке фюзеляжа.

В процессе коммерческого обслуживания самолета имеют место случаи: опрокидывания самолета на хвост на стоянке (перроне), повреждения планера, систем и оборудования, смещения груза на взлете или посадке, заканчивающиеся авиационными происшествиями.

Продольная устойчивость самолета на земле определяется положением основных опор относительно ЦМ самолета, которое задается при проектировании (см. п. 6.1.1) и выдерживается в процессе эксплуатации (см. п. 13.3).

Повреждение гермоотсека фюзеляжа в процессе погрузочно-разгрузочных работ или транспортировки груза россыпью при создании в нем избыточного давления воздуха представляет большую опасность.

Для предупреждения повреждений конструкции необходимо выполнять следующие требования:

— спецтранспорт должен быть обеспечен защитными приспособлениями для амортизации ударных нагрузок и предупреждения задигов и царапин по местам возможного соприкосновения с планером самолета;

— такелажные работы начинать только после установки колодок под колеса спецтранспорта;

- не загружать самолет неисправным, некомплектным или нестандартным набором крепежных устройств;
- использовать бортовое погрузочное оборудование;
- перемещать тяжелые грузы с помощью обрешеченных или деревянных катков, не разрешается применять металлический рычаг (лом);
- практиковать транспортировку мелких грузов и багажа в контейнерах или на поддонах;
- не перекрывать крепежные узлы грузом, поддонами, дополнительными настилами.

Применение контейнеров повышает точность расчѐта центровки и позволяет изолировать коммерческую загрузку от конструкции самолета. Это повышает технику безопасности, пожарную безопасность самолета, сокращает трудоемкость и время загрузки.

Безопасность обеспечивается только при условии надежного крепления загрузки на самолете. Незакрепленные грузы могут самопроизвольно смещаться на самолете под действием собственной силы тяжести, инерционных сил и вибрации (см. п. 13.6).

Смещение груза неизбежно сопровождается изменением центровки, одновременно возможны разрушение элементов конструкции планера, заклинивание проводки управления, замыкание электропроводки, нарушение коммуникаций топливной, гидравлической, противообледенительной систем или системы кондиционирования воздуха. Незакрепленные предметы в пассажирских салонах и вестибюлях в этих условиях могут нанести травмы пассажирам.

Выпуск в полет самолета с незакрепленными грузами запрещен.

Повреждения фюзеляжа в результате наруливания на препятствия, посадки с убранными шасси, превышения допустимых перегрузок на взлете, в полете, на посадке и рулении, преждевременная выработка ресурса — общие с повреждениями крыла и изложены в п. 3.10.1.

В эксплуатации имеют место случаи перенадува и разгерметизации фюзеляжа.

Перенадув фиксируется специальными датчиками, автоматически срабатывают световая и звуковая сигнализация, предохранительные клапаны. В случае отказа клапанов экипаж регулирует давление воздуха вручную. Основой безопасности полета в такой ситуации являются знания экипажем авиационной техники, опыт работы, внимание и своевременные действия в соответствии с РЛЭ.

Перенадув возможен в случае вылета на самолете после проверки гермоотсека на герметичность без последующего восстановления эксплуатационного состояния системы кондиционирования воздуха.

Большую опасность представляет внезапная разгерметизация фюзеляжа в результате срыва двери или крышки люка багажника. В случае срыва крышки люка избыточное давление воздуха

салон прогибает пол вниз. Возможно опасное заклинивание проводки управления и разрушение других функциональных систем самолета. На самолетах иностранных авиакомпаний были случаи тяжелых авиационных происшествий по этой причине.

В предполетном осмотре фюзеляжа экипаж обязан убедиться в:

- сохранности обшивки фюзеляжа;
- наличии крышек лючков, поставленных на все замки;
- отсутствии заглушек, исправности и чистоте отверстий воздухозаборников и дренажа (на нижнем своде);
- сохранности и чистоте остекления;
- отсутствии течи воды, масла и топлива (по нижнему своду);
- исправности антенн;
- исправности дверей, крышек аварийных и багажных люков, обратив особое внимание на замки, ручки и контровку;
- правильном размещении и креплении багажа и грузов;
- комплектности и исправности оборудования, чистоте и порядке в пассажирских салонах, бытовых помещениях и в кабине экипажа;
- соблюдении исходного положения командных рычагов;
- исправности измерительной аппаратуры, систем, механизмов, оборудования;
- исправности сигнализации, внутреннего и наружного освещения;
- наличии и исправности соответствующего аварийно-спасательного оборудования.

Предполетный осмотр выполняет экипаж согласно РЛЭ.

Систематические осмотры — гарантия безопасности полета.

Глава 6. ШАССИ

Шасси — это совокупность опор, обеспечивающих:

- стоянку и передвижение самолета (вертолета) на аэродроме;
- амортизацию ударных нагрузок;
- торможение;
- маневрирование;
- минимальное сопротивление в полете.

6.1. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА ОПОР

Шасси большинства современных ВС ГА трехопорной схемы: одна передняя опора и две основные* (рис. 6.1). Расположение опор определяет устойчивость самолета на аэродроме, безопасность на взлете и посадке.

6.1.1. СВОЙСТВА САМОЛЕТА, ОПРЕДЕЛЯЕМЫЕ РАСПОЛОЖЕНИЕМ ОПОР

Продольная устойчивость самолета на стоянке обеспечивается передним расположением ЦМ относительно основных опор, что характеризуется плечом a , величиной угла выноса основных опор самолета λ ($\lambda \geq 12^\circ$) и углом опрокидывания θ ($\theta \approx 12^\circ$; $\lambda > \theta$).

Поперечная устойчивость самолета на взлете-посадке определяется углом бокового выноса основных опор ψ ($\psi > 30^\circ$) и колеи шасси B — колеблется от 4,5 (Як-40) до 11,4 м (Ту-154). Самолеты А. Н. Туполева, имеющие наименьший предельный угол крена ϵ ($\epsilon_{\text{Ту-134}} = 15^\circ$), обладают наибольшей поперечной устойчивостью. Это предотвращает касание концевыми частями низко-расположенного крыла с обратным поперечным «V» покрытия аэродрома.

Путевая устойчивость при посадке самолета со сносом обеспечивается парой сил, составляющими которой являются (рис. 6.2):

- сила инерции массы самолета ma , приложенная в ЦМ;
- суммарная сила торможения $2P_x$ колес основных опор.

Эта пара сил на плече s создает восстанавливающий момент $M_y = 2P_x s$, разворачивающий самолет в положение, при котором

* На самолете Ил-86 устанавливают три основные опоры, на грузовом самолете Ил-76Т — четыре.

продольная ось самолета совпадает с направлением движения (с осью ВПП).

Продольная управляемость самолета на разбеге определяется возможностью выхода на оптимальный угол атаки крыла $\alpha_{разб}$:

$$\alpha_{разб} \geq \alpha_{уст} + \varphi,$$

где $\alpha_{уст}$ — угол установки крыла (порядка 3°);

φ — стояночный угол (около 0°)

и обеспечивается углом опрокидывания θ .

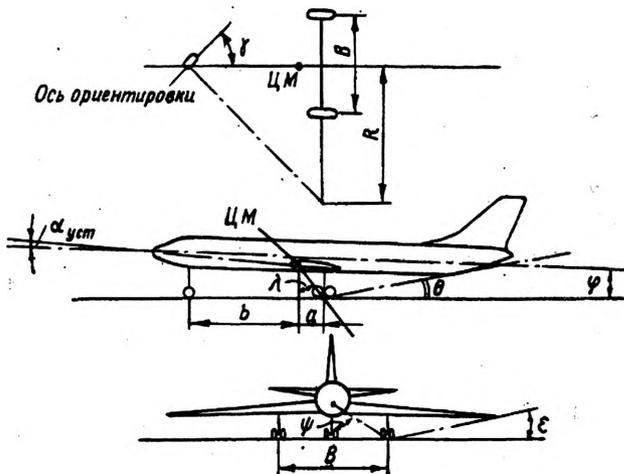


Рис. 6.1. Параметры, характеризующие расположение шасси на самолете

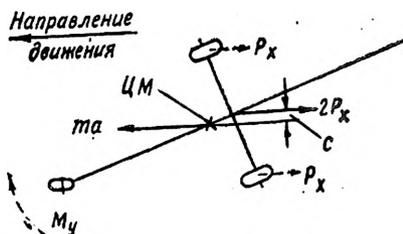


Рис. 6.2. Нагрузки, действующие на самолет при посадке со сносом

Продольная управляемость самолета на посадке определяется возможностью вывода самолета на оптимальный угол атаки $\alpha_{пос}$, величина которого меньше ($\alpha_{уст} + \varphi + \theta$).

Маневренность самолета определяется расположением опор и разворотом колес передней опоры. Минимальный радиус R разворота самолета (вертолета) ограничивается углом разворота колес передней опоры ($35-65^\circ$) и допустимым крутящим моментом,

при котором не происходит срыва авиашин и разрушения шлиц-шарниров основных опор самолета.

Передний капот самолета предотвращает передняя опора, которая воспринимает большие нагрузки при интенсивном торможении на пробеге, однако в режиме самоориентирования на большой скорости движения она подвержена самоколебаниям «шимми».

Опасное «козление» самолета при грубой посадке предотвращается расположением основных опор сзади ЦМ. Вертикальный удар сопровождается появлением массовой силы самолета $mg n_{\text{пос}}$ и силы реакции $P_{\text{уш}}$ основных опор самолета, которые на плече a создают демпфирующий момент $M = P_{\text{уш}} a$, уменьшающий $\alpha_{\text{крыла}}$ и взмывание самолета (рис. 6.3) *.

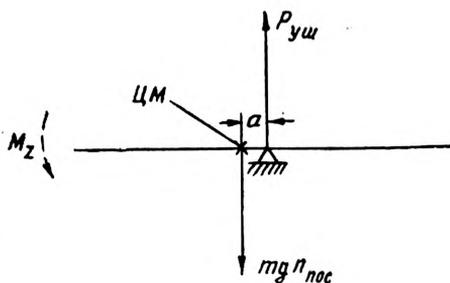


Рис. 6.3. Нагрузки, действующие на самолет при грубой посадке на основные опоры

6.1.2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ОПОРЫ

На опоры самолета действуют силы реакции покрытия аэродрома, приложенные к контактной поверхности соприкосновения колес с покрытием, и массовые силы самолета, приложенные к узлам подвески опор к планеру (рис. 6.4).

В эксплуатации возможны следующие случаи нагружения опор: — при нормальной и грубой посадках самолета на три точки на колеса действуют нормальные силы P_y и небольшие силы трения нераскрученных колес P_x ;

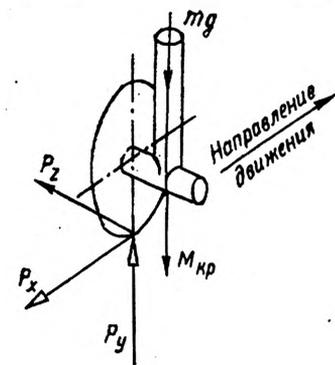


Рис. 6.4. Нагрузки, действующие на опоры

* На рис. 6.3 показана боковая проекция самолета в виде двухконсольной балки на основных опорах.

— при посадке с заторможенными колесами или переднем ударе на колеса основных опор действуют силы P_y и значительная сила P_x ;

— при посадке на три точки с боковым ударом или резком развороте на рулении на колеса действуют P_y , боковая сила P_z и крутящий момент $M_{кр}$.

Расчет опор производится по статической расчетно-разрушающей нагрузке:

$$P^p = P_i n_{\max}^3 f_{ш},$$

где P_i — доля силы тяжести самолета, приходящаяся на переднюю опору $P_1 = \frac{a}{a+b} mg = (0,05-0,1) mg$ или на основные опоры $2P_2 =$

$$= \frac{b}{a+b} mg \text{ (см. рис. 6.1);}$$

$n_{\max}^3 = \frac{P_{\max}^3}{P_{\text{стоян}}} \geq 2,5$ — условная максимальная эксплуатационная перегрузка шасси, например, для передней опоры она определяется из условия торможения на пробеге;

$f_{ш} = 1,65$ — коэффициент безопасности шасси (планера — 1,8). При аварийной посадке разрушение начинается с опор, что смягчает удар на планер, повышает безопасность полета.

Кроме статической нагрузки, при движении по аэродрому на опоры действуют значительные переменные нагрузки, ограничивающие долговечность опор и планера самолета.

Элементы опор, воспринимающие большие нагрузки, имеют трубчатую конструкцию, фрезерованную из хромансильевой стали 30ХГСНА с высоким пределом прочности $\sigma_b = 1,6-1,9$ ГПа или штампованную из сплава В-93 (на самолетах Ту-134 и Ту-154).

6.1.3. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ОПОР

Опоры современных ВС ГА представляют собой ферменное, ферменно-балочное или балочное сооружение с непосредственной или рычажной подвеской колес.

Опоры ферменной конструкции применялись на всех самолетах периода зарождения и становления авиации. В настоящее время такая конструкция используется в основных опорах самолета Ан-2 и большинства вертолетов. Опора представляет собой легкую, не убирающуюся в полете пространственную ферму в виде перевернутой пирамиды, к вершине которой крепится ось колеса. Ферма состоит из двух хромансильевых трубчатых стержней и амортизатора. Они имеют шарнирное крепление к планеру и работают только на нормальные осевые силы растяжения-сжатия.

Опора ферменно-балочной конструкции используется на большинстве самолетов ГА и на вертолетах Ми-10, Ми-26 и Ка-26. Опора конструктивно делится на две части: верхнюю пространственную ферму и нижнюю балку (рис. 6.5). Каждая опора сос-

шенную к планеру и дополнительно защемленную от вращения вокруг оси траверсы.

Опора с непосредственным креплением колес (см. рис. 6.5) имеет широкое распространение на ВС ГА: передние и основные опоры самолетов Як-18Т, Ту-134, Ан-12 и всех вертолетов; хвостовая опора самолета Ил-62; основные опоры современных самолетов. На амортизаторы таких опор передаются все силы реакции покрытия аэродрома P_y , P_x , P_z и определяют большую длину и трение амортизатора (см. п. 6.1.4).

Опоры с рычажной подвеской колес используются только на самолетах: передняя и основные опоры самолетов Як-40 (см. рис. 6.6, б), Л-410; передняя опора самолетов «Ил»; Ан-24 (см. рис. 6.6, а), Ту-154; хвостовая опора самолета Ан-2. На амортизаторы таких опор приходится большая сила P_y и частично сила P_x , си-

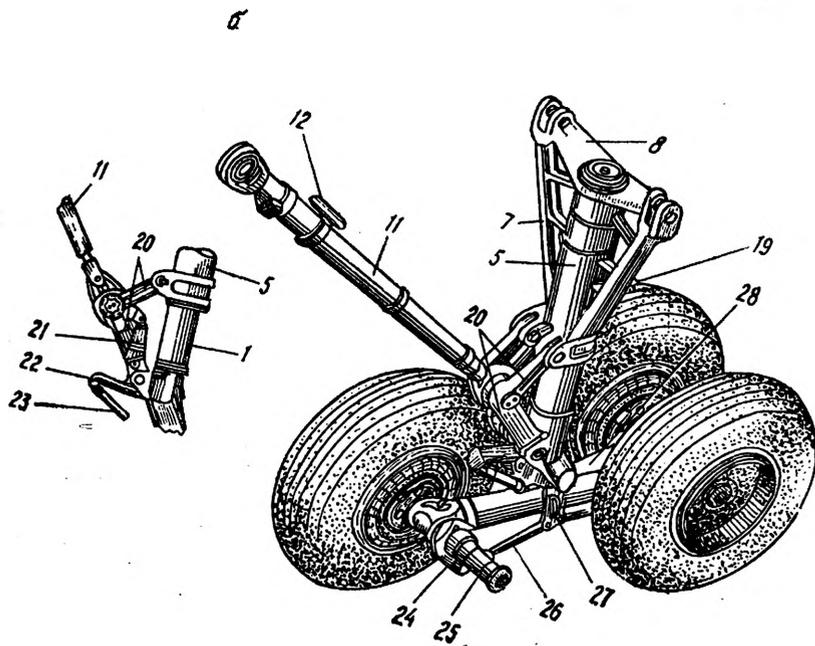


Рис. 6.5. Передняя (а) и основная (б) опоры ферменно-балочной конструкции с непосредственным креплением колес самолета Ту-134:

1 — шток стойки шасси; 2, 3 — поводок и гидропривод поворота колес; 4 — дроссель-демпфер самоколебаний колес; 5 — цилиндр стойки шасси; 6, 10 — карданный вал обратной связи и золотниковое устройство системы управления поворотом колес; 7 — боковой раскос; 8, 9 — траверса с цапфой; 11, 12 — гидропривод подъема и выпуска опоры с гидравлическим распределителем; 13, 14 — цилиндр замка и замок убранного положения опоры; 15, 18 — верхнее и нижнее звенья заднего подкоса; 16 — цапфа управления створок; 17 — механизм распора; 19 — серьга убранного положения опоры; 20 — шлиц-шарнир; 21 — гидропневматическая пружина; 22 — качалка; 23 — упругая тяга; 24, 26 — рычаг и тяга компенсационного механизма тележки; 25 — ось колес; 27 — нижний узел стойки; 28 — рама тележки

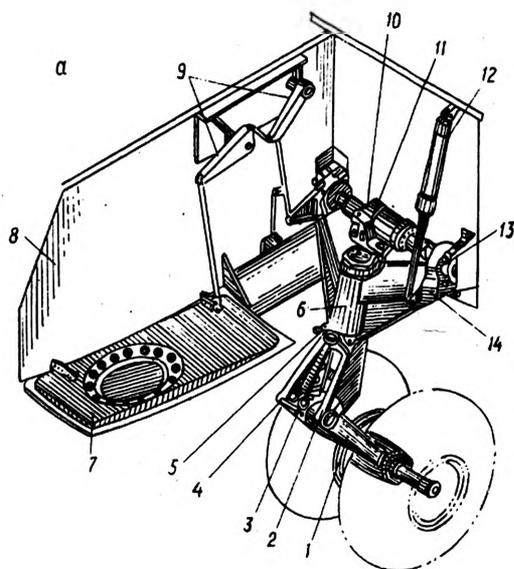


Рис. 6.6. Передняя опора балочной конструкции с рычажной подвеской колес самолетов Ан-24 (а) и Як-40 (б):

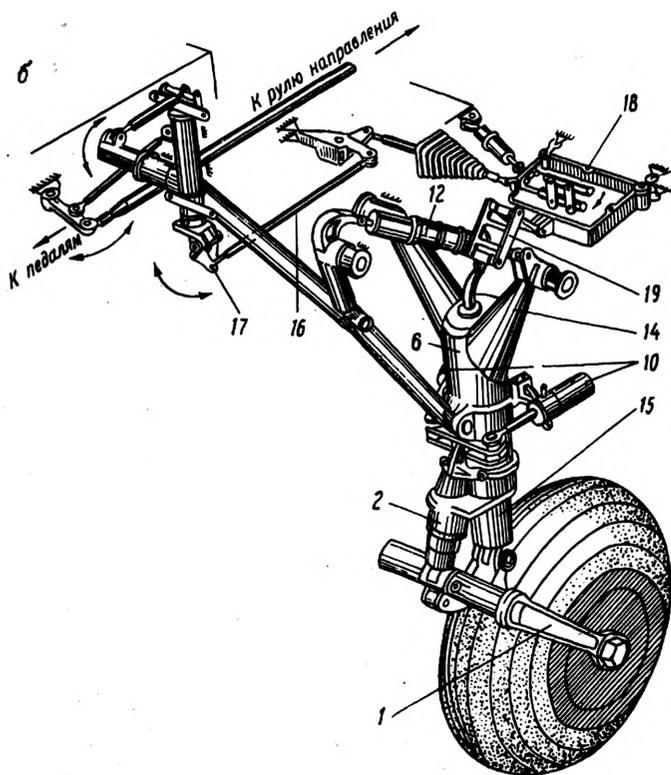
1 — рычаг; 2 — кронштейн стойки, связанный с поворотным хомутом; 3, 5 — кронштейн ролика и кулачковая муфта возвращения колес в нейтральное положение; 4 — серьга убранного положения опоры; 6 — стойка шасси; 7 — створка; 8 — продольная балка фюзеляжа; 9 — механизм управления створками; 10 — гидропривод поворота колес; 11 — поводок, преобразовывающий возвратно-поступальное движение цилиндра гидропривода в разворот колес; 12 — гидропривод подъема и выпуска опоры; 13 — узел крепления опоры; 14 — траверса стойки; 15 — шток стойки; 16 — пружинная тяга; 17 — дифференциальный механизм; 18 — золотниковое устройство; 19 — поводок обратной связи механизма разворота колес

ла P_z передается непосредственно на траверсу, минуя амортизатор. Этот амортизатор короче и сложнее предыдущего (см. п. 6.1.5).

6.1.4. РАБОТА ОПОР С НЕПОСРЕДСТВЕННЫМ КРЕПЛЕНИЕМ КОЛЕС

Опора крепится в трех точках: две — на траверсе и одна — на подкосе (рис. 6.7). Из механики известно, что такая конструкция представляет собой строительное сооружение, способное воспринимать любые нагрузки, действующие на него со стороны покрытия аэродрома. Кроме того, это сооружение симметрично относительно плоскости $x-y$.

В случае симметричного нагружения опоры силой реакции покрытия P_y цапфы траверсы воспринимают от узлов планера



равные по величине и направлению силы $0,5P_{тр}$. Их результирующая сила $P_{тр}$ приложена в плоскости симметрии $x-y$ параллельно составляющим. На опору действуют три силы:

- результирующая сила реакции покрытия $2P_{п}$ (известны величина и направление);

- результирующая сила реакции траверсы $P_{тр}$ (ни величина, ни направление этой силы неизвестны);

- сила реакции подкоса $P_{подк}$ (известно, что она направлена от узла планера вдоль оси заднего подкоса).

Неизвестные значения $P_{тр}$ и $P_{подк}$ определяют графическим построением треугольника сил. Основой такого построения является условие равновесия опоры, при котором все три силы должны пересекаться в одной точке. Эта точка находится пересечением продолжения силы $2P_{п}$ с осью заднего подкоса. Тогда $P_{тр}$ направлена по прямой, проведенной через эту точку и центр траверсы. Зная направления всех трех сил и величину одной из них, можно в масштабе построить силовой треугольник, измерить величины неизвестных сил и перенести их в соответствующие узлы (см. рис. 6.7,а).

Двухконсольная ось колес под действием силы P_y нагружается поперечной силой $Q = P_y$ и изгибающим моментом $M_{\max} = P_y d$, работает на срез и на изгиб в вертикальной плоскости $x-z$. Сила $2P_y$ передается на стойку, загружая плечо выноса t поперечной силой $Q = 2P_y$ и изгибом $M_{\max} = 2P_y t$. На стойку действуют осевая

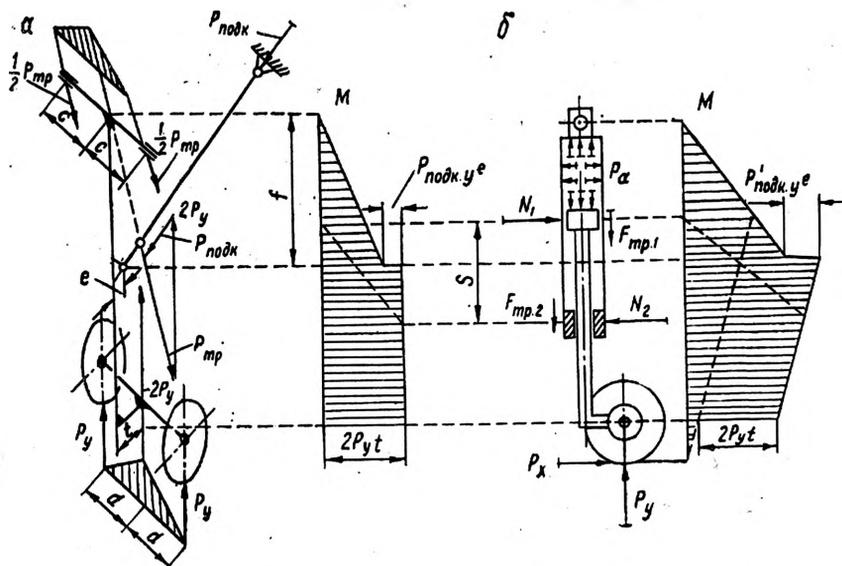


Рис. 6.7. Работа опоры с непосредственным креплением колес

сила сжатия $2P_y$ и изгибающий момент $M = 2P_y t$. В нижней части стойки эти нагрузки приложены к штоку, а в верхней — к цилиндру амортизатора. Сила сжатия штока передается на цилиндр силами статического трения $F_{\text{тр.1}}$ и $F_{\text{тр.2}}$ по буксам и уплотнениям и силой давления p_a рабочего тела (АМГ-10 и азот) амортизатора, приходящегося на площадь поршня F (см. рис. 6.7, б). Изгибающий момент штока передается на цилиндр парой нормальных сил по буксам и уплотнениям и уравновешивается парой боковых сил реакции цилиндра: $N_1 = N_2 = N$ на плече S : $2P_y t = NS$.

Изгибающий момент, действующий на стойку в целом, остается неизменным до узла крепления заднего подкоса (см. рис. 6.7, а). В этом узле часть M уравновешивается моментом $P_{\text{подк.у}} e$, где $P_{\text{подк.у}}$ — вертикальная составляющая силы заднего подкоса, а e — расстояние между узлом и осью стойки. Выше узла M линейно убывает до нуля на оси траверсы вследствие увеличения уравновешивающего момента от горизонтальной составляющей силы $P_{\text{подк.х}}$ заднего подкоса: $2P_y t - P_{\text{подк.у}} e - P_{\text{подк.х}} f = 0$. Траверса, в силу шарнирного крепления к планеру по цапфам, не может воспринимать изгибающий момент, действующий в плоскости $x-y$.

Траверса со стороны стойки подвергается действию двух сил:

вертикальной $2P_y - P_{\text{подк.}y}$ и горизонтальной $P_{\text{подк.}x}$. Они уравновешиваются равными им, но противоположно направленными силами реакции узлов. Траверса нагружается поперечной силой и изгибающим моментом. Плоскость действия этих нагрузок проходит через ось траверсы и вектор равнодействующей силы $P_{\text{тр}}$. Траверса работает на срез и изгиб.

На узлы планера со стороны опоры действуют равные, но противоположно направленные силы тем силам, которые изображены на рис. 6.7,а и воспринимаются силовыми элементами планера.

В случае одновременного нагружения опоры силами P_y и P_x стойка будет работать аналогично рассмотренному случаю (см. рис. 6.7,б). Однако плоскость нагружения оси колес поперечной силой и изгибающим моментом развернется по часовой стрелке и пройдет через ось колес и равнодействующий вектор составляющих сил P_y и P_x . Общая точка пересечения трех сил сместится по оси заднего подкоса вправо вверх. Величина силы $P_{\text{подк}}$ возрастет. К действующему ранее $M = 2P_y t$ прибавится изгибающий момент от силы P_x , величина которого растет пропорционально удалению от покрытия аэродрома (на рис. 6.7,б показано наклонной пунктирной прямой линией). Вследствие этого увеличиваются боковые силы амортизатора N_1 и N_2 и скачок опоры M в точке крепления заднего подкоса: $P'_{\text{подк.}y}$.

В случае нагружения опоры боковой силой P_z стойка в целом подвергается действию поперечной силы $Q = P_z$ (шток и цилиндр работают на срез), изгибающего момента $M_{\text{max}} = P_z h$ (шток и цилиндр работают на изгиб в плоскости $y-z$) и крутящего момента $M_{\text{кр}} = P_z t$, где h — высота опоры, t — длина плеча выноса колеса. Сила Q уравновешивается боковой горизонтальной силой, приложенной со стороны узлов планера к цапфам траверсы. Изгибающий момент M уравновешивается парой вертикальных сил реакции узлов траверсы (на рис. 6.7 боковое нагружение не показано).

Для разгрузки траверсы от больших изгибающих моментов, возникающих от сил P_y и P_z , используют боковые раскосы, которые обеспечивают передачу этих сил непосредственно на узлы подвески траверсы (рис. 6.8).

Разворот колес и штока вокруг оси стойки под действием $M_{\text{кр}} = P_z t$ предотвращается двухзвенником — парой сил $PB = M_{\text{кр}}$ (рис. 6.9). Он обеспечивает передачу крутящего момента со штока на цилиндр (соответствующей парой сил) и не препятствует продольному перемещению штока. Нижнее и верхнее звенья работают на срез и изгиб. С цилиндра стойки этот постоянный крутящий момент передается на траверсу, где и уравновешивается парой сил, действующих в горизонтальной плоскости со стороны узлов на цапфы (показано ниже). Цилиндр стойки работает на срез, а траверса — на срез и изгиб.

На самолетах ГА широко распространена ферменно-балочная основная опора с непосредственным креплением четырехколесной

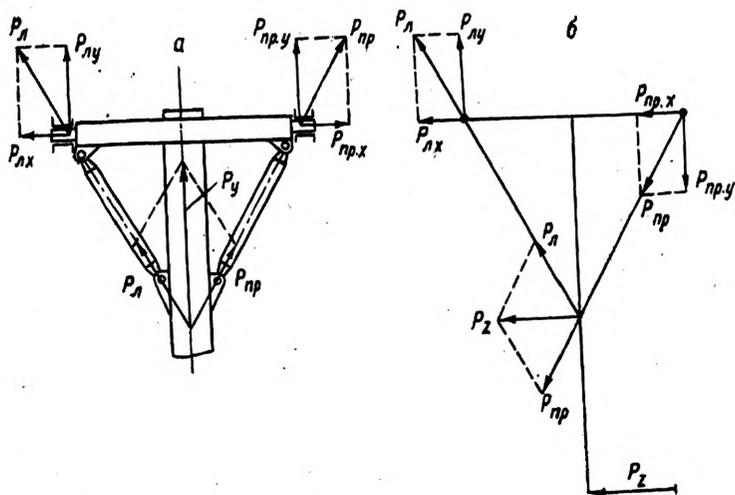


Рис. 6.8 Схема передачи нагрузок с цилиндра стойки через раскосы на узел траверсы:
 а — на стойку действует только нормальная сила покрытия аэродрома P_y ; б — на стойку действует только боковая сила P_z

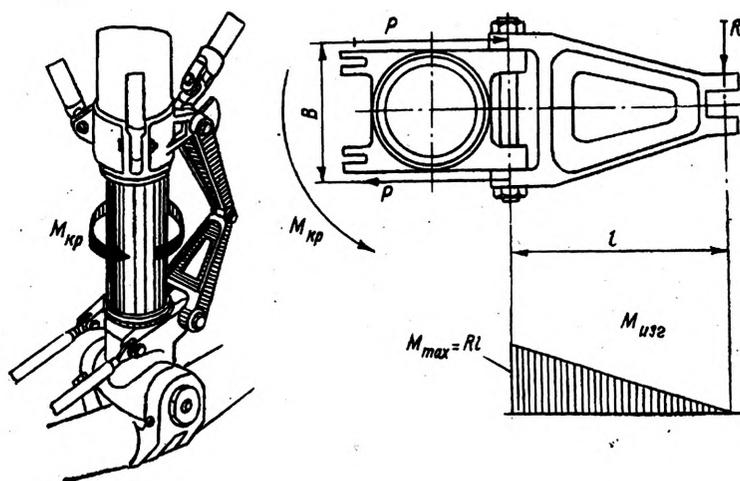


Рис. 6.9. Конструкция и работа двухзвенника (шлиц-шарнира) опоры с непосредственным креплением колес:
 $M_{кр}$ — крутящий момент, действующий на нижний узел стойки; R — сила реакции верхнего звена, препятствующего развороту нижнего звена, штока, колес;
 P_B — пара сил, уравнивающая $M_{кр}$

тележки (см. рис. 6.5,б). Основным силовым элементом тележки является рама. Она представляет собой трубчатую двуконсольную балку, прикрепленную посредине к нижнему узлу стойки с помощью шарнира (проушины и оси). В раструбах свободных концов рамы монтируют оси передней и задней пар колес (рис. 6.10).

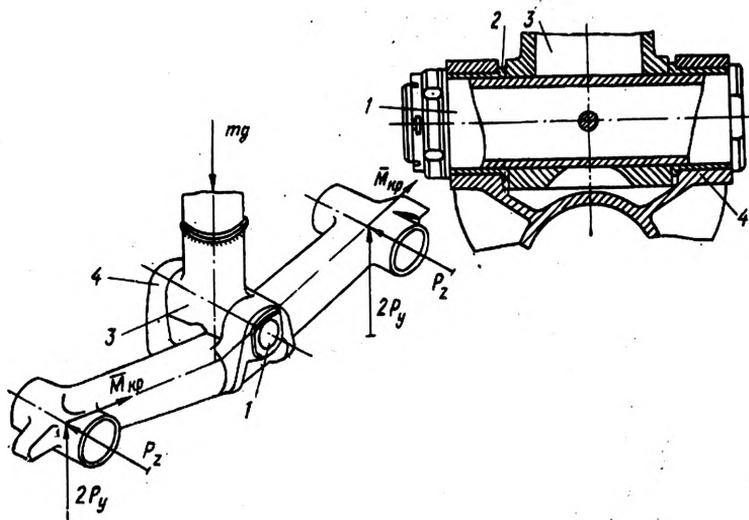


Рис. 6.10. Конструкция и схема нагружения рамы четырехколесной тележки:

1 — ось подвески рамы к штоку; 2 — скользящий подшипник оси; 3 — нижний узел штока; 4 — проушины рамы

В случае равномерного нагружения всех четырех колес тележки силами P_y рама работает на срез и изгиб в вертикальной плоскости $x-y$. Если силы P_y , приложенные к внешним и внутренним колесам, не равны между собой, то рама дополнительно подвергается кручению $M_{кр}$. В случае равномерного нагружения всех колес силами P_z рама работает на срез и изгиб в горизонтальной плоскости $x-z$ и на кручение. Тележки, как правило, не воспринимают момент от сил торможения P_x . Исключение составляет самолет Ту-154, шестиколесная тележка которого воспринимает тормозные моменты передней и задней пар колес (см. п. 6.3.5).

6.1.5. РАБОТА ОПОР С РЫЧАЖНОЙ ПОДВЕСКОЙ КОЛЕС

Ограничимся кратким рассмотрением:

- соотношения между нагрузками колес и амортизатора;
- механизма частичной амортизации сил переднего удара;
- передачи крутящего момента с рычага на стойку.

В случае нагружения опоры нормальной силой P_y сила, приходящаяся на амортизатор P_a , определяется из условия равновесия рычага (рис. 6.11):

$$P_y d = P_a c; \quad P_a = P_y \frac{d}{c}.$$

Здесь $d > c$ и $P_a > P_y$. Поэтому в шасси с рычажной подвеской колес при меньших перемещениях поршня развиваются большие силы P_a .

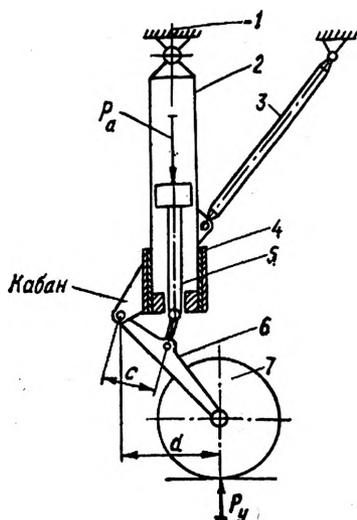


Рис. 6.11. Схема нагружения колеса и амортизатора рычажной опоры: 1 — ось стойки (ориентировки); 2 — стойка шасси; 3 — задний подкос; 4 — поворотная муфта с узлом подвески рычага (кабан); 5 — шток с поршнем и серьгой; 6 — двуплечий рычаг; 7 — колесо

В случае нагружения опоры только силой переднего удара P_x стойка подвергается действию горизонтальной поперечной силы (работает на срез), изгибающему моменту (работает на изгиб) в плоскости симметрии $x-y$ (рис. 6.12).

Сила P_x через шину и барабан передается на ось и рычаг колеса. Рычаг работает на растяжение от касательной составляющей силы P_x и на срез и изгиб от нормальной составляющей силы P_x .

Сила, передающаяся через серьгу на шток, амортизируется, что сопровождается уменьшением боковых сил N , сил трения $F_{тр}$ (см. рис. 6.7, б), и повышается равномерность обжатия амортизатора.

В случае нагружения опоры боковой силой P_z (см. рис. 6.12, справа) рычаг работает на срез от поперечной силы P_z ; изгиб, $M_{max} = P_z l$, где l — длина рычага, и на кручение, $M_{кр} = P_z r$, где r — радиус обжатого колеса.

Поперечная сила с рычага через ушки кабана передается на стойку, вызывая в ней касательные напряжения среза, и уравно-

вешивается боковой силой реакции узлов крепления траверсы:
 $P_z = P_{л.z} + P_{пр.z}$.

Изгибающий момент рычага срезом болта, соединяющего рычаг с кабаном, в виде пары сил нагружает крутящим моментом стойку $M_{кр} = P_z l$. Крутящий момент уравнивается продольной парой сил реакции узлов крепления траверсы: $P_z l = P_{л(пр).x} B$.

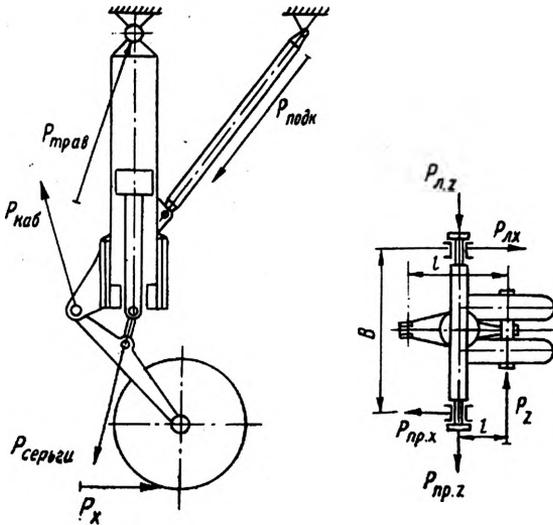


Рис. 6.12. Работа опоры с рычажной подвеской колес

Крутящий момент рычага также срезом болта передается на стойку, вызывая изгиб и кручение. Суммарный изгибающий момент действует на стойку в плоскости $y-z$ и уравнивается парой вертикальных сил реакции узлов крепления траверсы (см. рис. 6.8,б).

6.2. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА АМОРТИЗАЦИИ ОПОР

Амортизация опор самолета (вертолета) состоит из шин колес (смягчают ударные нагрузки всех направлений) и жидкостно-газовых амортизационных стоек, которые уменьшают в основном вертикальные перегрузки (см. п. 2.4). Необходимость амортизации ударных нагрузок наглядно подтверждается рассмотрением соударения двух жестких тел непосредственно и через упругий элемент:

- падение твердого тела на жесткое покрытие сопровождается мгновенной остановкой ($h=0$) и разрушением ($n=\infty$);
- падение твердого тела с упругой пружиной на жесткое покрытие обеспечивает амортизацию ($h>0$) и сохранность тела

($n < \infty$). Кинетическая энергия тела $mY_y/2$ превращается в работу сжатия пружины (рис. 6.13).

$$A = \int_0^{h_{\max}} P_y dh = \frac{1}{2} P_{y \max} h_{\max}.$$

Однако сжатая пружина после удара немедленно возвращает почти всю поглощенную энергию телу. Тело на пружине является колебательным контуром, который под действием удара совершает затухающие колебания. Пружинные амортизаторы для ВС неприемлемы. Амортизация ВС большую часть энергии удара должна поглощать в необратимой форме (превращать ее в тепло и рассеивать в атмосферу). Это свойство достигается с помощью жидкостно-газовых амортизаторов.

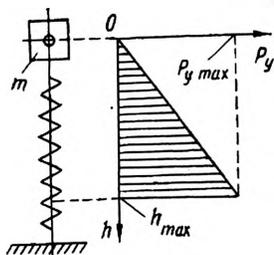


Рис. 6.13. Схема пружинного амортизатора и график его работы

6.2.1. ШИНА ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ

Шина колеса имеет камеру и многослойную покрышку с наружным протектором (вулканизированная резина с профилированным рисунком для лучшего сцепления с грунтом). Шина обеспечивает частичную амортизацию ударных нагрузок и проходимость ВС по аэродрому.

Нагрузка, действующая со стороны покрытия аэродрома на шину, уравновешивается избыточным давлением воздуха, приходящегося на контактную площадь, образующуюся вследствие сплющивания шины. Стенка шины работает на растяжение (при полном обжатии шины давление в ней возрастает всего на 15—20%). Энергия удара, воспринимаемая шиной

$$A_{\text{пн}} = A_0 = \int_0^{\delta_{\max}} P_y d\delta \approx \frac{1}{2} P_{y \max} \delta_{\max},$$

характеризуется заштрихованной площадью графика $P_y = P_y(\delta)$ (рис. 6.14). После удара большая часть этой энергии возвращается ВС.

В случае чрезмерного нагружения колеса шина полностью обжимается, и сила P_y воспринимается барабаном, который разрушается при $P_y \geq P_{\text{разр}}$. Для обеспечения безопасности при движении по аэродрому колеса ВС подбираются так, чтобы P_y не превышало бы $P_{\text{доп}}$, что соответствует 95% обжатия шины.

Прожидимость ВС по аэродрому определяется давлением воздуха в шинах $p_{\text{шн}}$, отношением габаритного диаметра D к диаметру d сечения колеса D/d , долей поглощаемой им энергии $A_{\text{шн}}$.

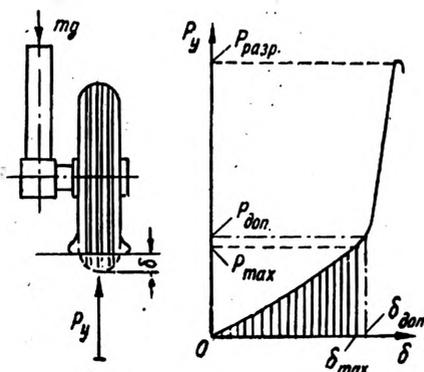


Рис. 6.14. Схема обжатия авиационной шины и график ее работы

На ВС ГА применяются колеса трех типов (табл. 6.1).

Таблица 6.1

Колеса	Тип ВС	$p_{\text{шн}}$, кПа	D/d	$A_{\text{шн}}/A$
Низкого давления	Самолеты для авиационных работ	147,1—294,3	2,5	0,5
Среднего давления	Самолеты МВЛ и вертолеты	294,3—588,6	3,0	0,3
Высокого давления	Магистральные самолеты	588,6—981,0	3,25	0,2

В перспективе ожидается увеличение давления в шине колеса до 2943 кПа.

6.2.2. АМОРТИЗАТОР

Основная доля энергии удара воспринимается не шиной колеса, а жидкостно-азотным амортизатором в необратимой форме и рассеивается в виде тепла в атмосферу. Оставшаяся энергия после прекращения действия удара используется на возвращение механизма в исходное положение, в котором он способен воспринять следующий удар.

Различают две конструктивные схемы амортизаторов (рис. 6.15):

— на опоре с непосредственным креплением колес используется в основном первая схема (см. рис. 6.16,а). Уплотнение смонтировано в нижней части цилиндра, а рабочая площадь порш-

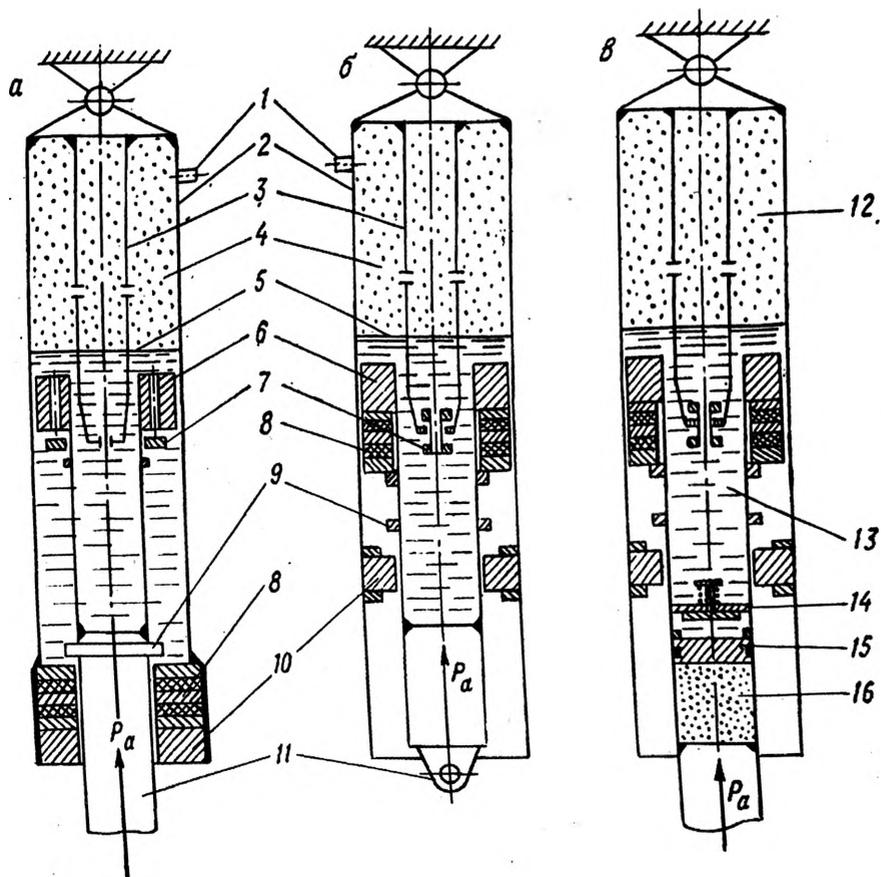


Рис. 6.15. Конструктивные схемы амортизаторов:

1 — зарядный штуцер; 2 — цилиндр; 3 — плунжер; 4 — азот; 5 — жидкость АМГ-10; 6 — поршень (верхняя букса); 7 — обратный клапан; 8 — уплотнение; 9 — ограничитель хода; 10 — нижняя букса; 11 — шток; 12 — газовая камера низкого давления; 13 — общая жидкостная полость; 14, 15 — клапан и поршень камеры высокого давления; 16 — газовая камера высокого давления

ня на прямом ходе ограничена наружным диаметром штока. Поэтому удар воспринимается на большом перемещении штока S ;

— на опоре с рычажной подвеской колес применяется в основном вторая схема (см. рис. 6.15,б). Уплотнение смонтировано в верхней части штока, что обеспечивает включение в работу на прямом ходе всей площади поршня. Поэтому удар воспринимается на незначительном перемещении штока.

В качестве рабочего тела амортизаторов используются жидкость АМГ-10 и азот с начальным давлением (при необжатом амортизаторе) $p_{a0} = 1,47\text{—}14,7$ МПа.

При медленном нагружении амортизатора жидкость перетекает из внутренней полости штока в верхнюю и в полость между

штоком и цилиндром (первая схема). Сокращение рабочего объема амортизатора сопровождается увеличением давления азота p_a по политропическому процессу: $p_a V^\kappa = \text{const}$; $\kappa = 1,1-1,3$ и силы P_a . Зависимость между силой P_a , развиваемой амортизатором, и его обжатием S характеризуется кривой ВЛЕ (рис. 6.16). Энергия, воспринимаемая амортизатором при статическом нагружении, эквивалентна площади АВЛЕЗА. Она аккумулируется в амортизаторе в виде дополнительно сжатого азота (по сравнению с $p_{a.0}$).

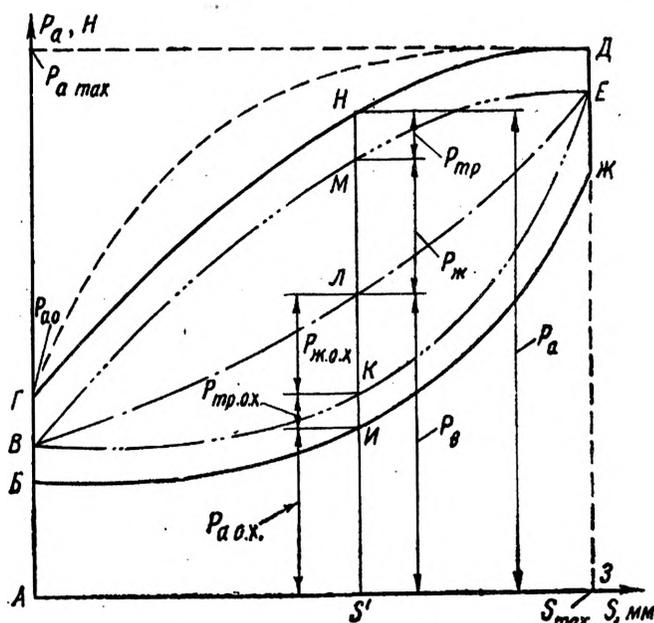


Рис. 6.16. Диаграмма работы амортизатора стойки шасси

Энергия гидравлического трения при этом мала, а энергией механического трения временно пренебрегаем. Снятие внешней нагрузки P_a сопровождается возвращением опоры в исходное (необжатое) положение за счет работы, совершаемой азотом в процессе уменьшения его давления от p_a до $p_{a.0}$. Следовательно, энергия, эквивалентная площади АВЛЕЗА, поглощается амортизатором в обратимой форме.

При ударном нагружении амортизатора резко возрастает гидравлическое сопротивление жидкости. Суммарная площадь проходных отверстий жидкости составляет примерно 2% от площади поршня. Гидравлическое сопротивление пропорционально квадрату скорости перетекания жидкости через отверстия. Скорость перетекания, в свою очередь, пропорциональна скорости обжатия амортизатора. Скорость обжатия возрастает от нуля в точке В

до максимальной величины в районе точки L , уменьшается до нуля в точке E (см. рис. 6.16). Поэтому при ударе повышается энергоемкость (работоспособность или к. п. д.) амортизатора и тем больше, чем сильнее удар (см. рис. 6.16, кривая ВМЕ). А если учесть и механическое трение между цилиндром и поршнем со штоком по буксам и уплотнениям, то кривая обжатия амортизатора ГНД пойдет еще выше. Обратный ход теперь уже будет совершаться по кривой ДЖИБ. Площадь петли БГНДЖИБ эквивалентна энергии, поглощенной амортизатором в необратимой форме (30—40% общей энергии). Она трансформировалась в гидравлические потери и механическое трение и в виде тепла через элементы конструкции рассеялась в атмосферу. Площадь АБИЖЗА эквивалентна энергии, поглощенной амортизатором в обратимой форме. Она возвращает опору в исходное положение. Время прямого и обратного ходов не превышает 0,8 с.

На прямом ходе (см. рис. 6.16) внешней ударной нагрузке амортизатора P_a противостоят: сила давления азота P_v , сила сопротивления жидкости $P_{ж}$ и сила механического трения $P_{тр}$, составляющая до 20% от P_a : $P_a = P_v + P_{ж} + P_{тр}$.

Обжатие амортизатора начинается с момента, когда внешняя сила P_a превзойдет силу предварительной «затяжки» $P_{a.о}$. Величина силы $P_{a.о}$ определяется начальным давлением азота $p_{a.о}$ и силой статического трения $P_{тр}$.

На обратном ходе возвращение механизма амортизатора в исходное положение совершается силой азота P_v , которой противостоят внешняя сила амортизатора $P_{a.о.х}$, сила сопротивления жидкости $P_{ж.о.х}$ и сила механического трения $P_{тр.о.х}$: $P_v = P_{a.о.х} + P_{ж.о.х} + P_{тр.о.х}$.

Работа амортизатора в эксплуатации определяется зарядкой амортизатора жидкостью и азотом.

В случае недозарядки или утечек жидкости АМГ-10 или азота уменьшатся жесткость и работоемкость амортизатора. Кривые обжатия и возвращения амортизатора в исходное положение будут ниже по сравнению с кривыми исправного амортизатора. Несмотря на увеличение хода поршня, возможны удар в ограничитель прямого хода и разрушение опоры самолета.

В случае перезарядки жидкости или азота увеличивается жесткость амортизатора. Энергия удара поглощается на меньшем ходе S . При этом развивается большая сила P_a , которая передается на планер, сокращая срок его службы. В случае сильного удара эта сила P_a может оказаться больше $P_{разр}$ и произойдет разрушение конструкции.

Гидравлический удар в амортизаторе предотвращается увеличением площади отверстий перетекания жидкости в начале обжатия.

Энергоемкость амортизатора определяется коэффициентом полноты диаграммы работы амортизатора η , т. е. отношением площади диаграммы работы амортизатора, эквивалентной всей пог-

лощенной на прямом ходе энергии, к теоретической (максимально возможной): $\eta = \frac{F_{\text{АГНДЗА}}}{P_{\text{а.мак}} S_{\text{мак}}} = 0,65-0,75$.

Величина η зависит от конструкции амортизатора и техники пилотирования.

В случае грубой посадки увеличение скорости обжатия амортизатора сопровождается ростом гидравлического сопротивления и поглощаемой амортизатором энергии (см. рис. 6.16, пунктирная кривая), η увеличивается. Чем грубее посадка, тем больше энергоемкость амортизатора (в расчетном пределе).

Для увеличения энергоемкости и уменьшения жесткости используют двухкамерные амортизаторы (Ту-154, Як-18Т, Ми-6, Ми-8, Ка-25). Например, двухкамерный амортизатор основной опоры самолета Ту-154 (см. рис. 6.15,в) полностью исключил «прогрессирующей козел» на посадке. Прямой ход начинается с обжатия верхней газовой камеры низкого давления ($p_{\text{а.о}} \approx 3$ МПа), в дальнейшем включается в работу нижняя газовая камера высокого давления ($p_{\text{а.о}} \approx 13$ МПа). Кроме того, уменьшение жесткости амортизаторов шасси на рулении здесь и на самолетах Ту-134, Як-40 достигается противоперегрузочными клапанами, которые уменьшают гидравлическое сопротивление в конце хода штока.

Для предупреждения удара в ограничитель обратного хода в амортизаторе предусматривается дополнительное гидравлическое сопротивление (см. рис. 6.15, поз. 7). Клапан 7 беспрепятственно пропускает жидкость на прямом ходе, а на обратном ходе силой инерции и скоростного потока жидкости прижимается к поршню (плунжеру) и перекрывает часть отверстий. Возрастает гидравлическое сопротивление и уменьшается скорость движения поршня.

6.3. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА КОЛЕС

6.3.1. СПОСОБЫ ТОРМОЖЕНИЯ

На пробеге необходимо эффективное торможение самолета, которое оценивается величиной отношения касательного ускорения j к ускорению силы тяжести g , т. е. горизонтальной перегрузкой n_x : $n_x = j/g$.

Горизонтальная перегрузка n_x определяется перегрузками сопротивления трения $n_{\text{тр}}$ покрытия аэродрома, аэродинамического сопротивления $n_{\text{аэр}}$ и перегрузкой $n_{\text{дв}}$, создаваемой реверсированной тягой двигателей: $n_x = n_{\text{тр}} + n_{\text{аэр}} + n_{\text{дв}}$.

Рассмотрим эффективность составляющих перегрузки n_x .

Торможение силами сопротивления трения P_x покрытия аэродрома оценивается отношением:

$$n_{\text{тр}} = \frac{P_x}{mg}; \quad P_x = \mu_{\text{тр}} \sum P_y,$$

где $\mu_{\text{тр}}$ — коэффициент трения шины о покрытие. Он зависит от характера покрытия и скорости движения самолета (рис. 6.17,а); ΣP_y — нормальная нагрузка на шины колес. Она определяется разностью между силой тяжести и подъемной силой самолета: $\Sigma P_y = mg - Y$.

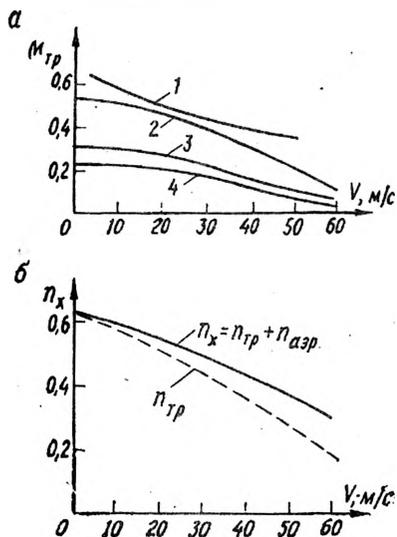


Рис. 6.17. Зависимость: а — коэффициента трения (сцепления) от скорости движения и характера покрытия; б — перегрузки торможения от скорости движения:
1 — асфальт с гравием; 2 — бетон; 3 — твердый грунт с низким травяным покровом; 4 — плотно укатанный снег

В начале пробега $\mu_{\text{тр}}$, ΣP_y , P_x и $n_{\text{тр}}$ незначительны. Уменьшение скорости пробега сопровождается резким увеличением $n_{\text{тр}}$ до 0,6 (см. рис. 6.17,б, пунктирная кривая). На пробеге до 80% кинетической энергии самолета рассеивается тормозными колесами шасси.

Аэродинамическое торможение оценивается отношением силы лобового сопротивления Q к силе тяжести самолета mg : $n_{\text{аэр}} = Q/mg = C_{x\text{р}} V^2/2p$, где $p = mg/S$.

Аэродинамическое торможение самолетов незначительно и падает с уменьшением $V_{\text{проб}}$ (см. рис. 6.17,б). Однако независимость $n_{\text{аэр}}$ от характера и состояния грунта определяет целесообразность его использования. На крыле устанавливают интерцепторы — гасители подъемной силы, они же воздушные тормоза. На турбовинтовых самолетах в качестве воздушного тормоза используют воздушные винты, работающие на минимальном (порядка 8°) угле установки лопастей (винты снимают с упора).

Торможение реверсированием тяги двигателей оценивается отношением:

$$n_{\text{дв}} = \frac{P_{\text{рев}}}{mg} = \kappa \frac{P_{\text{дв}}}{mg} = \kappa \mu_{\text{расп}},$$

где $\kappa = 0,5$ — отношение реверсированной тяги к прямой;
 $\mu_{\text{расп}}$ — тяговооруженность самолета.

Реверс тяги весьма эффективен (не зависит ни от $V_{\text{проб}}$, ни от характера и состояния грунта) и предусмотрен на внешних двигателях самолетов Ил-62 и Ту-154; на средних двигателях Як-40 и Як-42.

6.3.2. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ТОРМОЗНЫХ КОЛЕС

Тормозные колеса с помощью основной, аварийной и стояночной тормозных систем обеспечивают торможение самолета на старте и стоянке, сокращение длины послепосадочного пробега или прерванного взлета, увеличивают маневрирование самолета на аэродроме.

При торможении колесо нагружается тормозным моментом $M_{\text{торм}}$ (рис. 6.18). По контактной поверхности шины с покрытием развивается сила сцепления P_x , которая тормозит движение самолета и создает реактивный (уравновешивающий) момент колеса

$$M_{\text{торм}} = P_x (R - \delta),$$

где $R - \delta$ — радиус обжатого колеса.

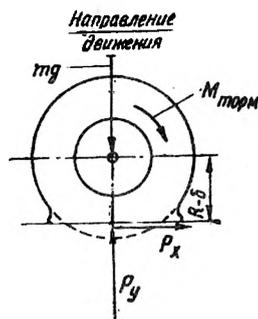


Рис. 6.18. Схема нагружения тормозного колеса

При этом линейная скорость беговой дорожки заторможенного колеса равна скорости пробега самолета в данный момент времени:

$$\omega (R - \delta) = V,$$

где ω — угловая скорость вращения заторможенного колеса. Кинетическая энергия самолета идет на работу торможения колес, которая в течение 15—30 с пробега нагревает тормоза и рассеивается в атмосферу. В случае чрезмерного торможения колеса перепреваются, возможны воспламенение и разрушение колес.

При интенсивном торможении скорость беговой дорожки колеса становится меньше скорости пробега самолета: $\omega (R - \delta) < V$, шина начинает скользить по покрытию, сила торможения уменьшается, так как

$$\mu_{\text{тр.ск}} P_y < \mu_{\text{тр.пок}} P_y,$$

где $\mu_{\text{тр.ск}}$ и $\mu_{\text{тр.пок}}$ — коэффициенты трения скольжения и покоя соответственно.

Кинетическая энергия самолета при проскальзывании колес частично, а при невращающихся колесах (юз) полностью идет не на нагрев тормозов, а на износ беговой дорожки шины. Движение самолета по ВПП становится неустойчивым.

Оптимальный режим торможения колес определяется величиной реализуемой силы сцепления P_x или $\mu_{\text{тр.пок}}$:

$$P_{x,\text{max}} = \mu_{\text{тр.пок}} P_y; \quad M_{\text{торм}} = M_{\text{max}}$$

Коэффициент сцепления (трения) $\mu_{\text{тр.пок}}$ имеет сложную зависимость от скорости движения, характера и состояния покрытия ВПП. Нормальная сила P_y зависит от скорости движения. Время перехода от нормального торможения к юзу составляет десятые доли секунды. Поддержание оптимального режима возможно только с помощью специальной системы автоматического торможения (автомата юза).

6.3.3. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА КОЛЕС

На легких нескоростных самолетах с поршневыми двигателями применяются колеса с колодочными (Ан-2, Ил-14) и камерными (Як-18Т) тормозами, развивающие небольшие тормозные моменты. На современных самолетах широко распространены колеса с дисковыми тормозами.

Колесо с дисковым тормозом (рис. 6.19) представляет собой барабан, отлитый из магниевого сплава. Между внешними ребордами, одна из которых съемная, устанавливают шину. Барабан фиксируют на оси с помощью двух конических радиально-упорных роликовых подшипников и гайки. Между ступицей барабана и ребордами размещают тормозное устройство, которое имеет стальной цилиндрический корпус с фланцем. Он жестко крепится или к тормозному рычагу механизма разгрузки четырехколесной тележки от тормозного момента колес, или к оси в случае опоры с одним (Як-40) — двумя, шестью (Ту-154) тормозными колесами.

С внешней стороны колеса в корпус вставляют чередующиеся неподвижные и подвижные диски. Неподвижные диски выполнены из стали и шпонками соединены с корпусом тормоза. Снаружи к ним приклепаны фрикционные пластины из металлокерамики. Подвижные диски, имеющие шпоночную связь с вращающимся барабаном колеса, изготовлены из стали с приклепанными внешними чугунными секторами. Они имеют высокий коэффициент трения и выдерживают большую температуру. Пакет тормозных дисков размещают между днищем корпуса и блоком цилиндров, закрепленным на корпусе в осевом и радиальном направлениях.

При торможении поступающая из кольцевой расточки блока в цилиндры жидкость выталкивает поршни. Штоки поршней че-

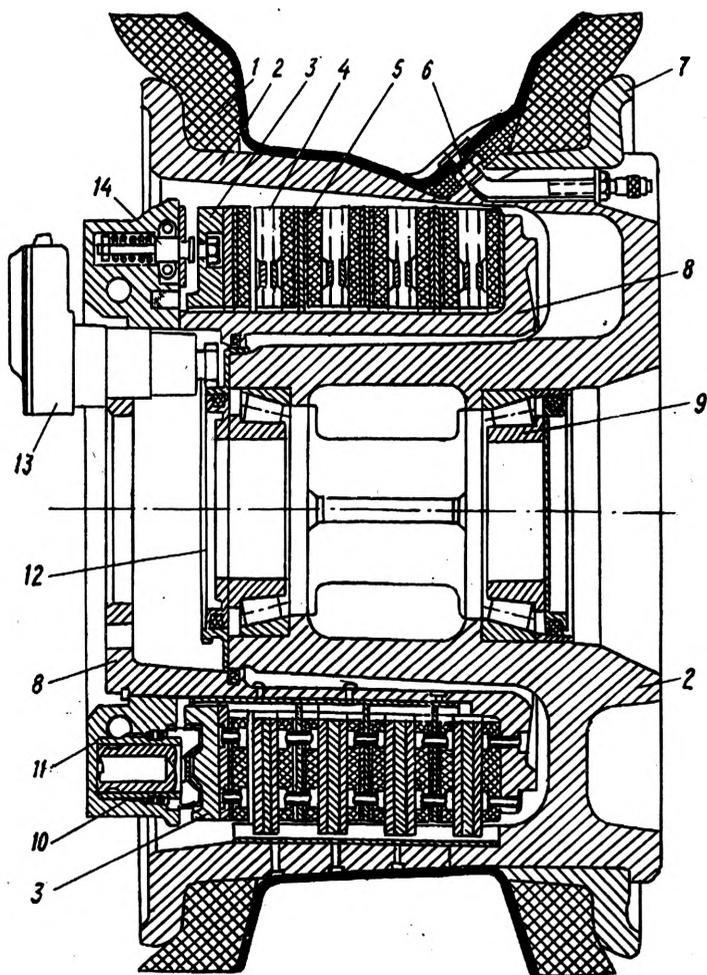


Рис. 6.19. Конструкция колеса с дисковым тормозом:

1 — шина; 2 — барабан колеса; 3, 4, 5 — нажимной, неподвижный и подвижный диски; 6 — вентиль; 7 — съемная реборда; 8 — корпус тормоза; 9 — упорно-опорный подшипник; 10 — цилиндр с поршнем; 11 — блок цилиндров; 12 — ведущая шестерня инерционного датчика; 13 — инерционный датчик; 14 — механизм растормаживания и поддержания постоянства зазора в пакете дисков

рез нажимной диск сжимают пакет тормозных дисков. Создающийся тормозной момент прямо пропорционален силе давления жидкости в цилиндрах блока.

При растормаживании цилиндры блока сообщаются со сливной магистралью, а нажимной диск и поршни возвращаются в исходное положение силой предварительно (при монтаже) и до-

полнительно (в процессе торможения) сжатых пружин. Пружины расположены в расточках блока между цилиндрами. Один конец пружины упирается в блок, а другой — во втулку стержня, соединенного с нажимным диском (см. рис. 6.19*, поз. 14).

В эксплуатации обеспечивают фиксирование износа дисков и автоматическое регулирование зазоров между ними.

С внешней стороны колеса к корпусу тормоза крепится датчик автоматической системы торможения с шестеренчатым приводом от вращающегося барабана колеса (см. рис. 6.19, поз. 13).

6.3.4. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС

Система автоматического торможения колес предотвращает юз колес и увеличивает перегрузку n_x на пробеге по сравнению с торможением «вручную».

На самолетах ГА эксплуатируются две разновидности такой системы:

— инерционно-механический автомат юза автономный для каждого колеса (Ту-154);

— дистанционная система с инерционно-электромеханическим или электрическим (в перспективе) датчиками прямого действия (на остальных самолетах ГА).

Они включаются в работу давлением жидкости, создаваемым при нажатии клапанов системы нормального торможения колес, и автоматически выключаются при сбросе давления.

Инерционно-механический автомат юза преобразовывает изменения ускорения вращения тормозного колеса в силу инерции маховика и далее — в механическое перемещение клапанов подачи и сброса давления жидкости тормозных колес.

Дистанционная система с инерционно-электромеханическим датчиком регулирует давление жидкости тормозных колес аналогично предыдущему, но здесь дополнительно используется среднее звено — электромагнитный кран. Система состоит из пары шестерен 10 и 11, передающих крутящий момент от колеса к датчику 2, микровыключателя 8 и электромагнитного крана 1 с трубопроводами (рис. 6.20).

Принцип действия системы сводится к торможению колеса при его вращении и сбросу давления при появлении скольжения шины по покрытию. Это обеспечивается электромагнитным краном, золотник которого переключается в крайние положения электромагнитом или силой натяжения пружины. В момент юза в обмотку соленоида поступает напряжение, золотник перемещается вниз, отсекая полость высокого давления и сообщая гидропривод тормоза со сливом. Питание соленоида регулируется датчиком с микровыключателем. Датчик реагирует на изменение угловой скорости ω колеса. Чувствительным элементом является инерционный маховик 3. Маховик свободно надет на поводок 10 и приводится во вращение с помощью вставленного в прорезь поводка толкателя 6, боковые лопатки которого упираются в выступы фи-

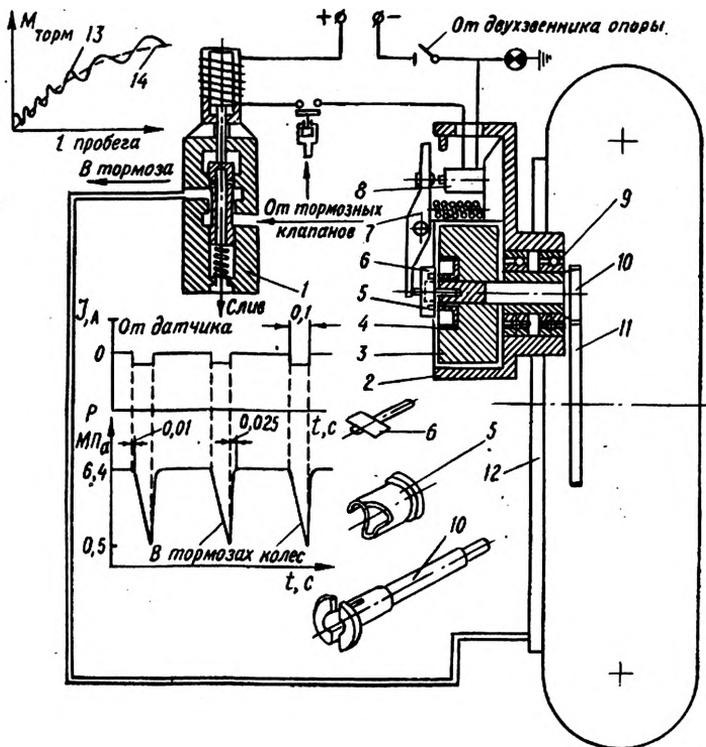


Рис. 6.20. Система автоматического торможения:

1 — электромагнитный кран; 2 — корпус датчика; 3 — маховик; 4 — фрикционная колодка; 5 — фигурная втулка; 6 — толкатель; 7 — рычаг с пружиной, упором и ограничителем; 8 — микровыключатель; 9 — шарикоподшипник; 10 — поводок с ведомой шестерней; 11 — ведущая шестерня, закрепленная на ступице барабана колеса; 12 — корпус тормоза колеса; 13 — кривая изменения тормозного момента $M_{\text{торм}}$ колеса на пробеге; 14 — кривая изменения момента $M_{\text{тяг}}$, развиваемого силами сцепления шины с покрытием аэродрома

гурной втулки 5, передающей крутящий момент $M_{\text{кр}}$ на маховик через фрикционную колодку 4. В момент юза уменьшается скорость вращения ω колеса, и маховик с фрикционной колодкой и фигурной втулкой по инерции обгоняют поводок. Косые срезы втулки через боковые лопатки толкателя отжимают его влево, что сопровождается разворотом рычага 7 и замыканием контактов цепи электромагнитного крана 1. Прекращение юза приводит к увеличению ω колеса и поводка датчика. Поводок начинает опережать маховик и упором боковых лопаток толкателя в выступы втулки вкось передает на маховик $M_{\text{кр}}$. Под действием пружины

рычаг 7 возвращается в исходное положение, смещая фигурную втулку 5 вдоль поводка 10 вправо.

Система создает импульсное торможение (см. рис. 6.20, поз. 13, 14). Колебания тормозного момента $M_{\text{торм}}$ колеса в течение пробега совершаются относительно оптимального момента M_{max} .

Амплитуда колебаний $M_{\text{торм}}$ определяется чувствительностью датчика и инерционностью системы в целом. С увеличением чувствительности датчика и уменьшением инерционности системы сокращаются амплитуда колебаний $M_{\text{торм}}$, износ шины и увеличивается перепрузка n_x . Однако при этом возникает опасность совпадения частот пульсаций $M_{\text{торм}}$ с собственной частотой колебаний опоры. Поэтому необходима проверка динамического совершенства строительного сооружения шасси в эксплуатационных условиях, особенно при посадке на ВПП с частичным обледенением.

При посадке на мокрую или заснеженную ВПП эффективность тормозных колес значительно уменьшается. Возможно глиссирование колес, при котором гидродинамическое давление воды приподнимает и останавливает колеса. Уменьшается коэффициент сцепления. Появляется рыскание самолета. Износ протектора шины сопровождается уменьшением скорости начала глиссирования.

В целях предотвращения рыскания самолета на пробеге система автоматического торможения обеспечивает синхронную работу тормозных устройств, симметричных относительно вертикальной оси пар колес (Ил-18). Эффективность торможения от этого уменьшается до 20%.

Эксплуатируемые автоматические системы надежно предотвращают юз тормозных колес, но реализуют незначительную силу сцепления ($\mu_{\text{средн}} = 0,3$ вместо возможного $\mu_{\text{средн}} = 0,8$).

Разрабатываются более эффективные автоматические системы торможения, непрерывно обеспечивающие максимально возможное сцепление колес с покрытием ВПП в различных быстро изменяющихся условиях. Они работают по принципу экстремального регулирования тормозного момента, используя сигнал рассогласования угловых скоростей тормозного и нетормозного (передней опоры) колес.

6.3.5. КОМПЕНСАЦИОННЫЙ МЕХАНИЗМ

Компенсационный механизм — устройство основной опоры, обеспечивающее передачу тормозного момента колес на нижний узел стойки, минуя раму тележки.

В целях уменьшения удельной нагрузки на покрытие аэродрома и размеров колес на самолетах устанавливают многоколесные опоры. Наибольшее распространение получили четырехколесные тележки (см. рис. 6.5,б).

Выравнивание нормальных сил реакции земли передних P_{y1} и задних P_{y2} пар колес при свободном движении самолета по неровному аэродрому достигается шарнирной подвеской рамы к нижнему узлу штока (рис. 6.21,а).

При торможении колес создается реактивный момент $M_{\text{торм}} = (P_{x_1} + P_{x_2})h$, разворачивающий тележку вкруг шарнира против часовой стрелки. От этого происходят догрузка нормальными силами реакции ΔP_y земли передней пары колес и разгрузка задней (рис. 6.21, б). Из условия равновесия тележки следует, что

$$\Delta P_y = \frac{P_{x_1} + P_{x_2}}{l_1 + l_2} h; \quad \Delta P_{y \text{ max}} = 0,25 P_y.$$

Это сопровождалось бы падением эффективности торможения задних колес, так как $P_x = \mu P_y$, и быстрым износом покрышек, перегревом и разрушением передних колес. Поэтому реактивный

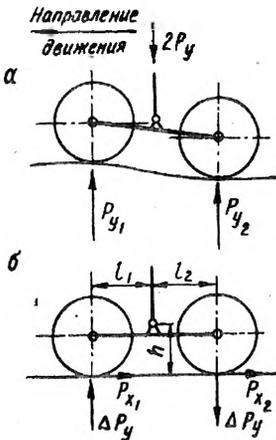


Рис. 6.21. Схема четырехколесной тележки: а — выравнивание нормальных сил реакции P_y неравного аэродрома передних и задних пар колес; б — догрузка нормальными силами ΔP_y покрытия аэродрома передней пары и разгрузка задней пары заторможенных колес

момент с помощью рычагов, жестко связанных с корпусами тормозов (заштрихованы) и тяг, соединяющих эти рычаги между собой и со штоком шарнирно, передают непосредственно на нижний узел стойки (рис. 6.22).

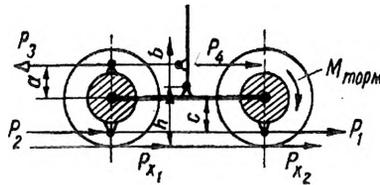


Рис. 6.22. Схема механизма передачи тормозного момента с колес на нижний узел стойки

Тяги растягиваются:

- нижняя силой $P_1 = P_{x_2} r / c$,
- верхняя силой $P_3 = (P_{x_1} + P_{x_2}) r a^{-1} = P_4$,

где r — радиус обжатого колеса.

Условие равновесия тележки: $(P_{x_1} + P_{x_2})h = P_4 b$, где P_4 — сила реакции нижнего узла стойки; b — удаление шарнира верхней тяги от шарнира тележки.

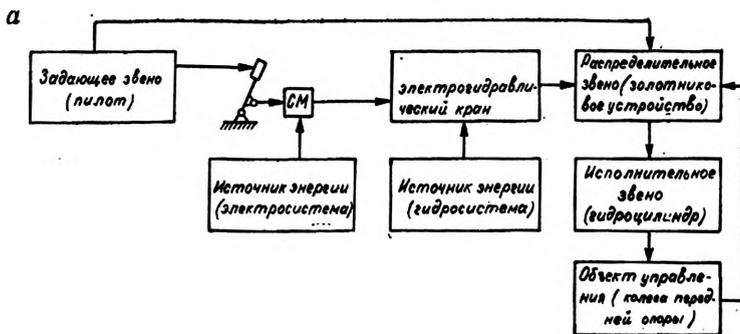


Рис. 6.23. Структурная схема (а) и принципиальная схема (б) управления поворотом колес передней опоры самолета:

1 — штурвалчик управления разворотом колес; 2 — тросовая проводка прямой связи; 3 — переключатель; 4 — электромагнитный кран; 5 — электрогидравлическое реле давления; 6 — светосигнализатор «Управление поворотом колес включено»; 7 — педали управления рулем направления и колес передней опоры; 8 — поперечная труба; 9 — механизм изменения передаточного числа управления; 10 — пружинная тяга; 11 — клапан включения; 12 — перепускные предохранительные клапаны; 13 — передняя опора; 14 — цилиндр поворота; 15 — поворотный хомут; 16 — тросовая проводка обратной связи; 17 — дроссель; 18 — обратные клапаны; 19 — золотник обратной связи; 20 — золотник управления; 21 — гидрокомпенсатор

Тяги компенсационного механизма испытывают большие статические и повторные нагрузки (до 100 за пробег от работы автомата юза) и имеют ограниченный ресурс. В случае разрушения тяги торможение обеспечивается упором, ограничивающим разворот рычага, реактивный момент воспринимается тележкой.

На шестиколесной тележке самолета Ту-154 компенсационного механизма нет. Реактивный момент средней пары колес передают на нижний узел стойки, а передней и задней пар колес запружает тележку. Нормальные нагрузки этих колес ($P_{V_1} + \Delta P_{V_1}$) и ($P_{V_2} - \Delta P_{V_2}$) выравнивают за счет разности плеч: $l_1 > l_2$ (см. рис. 6.21).

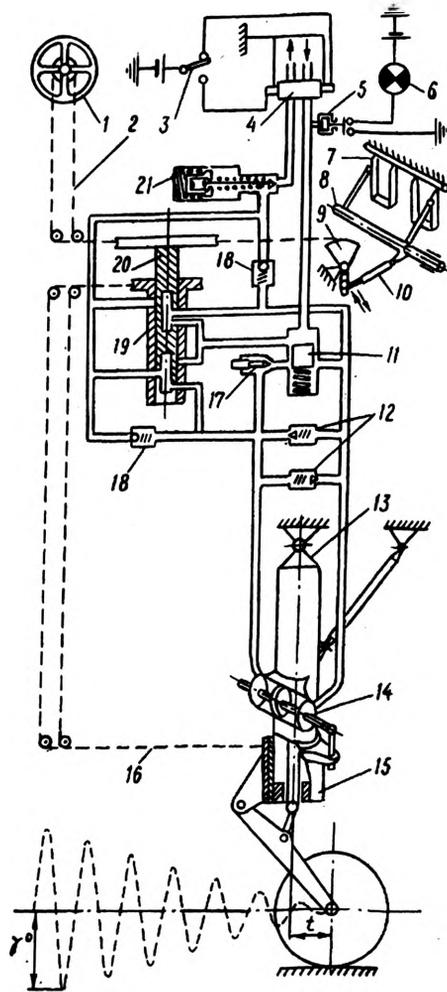
6.4. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА ПОВОРОТНО-ДЕМПФИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ

Поворотно-демпфирующее устройство обеспечивает маневренность, предупреждение самоколебаний шимми, возвращение колес в нейтральное положение.

6.4.1. УПРАВЛЕНИЕ ПОВОРОТОМ КОЛЕС

Система управления поворотом колес гидромеханическая. Экипаж с помощью механической проводки, золотникового устройства и гидропривода разворачивает колеса. Система включается

8



электрогидравлическим краном с электродистанционным управлением. Система в целом разомкнутого типа. Однако между золотниковым устройством и колесами есть обратная механическая связь, обеспечивающая слежение (рис. 6.23,а).

Управление осуществляет командир ВС с помощью педалей (на самолетах Ту-134, «Як»), ручки или штурвального (на самолетах Ту-154, «Ил»), педалей и штурвального (на самолетах «Ан») и слаботочной электропроводки. Перед выруливанием пере-

ключателем 3 включается электрогидравлический кран 4 (рис. 6.23,б). Срабатывает электрогидравлическое реле давления 5 сигнализации «Управление поворотом включено» 6, а клапан включения 11 обеспечивает проход жидкости к золотнику управления 20 и золотнику обратной связи (золотник согласования) 19.

При неподвижном положении штурвальчика 1 (педалей 7) внутренние расточки золотников 19 и 20 перекрыты. Жидкость в полостях цилиндра поворота 14 заперта. Поворотный хомут 15 с рычагом и колесами удерживаются в заданном положении. Пломка стойки или разрушение трубопроводов от боковой нагрузки колес предупреждается перепускными клапанами 12. В случае недостаточной герметичности гидросистемы утечки жидкости автоматически восполняются гидрокомпенсатором 21.

При отклонении штурвальчика 1 (педалей 7) золотники пропускают жидкость в рабочую полость цилиндра поворота 14 и сбрасывают с противоположной полости. Колеса разворачиваются, поворотный хомут 15 через обратную связь 16 вращает золотник 19 в сторону вращения золотника 20. Как только колеса развернутся на угол, соответствующий углу отклонения штурвальчика (педалей), внутренние расточки золотников перекроются, а колеса зафиксированы в этом положении. При последующих отклонениях штурвальчика (педалей) колеса будут «следить» за ними как по направлению, так и по величине угла поворота.

В системе управления предусматриваются рулежный режим с поворотом колес на 35—65° и взлетно-посадочный с поворотом колес до 3—10°. Переключение выполняет экипаж. В случае падения давления жидкости система разворота колес автоматически отключается.

6.4.2. САМООРИЕНТИРОВАНИЕ КОЛЕС

При выключенной системе управления поворотом колес жидкость заперта в закольцованных через дроссель полостях цилиндра (см. рис. 6.23,б, поз. 17). Колеса находятся в режиме самоориентирования: их положение определяется боковыми силами реакции P_2 аэродрома.

На взлете, после отрыва передней опоры, под действием избыточного давления азота в стойке происходят разжатие амортизатора и разворот колес в нейтральное, симметричное относительно продольной оси OX , положение, что необходимо для последующей уборки опоры в нишу ограниченных размеров. На самолетах «Ил» этот разворот осуществляется с помощью двух кулачковых муфт, одна из которых крепится к цилиндру, а вторая — к штоку стойки. На самолетах Ан-24 (см. рис. 6.6,а) и Ту-134 (см. рис. 6.5,а) разворот колес в нейтральное положение достигается одной кулачковой муфтой, жестко связанной с цилиндром стойки, и роликом, установленным на верхнем звене шлиц-шарнира (Ту-134) или на рычаге подвески колес (Ан-24). На самолете Ту-154 возвраще-

тивоположную сторону и развернут колесо в первоначальное положение (поз. в).

Во втором полупериоде все повторяется, но в противоположном направлении по сравнению с первым полупериодом (поз. г и д). Шимми напоминает изгибно-крутильный флаттер крыла (см. гл. 4, рис. 4.19).

Рассмотренные установившиеся колебания совершаются по гармоническому закону с постоянным периодом, но со сдвигом по фазе. Интенсивность колебаний определяется соотношением между количеством подводимой и рассеиваемой энергии за период колебаний.

В начале разбега подводимой энергии недостаточно для возникновения самоколебаний. Возможно только неопасное рыскание самолета. В конце разбега (в начале пробеге), если скорость превысит критическую скорость шимми, возникнут интенсивные самоколебания с возрастающим разворотом колес (см. рис. 6.23, кривая внизу условно развернута). Эти колебания вызывают вибрации приборных щитков и пультов управления в кабине, плохо переносятся экипажем, могут привести к разрушению передней опоры и аварии самолета.

Для предупреждения шимми увеличивают вынос колес [$t = (0,5-0,7)R_{\text{колеса}}$], устанавливают спаренные колеса (увеличивается суммарная жесткость шин на изгиб), подключают демпфер шимми.

Демпфер шимми обеспечивает интенсивное рассеивание энергии. Для этого используется цилиндр поворота (см. рис. 6.23, поз. 14) в режиме самоориентирования колес. Полости цилиндра закольцованы, и запертая там жидкость в случае быстрых колебаний колес перегоняется через дроссель 17. Энергия колебаний превращается в трение проталкиваемой жидкости и рассеивается в атмосферу. Проходное отверстие дросселя автоматически регулируется биметаллическим устройством в зависимости от температуры (вязкости) жидкости.

6.5. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА

МЕХАНИЗМА ПОДЪЕМА И ВЫПУСКА ШАССИ

Шасси увеличивает сопротивление самолета на 20—30%. На всех современных скоростных самолетах оно убирается.

6.5.1. КОМПОНОВКА ШАССИ В УБРАННОМ ПОЛОЖЕНИИ

На самолетах ГА распространены в основном три компоновочные схемы.

1. Все опоры при подъеме разворачиваются вокруг оси своей траверсы вперед (рис. 6.25) и убираются:

- передняя опора — в фюзеляж;
- основные опоры — в гондолы шасси, совмещенные с мотогондолами двигателей (Ил-18, Ан-24).

Здесь достигаются высокая поперечная устойчивость за счет большой колеи шасси, простота и надежность аварийного выпуска шасси. Назначение аварийной системы ограничивается открытием замков убранного положения шасси. Выпуск и запираание

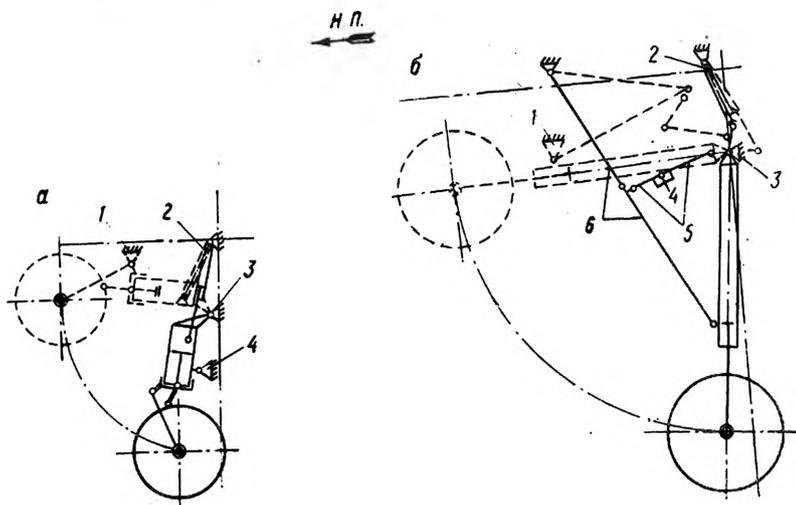


Рис. 6.25. Схема компоновки шасси самолета Ан-24 в убранном положении с разворотом опор вперед при подъеме:

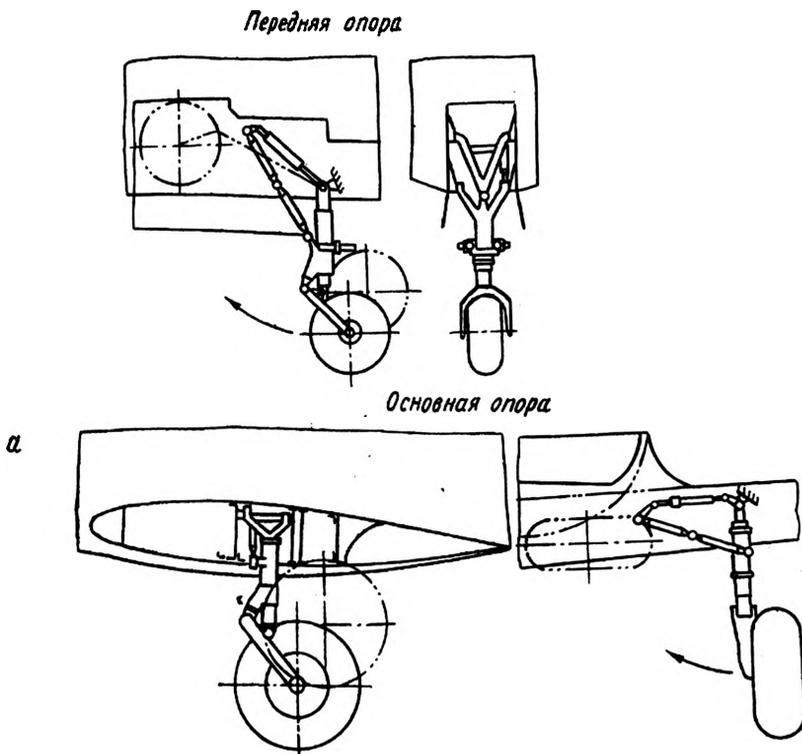
a — передняя опора; *б* — основная опора; *1* — замок убранного положения; *2* — гидропривод подъема и выпуска; *3* — ось цапф траверсы (ось вращения опоры); *4* — замок выпущенного положения; *5* — механизм распора; *6* — передний складывающийся подкос

опор обеспечиваются силой тяжести и скоростным напором воздушного потока. Простота и надежность аварийного выпуска достигаются ценой увеличения времени уборки. Четырехколесные тележки приходится дополнительно запрокидывать на стойку, что увеличивает массу и сложность механизма.

2. Передняя опора при подъеме разворачивается вперед, а основные опоры — вбок [Ил-62, Як-40 (рис. 6.26), Як-42, Л-410, Як-18Т*]. Здесь достигаются незначительное изменение центра самолета и минимальное вредное сопротивление в полете (отсутствуют внешние надстройки), простота и надежность системы подъема и выпуска (постоянство положения тележки относительно стойки). Недостаток схемы — ограниченная колея шасси.

3. Все опоры при подъеме разворачиваются назад. Передняя стойка убирается в фюзеляж, а основные — в отдельные гондолы шасси (Ту-134, Ту-154). Здесь обеспечиваются высокая степень поперечной устойчивости, сокращение времени уборки шасси, вы-

* На самолете Як-18Т передняя опора при подъеме разворачивается назад.



полнение правила «площадей». Недостатки схемы — сложность аварийного выпуска, необходимость запрокидывания тележки на стойку в процессе уборки.

6.5.2. УПРАВЛЕНИЕ ПОДЪЕМОМ И ВЫПУСКОМ ШАССИ

Подъем и выпуск шасси на большинстве самолетов ГА производятся с помощью гидроприводов, управляемых основной автоматизированной электродистанционной системой (рис. 6.27)*.

Командный сигнал управления 2 вводится в систему экипажем через концевой выключатель (КВ), размыкающий электроцепь на земле. Загорается светосигнальное табло 1. Например «Шасси под током на уборку». Открываются электрогидравлические краны створок 6 (верхний). Жидкость под давлением поступает в подсистему створок 7—10 и последовательно открывает замки 8, створки 10 и через КВ — электрогидравлические краны всех опор

* На самолете Ил-14 (Як-18Т) используется механическая система непосредственного управления гидрокраном (пневмокраном) в кабине экипажа, к которому подводится гидросистема (пневмосистема). Это снижает надежность системы и безопасность полета.

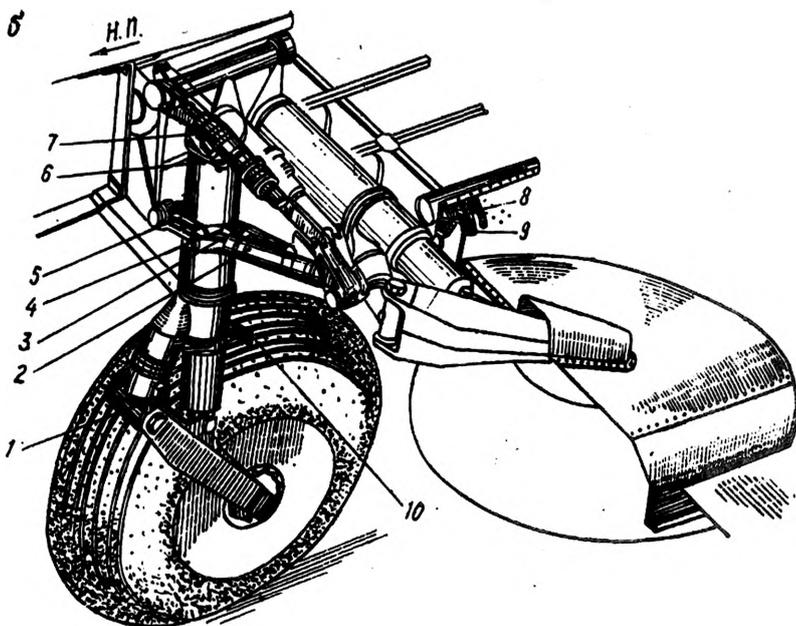


Рис. 6.26. Схема компоновки шасси самолета Як-40 в убранном положении с разворотом передней опоры вперед, а основной — вбок (а; б): 1 — концевой выключатель блокировки уборки шасси на земле; 2, 5 — верхнее и нижнее звенья подкоса; 3, 9 — концевые выключатели сигнализации выпущенного и убранного положения опоры; 4 — механический и кинематический замки подкоса; 6 — гидропривод подъема и выпуска опоры; 7 — гидрозамок выпущенного положения опоры; 8, 10 — механический замок и серьга убранного положения стойки шасси

6 (нижний). Открываются замки опор 12, убираются опоры, закрываются их замки, через КВ поступает информация: «Шасси убрано» 3, а электрогидравлический кран створок 6 (верхний) переключается на закрытие. Замки ставятся в положение «Готов закрыть» 8, закрываются створки 10 и их замки, и обесточивается через КВ электродистанционная система управления (процесс закрытия створок на схеме показан пунктиром).

Из рассмотренной функциональной схемы видно, что автоматизация процессов уборки — выпуска шасси обеспечивается электродистанционной системой и блокировочными устройствами. В качестве блокировочных устройств используются электромеханические КВ, управляющие электрогидравлическими кранами, гидромеханические золотники, дроссели и клапаны (см. рис. 6.29, поз. 7), обеспечивающие поступление жидкости в гидроцилиндры створок и опор только после открытия их замков. На самолетах «Ту» последовательность открытия — закрытия створок и уборка — выпуск опор обеспечиваются блокировочными клапанами с рычажным приводом.

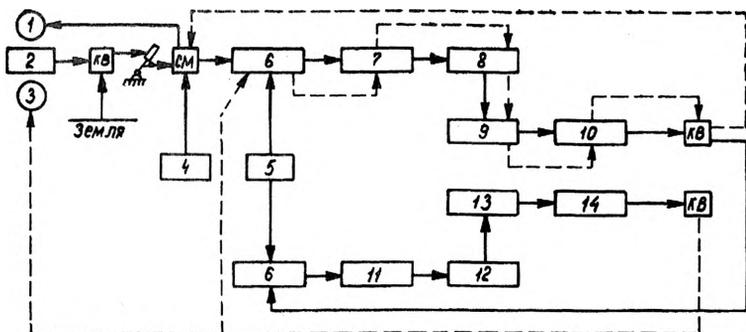


Рис. 6.27. Функциональная схема уборки и выпуска шасси: 1 — табло «Шасси на уборку под ток»; 2 — экипаж; 3 — индикатор положения шасси; 4, 5 — электро- и гидросистемы; 6 — электрогидравлический кран; 7, 8 — цилиндр замка и замок створок; 9, 10 — цилиндр створок и створки; 11, 12 — цилиндр замка и замок опоры; 13, 14 — цилиндр опоры и опора; КВ — концевой электрический переключатель

В случае отказа автоматизированной системы выпуск шасси обеспечивается механической аварийной системой непосредственного управления. Основная и аварийная системы — системы с разомкнутой цепью воздействия. Однако обеспечиваются автоматическая сигнализация процесса уборки — выпуска шасси, его крайних положений и выключение электросистемы после закрытия последней створки.

Гидропривод представляет собой гидроцилиндр двустороннего действия (рис. 6.28). На большинстве самолетов ГА в выпущенном и убранном положениях шасси полости цилиндра сообщены с баком. На самолетах «Ту» жидкость запирается в полости цилиндра, образуя гидрозамок. На Як-18Т воздух из пневмоцилиндров стравливается в атмосферу.

Для сокращения размеров гондолы основной опоры многоколесные тележки при уборке опоры по потоку (вперед или назад)

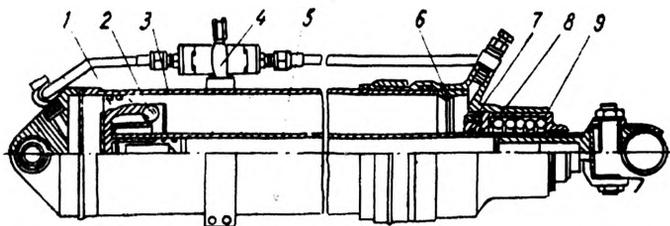


Рис. 6.28. Гидропривод подъема и выпуска опоры с шариковым замком:

1 — поршень; 2 — запорные шарики; 3 — цилиндр; 4 — гидрозамок; 5 — шток поршня; 6 — кольцо замка; 7 — кольцо плунжера; 8 — плунжер; 9 — пружина плунжера

запрокидываются на стойку с помощью специального гидропривода (Ил-18) или гидропривода подъема — выпуска шасси. На самолетах Ту-134 и Ту-154 он совмещен с передним подкосом (см. рис. 6.5,б) и является составной частью кинематического механизма, обеспечивающего: уборку — выпуск опор, разворот тележки и запираение их в крайних положениях. Гидропневматическая пружина этого механизма удерживает тележку в заданном положении после отрыва (перед посадкой) и обеспечивает разворот тележки при движении по неровному покрытию. При уборке — выпуске шасси происходит одновременный разворот опоры вокруг оси ее подвески к планеру и тележки вокруг оси крепления ее к нижнему узлу стойки. В целях безопасности полета подъем и выпуск шасси должен производиться быстро (10—20 с). На взлете быстрая уборка шасси обеспечивает увеличение скороподъемности, а на посадке — оперативность, что важно в плохих метеоусловиях и при уходе на второй круг.

6.5.3. ФИКСАЦИЯ ШАССИ В КРАЙНИХ ПОЛОЖЕНИЯХ

Распространены три разновидности механизмов, обеспечивающих неподвижное положение шасси в убранном и выпущенном положениях:

— механические замки бомбового, шарикового или кангового типов;

— гидравлический замок;

— кинематический замок.

Механические замки бомбового типа (рис. 6.29) получили наибольшее распространение. Они удерживают передние и основные опоры всех самолетов ГА в убранном, а большинство из них и в выпущенном положении. Корпус замка жестко крепится к фюзеляжу, крылу или к подкосу опоры. При закрытом замке его крюк удерживает серьгу, расположенную на цилиндре амортистойки или на подкосе. Крюк в этом положении фиксируется защелкой, подпертой пружиной. Открывается крюк с помощью небольшого гидравлического, механического и реже электрического привода разворотом защелки. Освобожденный от упора крюк открывается и остается в этом положении под действием пружины. При уборке крюк силой давления серьги разворачивается на закрытие и его хвостовик заскакивает за выступ защелки. Для предотвращения случайного складывания шасси на стоянке защелка дополнительно стопорится в этом положении предохранительной шпилькой с сигнальным флажком.

Механический шариковый замок (см. рис. 6.28) используется для включения гидроцилиндра подъема и выпуска в силовую схему только выпущенного положения основных опор самолетов «Ту» и Як-18Т. Запираение происходит в конце выпуска опоры. Поршень 1 силой давления жидкости левой рабочей полости сжимает пружину 9 и вдавливает шарики 2 в промежуток между профилированными кольцами 6 и 7. Поршень заклинивается в цилиндре.

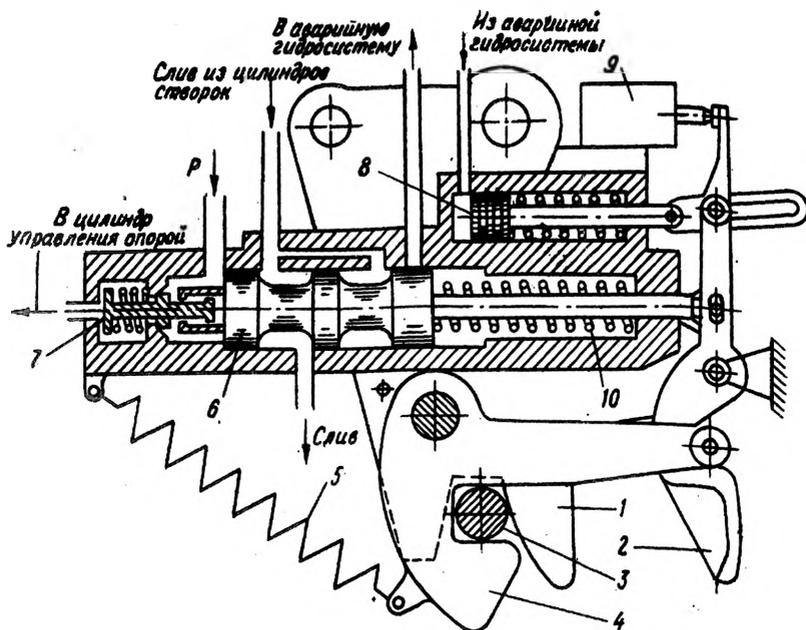


Рис. 6.29. Механический замок бомбового типа, фиксирующий опору в крайнем положении:

1 — корпус замка, прикрепленный к планеру; 2 — защелка замка; 3 — серьга опоры; 4 — крюк; 5 — пружина крюка; 6 — золотник, открывающий защелку и блокировочный клапан; 7 — блокировочный клапан; 8 — поршень аварийного открытия защелки; 9 — концевой выключатель сигнализации фиксированного положения опоры; 10 — пружина защелки

При уборке силой давления жидкости правой рабочей полости сначала смещается вправо плунжер с внутренним профилированным кольцом 7, преодолевая натяжение пружины 9. Освободившиеся от упора шарики западают внутрь поршня, обеспечивая ему свободное перемещение влево. На самолетах Ту-134 и Ту-154 вместо шариковых используются канговые замки.

Гидравлический замок, так же как и шариковый, используется для одностороннего заклинивания штока в выпущенном положении опор самолетов «Ту» и Як-40 (см. рис. 6.26) жидкостью АМГ-10, запертой в левой рабочей полости цилиндра. Кроме того, гидрозамок обеспечивает распределение поступающей из гидросистемы жидкости между полостями цилиндра и использование системы аварийного выпуска шасси.

Кинематический замок используется для запираания передних и основных опор самолетов Ту-134, Ту-154, Ан-12, Як-40, Як-18Т в выпущенном положении. Заданное положение опоры фиксируется вследствие заранее предусмотренного положения шарнирных соединений элементов кинематического механизма. Простейшим ки-

нематическим механизмом является складывающийся подкос с обратной стрелой прогиба. На многих ВС его дополняет механизм распора, страхующий складывающийся подкос от случайного подламывания (см. рис. 6.5,а, поз. 17). При уборке шасси сначала складывается механизм распора, который при этом подламывает складывающийся подкос, и только после этого убирается опора. На самолете Як-40 случайное подламывание складывающегося подкоса страхуется механическим замком и гидрозамком гидропривода (см. рис. 6.26).

Хвостовые опоры в крайних положениях фиксируются механизмами подъема и выпуска (Ил-62).

Информация экипажа о положении шасси обеспечивается различной сигнализацией.

Световая сигнализация информирует экипаж о крайних положениях опор, когда они на замках. Если горят зеленые светосигнализаторы, опоры на замках выпущенного положения. Если горят красные светосигнализаторы, опоры на замках убранного положения. Однако на самолете Ту-154 красные светосигнализаторы горят только в процессе подъема шасси и гаснут после закрытия замков подвески. Если перед посадкой убрали газ хотя бы одного двигателя, не выпустив шасси, загорается красное светосигнальное табло «Выпусти шасси». Кроме того, на самолете Ил-62 при убранной хвостовой опоре горят красные светосигнальные табло над дверьми фюзеляжа «Выпусти хвостовую опору».

Звуковая сигнализация предупреждает экипаж перед посадкой о том, что шасси убрано, если забыли выпустить шасси, а на самолете Ил-62 — и перед взлетом о том, что забыли убрать хвостовую опору.

Индикаторная сигнализация информирует экипаж о положении шасси в течение всего полета. Используется электромеханическая система. Входной механический сигнал поступает от кинематического механизма опоры, а выходное напряжение обеспечивает вращение стрелки прибора между метками крайних положений шасси.

Механическая сигнализация в виде штырей, выступающих за внешние обводы крыла или фюзеляжа, используется на самолетах Ил-18, Як-18Т, Як-40.

Открытая ниша гондолы шасси в полете увеличивает сопротивление самолета, а на земле загрязняется. Для уменьшения сопротивления и загрязнения она закрывается створками и щитками. Большие створки управляются специальными гидроприводами, а короткие щитки, расположенные вблизи стоек шасси, — гидроприводами подъема и выпуска шасси через кинематический механизм.

6.6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ШАССИ

Шасси является ответственным устройством, обеспечивающим безопасность в сложных режимах взлета и посадки.

Ошибочные действия экипажа в управлении функциональными

системами самолета в этих режимах предотвращаются соответствующими блокировками:

— с положением шасси автоматически блокируется включение взлетно-посадочного и полетного загрузчателей руля высоты, перевод РУД в положение «Малый газ»;

— с обжатием опор — выпуск интерцепторов в режиме гашения подъемной силы крыла, включение — выключение систем разворота колес передней опоры, уборки шасси, сигнализации обледенения (Ил-76Т, Ил-86). Блокировки обеспечивают полуавтоматическое управление механизмами амортизации ударных нагрузок, торможения и разворота колес, подъема и выпуска шасси.

Надежность функционирования шасси определяется совершенством технического обслуживания самолета и квалификацией экипажа.

Недостатки технического обслуживания шасси сопровождаются нарушением нормальной зарядки воздуха шин колес, жидкостью и азотом амортизаторов и цилиндров гидروпневматических пружин многоколесных тележек, появлением течи жидкости из систем демпфирования самоколебаний колес передней опоры и тормозных колес основных опор. Отсутствие периодической смазки шарнирных соединений опор или замерзание воды и грязи на них приводит к заклиниванию опор и вынужденной посадке. Вынужденными посадками заканчиваются случаи механических повреждений элементов разворота колес в нейтральное положение, наличия посторонних предметов в гондоле шасси, нарушения системы блокировки автоматического управления шасси (тросовой проводки, концевых выключателей и т. д.). Монтаж шин колес передней опоры без последующей их балансировки, низкое давление в шинах, наличие люфтов в ее подвижных соединениях увеличивает тряску передней части фюзеляжа, возможны колебания шинми.

Превышение допустимой перегрузки при рулении, разбеге и пробеге сопровождается срывом покрышек, разрушением двухзвенников (шлиц-шарниров), механическими повреждениями шасси по причине наезда на посторонний предмет, разрушением шасси вследствие грубой посадки со сносом или ударом в торец ВПП.

В случае разрушения двухзвенника (следствие резкого разворота самолета при рулении) дальнейшее передвижение самолета недопустимо: возможны разворот тележки и поломка самолета. В процессе предполетного осмотра необходимо следить за отсутствием трещин в ушках и полках двухзвенников, а при обнаружении даже незначительной трещины самолет должен быть отстранен от запланированного полета.

В случае передней центровки и резкого торможения самолета увеличивается нагрузка на переднюю опору; возможны колебания шинми. Наиболее ответственны случаи посадки с убраным шасси или с убранной одной парой. В первом случае вся перегрузка n_y и n_x воспринимается непосредственно планером с наибольшими разрушениями его в начальный период скольжения. Во втором случае происходят незначительные разрушения в конце пробега.

Грубая посадка со сносом самолета нередко заканчивается поломкой основной опоры, противоположной сносу. Для выяснения причины таких поломок рассмотрим нагрузки, действующие в силовых элементах левой и правой опор самолета Ан-12 (рис. 6.30). Допустим, что на все колеса приходится одинаковые силы

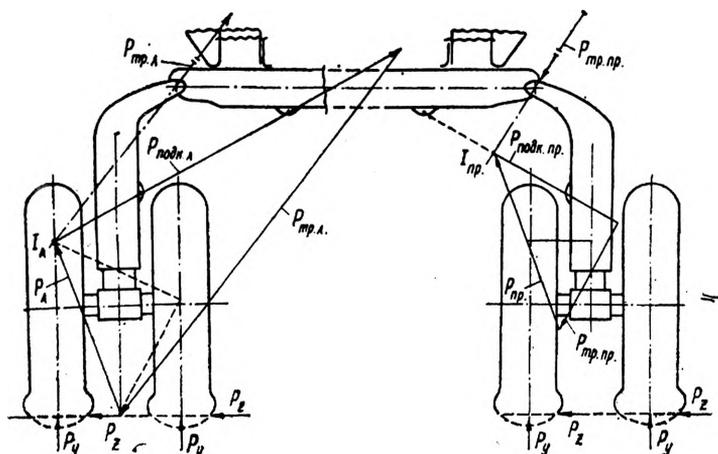


Рис. 6.30. Схема нагружения основных опор самолета Ан-12 при грубой посадке со сносом

реакции земли P_y и P_z . Тогда каждая стойка нагружена результирующей силой $\bar{P}_л = \bar{P}_п = 4(P_y + P_z)$. Кроме того, на стойки действуют силы реакции складывающихся подкосов $P_{подк.л}$ и $P_{подк.п}$ и траверс $P_{тр.л}$ и $P_{тр.п}$. Все три силы каждой стойки, находящейся в равновесии, пересекаются в одной точке $I_л (I_п)$. Строим силовые треугольники и правый накладываем на левый, совместив равные силы $P_л$ и $P_п$. Сопоставление вскрывает большие нагрузки складывающегося подкоса и траверсы левой опоры по сравнению с правой:

$$P_{подк.л} \gg P_{подк.п}; \quad P_{тр.л} \gg P_{тр.п}$$

В рассматриваемом режиме посадки левая опора перегружается, что и является причиной поломки. В случае посадки со скольжением самолетов, основные опоры которых убираются в фюзеляж или крыло с разворотом вдоль поперечной оси самолета OZ , экипаж должен принять предусмотренные РЛЭ меры разгрузки основной опоры самолета, противоположной сносу.

Особенно опасна **грубая посадка с большой скоростью на переднюю опору**. Она сопровождается подпрыгиваниями самолета с возрастающей амплитудой «прогрессирующий козел». Это явление аналогично флаттеру крыла: колебания питаются кинетической энергией поступательного движения самолета. Самолет на шасси можно схематизировать в виде жесткой балки на двух упругих

элементах (пружинах), центр жесткости системы находится впереди центра масс (рис. 6.31). Удар передней опоры сопровождается просадкой самолета (амортизатор стойки шасси обжимается на величину y) и вращением его по часовой стрелке (на угол α) относительно центра жесткости (под действием инерционной массовой силы, приложенной в центре масс). Возникающая дополнительная подъемная сила от просадки демпфирует, а от вращения поддерживает эти колебания. Колебания совершаются с периодом больше секунды, на третьем-четвертом подпрыгивании высота достигает 6—8 м и происходит разрушение шасси.

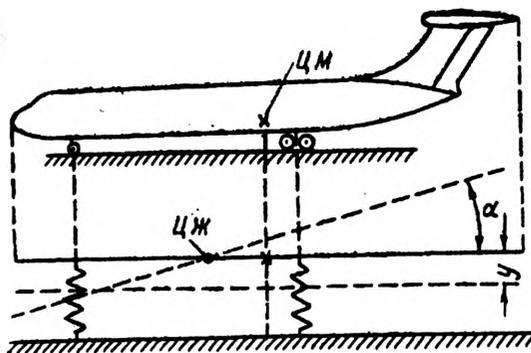


Рис. 6.31. Схематизация колебаний самолета на ВПП

Подпрыгивание самолета возможно и в результате резкого отклонения руля высоты вниз в момент касания (при обжатии амортизатора стойки шасси) с последующим отклонением вверх (при распрямлении амортизатора).

Вероятность подпрыгивания и разрушения планера увеличивается при:

- задней центровке самолета;
- большой жесткости амортизатора передней опоры;
- незначительной базе шасси.

Разрушение планера предотвращается:

- интенсивным рассеиванием энергии амортизатором передней опоры, в основном на обратном ходе;
- фиксацией руля высоты усилием экипажа;
- включением тормозных устройств;
- применением специальных демпферов колебаний на посадке.

Прогрессирующее подпрыгивание наблюдалось на самолетах Ан-24 и Ту-154. На Ан-24 оно предупреждается соответствующей техникой пилотирования. На Ту-154 подпрыгивание прекратилось после увеличения энергоемкости и эластичности шасси (см. рис. 6.15, в).

Повторное действие нагрузок вызывается микрорельефом поверхности аэродрома (неровностью почвы, непостоянным наклоном плит покрытия). Величина этих нагрузок и частота приложения растут с увеличением скорости движения самолета. Кроме того,

повторное нагружение шасси является следствием импульсной работы автомата тормозов колес на пробеге. Разрушения силовых элементов шасси вследствие повторного действия нагрузок происходят в течение длительного времени эксплуатации. Зарождающиеся в местах концентрации напряжений усталостные трещины увеличиваются постепенно, их обнаруживают при систематических осмотрах.

При предполетном осмотре шасси необходимо убедиться в:

- отсутствию посторонних предметов в гондолах шасси;
- правильной зарядке и исправности шин и амортизаторов;
- отсутствию течи жидкости из амортизаторов и цилиндров системы разворота и демпфирования самоколебаний колес, подъема—выпуска шасси и запрокидывания тележки, торможения колес;
- наличии смазки (отсутствию грязи и льда) в шарнирных соединениях;
- отсутствию начальных разрушений и механических повреждений всех элементов шасси, особенно системы разворота колес передней опоры;
- отсутствию предохранительной чеки в замке выпущенного положения стойки;
- плотном прилегании створок;
- исправности сигнализации положения шасси.

Предполетный осмотр шасси выполняет бортинженер (бортмеханик) и обязательно контролирует командир ВС.

Глава 7. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Системы управления ВС представляют собой комплексные бортовые устройства, обеспечивающие управление:

- рулем высоты (РВ) и стабилизатором;
- элеронами и интерцепторами в элеронном режиме (элерон-интерцепторами);
- рулем направления (РН);
- триммерами рулей и элеронов;
- интерцепторами в режиме гашения подъемной силы крыла (интерцепторами);
- закрылками и предкрылками;
- несущим и рулевым винтами вертолета (см. п. 14.3).

Перечисленные системы имеют общую принципиальную схему и выполняются с замкнутой или разомкнутой цепью воздействия (рис. 7.1). Управляются с помощью мускульной силы экипажа и бортовых энергосистем. Связь между командными рычагами и объектами управления обеспечивается механической или электрической проводкой. В гражданской авиации распространены неавтоматизированные и автоматизированные системы, надежность которых обеспечивается резервированием.

В целях упрощения изучения систем управления рулями и элеронами сведем их к единой типовой системе. Назовем ее системой основного управления и рассмотрим в последовательности совершенствования и внедрения в эксплуатацию (пп. 7.1—7.5). После этого рассмотрим управление триммерами и средствами механизации крыла и эксплуатацию всех систем управления (пп. 7.6—7.9).

7.1. МЕХАНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОСНОВНОГО НЕПОСРЕДСТВЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ

Механические системы — это первые самолетные системы, на базе которых созданы все современные комплексные системы основного управления. Кроме того, они до сих пор применяются на небольших нескоростных самолетах Ан-2, Л-410, Як-18Т с ограниченными шарнирными моментами рулей. Балансировка и управ-

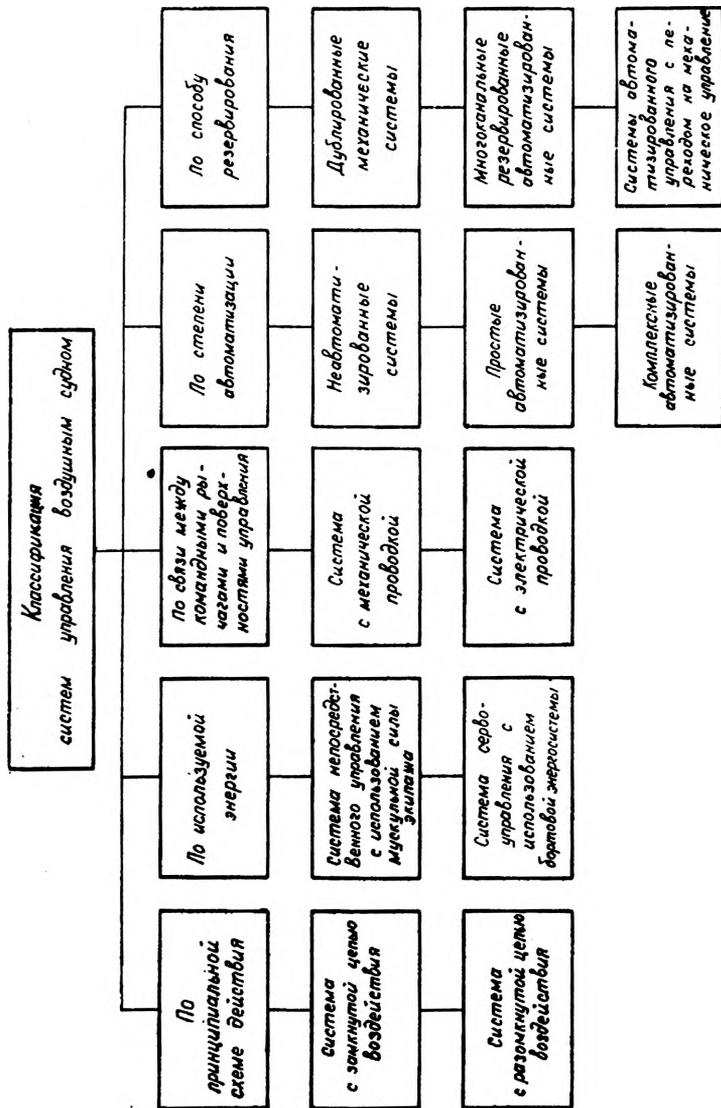


Рис. 7.1. Классификация систем управления воздушным судном

ление здесь осуществляются непосредственно мускульной силой экипажа в течение всего полета.

На самолетах ГА основное управление осуществляется двумя пилотами с помощью двойных командных рычагов, механической проводки управления, кинематических устройств, регулирующих перемещения и усиления, и поверхностей управления (рис. 7.2, а).

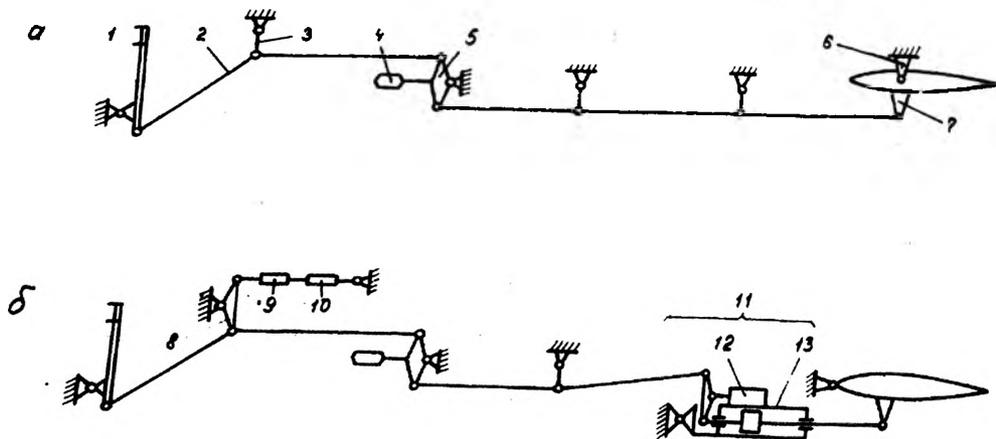


Рис. 7.2. Неавтоматизированные механическая (а) и гидромеханическая (б) системы основного управления самолетом:

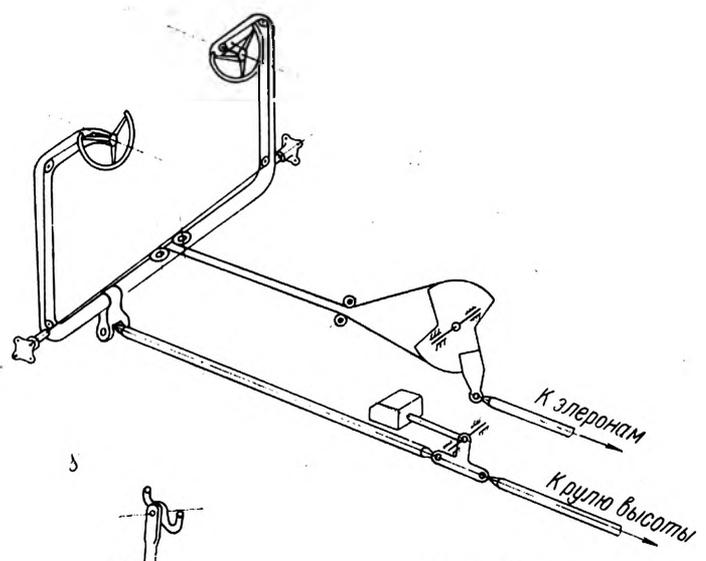
1 — командный рычаг; 2 — тяга проводки управления; 3 — качалка или роликовая направляющая; 4 — баланси́р массы проводки управления; 5 — двуплечая качалка, компенсирующая температурные изменения длины гермоотсека фюзеляжа; 6 — кронштейн навески руля; 7 — рычаг управления руля; 8 — двуплечий рычаг; 9 — пружинный загрузчик командного рычага; 10 — механизм триммирования (снятия нагрузки); 11 — рулевой привод; 12 — гидравлический золотник; 13 — гидроцилиндр

7.1.1. УСТРОЙСТВО ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ

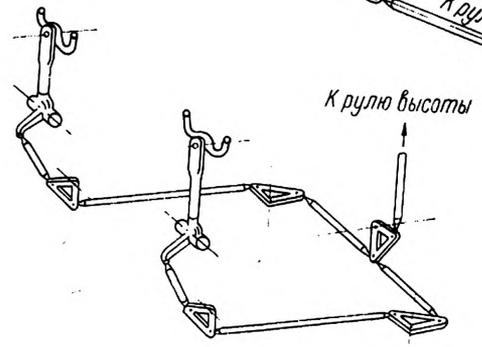
Основное управление делится на ручное и ножное.

Ручное управление осуществляется посредством штурвальных колонок и штурвалов. Для синхронного отклонения однотипных командных рычагов они соединяются между собой. Связь между штурвальными колонками достигается либо общим поперечным валом (рис. 7.3, а) — на самолетах «Ил», Ан-2, Ан-24, Як-18Т, либо тягами (рис. 7.3, б) — на самолетах Ту-134, Як-40. Связь между штурвалами чаще всего осуществляется двойными тросами (см. рис. 7.3, а, б) и реже — поперечными тягами элеронов — на самолетах Ан-24, Як-40, Як-18Т. Независимость ручного управления достигается размещением тросов управления элеронами на оси вращения штурвальных колонок (см. рис. 7.3, а). Если управление элеронами жесткое, то на оси вращения штурвальных колонок размещаются поперечные тяги, имеющие осевые шарниры, — на самолетах Ан-24 и Як-40.

а



б



в

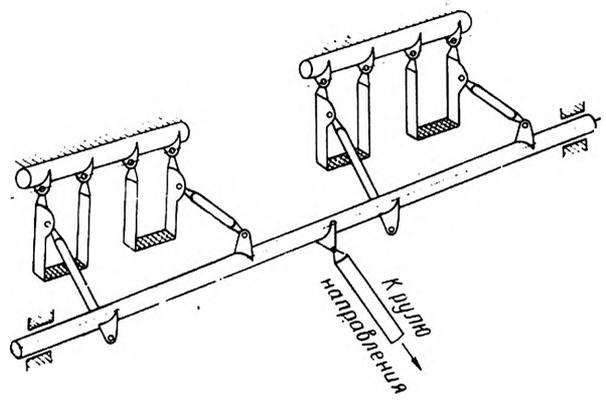


Рис. 7.3. Синхронизация отклонения командных рычагов с помощью:
 а — общего поперечного вала, тросов и секторной качалки;
 б — трос и качалок;
 в — общего поперечного вала, трос и качалок

Наиболее ответственной является система управления рулем высоты (РВ). Для обеспечения безопасности полета на самолете Ил-18 все элементы проводки управления продублированы (двойные тяги и двойные соединения тяг). На самолетах Ил-76Т и Ил-86 используются связанные между собой левая и правая проводки управления. Проводка левого борта самолета Ил-76Т соединяет штурвальную колонку командира ВС с автономной левой половиной РВ, а проводка правого борта — штурвальную колонку второго пилота с правой половиной РВ. Управляемость РВ сохраняется в случае разрушения одной тяги или заклинивания одной половины РВ. В последнем случае правая проводка отсоединяется от левой с помощью специальных механизмов. Пилотирование по тангажу продолжается с помощью исправной половины РВ одним из пилотов. Система управления РВ самолета Ил-86 рассмотрена в п. 7.4.3.

Весовая перебалансировка РВ (для предотвращения автоколебаний оперения) сопровождается самопроизвольным отклонением штурвальных колонок и РВ от нейтральных положений. Для предупреждения таких отклонений в проводку управления РВ включают балансир. Он балансирует систему в целом, разгружает штурвальные колонки от переменных нагрузок в болтанку и разгружает их при маневрировании, ограничивая перегрузки.

Ножное управление осуществляется посредством качающихся педалей. Синхронность отклонения педалей обеспечивается либо общим поперечным валом (см. рис. 7.3, в), либо тягами.

Перемещения и усилия с командных рычагов передаются на рулевые поверхности в основном жесткой **проводкой управления**, представляющей собой ряд последовательно соединенных трубчатых дюралюминиевых (как исключение, стальных) тяг. На самолете Як-18Т используются тяги и тросы. Тяги соединяются между собой с помощью ушков, ввернутых в наконечники тяг, и стальных болтов. Для предотвращения чрезмерного выворачивания ушки стопорятся специальными штифтами или контролируется их положение шпилькой, вставляемой в отверстие наконечника.

Проводка управления на планере фиксируется посредством роликовых направляющих (рис. 7.4, а). В местах изменения направления тяг или тросов и подключения дополнительных элементов устанавливают двуплечие качалки (рис. 7.4, б, в, г) или вращающиеся ролики.

Проводка управления проходит через весь гермоотсек фюзеляжа под полом пассажирских салонов (на самолетах низкопланной схемы) или в верхнем своде за декоративной обшивкой (на самолетах высокопланной схемы и проводка управления РВ и РН самолетов Як-40 и Як-42). Температура воздуха в гермоотсеке и длина проводки управления остаются постоянными в течение всего полета. Длина фюзеляжа уменьшается с набором высоты (падает температура атмосферного воздуха). Это вызывает рассогласование во взаимном положении командных рычагов и рулей, что ухудшает условия работы пилотов (появляются так называемые

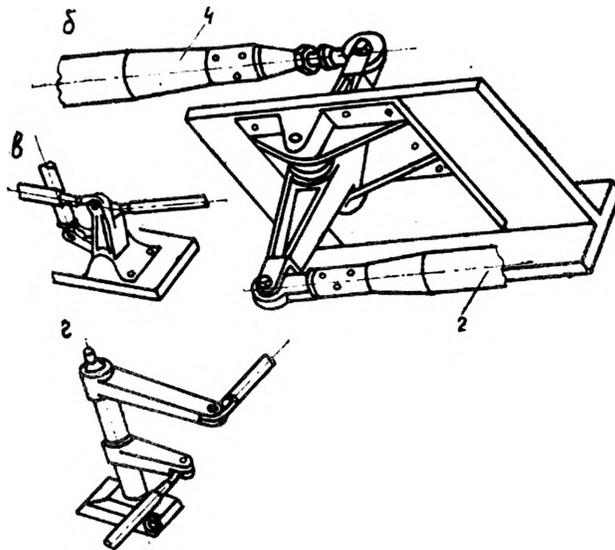
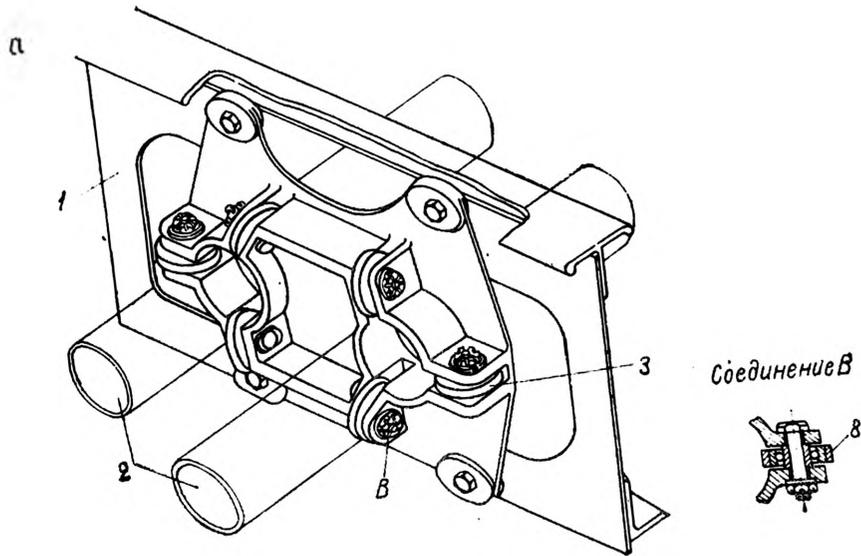


Рис. 7.4. Направляющие устройства тяг: ролик с направляющей (а), прямая качалка (б), угловая качалка (в), качалка с разнесенными рычагами (г); 1 — поперечная балка пола; 2 — нерегулируемая тяга; 3 — направляющий ролик с фиксированной или регулируемой осью вращения; 4 — регулируемая тяга

«ножницы в управлении»). Для предупреждения такого рассогласования на самолетах Ил-62, Ил-76, Ил-86, Ту-134, Ту-154, Як-40 применяют компенсационные качалки (см. рис. 7.2,а, поз. 5).

На стенке заднего лонжерона центроплана крыла (на самолете Ту-134 — на стенке переднего лонжерона) размещают центральный узел управления элеронами (рис. 7.5). Этот узел обеспечивает изменение направления тяг, стопорение элеронов на стоянке, ограничение предельных углов отклонения и подключение рулевой машины автопилота управления элеронами (см. п. 7.3).

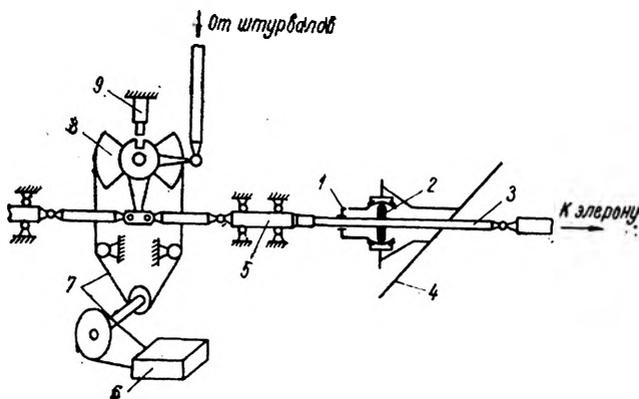


Рис. 7.5. Схема центрального узла и герметизации вывода управления элеронами:

1 — сферический узел гермовывода; 2 — резиновое уплотнительное кольцо; 3 — стальная тяга; 4 — боковина фюзеляжа; 5 — тяга, зафиксированная от боковых смещений; 6 — рулевая машинка элеронов; 7 — тросы подключения рулевой машинки; 8 — секторная качалка; 9 — электромеханизм стопорения и ограничения отклонения проводки управления.

Герметизацию вывода управления элеронами осуществляют резиновым уплотнением по двум тягам, совершающим возвратно-поступательное движение (см. рис. 7.5) или по вращающемуся валу элерона (рис. 7.6,б). Герметизация тяг управления рулями высоты и направления достигается резиновыми кольцами на вращающихся валиках, а на самолете Як-40 — конусной гармошкой (незначителен перепад давления воздуха).

Рулевые машины автопилота управления рулями подключают к соответствующим тягам посредством тросов и секторных качалок в хвостовой негерметичной части фюзеляжа. Рулевые машины обычно крепятся к центроплану стабилизатора. Здесь же размещают и механизмы стопорения рулей на стоянке.

Совершенство (точность) механической системы оценивается степенью соответствия между отклонениями командного рычага и руля по величине и скорости и определяется статической и динамической характеристиками системы.

7.1.2. СТАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ

Статические характеристики системы управления определяются передаточным числом управления $\kappa_{ш}$, прочностью, жесткостью и надежностью проводки управления.

Передаточное число управления

Передаточным числом управления $\kappa_{ш}$ называется отношение угловых отклонений руля δ и командного рычага θ :

$$\kappa_{ш} = \frac{\delta}{\theta}.$$

Оно характеризует взаимосвязь между командным рычагом и поверхностью управления по перемещению dx и dy и нагрузкам $P_{рв}$ и P (рис. 7.7), $\kappa_{ш}$ определяет удобство работы пилотов. Передаточное число подсчитывают из условия равенства элементарных работ, совершаемых при отклонении командного рычага и руля:

$$P_{рв} dx = P dy;$$

$$dx = H \operatorname{tg} \theta = H d\theta; \quad dy = l_7 \operatorname{tg} \delta = l_7 d\delta;$$

$$P_{рв} H d\theta = P l_7 d\delta = M_{ш} d\delta;$$

$$\kappa_{ш} = \frac{d\delta}{d\theta} = \frac{P_{рв} H}{M_{ш}},$$

где $M_{ш}$ — шарнирный момент руля (элерона);

— $\kappa_{ш, \text{рулей}} = 1-2$;

— $\kappa_{ш, \text{элерон}} = 0,15-0,3$.

Определим $\kappa_{ш} = d\delta/d\theta$ из анализа кинематической схемы системы управления рулем высоты (см. рис. 7.7): $d\theta = dx/H$; $d\delta = dx_7/h$. Выразим dx_7 через геометрические параметры рычагов системы. Для этого последовательно найдем величины перемещения тяг, используя пропорциональность соответствующих сторон подобных треугольников, образованных тягами и двуплечными качалками:

$$dx_1 = dx \frac{b}{H}; \quad \dots dx_7 = dx \frac{bcfR}{H drq}.$$

Тогда

$$d\delta = \frac{dx_7}{h} = dx \frac{bcfR}{H drqh} \quad \text{и}$$

$$\kappa_{ш} = \frac{d\delta}{d\theta} = dx \frac{bcfRH}{H drq dx} = \frac{bcfR}{drqh}.$$

В рассматриваемой системе (см. рис. 7.7) при нейтральном положении командного рычага все тяги перпендикулярны соответствующим рычагам. Это обеспечивает линейную зависимость между перемещением входной x_1 и выходной x_2 тягами каждого рычага, системы в целом и постоянство передаточного числа (рис. 7.8). Такие системы используются на небольших нескоростных самолетах ГА в управлении рулями. В управлении элеронами

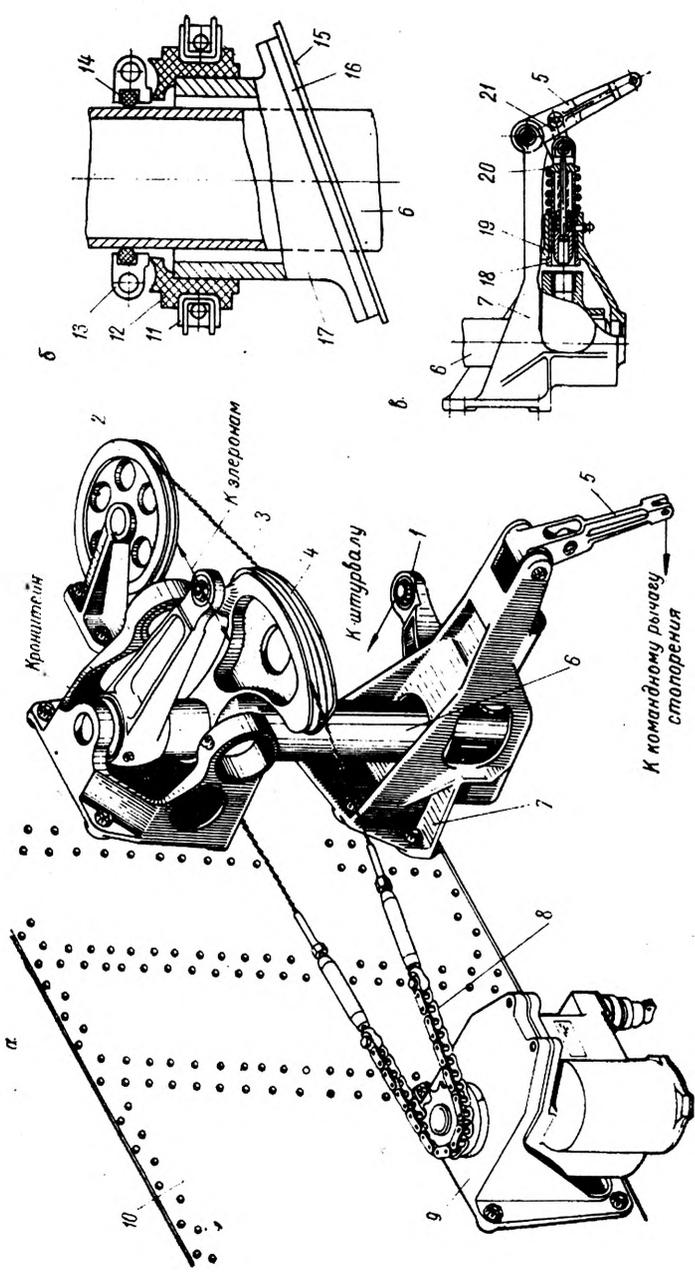


Рис. 7.6. Центральный узел управления элеронами самолета Ан-24:
a — общий вид; *b* — узел герметизации; *в* — узел стопорения элеронов; 1 — рычаг управления элеронами; 2 — ролик; 3 — трос; 4 — секторная качалка; 5 — рычаг системы стопорения элеронов; 6 — вал элерона; 7 — кронштейн; 8 — цепь; 9 — рулевая машина автопилота; 10 — задний лонжерон центроплана крыла; 11 — хомут манжеты; 12 — полиэтиленовая манжета; 13 — стальной разъемный хомут; 14 — резиновое уплотнение; 15 — обшивка фюзеляжа; 16 — фланец раструба; 17 — раструб, прикрепленный к обшивке фюзеляжа; 18 — втулка; 19 — наконечник; 20 — штырь; 21 — серьга

этих самолетов для предупреждения разворачивающего момента M_y используются дифференциальные (нелинейные) системы с переменным передаточным числом ($K_{ш.эл.вверх} > K_{ш.эл.вниз}$). Например. Дифференциальность отклонения элеронами самолета создается

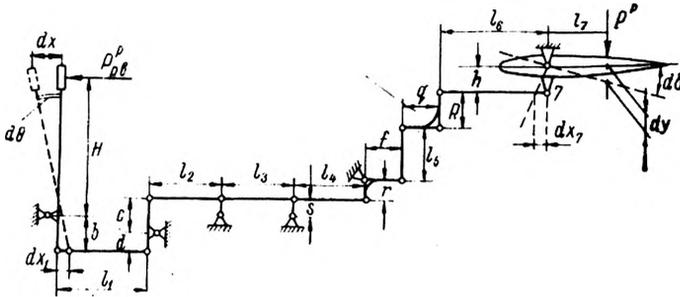


Рис. 7.7. Кинематическая схема управления рулем высоты:
 $d\theta$ и dx — угловое и линейное отклонения командного рычага;
 $P_{pв}$ — нагрузка штурвальной колонки; H, b, c, d, l, \dots — линейные размеры рычагов и тяг; dx_7 — линейное отклонение рычага руля;
 $d\delta$ и dy — угловое и линейное отклонения руля

соответствующим расположением двуплечих качалок, а на самолете Ан-2, кроме того, обеспечивается зависание элеронов при полном выпуске закрылков. В рассмотренных примерах переменное передаточное число достигается перерегулируемыми рычажными устройствами (рис. 7.9.a).

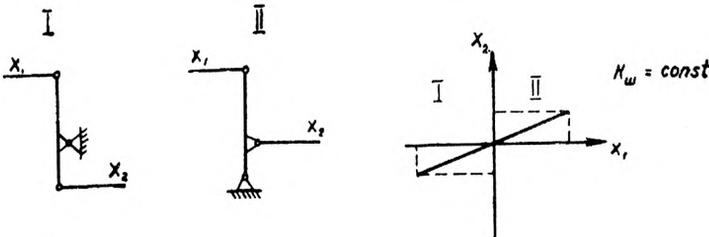


Рис. 7.8. Рычаги, обеспечивающие линейную зависимость между перемещениями входной x_1 и выходной x_2 тягами и постоянство передаточного числа $K_{ш}$

Для предупреждения вывода самолета на критические углы атаки и перегрузки, превышающие допустимые по условию прочности планера, устанавливают диапазоны предельных отклонений рулей с помощью ограничителей отклонения поверхностей управления, командных рычагов и проводки (см. рис. 7.5, поз. 8, 9 и рис. 7.9, а).

На современных самолетах ГА с увеличением скорости полета происходит значительное увеличение шарнирных моментов рулей и элеронов и уменьшение потребного отклонения командных ры-

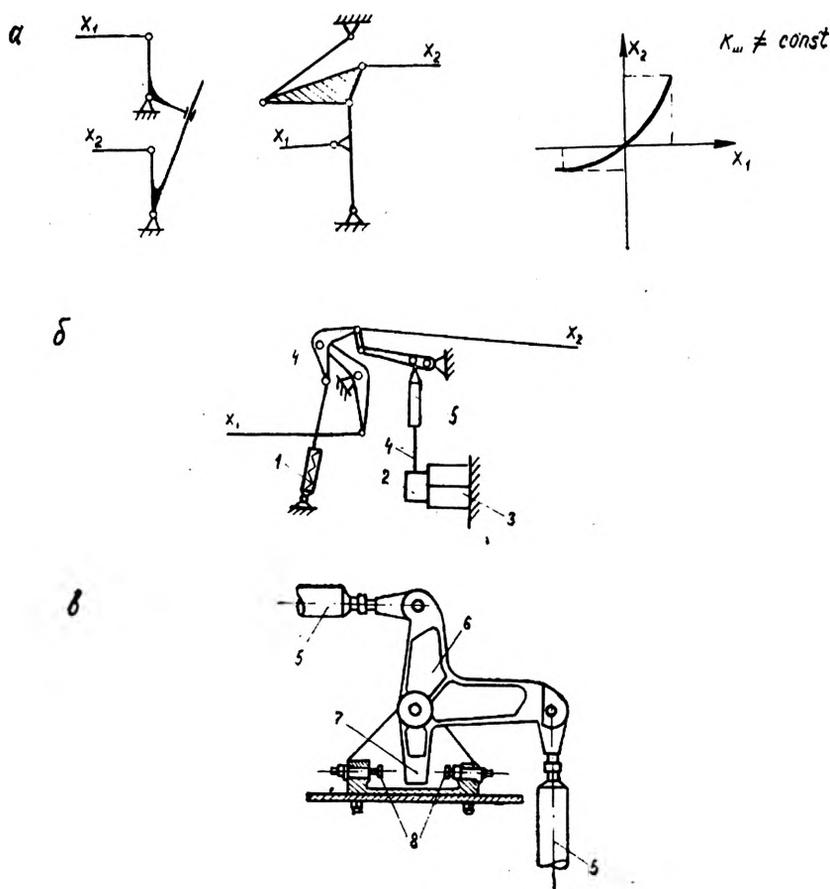


Рис. 7.9. Перегулируемые (а) и регулируемые (б) рычажные устройства, изменяющие передаточное число k_w . Ограничитель предельного отклонения (в): x_1 , x_2 — перемещения входной и выходной тяг соответственно; 1 — грузозачное устройство командного рычага с механизмом триммирования (не показан); 2 — редуктор с винтовым механизмом; 3 — электропривод изменения k_w и загрузки; 4 — рычажное устройство; 5 — регулируемая тяга; 6 — угловая качалка; 7 — рычаг ограничителя; 8 — регулируемые опоры

чагов для создания тех же перегрузок. Возникает опасность вывода самолета на недопустимые перегрузки. Для обеспечения безопасности полета и создания нормальных условий пилотирования в системы управления рулями и элеронами включают пружинные загрузчики (см. п. 7.2.1) и регулируемые рычажные устройства, которые изменяют коэффициенты передачи $k_{ш}$ и нагрузку командных рычагов по скорости полета. Они состоят из рычажного устройства и электрического (гидравлического) привода (рис. 7.9,б).

Прочность механической системы рассчитывается по расчетно-разрушающим нагрузкам $P^p = P_{эф}$ командных рычагов (задаются нормами летной годности самолетов).

Расчетные нормальные силы в тросах $P_{т}$ определяют из условия равновесия рычагов (см. рис. 7.7). Например, $P_{т1} = P_{рв} H/b$.

Расчетная поперечная сила и изгибающий момент, например, командного рычага изображены на рис. 7.10.

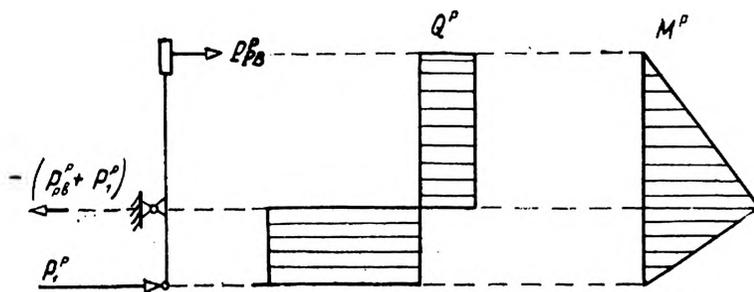


Рис. 7.10. Нагрузки и эпюры нагрузок командного рычага

Прочность (работоспособность) тросов определяется статической устойчивостью при осевом сжатии. Критическая сила потери устойчивости троса должна быть больше расчетно-разрушающей нагрузки: $P_{кр} > P^p$.

Жесткость проводки управления — отношение силы к продольной деформации проводки. Наибольшая жесткость при наименьшей массе обеспечивается прямой проводкой с осевой нагрузкой.

Трение проводки управления влияет на точность управления. Оно определяется длиной проводки, количеством, типом и смазкой подшипников. Трение можно уменьшить высокочастотными вибрациями проводки (самолет «Каравелла») или преодолеть вспомогательными гидросилителями (самолеты Ил-86, Ту-144 и «Конкорд»). Однако чрезмерное уменьшение трения опасно. Возможны колебания проводки управления при освобождении командного рычага после балансировки триммером (отсутствует демпфирование).

Надежность управления обеспечивается:

— достаточной прочностью проводки;

- предупреждением механических повреждений и заклинивания;
- исключением неправильного монтажа (например, ошибочного подсоединения тросов на секторных качалках);
- удобным осмотром и подходом при работе;
- отсутствием чувствительности деталей к мелким повреждениям с последующим быстрым развитием усталостных разрушений;
- динамическим совершенством системы;
- резервированием отдельных элементов и системы в целом.

7.1.3. ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ

Система управления представляет собой колебательный контур, в котором возможны продольные и поперечные колебания, оказывающие существенное влияние на управляемость самолета, а следовательно, и на безопасность полета.

Продольные (поперечные) колебания определяются продольной (поперечной) частотой собственных колебаний проводки, которая зависит от ее массы, жесткости, люфтов, трения, и частотой прикладываемой циклической внешней нагрузки, создаваемой, например, экипажем, турбулентной атмосферой или автоколебаниями гидропривода. Поперечная частота собственных колебаний проводки значительно выше продольной.

Колебания системы управления искажают командный сигнал. Расчеты обеспечивают минимальное искажение соответствующим подбором соотношения между массой, жесткостью и трением проводки управления, а также рациональной компоновкой системы в целом с учетом всех подключаемых устройств.

7.2. ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

С ростом скорости, дальности и грузоподъемности самолета шарнирные моменты рулей и элеронов

$$M_{ш} = m_{ш} \frac{\rho V^2}{2} S_p b_p$$

увеличиваются пропорционально квадрату скорости полета V и кубу линейных размеров руля (произведению площади S_p на хорду b_p). Нагрузки командных рычагов рассмотренной механической системы основного непосредственного управления начинают превышать физические возможности пилотов. Для обеспечения балансировки и управляемости современных ВС в механическую систему включают усилитель — рулевой привод. Создают гидромеханическую систему основного управления.

7.2.1. УСТРОЙСТВО ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ

Гидромеханическая система состоит из командного рычага, грузозночного устройства, проводки, рулевого привода и поверхности управления (см. рис. 7.2,б).

Рулевой привод — гидромеханизм, обеспечивающий управление рулем (элероном) в соответствии с поступающими от командного рычага (проводки) перемещениями. Поэтому его называют еще следящим гидроприводом. Он состоит из плоского или цилиндрического гидравлического золотника 12 и гидроцилиндра 13.

Положение золотника, определяет направление и скорость перемещения штока цилиндра (руля) или его фиксацию. Золотник относительно цилиндра komponуется в двух вариантах: внутреннее размещение или выносное. Наибольшее распространение имеет выносной золотник, изображенный на рис. 7.2,б. Надежность управления обеспечивается:

— дублирующим золотником (на случай заклинивания основного);

— автоматическим стопорением основного золотника с одновременным кольцеванием полостей цилиндра (в случае отказа гидросистемы). При этом средняя опора двуплечего рычага фиксируется, а ручное отклонение проводки передается на свободно перемещающийся в цилиндре шток с поршнем и на руль (Ту-134, Ил-62, Ил-76, Як-42).

Гидроцилиндр — силовой исполнительный механизм, поршень которого имеет двусторонний шток: правый соединен с рулем, а левый — с проводкой управления и золотником, обеспечивая функции обратной связи или жесткой тяги (в случае отказа гидропривода).

На ВС ГА рулевой привод включается в механическую систему (см. рис. 7.2,б) по необратимой кинематической схеме. Шарнирный момент руля $M_{ш}$ воспринимается приводом, а на проводку и командный рычаг не передается. Передаточное число $k_{ш}$ системы по силе равно нулю; по перемещению — постоянно, а при выключенном приводе передаточное число равно единице («жесткая тяга»).

Ощущение управления ВС у пилотов создается специальными пружинными загрузителями 9 командного рычага. Величина загрузки командного рычага может изменяться с помощью механизма триммирования 10. Усилия пилотов, прикладываемые к командному рычагу, идут на преодоление сил загрузителей, трения проводки управления, золотников и пружинных тяг (в случае автономного управления половинками руля, элеронов и заклинивания одной из них; см. п. 7.4.1).

Пружинные загрузители (см. рис. 7.2,б, поз. 9) подразделяются на взлетно-посадочный (основной) и полетный. Первый включен постоянно и имитирует нагрузки руля. Второй включается—выключается автоматически при уборке—выпуске закрылков (Ту-154), шасси (Як-42), изменении скорости полета (Ил-86). Он

ограничивает выход самолета на $\alpha_{кр}$ и $n > n^*_{max}$. На самолете Як-40 используется только основной загрузатель. Загрузатель представляет собой стальной цилиндр со штоком и предварительно поджатой пружиной (см. рис. 7.9, б, поз. 1), сила которой возрастает прямо пропорционально обжатю — отклонению командного рычага.

Включение и выключение полетного загрузателя осуществляется с помощью реверсивного электродвигателя и соответствующим механизмом.

Механизм триммирования — механизм, обеспечивающий с помощью реверсивного электро- или гидропривода (одного или двух) изменение положения опоры загрузателя. Механизм используется в течение всего полета. Управление осуществляется вручную экипажем или автоматически.

7.2.2. РАБОТА СИСТЕМЫ

Рассмотрим принцип действия гидромеханической системы с рулевым приводом (с внутренним расположением золотника, рис. 7.11).

При нейтральном положении командного рычага, золотника и руля жидкость в полостях цилиндра «заперта». Поршень с двусторонним штоком и рулевой поверхностью неподвижны. Пере-

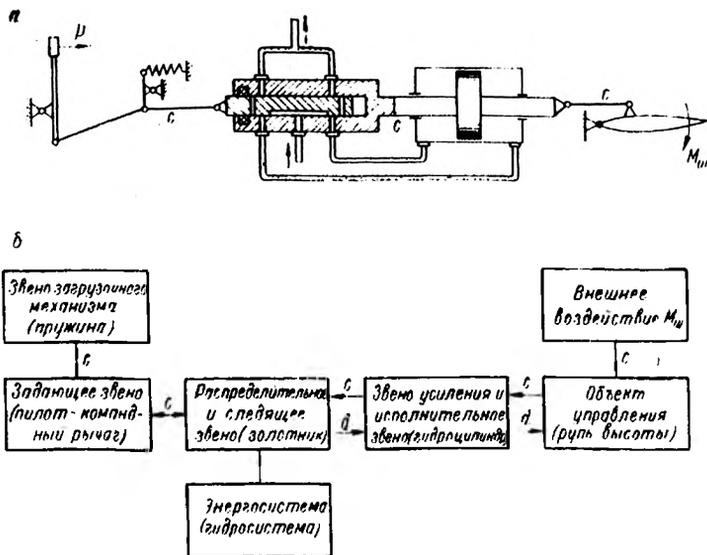


Рис. 7.11. Принципиальная (а) и структурная (б) схемы гидромеханической системы основного управления:
 c — прямая и обратная механические связи; d — прямая гидравлическая связь; P — управляющий сигнал (внешняя сила)

шение командного рычага и золотника сопровождается поступлением жидкости под избыточным давлением в рабочую полость цилиндра и сливом из нерабочей полости. Исполнительный шток и корпус золотника (через обратную связь) перемещаются, возвращая золотник в нейтральное положение. Каждому положению командного рычага соответствует свое равновесное положение исполнительного штока и рулевой поверхности. Система всегда стремится к равновесному положению.

Динамика перемещения штока определяется гидравлической силой поршня $\Delta p F$, внешней нагрузкой T и силой инерции подвижной массы гидропривода $m \frac{dV}{dt}$:

$$\Delta p F = T + m \frac{dV}{dt},$$

где F — площадь поршня; m — присоединенная масса поршня; V — скорость поршня; Δp — перепад давления на поршне; t — время.

В случае медленного перемещения поршня с небольшими V и $\frac{dV}{dt}$ следящий гидропривод и вся система оказываются простой устойчивой аperiodической системой. Мгновенные перемещения золотника сопровождаются аperiodическим переходным процессом движения поршня. Однако в силу упругости, инерционности и нелинейности реальной следящей системы в ней возможны автоколебания. Возникновение автоколебаний предупреждают совершенствованием системы:

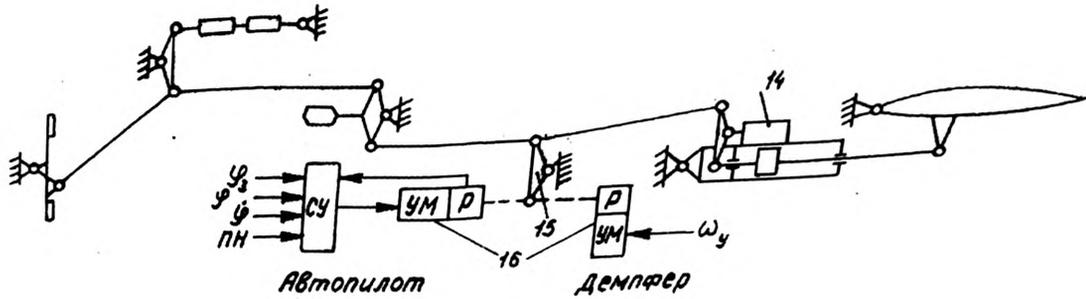
- гидропривод надежно закрепляют вблизи рулевой поверхности, что повышает жесткость системы;
- предупреждают попадание воздуха в гидросистему;
- уменьшают силы трения между командным рычагом и золотником или устанавливают вспомогательный гидропривод;
- устраняют люфты в проводке и креплениях;
- вводят демпфирование золотника.

В процессе эксплуатации встречаются случаи вождения командного рычага вследствие трения золотника и даже его заклинивания. Работоспособность гидропривода в этом случае обеспечивается дублирующим золотником. При полном отказе гидропривода из-за падения давления жидкости полости сливного цилиндра закольцовываются, а шток автоматически превращается в простую тягу ручного управления (Ту-134, Ил-62).

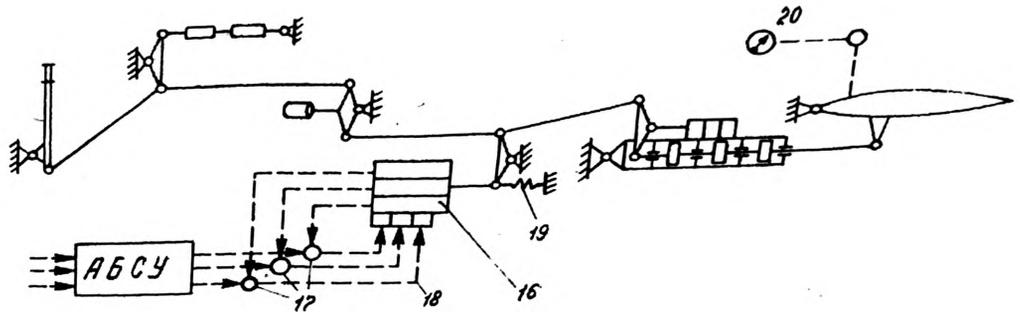
7.3. ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ С АУТОПИЛОТОМ И ДЕМПФЕРОМ

Увеличение продолжительности полета сопровождается утомлением экипажа. Для снятия усталости у пилотов в механические и гидромеханические системы основного управления включают автопилот, обеспечивающий автоматическую стабилиза-

в



г



д

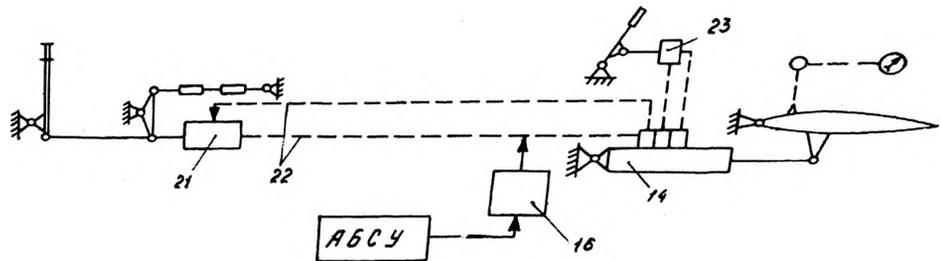


Рис. 7.12. Автоматизированные системы основного управления самолетом (начало спецификации см. рис. 7.2):

в — гидромеханическая система с автопилотом и демпфером; г — гидромеханическая система с АБСУ; д — электрогидравлическая рулевой привод; 14 — гидравлический или электрогидравлический рулевой привод; 15 — дифференциальная качалка — параллельный суммирующий механизм командных сигналов; 16 — рулевой агрегат с механизмом подключения к проводке и отключения; 17 — суммирующее устройство электрических сигналов; 18 — прямые и обратные электрические связи АБСУ с золотниками рулевого агрегата; 19 — центрирующая пружинная тяга; 20 — сигнализация положения руля (датчик и индикатор); 21 — датчик положения командного рычага (потенциометр); 22 — электропроводка прямой и обратной связи; 23 — система встроенного контроля с ручным переключением

цию * заданного режима набора высоты, полета на эшелоне, снижения (рис. 7.12,в).

Автопилот — совокупность трех автоматических регуляторов, работающих в каналах рулей высоты, направления и элеронов. В канале РН, например, подаются электрические сигналы заданного курса φ_3 , текущих значений отклонения от курса φ и угловой скорости $\dot{\varphi}$, сигнал приведения выходного устройства канала в нейтральное положение ПН (приведение в нейтраль). Перечисленные сигналы суммируются СУ (суммирующее устройство) и поступают в рулевой агрегат 16 (машинка автопилота), в котором вырабатывается сигнал, управляющий включением-выключением и направлением вращения реверсивного электро- или гидромотора УМ (усилитель мощности и преобразователь командного сигнала). Вращение вала редуктором Р преобразовывается в поступательное перемещение и через механизм подключения-отключения передается на дифференциальную качалку 15 (см. рис. 7.12,в).

Для улучшения устойчивости и управляемости ВС при выключенном автопилоте в системы управления рулями и элеронами включают **демпферы угловых колебаний** (см. рис. 7.12,в). Принципиальные схемы рулевого агрегата, демпфера и автопилота аналогичны.

На самолете Ил-62 включают электрогидромеханический демпфер рыскания, работающий в течение всего полета. На самолете Ту-134 используют электромеханические демпферы рыскания и крена. Последний включается автоматически при выпуске закрылков и обеспечивает дополнительное улучшение устойчивости и управляемости на посадке. Демпферы работают только совместно с рулевым гидроприводом и практически полностью ликвидируют колебания самолета.

Гидромеханическая система основного управления с автопилотом и демпфером работает в трех режимах:

— управление выполняет экипаж, а колебания ВС гасятся демпфером. Включены: гидросистема, пружинные загрузатели, механизмы триммирования, демпфер и рулевой гидропривод;

— управление и демпфирование колебаний ВС выполняет автопилот. Включены: гидросистема, пружинные загрузатели, механизмы триммирования, автопилот и рулевой гидропривод. Педали освобождены экипажем и перемещаются автопилотом;

— аварийное управление и демпфирование колебаний ВС выполняет экипаж. Выключены: гидросистема, пружинные загрузатели, механизмы триммирования, автопилот, демпфер и рулевой гидропривод. Полости гидропривода закольцованы, золотник застопорен. Шток гидропривода выполняет роль жесткой тяги. Гидромеханическая система превращается в механическую систему непосредственного управления (см. п. 7.1 и рис. 7.2,а).

Электрогидромеханический демпфер рыскания самолета Ил-62 выполнен в виде автономной установки, включающей гидросисте-

* Включая демпфирование угловых колебаний ВС.

му, рулевой гидропривод, гидропривод демпфера, блок демфирующих гироскопов с датчиками ω_y , соответствующие усилители сигналов, кинематический механизм подключения к проводке управления и обратной связи. В целом это рулевой агрегат (рулевая машина).

Электромеханические демпферы рыскания самолета Ту-134 состоят из датчиков ω_y , суммирующего усилителя и двух рулевых агрегатов. Это две последовательно включенные в проводку управления РН раздвижные тяги. Их длина изменяется с помощью встроенных реверсивных электродвигателей с редукторами и винтовыми механизмами в соответствии с сигналами датчиков ω_y . Перемещения раздвижных тяг передаются на золотник рулевого гидропривода. Для улучшения боковой устойчивости и управляемости самолета на взлетно-посадочных режимах при выпущенных закрылках к демпферу рыскания подключают датчики крена ω_x .

7.4. ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ С АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ БОРТОВОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ (АБСУ)

На магистральных самолетах Ту-154, Ил-86 и тяжелом грузовом самолете Ил-76Т используют гидромеханические системы основного управления с АБСУ. Они обеспечивают три режима работы:

— управление выполняет экипаж с помощью рулевого привода. При этом АБСУ только демпфирует колебания самолета по крену, курсу и тангажу;

— управление выполняет экипаж совместно с АБСУ (полуавтоматическое управление в директорном режиме на взлете — до $H=60$ м и посадке — после четвертого разворота);

— управление выполняет АБСУ (автоматическое управление на всех режимах с $H>1000$ м). Командные рычаги в этом режиме неподвижны. Однако штурвальные колонки автоматически приводятся в соответствие с положением РВ.

7.4.1. ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ

Управление самолетом осуществляется только с помощью рулевого гидропривода. Непосредственное управление даже в аварийной ситуации не предусмотрено. Безопасность полета обеспечивается:

— многократным дублированием рулевого гидропривода и источника питания;

— автономным управлением элеронами и элеронами-интерцепторами, половинками рулей высоты и направления. Это достигается с помощью индивидуальных рулевых приводов и пружинных тяг. Заклинивание элерона или элерона-интерцептора, половинки руля высоты (направления) не нарушает управления исправными;

многократным дублированием рулевого агрегата подключения АБСУ.

Непрерывное использование рулевого гидропривода в течение всего полета обеспечивает:

— разгрузку экипажа. При этом не требуются триммеры, флетнеры, пружинные сервокомпенсаторы, осевая аэродинамическая компенсация, а при достаточной жесткости системы — и балансировка;

— отклонение рулей и элеронов по отдельным и суммарным командным сигналам экипажа и АБСУ, корректировку и ограничение предельных режимов полета по устойчивости, управляемости и рулевому флаттеру;

— изоляцию командных рычагов от переменных аэродинамических нагрузок рулей и демпфирование угловых колебаний ВС;

— повышение эффективности рулей за счет увеличения жесткости, частоты собственных колебаний и демпфирования вынужденных колебаний системы;

— демпфирование ветровой нагрузки рулей на стоянке и ликвидацию специальной системы стопорения.

7.4.2. УСТРОЙСТВО ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ *

Рулевой привод (см. рис. 7.12,з) имеет выносной, например трехканальный, золотник и трехкамерный цилиндр (Ту-154). Канал золотника и соответствующая камера цилиндра обеспечиваются одной автономной гидросистемой. В нормальных условиях работают три гидросистемы и три канала управления. Рулевой привод осуществляет управление и при отказах:

— одной или двух гидросистем, при этом его эффективность уменьшается на $\frac{1}{3}$ или $\frac{2}{3}$ от нормальной работы (жидкость откававших каналов сливается через перепускные клапаны);

— заклинивании одного или двух золотников. Перемещение исправного обеспечивается за счет деформации проводки (торсионов) заклиненных золотников.

Рулевой агрегат (см. рис. 7.12,з, поз. 16) имеет выносной, например трехканальный, электрогидравлический золотник и три гидроцилиндра. Он обеспечивает передачу командных сигналов от АБСУ к проводке гидромеханической системы. Эти сигналы по трем каналам через сумматоры 17 и электропроводку 18 поступают в магнитное устройство соответствующего золотника и управляют потоком жидкости на входе в золотник, образуя первый гидравлический каскад усиления. Золотник, перемещаясь под действием первичного потока (разности давлений жидкости на его торцы), регулирует основной поток жидкости в цилиндр, образуя второй гидравлический каскад усиления. Шток цилиндра через дифференциальную качалку перемещает проводку гидромеханической системы управления, идущую к рулевому приводу. Штурвал

* Элементы, общие с предыдущими системами, здесь не рассматриваются.

и педали фиксируются загрузителями и от сигналов АБСУ не отклоняются. Штурвальная колонка по сигналам АБСУ, поступающим в электромеханизм триммирования, в течение всего полета следит за положением руля высоты. При отключении АБСУ пружинная тяга 19 устанавливает кинематический механизм рулевого агрегата в нейтральное положение, а штурвал и педали автоматически приводятся в соответствие с положением рулей.

АБСУ обеспечивает управление и в случае отказов одного — двух ее каналов, гидросистем и золотников рулевого агрегата. В этой системе обеспечивается информация экипажа о положении рулей и элеронов в течение всего полета с помощью электромеханической системы 20.

Механизм вращательного действия — механизм дополнительного нагружения штурвальной колонки при взятии ее на себя для обеспечения выдерживания летных ограничений по $\alpha_{кр}$ и n^3_{max} (см. п. 2.7). Механизм соединен поперечной трубой колонок; включается от сигнала АБСУ, выключается экипажем.

Следящая тяга — телескопическая тяга с двумя концевиками. Она обеспечивает автоматическое выключение канала автоматической стабилизации АБСУ при значительном отклонении командного рычага (более $3-5^\circ$ по рулю и элерону).

7.4.3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ ВЫСОТЫ И СТАБИЛИЗАТОРОМ САМОЛЕТА Ил-86

Продольное управление (управление углом тангажа) самолета Ил-86 осуществляется в автоматическом или ручном режиме двумя системами:

- системой управления рулем высоты;
- системой управления стабилизатором.

Система управления рулем высоты (рис. 7.13) состоит из двух механических подсистем: левой и правой. Левая соединяет штурвальную колонку командира ВС с секциями левой половинки РВ, правая — штурвальную колонку второго пилота с секциями правой половинки РВ. Обе проводки имеют двойное соединение между собой. Каждое соединение выполнено с помощью рычагов и тяг, имеющих механизмы нормального 4—3 и аварийного 1—2—3 рассоединения на случай отказа левой или правой подсистемы.

Автоматизация управления обеспечивается системой автоматического управления САУ и автоматической системой устойчивости и управляемости АСУУ, которые включаются в механическую проводку с помощью соответствующих рулевых агрегатов РА.

Загрузка штурвальных колонок создается загрузочными пружинными загрузителями 8, а триммирование — электроприводом с механизмом триммирования 6, управляемым вручную или от САУ 5. Постоянство градиента нагрузки, необходимой для создания единичной перегрузки, и ограничение n^3_{max} по скорости полета обеспечиваются рычажным устройством изменения $k_{ш}$ и за-

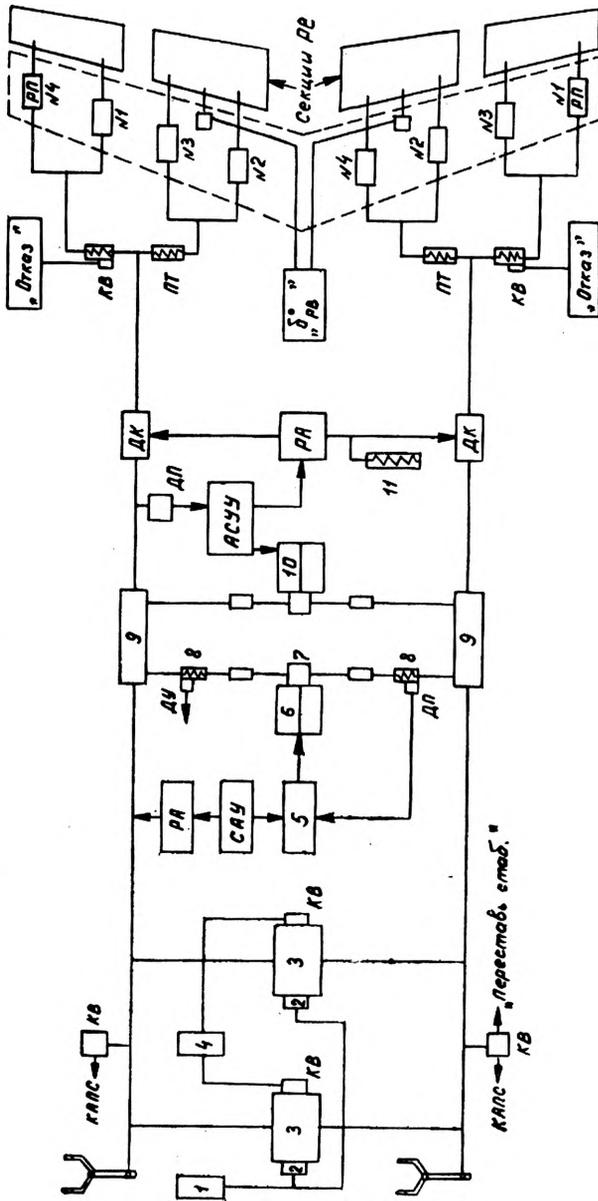


Рис. 7.13. Схема управления рулем высоты самолета Як-86:

1 — аварийное расоединение подсистем (провода правого и левого бортов); 2 — прерыватель аварийного расоединения; 3 — механизм расоединения; 4 — управление механизмом расоединения и блокировка с РУД; 5 — система триммирования; 6 — электромеханизм триммирования; 7 — редуктор с винтовым механизмом; 8 — пружинный загрузчик; 9 — рычажное устройство изменения передаточного числа $K_{ш}$ и загрузки штурвальной колонки; 10 — электропривод изменения $K_{ш}$ и загрузки; 11 — центрирующая пружинная тяга; АПС — автомат переладки стабилизатора; КВ — концевой выключатель; РА — рулевой агрегат; САУ — система автоматического управления; ДУ, ДП — датчик усилий и положение; АСУ — автоматическая система устойчивости и управляемости; ДК — дифференциальная качалка; ПП — пружинная тяга; РП — рулевой привод; № 1—4 — номера гидросистем, питающих РП

грузки 9, которое управляется АСУУ с помощью электропривода 10.

Каждая секция РВ отклоняется двумя совместно работающими гидроприводами РП. Каждый гидропривод обслуживается одной из четырех автономных гидросистем 1—4. В случае заклинивания секции механическая подсистема обеспечивает отклонение исправной, обжимая пружинную тягу ПТ. На стоянке гидроприводы РП обеспечивают стопорение секций.

Стабилизатор совместно с РВ обеспечивает продольные балансировку, устойчивость и управляемость самолета. Отклонение стабилизатора осуществляется системой электродистанционного управления с гидроприводами (рис. 7.14). Гидроприводы 3 и 5 имеют по два реверсивных гидромотора вращательного действия с выходом на общий редуктор, гайку 2 и ходовой винт 4. Вращение механизма предотвращает направляющая 6. Система работает в двух скоростных режимах.

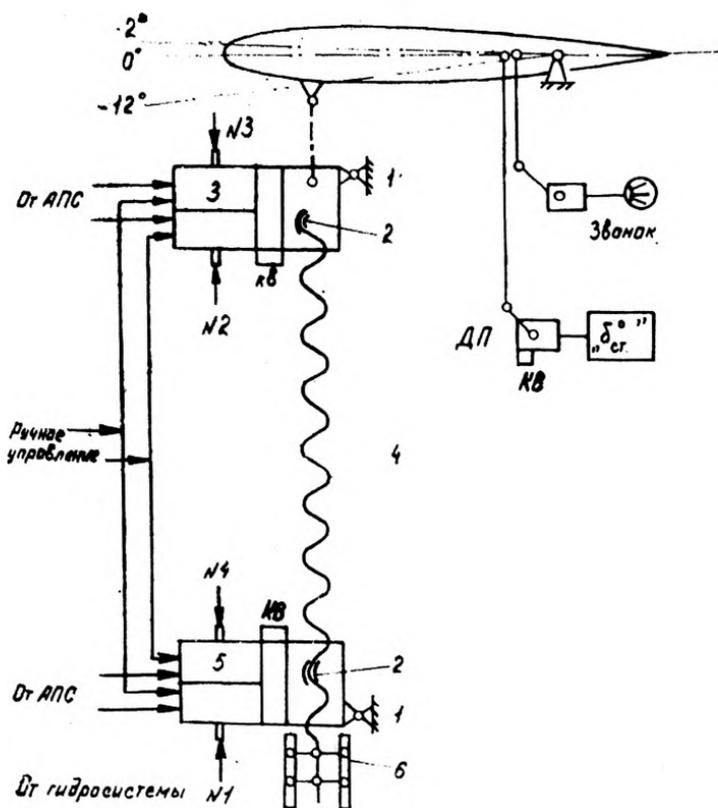


Рис. 7.14. Схема управления стабилизатором самолета Ил-86:
1 — карданная подвеска; 2 — гайка; 3 и 5 — верхний и нижний рулевой привод; 4 — ходовой винт; 6 — направляющая

На взлете-посадке (при выпущенных закрылках) работают все четыре гидромотора, обеспечивая быстрое отклонение стабилизатора (управление ручное).

В полете (при убранных закрылках) работает по одному гидромотору вверху и внизу, обеспечивая медленное отклонение стабилизатора (автоматическое управление от АПС из системы САУ).

Отклонение стабилизатора сопровождается прерывистой сигнализацией звонка, частота которой пропорциональна скорости отклонения, а положение стабилизатора фиксируется датчиком положения ДП и индикатором « $\delta_{ст}$ ».

Система управления стабилизатором самолета Ил-76Т аналогична рассмотренной, однако вместо гидроприводов используют четыре электродвигателя. На самолете Як-42 — два гидромотора, на других типах самолетов с управляемым стабилизатором распространены системы с одним электроприводом, имеющим два электродвигателя с независимыми каналами управления (см. п. 4.5, рис. 4.12). Стабилизатор фиксируется тормозными муфтами механизма и самотормозящейся винтовой парой привода. В крайних положениях стабилизатора электродвигатели выключаются.

7.4.4. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

На самолетах ГА интерцепторы используются в двух режимах: — в тормозном режиме (интерцепторы);

— в элеронном режиме (элерон-интерцепторы).

Управление интерцепторами на всех самолетах осуществляется с помощью электродистанционной системы с электрогидравлическими кранами гидроприводов (гидроцилиндров).

Управление элерон-интерцепторами на самолетах Ил-62, Ил-76, Ил-86, Ту-154 обеспечивается механической проводкой с распределительными механизмами гидроприводов. Управление осуществляется автоматически или вручную.

На самолетах Ил-76, Ил-86 поперечное управление осуществляется левой подсистемой с рулевыми гидроприводами отклонения элеронов (аналогично управлению РВ, см. рис. 7.13). Эффективность этого управления увеличивается правой подсистемой с гидроприводами отклонения элерон-интерцепторов. Подсистемы соединены между собой, что обеспечивает поперечное управление обоими пилотами одновременно элеронами и элерон-интерцепторами.

В случае заклинивания агрегата или разрушения тяги одной из подсистем они разъединяются автоматически или вручную. В дальнейшем используется исправная подсистема. В случае отказа одной из гидросистем или заклинивания одной из секций управление обеспечивается исправными секциями. При этом распределительный механизм отказавшей секции приводится в нейтральное положение и обжимаются пружинные тяги.

В отличие от левой подсистемы правая дополнена вспомогательным рулевым приводом и смесительным механизмом.

Вспомогательный рулевой привод помогает пилотам преодолевать трение проводки и распределительных механизмов, силу натяжения пружин, центрирующих распределительный механизм при отказе гидросистемы, и пружинных тяг в случае заклинивания секции элерон-интерцептора.

Смесительный механизм обеспечивает использование интерцепторов в элеронном режиме, принимая механические сигналы от штурвалов, и в тормозном режиме, принимая механические сигналы от рычага управления интерцепторами.

7.5. ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И ОБЩАЯ СТРУКТУРНАЯ СХЕМА ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

7.5.1. ПЕРСПЕКТИВНАЯ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Эксплуатирующиеся на ВС ГА системы основного управления имеют громоздкую механическую проводку (тяги, тросы). Она увеличивает массу системы и сложность компоновки, снижает точность, надежность и степень безопасности полета.

В перспективе ожидается внедрение на ВС ГА электрогидравлической системы основного управления (рис. 7.12, *д*). В этой системе механическая проводка используется только между командным рычагом и его электродатчиком — потенциометром 21, который преобразовывает механические перемещения в электрические сигналы. Эти сигналы по электропроводке 22 поступают в трехканальный электрогидравлический золотник. Руль отклоняется с помощью трехкамерного гидроцилиндра. Обратная связь руля с командным рычагом и подключение АБСУ осуществляются через ту же электропроводку.

Такая многоканальная система используется на сверхзвуковом пассажирском самолете «Конкорд» и на военных французских истребителях «Мираж».

7.5.2. ОБЩАЯ СТРУКТУРНАЯ СХЕМА

Выше рассмотрены пять систем основного управления самолетами ГА. В заключение представим системы в общем виде. Для этого, анализируя принципиальные схемы этих систем (см. рис. 7.2 и 7.12, поз. *а, б, в, г, д*), составим общую структурную схему и дадим краткую характеристику ее элементов.

Система основного управления самолетом представляет замкнутый контур, образованный отдельными звеньями, линиями прямой и обратной связи, поверхностями управления (рис. 7.15).

Пилотажные приборы экипажа с угловыми чувствительными элементами фиксируют положение самолета в пространстве и рулей на самолете.

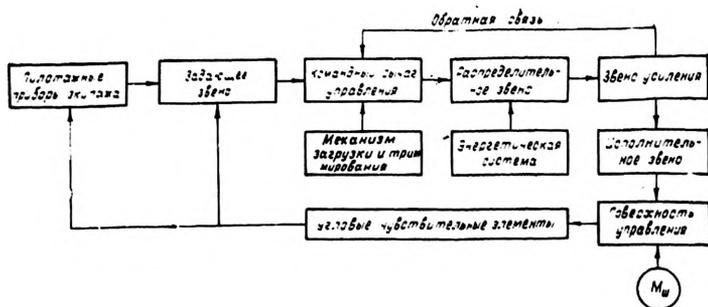


Рис. 7.15. Структурная схема системы основного автоматизированного управления самолетом

Задающее звено — пилоты, или АБСУ на основании приборной информации вырабатывает программу полета, решения и командные сигналы управления.

Командный рычаг управления — рычаги, посредством которых пилоты и рулевые агрегаты АБСУ вводят в систему командный сигнал управления.

Механизм загрузки и триммирования — электромеханическое устройство, создающее и регулирующее нагрузки командного рычага.

Распределительное звено — управляемое механическое устройство, которое направляет энергетический поток (жидкость под давлением, электрический ток) из энергетической системы (гидросистемы, электросистемы) в звено усиления, регулируя его интенсивность в соответствии с поступающими командными сигналами управления.

Энергетическая система — звено обеспечения системы управления энергией (гидравлической и электрической).

Звено усиления — механическое устройство, увеличивающее мощность командного сигнала управления.

Исполнительное звено — механическое устройство, преобразовывающее подводимую к нему энергию в работу отклонения или стабилизации поверхности управления.

Поверхность управления — объект управления, определяющий положение самолета в пространстве.

Линии связи — механическая (тяги, тросы), электрическая или гидравлическая проводка, передающая прямые и обратные сигналы (перемещения и усилия) между звеньями и рулями.

7.6. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРАМИ

На самолетах ГА отклонения триммеров осуществляют двумя системами:

— механической системой непосредственного управления, приводимой в действие мускульной силой пилота;

— электромеханической системой дистанционного управления.

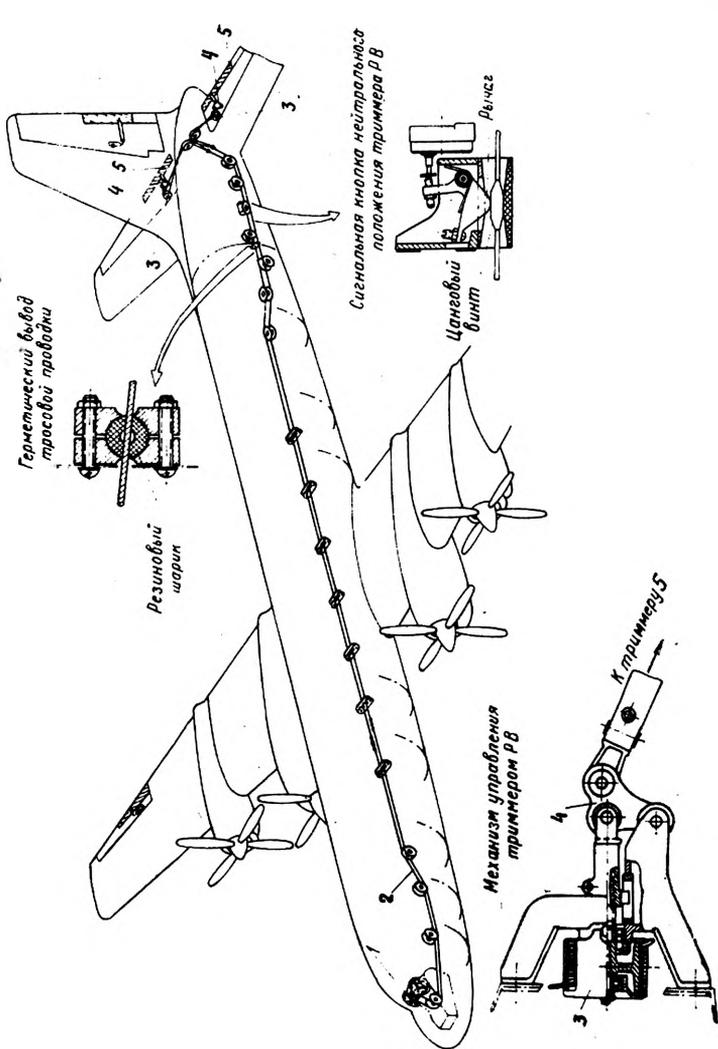


Рис. 7.16. Механическое непосредственное управление триммером руля высоты:
 1 — два штуралячика с одним общим барабаном; 2 — трос с роликами и планочными направляющими; 3 —
 барабан с винтовым механизмом; 4 — каталка с тягой привода триммера; 5 — триммер

Механическую систему используют в управлении триммером руля высоты и осуществляют посредством двух штурвальчиков, тросовой и жесткой проводок управления (рис. 7.16). Штурвальчики имеют общий барабан, на который наматывается трос. Перемещение троса сопровождается вращением барабанов винтовых механизмов 3, гайки которых разворачивают качалки тяги 4, соединенные с кабанчиками триммеров 5. На самолете Ан-24 и Ту-134 устанавливают по одному винтовому механизму.

Независимость управления рулем высоты и его триммером достигается совмещением тросовой проводки (тяги) с осью вращения руля высоты. Нейтральное положение триммера фиксируют с помощью цапгового упора, закрепленного на тросе, промежуточного рычага и концевого выключателя, замыкающего цепь зеленого светосигнализатора. Герметизацию тросовой проводки при выходе из гермоотсека осуществляют резиновым шариком, сжимаемым двумя половинками корпуса.

Электрическую систему используют в управлении триммерами элеронов и руля направления. Управление осуществляют с помощью переключателя, реверсивного электродвигателя МП-100, тяг и качалок (см. рис. 4.11). Принцип действия системы ясен из схемы.

7.7. СИСТЕМЫ СТОПОРЕНИЯ РУЛЕЙ И ЭЛЕРОНОВ

На самолетах Ту-154 и Ил-86 рули и элероны автоматически стопорятся рулевыми приводами.

На самолетах Ил-18, Ил-62, Ил-76Т используется электро-механическая система дистанционного управления, заканчивающаяся реверсивными электродвигателями с механизмом стопорения.

На большинстве самолетов ГА стопорение рулей и элеронов осуществляют с помощью механической системы непосредственного управления. В системе используют тросовую проводку двустороннего действия и расстопоривающие пружины. Система и составляющие ее элементы наглядно представлены на рис. 7.17. Принцип действия системы стопорения сводится к заземлению руля (элерона) относительно планера. Для этого на рулях (элементах проводки управления) имеются гнезда, в которые входят стопоры механизмов (см. рис. 7.5 и 7.6), размещенных на планере. Руль направления и элероны стопорятся в нейтральном положении или в положении правого крена, а руль высоты — в нижнем положении, что обеспечивает уменьшение кабрирующего момента при сильном ветре и страхует от самопроизвольного стопорения в полете. Механизм стопорения благодаря конусу наконечника и дополнительной пружине позволяет ставить рычаг управления в положение «Застопорено» независимо от положения руля и элеронов. Последующее перемещение руля (элерона) приводит к самостопорению (см. рис. 7.6, в).

Рули и элероны самолета Як-40 стопорят двумя способами:

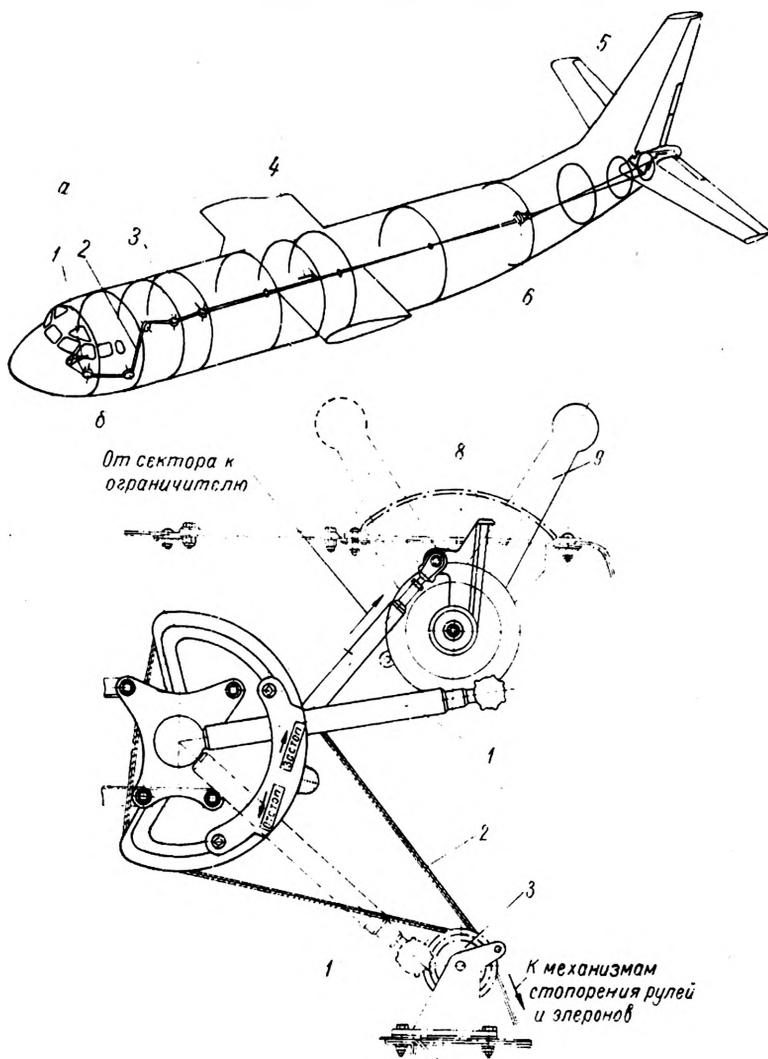


Рис. 7.17. Механическая система непосредственного управления стопорением рулей и элеронов:

1 — рычаг управления с сектором; 2 — трос; 3 — направляющий ролик; 4, 5 — механизмы стопорения элеронов и рулей; 6 — гермовывод троса с резиновым уплотнением; 7 — тяга с подвижным упором 8 блокировки рычагов управления двигателями 9 с системой стопорения

— в штилевых условиях — заклиниванием командных рычагов в кабине экипажа с помощью легкоъемных раскосов;

— в штормовых условиях — постановкой дополнительно струбцин на рули и элероны.

На самолете Як-18Т используют смешанный способ: руль высоты и элероны стопорят струбцинами, а руль направления — заклиниванием педалей с помощью раскоса.

7.8. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ И ПРЕДКРЫЛКАМИ

На всех самолетах ГА отклонение закрылков и предкрылков осуществляется системами электродистанционного управления с гидро- или электроприводами (рис. 7.18).

Принцип действия системы сводится к преобразованию крутящего момента электродвигателя (гидромотора) в поступательное движение гайки 16 и силовой трубы 14 с ограничителем хода 15 и ушками для соединения с закрылком. Гайка 16 связана с винтовым валом с помощью шариков, а от вращения удерживается специальным сухариком 17. Снаружи винтовой механизм закрыт кожухом 13. Профиль движения закрылка задается монорельсами, по которым скользят каретки закрылка 11. Синхронность отклонения закрылков достигается общей для всех секций закрылков трансмиссией 6 и перед взлетом контролируется внешним осмотром. В целях безопасности перед посадкой закрылки выпускают постепенно, в две очереди.

Надежность систем обеспечивается двухканальным приводом. Закрылки и предкрылки фиксируются муфтами сцепления (торможения). Фрикционные муфты демпфируют упорные нагрузки подъемников и нагрузки от быстрого реверса приводов. Управление осуществляется автоматически или вручную. О положении закрылков и предкрылков экипаж информирует световая сигнализация. Установка рычагов управления двигателями во взлетное положение при убранных закрылках и предкрылках сопровождается срабатыванием sireны.

7.9. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Надежность систем управления в эксплуатации определяется:

- устройством системы;
- техническим и коммерческим обслуживанием;
- эксплуатацией систем экипажем.

Наибольшее число отказов систем управления происходит в начальный период эксплуатации самолета — по причинам их **конструктивных недостатков**. Например, на первых самолетах Ил-18 наблюдались усталостные разрушения высоколегированных болтовых соединений тяг. При доработке эти болты были заменены на

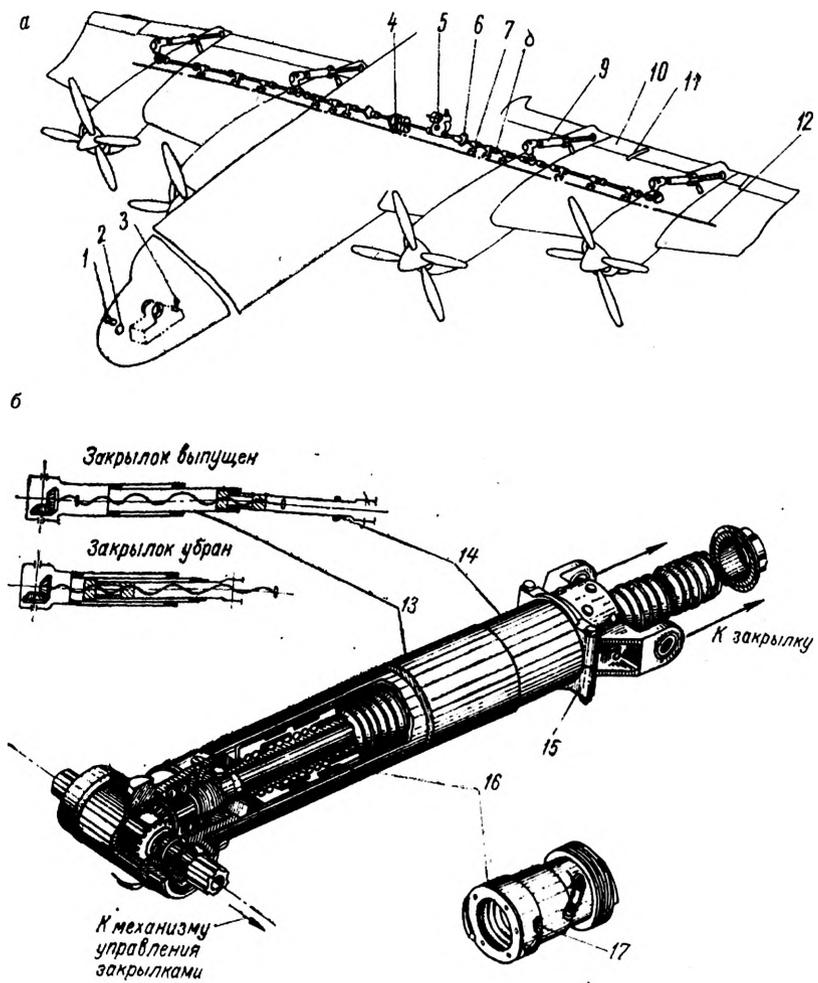


Рис. 7.18. Управление закрылками:

1 и 2 — сигнализация выпуска и угла отклонения; 3 — переключатель управления закрылками; 4 — привод закрылков (два электродвигателя или гидромотора с редуктором и тормозом); 5 — механизм концевых выключателей; 6 и 7 — карданная трансмиссия с двумя гермовыводами; 8 — подвеска трансмиссии; 9 — винтовой механизм; 10 — закрылки; 11 — монорельс и каретка; 12 — задний лонжерон крыла; 13, 14, 15 — кожух, силовая труба и ограничитель хода винтового механизма; 16 — гайка, заканчивающаяся силовой трубой 14; 17 — сухарик, заземляющий гайку от вращения

болты из простой стали с увеличенным диаметром, а в системе управления рулем высоты тяги и соединения были продублированы.

На ВС ГА обнаруживают: обрыв нитей троса (заершенность), коррозию и обрыв троса; образование продольных канавок на тягах роликами направляющих устройств и интенсивные поперечные колебания тяг в зоне повышенных вибраций самолета от винтов или выхлопных газов двигателей. В этих случаях увеличенный зазор выбирают разворотом тяги, смещением ролика за счет эксцентриситета оси или заменой на ролик с бóльшим диаметром.

В случае неудачной компоновки и стопорения рычагов управления создается опасность случайного выпуска средств механизации на большой скорости полета и авиационного происшествия.

Неудачная конструкция ограничителей отклонения руля направления самолетов Ан-10, Ан-12 приводила к его заклиниванию при резком развороте руля в процессе руления.

В системах со следящим гидроприводом встречаются случаи воднения командного рычага, автоколебания и заклинивания золотников из-за загрязнения рабочей жидкости, отказа гидросистемы, внутреннего разрушения гидропривода закрылков самолета Ан-24.

Наблюдаются отказы включения или выключения электромеханизмов триммирования и взлетно-посадочного или полетного загрузателей.

Имеют место случаи отказа системы стопорения рулей и элеронов. На самолете Як-40 после доработки стопорение осуществляется в кабине экипажа. Командные рычаги фиксируют легко съемными раскосами. Кроме того, при штормовом предупреждении на рули устанавливают струбины. Наиболее совершенной системой стопорения рулей и элеронов является электромеханическая дистанционная система (Ил-18, Ил-62), однако и в ней встречаются отказы:

— нерасстопорение в случае отказа электромеханического привода. Например, замерзание концевых выключателей внутри МП-100;

— ложное срабатывание светосигнального табло «Рули застопорены» из-за деформации или поломки хвостовика стопора, который нажимает на концевой выключатель. Кроме того, эта система не обеспечивает блокировку рычагов управления газом двигателей с рычагом стопорения рулей. Наиболее надежной оказывается механическая система непосредственного стопорения и блокировки.

При некачественном техническом и коммерческом обслуживании и ремонте обнаруживаются:

— неправильная регулировка системы управления, сопровождающаяся закусыванием тяг в крайних положениях рулей (крепление наконечника тяги оказывается в роликовом направляющем устройстве);

— опасность рассоединения тг вследствие срыва резьбы наконечника (чрезмерное вывертывание ушка);

— ошибочное крепление тросов на секторной качалке и обратное отклонение элеронов;

— обледенение и заклинивание тросов из-за нарушения герметичности гермовывода (монтаж корпуса с перекосом). Теплый воздух гермоотсека, попадая на холодный трос, приводит к конденсации влаги и образованию сосульки;

— вытяжка, обрыв нитей или соскакивание тросов из-за неправильного натяжения;

— невыполнение правил погрузочно-разгрузочных работ и перевозки коммерческой загрузки, предусмотренных руководством по центровке и загрузке. Это приводит к загрязнению проводки управления, опасности заклинивания ее посторонними предметами, незакрепленным грузом непосредственно или через податливую перегородку багажника.

В процессе эксплуатации систем экипажем наблюдаются:

— взлет с застопоренными рулями. Если это обнаружено при разбеге, то необходимо прекратить взлет. Продолжение взлета с одновременным включением системы расстопорения рулей не оправдывает надежды и заканчивается авиационным происшествием;

— отказ электропривода стабилизатора, что сопровождается скоростной посадкой. Экипаж не может вывести самолет на посадочный угол (не хватает рулей). Такое явление наблюдалось на самолетах Ил-62. Электропривод замерзал или выводился из строя вибрациями от выхлопных газов двигателей;

— появление больших нагрузок на командных рычагах гидромеханической системы основного управления. Причина в том, что экипаж не выполняет своевременного триммирования нагрузок и происходит еще отказ выключения полетных загрузателей на посадке. Например, в случае ухода на второй круг невозможно взять штурвальную колонку на себя. Складывается впечатление «стенки» (не хватает руля высоты).

В предполетной подготовке кабины экипаж должен проверить:

— состояние и положение рычагов управления и их защитных устройств;

— исправность и показания индикаторов и сигнализаторов всех систем управления самолетом;

— систему стопорения рулей и расстопорить их;

— отклонение рулей, элеронов и элерон-интерцепторов поочередно от каждой гидросистемы и по каждому каналу бустерного управления и от всех гидросистем вместе;

— триммирование нагрузок командных рычагов с последующим возвратом их в нейтральное положение;

— включение и выключение полетных загрузателей (с помощью сигнализации и по перемещению командных рычагов);

— управление триммерами, триммер-флетнерами и их сигнализацию;

— раздельное и совмещенное (если предусмотрено) управление закрылками, предкрылками и стабилизаторами путем установки их в полетное, взлетное и посадочное положения. Критерием исправности является время отклонения агрегата;

— систему управления шасси.

Обстоятельная предполетная подготовка и точное соблюдение технологии работы экипажа на всех режимах — залог безопасности полета.

Глава 8. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

8.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Энергетической системой называется совокупность устройств, обеспечивающих энергией большинство систем управления самолетом, исключением являются только механические системы непосредственного управления, приводимые в действие мускульной силой экипажа.

На ВС ГА используют различные энергетические системы: гидравлические, газовые, электрические и системы смешанного типа. Мощные гидравлическая и газовая системы обслуживают механизмы управления рулями, элеронами, стабилизатором, механизацией крыла, шасси. Слаботочная электрическая система обеспечивает в основном автоматизацию, дистанционное управление и работу радиотехнического оборудования. На современных ВС преобладают системы смешанного типа, в которых последовательно или одновременно используют различные виды энергии.

Энергетические системы имеют следующие **основные элементы**:

— источники энергии, питающие потребитель соответствующими видами энергии;

— рабочее тело, передающее энергию от источника к потребителю, и каналы (трубопроводы и электропроводка);

— потребители—приводы, обеспечивающие перемещение объекта управления (в гидросистеме — гидроцилиндры и гидромоторы, в воздушной системе — воздушные цилиндры, в электрической — электродвигатели, электромагнитные переключатели, усилители и радиотехническое оборудование);

— управляющие распределительные устройства, предназначенные для управления потоками энергии, поступающей к потребителю (краны, золотники, заслонки, реле, выключатели);

— предохранительные устройства, ограничивающие диапазон изменения параметров системы;

— контрольные устройства (указатели, манометры, вольтметры и амперметры, светосигнализаторы).

Бортовые источники энергии делятся на два типа:

— источники, **преобразующие** механическую энергию двигателя в соответствующий вид энергии в процессе полета (электрические генераторы, гидронасосы, компрессоры);

— источники, имеющие **аккумулятивную** энергию (баллоны со сжатым газом и электрические аккумуляторы).

На ВС ГА в основном применяется первый тип бортовых источников; второй является аварийным. В качестве аварийных источников используются также электродвигатели и гидронасосы с приводом от электродвигателя.

8.2. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Гидравлическая система ВС обеспечивает управление системами и механизмами, определяющими безопасность полета. Надежность, живучесть и долговечность гидросистемы достигается совершенством конструкции агрегатов, многократным резервированием как источника энергии, так и гидроприводов, автоматизацией управления, контроля работы и информации экипажа.

8.2.1. СВОЙСТВА И КЛАССИФИКАЦИЯ ГИДРОСИСТЕМ

На ВС ГА используются разнообразные гидросистемы. Однако все они имеют общее назначение и свойства, преимущества и недостатки.

Положительные свойства гидросистемы:

- плавность работы и возможность остановки объекта управления в промежуточном положении;
- широкий диапазон развиваемых сил и скоростей движения объекта, включая и реверсирование;
- незначительное запаздывание управления вследствие несжимаемости жидкости;
- герметичность агрегатов и арматуры до $p \geq 1,5p_{\max}$ в диапазоне температур от минус 70 до 200 °С;
- прочность агрегатов и трубопроводов до $p = 2p_{\max}$, а гидроаккумуляторов до $p = 4p_{\max}$;
- автоматизация и надежность работы;
- высокое давление рабочей жидкости обеспечивает уменьшение размеров и массы элементов гидросистемы.

Недостатки гидросистемы:

- увеличение вязкости жидкости с понижением температуры (увеличивается время срабатывания гидропривода потребителя);
- повышение утечек и опасность пожара с ростом температуры жидкости (создается угроза безопасности полета);
- кавитация жидкости при подъеме на высоту (в баке приходится создавать избыточное давление воздуха).

Рабочим телом гидросистемы на большинстве самолетов и на всех вертолетах ГА является авиационное масло гидравлическое — АМГ-10, которое при повышенном давлении переносит энергию от гидронасоса к объекту управления. Количество заливаемой в систему жидкости определяется объемом трубопроводов, цилиндров, агрегатов и ее запасом в гидробаке. Характер работы системы во многом определяется свойствами этой жидкости. Она нейтральна к стали и дюралюминию, а ее вязкость изменяется по температуре незначительно, что весьма ценно при современных

высотных полетах. Однако она взрывоопасна. Чтобы избежать образования взрывоопасной смеси паров АМГ-10 с воздухом при высоких давлениях и температурах, в гидроаккумуляторах вместо воздуха применяют технический азот. На самолете Ил-86 используют взрывобезопасную негорючую жидкость из минеральных масел НГЖ-4, выдерживающую $t_{\text{раб}} \leq 200^\circ\text{C}$.

Вследствие разных коэффициентов расширения жидкости и стальных трубопроводов изменение их температуры, например, на 30°C сопровождается повышением давления в закрытых участках до 27 МПа. Чрезмерное повышение давления предупреждается предохранительными термодиапанамн.

На ВС ГА в основном применяются три типа гидравлических систем:

— гидросистемы с насосами постоянной подачи с приводом от авиадвигателей и от электродвигателя;

— гидросистемы с насосами постоянной подачи с приводом от авиадвигателей.

Рассмотрим устройства, принципы действия и работу этих систем.

8.2.2. ГИДРОСИСТЕМА С НАСОСАМИ ПОСТОЯННОЙ ПОДАЧИ С ПРИВОДОМ ОТ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Система используется на самолетах Ил-14, Ил-18, Ил-62, Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-30 и вертолетах Ми-4, Ми-8.

Гидросистема состоит из двух отдельных участков питания, расположенных между линиями всасывания и высокого давления (рис. 8.1), каждый из которых обслуживается своим гидронасосом (на рис. 8.1 показан только левый участок питания). Оба участка имеют общий бак, но работают изолированно на общую линию высокого давления, что повышает надежность системы в случае отказа одного из авиадвигателей или насосов 13.

Принцип действия такой гидросистемы сводится к преобразованию посредством насосов 13 части энергии двигателей в энергию давления жидкости, которая через распределительные устройства 9 передается к гидроприводу 8 и производит работу.

В целях увеличения долговечности и надежности гидросистемы (насосов), а также уменьшения затрачиваемой на нее энергии авиадвигателей гидросистема переводится на **холостой режим работы** (рис. 8.2). Это достигается с помощью автоматов 10 разгрузки насосов, которые соединяют нагнетающие линии с линиями слива в бак (насосы работают вхолостую, перегоняя АМГ-10 из бака в бак в течение $\tau_{\text{хол}}$). Перевод насосов на холостой режим производится после зарядки гидроаккумуляторов 5 до максимального давления. При понижении давления в гидроаккумуляторах до минимального автоматы разгрузки насосов вновь включают насосы 13 на зарядку системы ($\tau_{\text{зар}}$). Холостой режим работы системы сопровождается утечками жидкости из гидроаккумуляторов через золотники распределительных устройств. Поэтому па-

раметры гидроаккумуляторов и автоматов разгрузки насосов подбираются с учетом этих утечек так, чтобы время разрядки системы было $\tau_{хол} = 30-60$ мин. Зарядка гидроаккумуляторов на самолете фиксируется загоранием светосигнализатора и увеличением показаний манометров.

В случае появления дополнительных утечек АМГ-10 и падения давления азота сокращается время цикла работы T , увеличиваются частоты переключения системы и резкого изменения давления АМГ-10, что приводит к преждевременному износу насоса, автомата разгрузки и усталостному разрушению агрегатов и трубопроводов.

Рабочий режим гидросистемы представлен на осциллограмме изменения давления жидкости (рис. 8.3) в линии нагнетания (кривая I), в линии высокого давления (кривая II), и рабочей полости

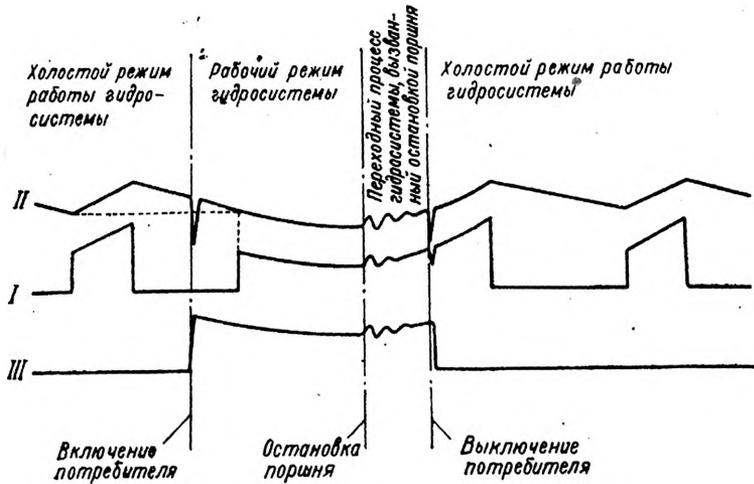


Рис. 8.3. Осциллограмма рабочего режима гидросистемы: I — линия нагнетания; II — линия высокого давления; III — рабочая полость силового цилиндра

силового цилиндра потребителя (кривая III). Этот режим самый ответственный и напряженный. В результате быстрого срабатывания распределительных устройств появляются скачкообразные изменения давления АМГ-10, которые называются гидравлическими ударами. Они возникают вследствие резкого изменения скорости течения АМГ-10. Если трубопровод с жидкостью, имеющий постоянную скорость течения V_0 , мгновенно перекрыть, то скачок давления Δp можно определить по формуле Н. Е. Жуковского:

$$\Delta p = \rho a V_0,$$

где $\rho = 853,5$ — плотность АМГ-10, кг/м^3 ;

$a = 1200$ — скорость распространения звука в АМГ-10, заключенном в трубопроводе, м/с .

Подсчитаем, например, скачок давления жидкости в случае мгновенного перекрытия трубопровода диаметром 1,6 см, по которому двумя насосами суммарной производительностью $Q = 40$ л/мин прокачивается АМГ-10:

$$V_0 = \frac{Q}{f} = \frac{670 \cdot 4}{\pi \cdot 1,6^2} = 3,4 \text{ м/с}; \quad Q = \frac{40 \cdot 10^3}{60} = 670 \text{ см}^3/\text{с};$$

$$\Delta p = 853,5 \cdot 1200 \cdot 3,4 = 3,5 \text{ МПа},$$

где f — площадь сечения трубопровода, см².

Однако часто Δp удваивает давление в системе.

Интенсивность гидравлических ударов снижается гидроаккумуляторами, специальными гасителями гидроударов и увеличением времени срабатывания регулирующего устройства.

Мгновенная остановка поршня цилиндра сопровождается колебаниями давления АМГ-10 с собственной частотой системы. Самолетная гидросистема представляет собой колебательный контур. Частота собственных колебаний определяется участком от насоса до рабочей полости гидроцилиндра. Этот участок имеет большой местный объем АМГ-10 в гидроаккумуляторах, жесткость которого благодаря наличию азота наименьшая. Поэтому характер колебаний гидросистемы близок к характеру колебаний системы с одной степенью свободы. Это позволяет определить частоту собственных колебаний гидросистемы по переходному процессу.

Динамическое совершенство гидросистемы оценивают сопоставлением частоты собственных колебаний ν с частотами вынужденных колебаний f . Последние возбуждаются:

— работой плунжерного насоса

$$f_{\text{нас}} = n\epsilon,$$

где n — частота вращения ротора, с⁻¹;

ϵ — число плунжеров;

— переключением автомата разгрузки насоса $f_{\text{авт}}$ при больших утечках жидкости и азота.

В случае совпадения частоты вынужденных колебаний f с частотой собственных колебаний ν гидросистемы происходит увеличение амплитуды колебания давления жидкости, что сопровождается нарушением нормальной работы автомата разгрузки насоса, тряской трубопроводов, агрегатов и быстрым разрушением гидросистемы.

Вынужденные колебания давления жидкости, вызываемые работой автомата разгрузки насоса, сопровождаются усталостными явлениями конструкции и сокращением ее долговечности. Эти колебания мы наблюдали в холостом режиме работы системы (см. рис. 8.2). Однако они имеют место и в рабочих режимах, когда подача насосов больше потребного расхода жидкости на потребитель. Например, при включении системы стеклоочистителей, торможении колес или при нарушении предусмотренной РЛЭ скорости полета уборки—выпуска шасси (нерасчетный рабочий режим).

В расчетном рабочем режиме потребитель срабатывает при одном подключении насоса (см. рис. 8.3). В нерасчетном рабочем режиме насос неоднократно повышает давление АМГ-10 до верхнего предела, и автомат разгрузки также неоднократно его отключает. Происходит явление, напоминающее холостой режим работы системы с повышенными утечками АМГ-10.

8.2.3. НАЗНАЧЕНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА АГРЕГАТОВ ГИДРОСИСТЕМ

Гидросистема представляет совокупность различных агрегатов, связанных между собой трубопроводами.

1. Бак необходим для размещения запаса жидкости:

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3,$$

где ΔV_1 — изменение объема гидросистемы за счет зарядки и разрядки гидроаккумуляторов, срабатывания силовых цилиндров;

ΔV_2 — изменение объема АМГ-10 вследствие изменения температуры жидкости и агрегатов;

ΔV_3 — запас на возможные утечки.

Обычно объем бака делают на 15% больше необходимого запаса ΔV . Количество залитой в систему жидкости и сигнализация перезаправки или чрезмерной выработки на новых ВС достигаются с помощью электрических уровнемеров в баке. Бак (рис. 8.4) выполнен из штампованных листов АМЦАМ и имеет сварную конструкцию.

В заливной и сливной его горловинах устанавливают сетчатые фильтры 1: в заливной — для задержания крупных примесей, в сливной — для уменьшения пенообразования.

В целях предотвращения кавитации (кипения и разрыва потока жидкости) в линии всасывания перед насосом создают избыточное давление до 0,12 МПа. Для этого дренажную систему бака соединяют с компрессорами авиадвигателей (на самолетах «Ту», «Ан», «Як»), с системой кондиционирования (Ил-86), с гермоотсеком фюзеляжа (Ил-62) или создают подпор в линии всасывания с помощью подкачиваю-

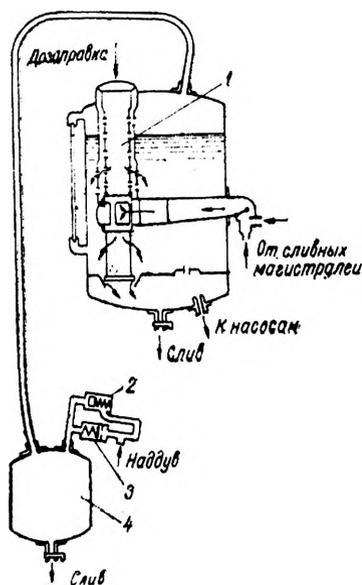


Рис. 8.4. Схема бака гидросистемы: 1 — фильтр; 2 — предохранительный клапан избыточного давления; 3 — вакуумный клапан; 4 — дренажный бачок

щей насосной станции (Ил-76). Дренажная система имеет дренажный бачок 4 для предотвращения потери АМГ-10 в виде пены, предохранительный клапан избыточного давления 2, вакуумный клапан 3.

2. Насос является основным источником энергии гидросистемы. Он преобразовывает механическую энергию движения в энергию давления жидкости. Подача насоса определяется объемом одновременно работающих силовых цилиндров ΣV гидросистемы и временем срабатывания потребителей τ : $Q = \Sigma V / \tau$.

Рабочее давление в системе желательно иметь возможно большим (меньше габариты и масса системы). Максимальная величина давления ограничивается уплотнением и составляет 21—25 МПа. В настоящее время применяются только объемные шестеренные и роторно-плунжерные насосы. Рассмотрим конструкцию и работу насосов постоянной подачи.

Шестеренный насос (рис. 8.5) состоит из корпуса 1 и пары шестерен 2. Забираемые из всасывающей полости объемы жидкости между зубьями шестерен и внутренними поверхностями корпуса перегоняются в полость нагнетания, что и обеспечивает повышение давления в системе. Шестеренные насосы весьма просты конструктивно, надежны в работе и имеют небольшую массу. Применяемые на самолетах ГА шестеренные насосы имеют подачу $(1,17—6,00) \cdot 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$ при $p = 7—15 \text{ МПа}$.

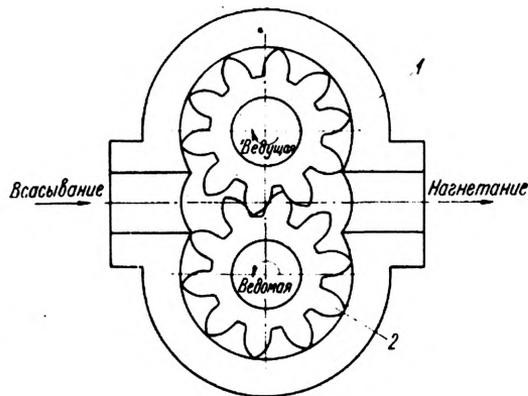


Рис. 8.5. Схема шестеренного насоса:
1 — корпус насоса; 2 — шестерня

Подача Q и мощность N нерегулируемого насоса определяются формулами:

$$Q = nV_{\text{ц}} - k\rho; \quad N = pQ,$$

где n — частота вращения шестерен (ротора), с^{-1} ;
 $V_{\text{ц}}$ — конструктивный объем насоса (объем жидкости, нагнетаемой в систему за один оборот ротора насоса), м^3 ;
 k — коэффициент утечек, зависящий от вязкости АМГ-10 и зазоров насоса;

p — давление в полости нагнетания, Па;

N — мощность насоса, Вт.

При любой постоянной частоте работы насоса n подача Q при повышении давления в системе от p_{a2} до p_{a1} изменяется незначительно (рис. 8.6). Однако дальнейшее повышение максимального

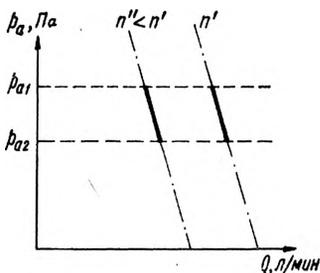


Рис. 8.6. Характеристика насоса постоянной подачи

давления в гидросистеме сопровождается большими утечками между торцами шестерен и корпусом насоса. Затрачиваемая на утечки мощность идет на значительный нагрев АМГ-10. Поэтому в последнее время чаще применяются роторно-плунжерные насосы.

Роторно-плунжерные насосы выполняют в виде двух различных конструктивных схем: радиальной и аксиальной.

Радиальный роторно-плунжерный насос (рис. 8.7,а) имеет 7—9 плунжерных пар, расположенных звездообразно в одной плоскости. Вращающийся эксцентриковый вал 1 через штоки 2 вызывает возвратно-поступательное перемещение плунжеров 3. Плунжеры, двигаясь к центру, всасывают в цилиндры жидкость через боковые каналы 4, а от центра — сначала перекрывают всасывающие каналы 4, а потом сжимают жидкость и через клапаны 5 нагнетают ее в систему высокого давления. Насос используется в аварийной насосной станции самолета Ан-24.

Аксиальный роторно-плунжерный насос (рис. 8.7,б) отличается от предыдущего пространственно-аксиальным расположением плунжерных пар. Ведущий вал 1 через шпонку и кардан 2 приводит во вращение соответственно наклонную шайбу 3 и блок цилиндров 4. Полости цилиндров поочередно сообщаются со всасывающим и нагнетающим каналами неподвижного распределительного золотника 5. Плунжеры 6, связанные штоками 7 с наклонной шайбой 3, совершают возвратно-поступательные движения, всасывая и нагнетая жидкость. Насос выполняют в двух вариантах: с постоянной и переменной подачей. Такие насосы используются в гидросистемах всех современных самолетов ГА.

Роторно-плунжерные насосы по сравнению с шестеренными обеспечивают создание более высокого давления [до 25 МПа; $Q = (2,5—6,67) \cdot 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$] при незначительных утечках и возможность использования их в качестве гидромоторов вращательного действия. Однако они больше, тяжелее, сложнее и менее надежны.

Существенным недостатком насосов постоянной подачи с приводом от авиадвигателя является необходимость совместной работы с автоматом разгрузки насосов 10 (см. рис. 8.1), который создает дополнительные колебания жидкости (см. рис. 8.2 и 8.3) и сокращает долговечность системы. Кроме того, для проверки ра-

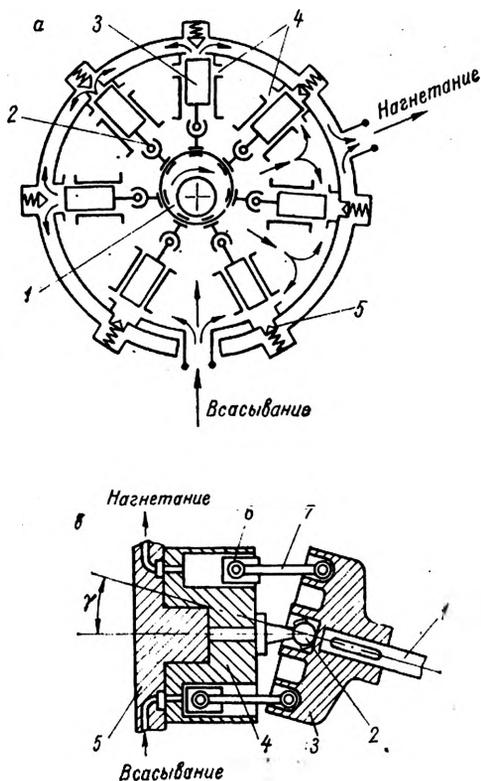


Рис. 8.7. Принципиальные схемы роторно-плунжерных насосов постоянной подачи:
 а — радиального, б — аксиального

боты системы необходим наземный источник энергии в виде аэродромного насоса с электродвигателем, подключаемым к бортовой гидросистеме с помощью штуцеров аэродромного питания 3, см. рис. 8.1. Аэродромный насос забирает АМГ-10 из бортового бака и нагнетает ее в систему. Для предотвращения перетекания жидкости (при проверке или отказе авиадвигателя) через неработающий насос 13 в бак 1 на выходе из него установлен обратный клапан 12. В полете система продолжает нормально функционировать от работающего насоса. Быстрая зарядка гидроаккумулятора подсистемы отказавшего насоса от работающего осуществляется через обратный клапан, включенный в систему параллельно гасителю гидроудара 6 (он оказывает большое сопротивление перетеканию жидкости в обратном направлении).

Наиболее вероятным дефектом насосов является негерметичность и разрушение хвостовика привода.

3. Фильтр предназначен для очистки масла, что исключает заедания и уменьшает износ трущихся деталей агрегатов. Фильтр оказывает большое сопротивление потоку жидкости, его устанавливают за насосом в линии нагнетания. В гражданской авиации применяют щелевые, сетчатые и матерчатые фильтры.

Щелевой фильтр (рис. 8.8) устанавливается на выходе насоса и является фильтром грубой очистки. Жидкость проходит через щели между витками проволоки. Посторонние твердые частицы остаются снаружи проволоки 3 и удаляются скребком 5. В случае чрезмерного загрязнения фильтра жидкость проходит через перепускной клапан 2 в систему без очистки. Аналогично работают и сетчатые фильтры, однако очистка их сопровождается демонтажем сетки.

Матерчатый фильтр тонкой очистки обычно устанавливают на входе жидкости в агрегаты высокой точности изготовления, например, в системах управления разворотом колес передней опоры или торможения колес.

4. Автомат разгрузки насоса (рис. 8.9) предназначен для уменьшения мощности, отбираемой от авиадвигателя при неработающих потребителях, путем соединения линии нагнетания с баком,

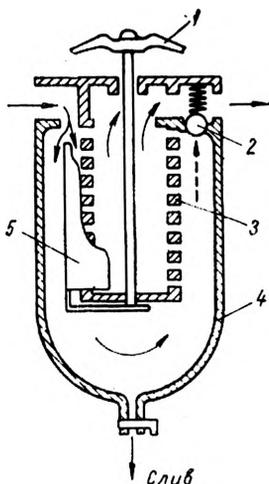


Рис. 8.8. Схема щелевого фильтра:
1 — ручка; 2 — перепускной клапан; 3 — витки проволоки; 4 — корпус; 5 — скребок

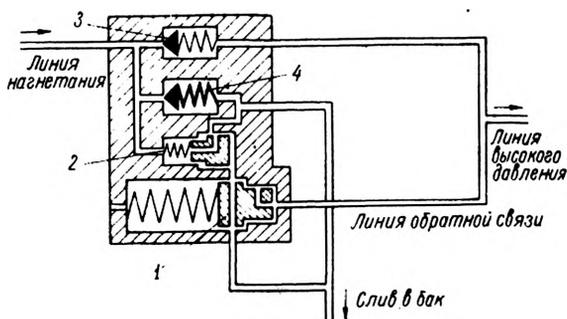


Рис. 8.9. Схема автомата разгрузки насоса:
1 — чувствительный элемент-датчик; 2 — сервомеханизм — исполнительный орган; 3 — обратный клапан; 4 — предохранительный клапан

когда давление в линии высокого давления находится в заданном диапазоне от p_{a1} до p_{a2} (см. рис. 8.2). При давлении p_{a2} пружина перемещает поршень 1 вправо. Это сопровождается сообщением правой полости сервомеханизма 2 с баком, перемещением поршня сервомеханизма вправо и разобщением левой полости от сливной магистрали. Давление в линии нагнетания возрастает, открывается обратный клапан 3, и жидкость в течение $\tau_{зар}$ будет поступать в линию высокого давления, пока в гидроаккумуляторах не будет создано максимальное давление p_{a1} . Жидкость под этим давлением, переместив поршень датчика 1 влево, поступает в правую полость сервомеханизма 2 и перемещает его поршень влево. Линия нагнетания соединяется с баком, и давление в ней падает. Обратный клапан 3 закрывается и разобщает линию нагнетания от линии высокого давления в течение $\tau_{хол}$, пока в гидроаккумуляторах давление не понизится до p_{a2} (см. рис. 8.2).

Перепад давлений $p_{a1} - p_{a2}$ порядка 5,0 МПа создается двухступенчатым поршнем 1. Заданное равновесное положение этого поршня достигается либо давлением p_{a1} , воздействующим на ограниченную площадь поршня, либо давлением p_{a2} , воздействующим на общую площадь поршня. Первая сила обеспечивает соединение линии высокого давления с правой полостью сервомеханизма, вторая сила — сообщение правой полости сервомеханизма с линией слива.

Характерные дефекты автомата разгрузки насоса:

- частое переключение автомата вследствие недостаточной герметичности самого автомата или системы;
- заедание обратного клапана, а также поршней датчика и сервомеханизма.

5. Гидроаккумулятор представляет собой баллон, разделенный податливой перегородкой на азотную и гидравлическую полости.

Азотную полость при неработающей гидросистеме заряжают до начального давления p_{a0} , равного 3,0—10 МПа. Зарядка азота контролируется по аэродромному или бортовому манометру. В последнем случае p_{a0} фиксируется после выключения авиадвигателей в момент начала резкого падения давления.

Гидроаккумулятор выполняет несколько функций:

- уменьшает колебания давления жидкости, вызываемые работой объемного насоса, автомата разгрузки насоса, распределительных устройств и гидроприводов;

- увеличивает период холостого режима работы системы;

- кратковременно увеличивает при включении гидропривода начальную мощность системы и обеспечивает плавную работу;

- служит аварийным источником энергии при отказе насоса.

На ВС ГА применяют гидроаккумуляторы двух типов: цилиндрический с плавающим поршнем и шаровой с мембраной (рис. 8.10).

Шаровой гидроаккумулятор легче цилиндрического (напряжение в его стенке от Δp в два раза меньше, чем в цилиндрическом), однако менее надежен в эксплуатации (мембрана иногда образует

газовые мешки и разрушается при запуске авиадвигателей без подогрева гидроаккумуляторов в условиях низких температур атмосферного воздуха).

В цилиндрическом гидроаккумуляторе наблюдается повышенное трение и нарушение герметичности между цилиндром и поршнем (ставятся резиновые кольца). Во время работы гидроаккумулятора (зарядка или разрядка) параметры газа изменяются по

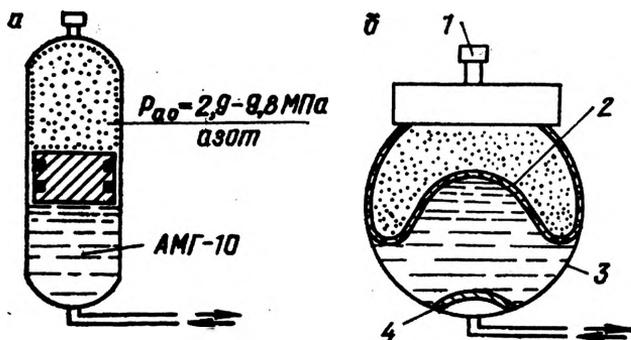


Рис. 8.10. Схемы гидроаккумуляторов:
 а — с плавающим поршнем; б — с мембраной; 1 — обратный клапан; 2 — мембрана; 3 — стальной корпус; 4 — металлический грибок, предохраняющий мембрану от вдавливания в штуцер

политропическому закону. Размеры гидроаккумулятора определяются основным его назначением, например обеспечением продолжительного периода холостого режима работы системы и обеспечением системы энергией в аварийных случаях.

6. Гаситель гидроудара уменьшает скорость течения жидкости из гидроаккумуляторов в начальный момент включения потребителя, снижая интенсивность гидроудара: $\Delta p = \rho a V_0$. Принцип действия гасителя гидроудара (рис. 8.11) сводится к плавному увеличению проходного сечения за счет гидравлического сопротивления жидкости, вытесняемой из правой полости цилиндра поршня-золотника 3 через калиброванное отверстие 1.

7. Распределительные устройства делят гидросистему на две части: центральную (источники энергии) и исполнительную (пот-

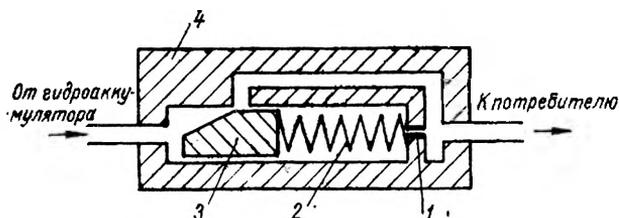


Рис. 8.11. Схема гасителя гидроудара:
 1 — калиброванное отверстие; 2 — пружина; 3 — поршень-золотник; 4 — корпус

ребители). Они регулируют направление и количество энергии, поступающей из центральной части к потребителям, и обеспечивают слив жидкости в бак (см. рис. 8.1). Конструктивно распределительные устройства выполняются в виде одно-, двух- и трехпозиционных кранов, золотников, дозаторов, согласующих клапанов, порционеров, концевых выключателей.

Однопозиционные краны — запорные. Они открывают или закрывают трубопровод. Например, дроссельный кран ГА-171 системы стеклоочистителя, все согласующие клапаны и концевые выключатели.

Двухпозиционные краны обеспечивают попеременно двусторонний подвод энергии к потребителю. К крану подходят четыре трубопровода: высокого давления, слива и два трубопровода, соединяющие кран с рабочими полостями цилиндра. Цилиндр постоянно находится под давлением. Например, двухпозиционный кран ГА-185 направляет жидкость либо в основную тормозную систему, либо в систему стояночного торможения колес (Ил-62).

Трехпозиционные краны используются для управления агрегатами с двумя фиксированными положениями. В нейтральном положении кран ставится после отработки агрегата. При этом подводящий трубопровод запирается, а трубопроводы от силового цилиндра либо запираются, либо соединяются со сливом в бак (в системе подъема—выпуска шасси самолетов Ил-62, Ан-24). В последнем случае цилиндр разгружен от давления жидкости, и агрегатом можно управлять с помощью аварийной системы. Фиксация агрегата в крайних положениях осуществляется специальными замками. Разрушение трубопроводов между трехпозиционным краном, если он в нейтральном положении, и потребителем не влияет на работу остальной гидросистемы.

По характеру управления краны делятся на механические краны непосредственного управления и электромагнитные дистанционного управления.

Механические краны непосредственного управления устанавливаются в кабине экипажа. К ним подводят поток энергии. На транспортных самолетах к механическим кранам непосредственного управления относятся вентили стеклоочистителей, тормозные клапаны.

Электромагнитные краны дистанционного управления размещают не в кабине экипажа, а вблизи объекта. Управление ими осуществляется на расстоянии с помощью электрической энергии незначительной мощности. Однако сами краны управляют потоком жидкости большой мощности. Дистанционное управление уменьшает массу гидросистемы, облегчает ее автоматизацию и увеличивает безопасность полета (см. гл. 7), но несколько снижает надежность гидросистемы. Такой кран зачастую представляет собой двухкаскадный усилитель (рис. 8.12). На вход первого каскада подается электроэнергия малой мощности, которая посредством электромагнита 3 перемещает шариковый клапан 2 и на выходе создает более мощный поток жидкости, который во

втором каскаде перемещает распределительный золотник 1. В результате к потребителю поступает поток жидкости еще большей мощности. Практически электромагнитный кран срабатывает мгновенно (0,01—0,02 с), а гидроудар демпфируется (см. рис. 8.11).

Наиболее частыми дефектами распределительных устройств являются негерметичность, заедание золотника, отказ электромагнита.

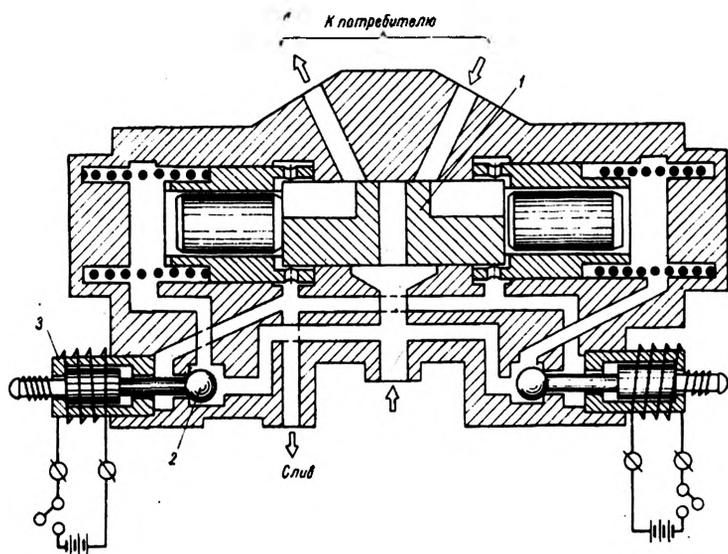


Рис. 8.12. Схема электромагнитного крана дистанционного управления:

1 — распределительный золотник; 2 — шариковый клапан; 3 — электромагнит

8. Дозатор (рис. 8.13) предназначен для ограничения расхода жидкости в случае разрушения цилиндра (трубопровода) потребителя. Это автоматический клапан, перепускающий к потребителю ограниченный объем жидкости (за время перемещения поршня-клапана 1 справа налево) и не ограничивающий расход жидкости от потребителя. При этом поршень-клапан ускоренно перемещается вправо, так как жидкость беспрепятственно проходит через многочисленные отверстия клапана-дресселя 2. Дозаторы используются в системе аварийного торможения колес.

9. Челночный клапан обеспечивает работу потребителя от основной или аварийной системы. Он переключается аналогично гидрозамку под действием разности давлений определенной величины.

10. Гидроцилиндр — силовой исполнительный механизм, который преобразовывает энергию давления жидкости в механическую работу перемещения потребителя (рис. 8.14). Цилиндр 4, поршень

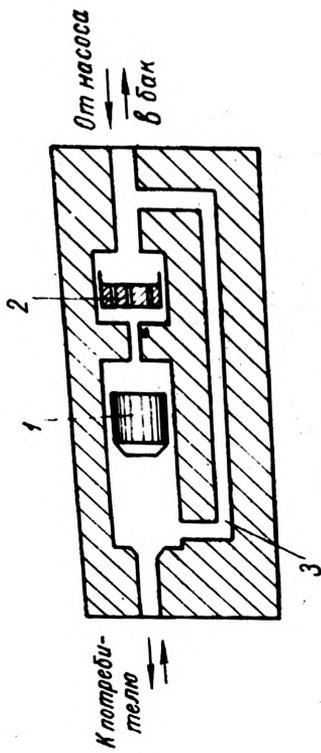


Рис. 8.13. Схема дозатора:
 1 — поршень-клапан; 2 — клапан-дроссель; 3 — канал
 1 — поршень-клапан; 2 — клапан-дроссель; 3 — канал

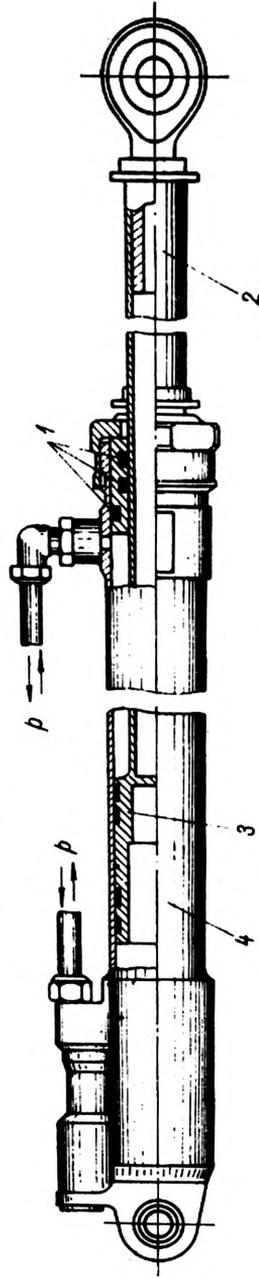


Рис. 8.14. Схема гидроцилиндра:
 1 — уплотнение; 2 — шток; 3 — поршень; 4 — цилиндр
 1 — уплотнение; 2 — шток; 3 — поршень; 4 — цилиндр

3 и шток 2 изготовлены из стали 30ХГСА ($\sigma_b = 1300$ МПа) или из стали 30ХГСНА ($\sigma_b = 1500$ МПа). Параметры гидроцилиндра определяются из условия наибольшего нагружения. Нагрузка, воспринимаемая штоком $P_{шт}$, определяется режимом полета — воздушной нагрузкой, приходящейся на агрегат P_v , режимом перемещения штока — силой инерции агрегата $P_{ин}$ и силой трения механизма $P_{тр}$:

$$P_{шт} = P_v + P_{ин} + P_{тр}.$$

Расчетная нагрузка штока $P_{шт}^p$ подсчитывается по формуле

$$P_{шт}^p = f \frac{\pi d^2}{4} \rho,$$

где f — коэффициент безопасности. При этом шток не должен терять устойчивости, т. е. $P_{шт}^p < P_{крит.шт}$.

Критическая нагрузка штока определяется по формуле Эйлера:

$$P_{крит.шт} = \frac{\pi^2 EJ}{l^2},$$

где E , J , l — соответственно модуль упругости, момент инерции и длина штока.

Цилиндры обычно подключаются к потребителям (агрегатам) так, что максимальная нагрузка на шток $P_{шт.мах}$ действует при выходе штока из цилиндра. В этом случае она преодолевается при меньшем давлении жидкости (используется полная площадь поршня). При втягивании штока в цилиндр используется площадь поршня за вычетом площади сечения штока. Уплотнение между поршнем и гильзой и между штоком и доннышком цилиндра достигается специальными резиновыми уплотнительными кольцами 1 (обычная кожа разъедается АМГ-10). Наиболее частыми дефектами гидроцилиндров являются негерметичность, заедание поршня (завертываются манжеты) и разрушение штоков.

Часто в качестве исполнительного элемента используют гидромоторы вращательного действия (силовые гидроцилиндры называют гидромоторами возвратно-поступательного действия). Это обращенный роторно-плунжерный насос с наклонной шайбой, к которому подводится жидкость под высоким давлением (см. рис. 8.7,б). Такие гидромоторы используют, например, в системах управления закрылками на самолетах Ту-154, Ан-12, Ан-24, Як-40, Як-42 и стабилизатором, они дают экономию массы.

В системах управления разворотом колес передних опор самолетов Ту-134, Ту-154 устанавливают моментные лопаточные гидروприводы. В системах основного управления самолетов Ту-154, Ил-76Т, Ил-86 используют рулевые гидравлические агрегаты и приводы.

11. Трубопроводы обеспечивают подвод жидкости к потребителям и отвод ее в бак. Трубопроводы линии высокого давления изготавливаются из стали 2А ($\sigma_b = 400$ МПа) или из нержавеющей стали ($\sigma_b = 560$ МПа), а трубопроводы линии низкого давления —

из алюминисво-магниевого сплава АМЦАМ ($\sigma_n = 200$ МПа). Диаметры трубопроводов стандартные: от 22×20 до 12×10 мм (толщина стенок 1 мм).

Элементы системы, расстояние между которыми значительно изменяется в процессе эксплуатации, соединяют между собой гибкими шлангами или жесткими стальными трубопроводами с поворотными гидравлическими соединениями (тормозная система шасси самолетов).

Трубопроводы во многом определяют исправную работу гидросистемы, поэтому их делают возможно более короткими (агрегаты комплектуют в гидроблоки), прямыми или с плавными изгибами, сосредоточивают в одном канале самолета, обеспечивают хороший доступ и размещают вдали от электропроводки.

Диаметр трубопровода d определяется двумя противоречивыми требованиями: наименьшими гидropотерями и наименьшей массой. Наиболее рационально решаются эти требования при скорости течения жидкости

$$V_0 = 1,5 - 5,0 \text{ м/с.}$$

Расход жидкости подсчитывают по формуле

$$Q = V_0 \frac{\pi d^2}{4}.$$

Толщину трубопроводов δ (как и толщину стенки цилиндрического гидроаккумулятора) находят из условия прочности трубы на разрыв от внутреннего давления:

$$pdl = 2\delta l \sigma_n; \quad \delta = \frac{p_{\text{расч}} d}{2\sigma_n},$$

где $p_{\text{расч}} = p_{\text{стат. макс}} + \Delta p$; Δp — повышение давления жидкости при гидроударе. Иногда $\Delta p = p_{\text{стат. макс}}$, т. е. давление удваивается.

Частота собственных колебаний трубопроводов не должна совпадать с вынужденными частотами силовой установки, вибрациями крыла, пульсациями давления жидкости, вызываемыми работой насосов и автоматов разрузки насосов. Наличие в системе воздуха приводит к резким колебаниям давления жидкости, а иногда — и к отказу в работе. При заправке гидросистемы жидкостью воздух стравливают через специальные пробки агрегатов. Наиболее частым дефектом гидросистемы является разрушение трубопровода в местах соединений.

8.2.4. ГИДРОСИСТЕМА С НАСОСОМ ПОСТОЯННОЙ ПОДАЧИ С ПРИВОДОМ ОТ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ

Гидросистема используется в виде резервной и аварийной насосных станций на самолетах Ту-134, Ту-154, Ил-62, Ан-24, Як-40, Як-42, Ил-76. Она отличается от гидросистемы с насосами постоянной подачи с приводом от авиадвигателей (см. рис. 8.1) отсутствием бортовых штуцеров аэродромного питания и автомата разрузки насоса, вместо которого установлены предохранительный

клапан 13 и электрический переключатель давления 8 (рис. 8.15). Электрический переключатель регулирует давление АМГ-10 в линии высокого давления периодическим пуском и остановом электродвигателя 4. Однако в аварийных гидросистемах самолетов Ан-24 и Як-40 вместо переключателя 8 включение и выключение электродвигателя осуществляется переключателями электромагнитных кранов потребителей. Система отличается высокой надежностью работы и экономичностью потребления энергии (при неработающих потребителях $Q=0$ и $N=0$).

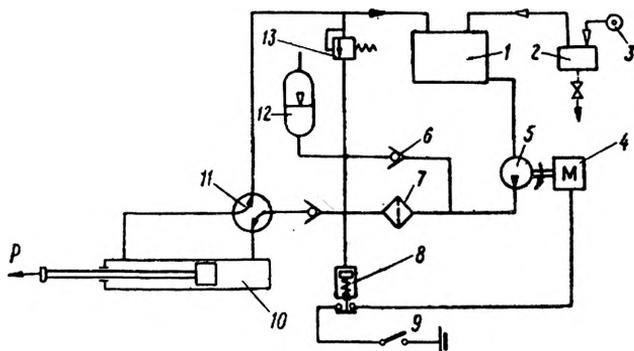


Рис. 8.15. Схема гидросистемы с насосом постоянной подачи с приводом от электродвигателя:

1 — бак; 2 — дренажный бачок; 3 — заборник воздуха из двигателя; 4 — электродвигатель; 5 — насос постоянной подачи; 6 — обратный клапан; 7 — фильтр; 8 — электрический переключатель давления; 9 — выключатель; 10 — гидроцилиндр (гидропривод); 11 — распределительное устройство; 12 — гидроаккумулятор; 13 — предохранительный клапан

8.2.5. ГИДРОСИСТЕМА С НАСОСАМИ ПЕРЕМЕННОЙ ПОДАЧИ С ПРИВОДОМ ОТ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Гидросистема используется в качестве основной на самолетах «Ту», «Як», Ан-12, Ил-76, Ил-86; в качестве резервной — на самолете Ил-86 и в настоящее время является наиболее распространенной (рис. 8.16). Повышенное давление АМГ-10 здесь создается аксиальными роторно-плунжерными насосами (рис. 8.17). Чувствительный элемент 1 автоматического устройства насоса реагирует на изменение давления в гидросистеме и через сервомеханизм 2 изменяет положение наклонной шайбы 3, ход плунжеров и подачу насоса. Подача насоса в широком диапазоне давлений (от 0 до $p_{\text{раб}}$) остается почти постоянной $Q = nV_{\text{ц}} - kр$. Только при $p \geq p_{\text{раб}}$ срабатывает автоматическое устройство, изменяется конструктивный объем насоса $V_{\text{ц}}$ и уменьшается его подача до $Q = 0,5 \cdot 10^{-4}$ м³/с, что необходимо для смазки и охлаждения насоса. Этот расход жидкости поддерживается дросселями минимального

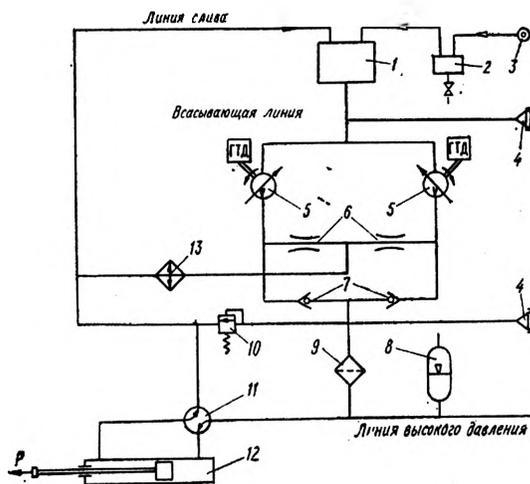


Рис. 8.16. Схема гидросистемы с насосами переменной подачи с приводом от авиадвигателей:
 1 — бак; 2 — дренажный бачок; 3 — заборник воздуха из двигателя; 4 — штуцер аэродромного питания жидкостью АМГ-10; 5 — насос переменной подачи; 6 — дроссель минимального расхода жидкости; 7 — обратный клапан; 8 — гидроаккумулятор; 9 — фильтр; 10 — предохранительный клапан; 11 — распределительное устройство; 12 — гидроцилиндр (гидропривод); 13 — охладитель

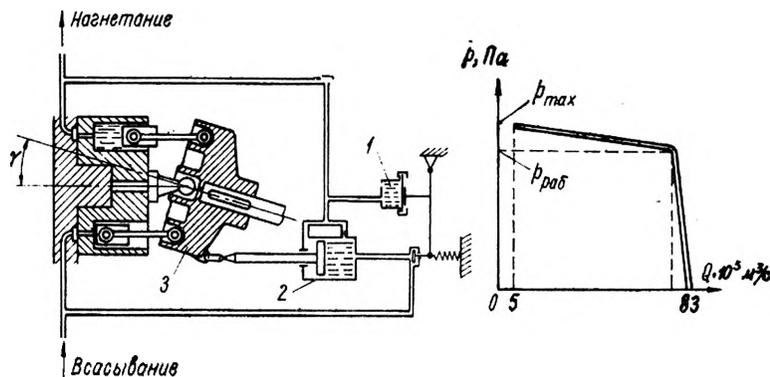


Рис. 8.17. Схема аксиального роторно-плунжерного насоса переменной подачи и его характеристика:
 1 — чувствительный элемент; 2 — сервомеханизм; 3 — наклонная шайба

расхода 6 , а охлаждение жидкости осуществляется в охладителе 13 (см. рис. 8.16). При понижении давления жидкости $p < p_{\text{раб}}$ автомат включает насос на полную подачу. В случае отказа автоматического устройства насос переходит на работу с Q_{max} , а избыточная жидкость сбрасывается в бак через предохранительный клапан 10 . В случае отказа одного насоса 5 система работает от исправного, а неисправный отсекается обратным клапаном 7 . В случае отказа двух насосов работа этой гидросистемы и ее проверка обеспечиваются турбонасосной установкой, работающей от сжатого воздуха линии кольцевания системы кондиционирования (Ил-86). В режиме избыточной подачи двух насосов один из них с помощью электромагнитного крана можно вручную перевести в режим разгрузки. При снижении давления до $15,0$ МПа этот насос включается в систему автоматически (Ил-86).

Рабочий режим системы, когда работает гидропривод потребителя, протекает при максимальной подаче насосов. Характер изменения давления жидкости в гидроцилиндре 12 практически не зависит от типа насоса (см. рис. 8.3, кривая III).

Преимуществом гидросистемы с насосами переменной подачи является плавная разгрузка насосов миниатюрными автоматическими устройствами и сокращение объема гидроаккумуляторов (здесь гидроаккумулятор только сглаживает пульсации давления жидкости, вызванные работой плунжерных насосов).

Увеличение долговечности, надежности и уменьшение затрат мощности в этой системе достигаются уменьшением подачи насосов, когда в системе создано давление $p \geq p_{\text{раб}}$ (см. рис. 8.17).

8.3. ПНЕВМОСИСТЕМА

Пневмосистема используется в быстродействующих сервоприводах малой энергоемкости:

- управление заслонками противообледенительной защиты крыла, продува подкапотного пространства двигателей, обдува генераторов, аварийного слива топлива;

- аварийное торможение колес, флюгирование винтов и останов двигателей, выпуск и сброс тормозных парашютов;

- запуск двигателя, подъем и выпуск шасси самолета Як-18Т; торможение колес и управление маханизацией крыла самолетов Як-18Т и Ан-28;

- торможение колес, лыж и управление водяными рулями поплавков на самолете Ан-2.

Положительные свойства пневмосистемы:

- быстродействие потребителя вследствие мгновенной разрядки газа;

- незначительное повышение давления с ростом температуры;

- отсутствие гидроударов вследствие большой сжимаемости газа;

- возможность применения трубопроводов меньшего диаметра (больше скорость течения V_0 , меньше трение);

— однопроводность системы от компрессоров (баллонов) до распределительных устройств и низкая удельная масса газа (в 5 раз легче АМГ-10) обеспечивают минимальную массу системы;

— безопасность в пожарном отношении;

Недостатки пневмосистемы:

— ударный характер срабатывания потребителя (плавное управление невозможно);

— сложность обеспечения уплотнений и фиксации исполнительного механизма в промежуточном положении;

— необходимость смазки трущихся частей;

— возможность замерзания конденсата воды и отказ системы.

Принцип действия пневмосистемы основан на использовании энергии сжатого газа, который одновременно является и рабочим телом. Принципиально пневмосистема не отличается от гидравлической. В ней также имеются источники энергии и потребители, управляющие, предохранительные и контрольные устройства (рис. 8.18).

Основным источником энергии являются баллоны 15. Однако большие расходы газа потребителями и непроизводительные утеч-

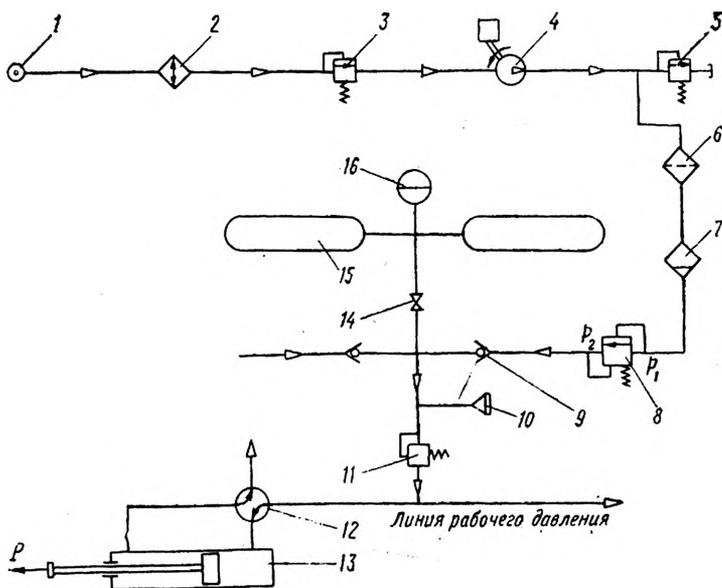


Рис. 8.18. Схема пневмосистемы:

1 — заборник воздуха из двигателя; 2 — охладитель; 3 — редуктор; 4 — авиационный компрессор; 5 — предохранительный клапан; 6 — фильтр; 7 — фильтр-отстойник; 8 — автомат давления; 9 — обратный клапан; 10 — бортовой зарядный штуцер; 11 — редуктор; 12 — распределительное устройство; 13 — пневмоцилиндр (пневмопривод); 14 — запорный кран; 15 — баллон; 16 — манометр

ки приводят к необходимости устанавливать на двигателях воздушные компрессоры 4. Последние, забирая поджатый компрессором этого двигателя воздух 1, увеличивают его давление до 5,0—15,0 МПа и дозаряжают баллоны. Автомат давления 8 обеспечивает периодическую дозарядку баллонов, выдерживая заданный диапазон давления. В холостом режиме воздух от компрессоров перепускается в атмосферу, что обеспечивает экономию потребляемой мощности и увеличение ресурса системы:

$$p = 0; \quad Q = \text{const} \quad \text{и} \quad N = pQ = 0.$$

Чрезмерное повышение давления в системе ограничивается предохранительным клапаном 5. Удаление из системы влаги и твердых частиц достигается фильтром-отстойником 7. Обратные клапаны 9 сохраняют давление в баллоне в случае разрушения одной из линий нагнетания. Воздух на пути к распределительному устройству 12 проходит через редуктор 11, который снижает давление от $p_1 = 13,0$ МПа до $p_2 = 3,0$ МПа.

В тех случаях, когда пневмосистему используют только в качестве аварийной, расход газа незначителен, и компрессоры не ставят (самолет Ту-134). Рабочее давление аварийной системы делают равным рабочему давлению основной системы. Газовые полости гидроаккумуляторов в целях безопасности заряжают азотом от аэродромных баллонов.

8.4. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Электрическую систему подробно изучают в специальном курсе. Здесь дана только ее общая характеристика.

Назначение:

— обеспечение работы распределительных устройств (электромагнитные краны, заслонки) автоматических систем (шасси, топливной системы, системы кондиционирования воздуха ...);

— дистанционное управление средствами механизации крыла, триммерами, стабилизаторами, шасси;

— запуск авиадвигателей;

— снабжение энергией радиотехнического оборудования.

Положительные свойства электросистемы:

— быстрота передачи электроэнергии и легкая электропроводка;

— возможность автоматизации процессов;

— простота дублирования и локализации повреждений.

Недостатки электросистемы:

— большая масса генераторов, аккумуляторов, электродвигателей, редукторов;

— понижение надежности при разрежении воздуха;

— запаздывание исполнения вследствие большой инерционности исполнительных устройств;

— внесение помех в работу радиооборудования.

Основным источником энергии в электрической системе является генератор, имеющий привод от авиадвигателя. Аккумулятор служит аварийным источником энергии при отказе авиадвигателя или дополнительным источником в случаях, когда развиваемая генератором мощность недостаточна. В качестве исполнительных элементов используют электродвигатели с редукторами и электромагниты. Мощные электроприводы наиболее рациональны на тяжелых самолетах, где большая масса источников энергии и рабочих агрегатов компенсируется легкой проводкой.

В перспективе ожидается дальнейшее расширение принципа комплексного использования различных видов энергии. Планируется внедрение электрогидравлической системы основного управления самолета (см. п. 7.5.1). Расширяются функции автоматизированных бортовых систем управления ВС ГА.

8.5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Надежность энергетических систем в эксплуатации определяется совершенством:

- устройства системы;
- технического обслуживания;
- эксплуатации систем экипажем.

Энергетические системы современных ВС ГА не всегда безотказно вырабатывают гарантийный ресурс. Существенным недостатком гидросистемы является колебание давления жидкости, вызываемое работой объемных насосов, автоматов разгрузки насосов, практически мгновенным срабатыванием электромагнитных кранов, остановкой поршня силового цилиндра, образованием воздушной пробки в гидросистеме (увеличивается интенсивность колебаний, возможен отказ системы). Несмотря на введение в систему гидроаккумуляторов и гасителей гидроударов, наблюдаются усталостные разрушения трубопроводов и агрегатов системы. Сравнительно часто нарушаются внешняя герметичность системы в местах соединений и внутренняя герметичность по золотниковым парам и в силовых цилиндрах. В полете экипаж обязан следить за наличием жидкости в баках и давлением в системах по соответствующим манометрам. Встречается разрушение привода насоса, гидропривода вращательного действия на закрылках самолета Ан-24, заедание поршня вследствие заворачивания уплотнительной манжеты, разрушение штока. Кавитация жидкости в системе надежно предупреждается подавливанием (см. п. 8.2.3).

Наиболее распространенными отказами электросистемы являются короткие замыкания концевых выключателей (заморозание и налипание на них грязи), электромагнитных кранов, блокировочных и предохранительных устройств...

Ограниченное применение на современных ВС ГА пневматических систем объясняется большими ускорениями перемещения объекта, нарушением герметичности и относительной сложностью зарядки азотом (требуется специальный баллон).

В процессе технического обслуживания энергетических систем необходим внимательный визуальный осмотр и соответствующий инструментальный контроль для выявления возможной зарождающейся усталостной трещины. В противном случае наступает потеря герметичности и вытекание АМГ-10. Потеря жидкости встречается и в результате коррозии трубопроводов. В полете это приводит к оголению насосов. Если они имеют привод от авиадвигателей, то происходит разрушение насосов и их приводов. Система забивается стружкой. Для восстановления ее работоспособности требуется замена насосов и внеочередная трудоемкая тщательная промывка всех агрегатов и трубопроводов. Проверка и промывка гидросистемы проводятся регулярно в процессе периодического технического обслуживания ВС.

Для антикоррозионной защиты внутренних и наружных сторон трубопроводов применяют оксидирование дюралюминия и фосфатирование стали. Дополнительно к этому на наружные поверхности труб наносят лакокрасочное покрытие, цвет которого соответствует виду системы управления.

В процессе эксплуатации энергетических систем экипажем необходимо строго выдерживать летные ограничения. В случае систематических нарушений возможно преждевременное истощение работоспособности (ресурса) системы и разрушение одного из ее элементов.

Например. Уборка шасси с разворотом опор навстречу скоростному напору на большой скорости полета сопровождается увеличением времени уборки и работы системы в напряженном рабочем режиме. В системе с автоматом разгрузки насосов происходят дополнительные резкие колебания давления жидкости из-за неоднократных подключений-отключений насосов. Аналогичная картина наблюдается и при длительной (без необходимости) работе стеклоочистителей.

Интенсивное торможение самолета на большой скорости нередко сопровождается перегревом тормозных колес (воспламенением) и срывом шин. В эксплуатации наиболее уязвимы трубопроводы тормозных колес; они крепятся к планеру и к перемещающимся относительно планера нижним частям основных опор ВС, на опорах трубопроводы не защищены от внешних повреждений. Для обеспечения подвижности трубопровода используют гибкие шланги или жесткие трубы с поворотными соединениями. Однако они имеют ограниченный ресурс и требуют постоянного наблюдения за их герметичностью. На рулении или при выкатывании самолета с ВПП, когда опоры самолета попадают в сугроб снега или сталкиваются с препятствиями, происходит разрушение тормозных трубопроводов с последующим отказом системы торможения. Возможно авиационное происшествие.

Запуск двигателей без предварительного прогрева шаровых аккумуляторов гидросистемы приводит к разрушению хрупких, при низкой температуре, резиновых мембран аккумуляторов.

В предполетной подготовке энергетических систем экипаж должен проверить:

- состояние и положение командных рычагов и их защитных устройств;
- исправность и показания индикаторов и сигнализаторов;
- работоспособность бортовых источников энергии;
- зарядку бортовых баллонов азотом или воздухом;
- предварительный прогрев (зимой) шаровых гидроаккумуляторов;
- зарядку газовых полостей гидроаккумуляторов азотом.

В течение полета экипаж обязан наблюдать за сигнализаторами состояния энергетических систем. В случае отказа системы на новых самолетах контролировать автоматическое включение резервной системы и продолжать полет, руководствуясь соответствующими указаниями РЛЭ, а на старых самолетах — вовремя перейти на аварийный выпуск шасси, торможение колес.

Глава 9. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ВОЗДУШНОГО СУДНА

9.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

9.1.1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Силовой установкой называется совокупность агрегатов и систем, обеспечивающих создание силы тяги на всех эксплуатационных режимах полета ВС.

К агрегатам силовой установки относятся:

- поршневые, турбовинтовые и турбореактивные двигатели;
- воздушные винты;
- крепления двигателей к планеру;
- gondолы с воздухозаборниками, капотами и выхлопными устройствами двигателей.

К системам силовой установки относятся:

- системы управления силовой установки;
- топливная система;
- пожарная система;
- система запуска и останова двигателей;
- маслосистема.

В этой главе рассматриваются силовые установки самолетов с ТВД и ТРД, за исключением двигателей, маслосистемы и системы запуска и останова двигателей, которые изучаются в курсах теории и конструкции двигателей.

9.1.2. СВОЙСТВА

Аэродинамические.

Обеспечиваются: минимальное аэродинамическое сопротивление мотогондол, энергетические потери во всасывающих и охлаждающих устройствах; максимальная тяга за счет полного использования скоростного напора; балансировка; устойчивость и управляемость самолета.

Компоновочные.

Обеспечиваются: компактное размещение и минимальная масса конструкции; целостность силовой схемы крыла, кия, фюзеляжа; удобства технического обслуживания; шумоглушение; пожарная безопасность.

Прочностные.

Обеспечиваются: достаточные прочность, выносливость и жесткость элементов силовой установки при наименьшей массе; минимальные температурные напряжения в стержнях и в устройствах отвода газов; минимальные вибрации, вызываемые неуравновешенностью винта и вращающихся частей двигателя.

Эксплуатационные.

Обеспечиваются: надежный запуск и безотказная работа двигателей на всех эксплуатационных режимах; наименьший расход топлива; предотвращение засорения всасывающих каналов и разрушен: покрытия аэродрома газовыми струями; простота эксплуатации агрегатов и систем силовой установки; локализация пожара в пределах отсека очага пожара.

9.1.3. РАСПОЛОЖЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ

Компоновка двигателей на ВС определяется типом двигателей и их количеством.

Поршневые двигатели (ПД) одномоторных самолетов (Ан-2 и Як-18Т) размещают впереди фюзеляжа, а на одномоторных вертолетах (Ми-1, Ми-4, Ка-18) — в середине фюзеляжа. На многомоторных самолетах (Ил-14) — впереди консолей крыла. Поршневые двигатели из-за большого удельного веса $(mg/N)_{дв} = 7,0-8,0$ мН/Вт и большого миделя сечения вытесняются турбовинтовыми двигателями.

Турбовинтовые двигатели (ТВД) по сравнению с поршневыми имеют меньший удельный вес $(mg/N)_{дв} = 2,7-4,0$ мН/Вт и меньший мидель сечения. Эти двигатели устанавливаются только впереди крыла; либо сверху на консоли (самолет Ил-18), либо снизу (самолеты Ан-12, Ан-24, Л-410). Верхнее расположение ТВД повышает пожарную безопасность. Известны случаи, когда в результате пожаров перегорали стержни крепления двигателей; двигатели отваливались, а пожар не поражал топливные отсеки крыла, и самолеты благополучно приземлялись. Однако при верхнем расположении ТВД увеличивается вредное сопротивление самолета и затрудняется подача топлива в двигатели.

Размещение ТВД впереди крыла способствует разгрузке крыла в полете, увеличению критической скорости флаттера (ЦМ смещается вперед ЦЖ крыла), созданию дополнительной обдувки крыла, снижению вредного сопротивления самолета (обеспечивается компактное размещение двигателей и основных опор самолета в убранном положении; Ил-18 и Ан-24), упрощению системы аварийного выпуска шасси. Однако размещение двигателей на крыле приводит к ухудшению его аэродинамического качества, усложнению конструкции крыла, созданию большого разворачивающего момента при отказе двигателя, возбуждению интенсивных вибраций фюзеляжа в зоне вращения винтов. Возможности самолетов с ТВД ограничены по скорости $M_{max} \leq 1$ и по высоте полета $H_{max} \leq 11\,000$ м. В настоящее время на эксплуатацию

поступают самолеты с двухконтурными турбореактивными двигателями.

Турбореактивные двигатели (ТРД) по сравнению с ТВД имеют меньший удельный вес $(mg/N)_{дв} = 2,0—2,7$ кН/Вт и мидель сечения. Эти двигатели размещают в хвостовой части фюзеляжа (Ту-134, Ту-154, Ил-62, Як-40, Як-42) или под крылом (Ил-76Т, Ил-86).

Установка ТРД в хвостовой части фюзеляжа способствует повышению качества крыла (крыло становится аэродинамически чистым), увеличению пожарной безопасности (горячие агрегаты силовой установки удаляются от топливных баков), снижению вибрации фюзеляжа и уровня шума в пассажирских салонах, уменьшению разворачивающего момента в случае отказа двигателя, сокращению противодавления на выхлопе (короче выводные устройства).

Однако размещение ТРД в хвостовой части фюзеляжа приводит к снижению критической скорости флаттера (ЦМ находится сзади ЦЖ крыла), поэтому приходится увеличивать жесткость и массу крыла. Кроме того, спутная струя за крылом снижает подпор воздуха на входе в компрессор, появляются трудности в защите фюзеляжа и двигателей в случае разрушения одного из них.

Установка ТРД под крылом на пилонах способствует повышению аэродинамического качества, разгрузке крыла и частично пожарной безопасности самолета, снижению вибрации фюзеляжа и уровня шума в нем (крыло является экраном), сокращению потерь в воздухозаборниках и реактивных устройствах ТРД. В случае вынужденной посадки с убранными шасси первыми разрушаются двигатели, затем пилоны и крыло, уменьшая перегрузку кабины экипажа и пассажирских салонов. На земле обеспечивается удобство технического обслуживания двигателей. Однако при рулении по аэродрому низкое расположение ТРД (Ил-86) сопровождается вихреобразованием, которое вместе с грязью засасывается компрессорами, происходит выкрашивание направляющего аппарата и лопастей и сокращается их долговечность. В случае отказа двигателя в полете создается большой разворачивающий момент.

На новых вертолетах (Ми-2, Ми-8, Ми-10К, Ми-26) ГТД устанавливают на фюзеляже сверху.

9.2. ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

9.2.1. НАЗНАЧЕНИЕ И СВОЙСТВА

Воздушные винты обеспечивают создание необходимой для полета силы тяги на самолетах с ТВД и с ПД.

Воздушные винты обладают пятью основными свойствами: создают достаточную тягу при максимальном КПД; высокую прочность при наименьшей массе; весовую, геометрическую и аэродинамическую симметрию и обеспечивают безотказную работу в различных эксплуатационных режимах.

Принцип действия воздушного винта сводится к увеличению кинетической энергии потока, проходящего через ометаемую винтом поверхность. В результате разгона потока на лопасти винта действует аэродинамическая сила: сила тяги P и сила лобового сопротивления Q , которая преодолевается моментом, развиваемым двигателем. В целях улучшения летных характеристик самолета обеспечивается оптимальное использование мощности двигателя путем применения винтов изменяемого шага (ВИШ).

Изменение шага винта обеспечивается механическим, гидромеханическим или электромеханическим приводом. На самолетах ГА с турбовинтовыми двигателями устанавливают ВИШ двойной гидравлической схемы. Ниже рассматривается работа и конструкция такого винта (геометрические и аэродинамические характеристики винтов изучены в курсе аэродинамики самолета).

Примечание. На самолете Як-18Т используют винт с гидроприводом лопастей прямой схемы: на малый шаг лопасти переводятся давлением масла, а на большой — центробежными силами противовесов.

9.2.2. ПРИНЦИПАЛЬНАЯ СХЕМА ВИШ ДВОЙНОЙ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СХЕМЫ

Изменение угла установки лопастей осуществляют гидроприводом (рис. 9.1). В качестве рабочего тела используют масло авиадвигателя или масло специальной гидросистемы. Рабочее давление создается насосами с приводом от авиадвигателя. Увеличение угла установки лопастей ϕ достигается только гидроприводом, а уменьшение — как гидроприводом, так и моментом поперечных составляющих $T_{\text{лоп}}$ центробежных сил лопастей $P_{\text{лоп}}$ (рис. 9.2).

Постоянство заданной частоты вращения винта поддерживается на всех режимах работы двигателя автоматически с помощью регулятора винта, золотниковое распределительное устройство которого регулирует направление и количество масла, поступающего в рабочие полости гидропривода или сливаемого в магистраль. В равновесном режиме золотник запирает рабочие полости гид-

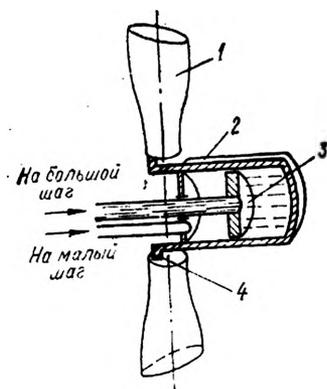


Рис. 9.1. Схема гидропривода поворота лопастей винта:

1 — лопасть винта; 2 — подвижный цилиндр; 3 — неподвижный поршень; 4 — поволок

ропривода. При изменении частоты вращения винта равновесие нарушается (меняется центробежная сила грузиков), гидропривод изменяет углы установки лопастей.

Раскрутка винта в случае отказа гидропривода предупреждается фиксатором шага, клапаны которого запирают масло в правой полости гидропривода (см. рис. 9.1). Механизм срабатывает

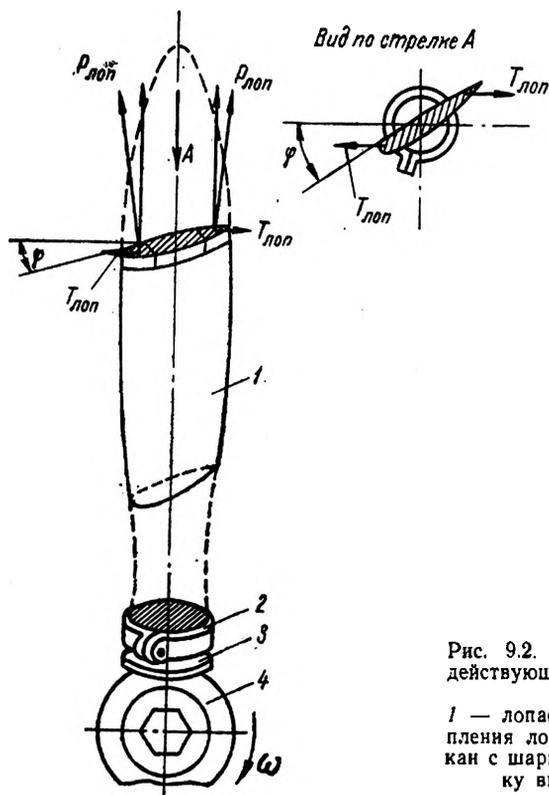


Рис. 9.2. Схема центробежных сил, действующих на элементы лопасти винта:

1 — лопасть винта; 2 — хомут крепления лопасти к стакану; 3 — стакан с шариковым опиранием на втулку винта; 4 — втулка винта

при отказе регулятора винта или при понижении давления масла в канале фиксатора. В случае заброса частоты вращения винта срабатывает центробежный фиксатор шага, который запирает масло в правой полости гидропривода аналогично фиксатору шага.

Снижение лобового сопротивления винта при отказе авиадвигателя достигается флюгированием лопастей. При этом все лопасти автоматически или по сигналу экипажа переводятся на максимальный угол $\varphi = 83-93^\circ$. Для надежности эта система дублируется системой аварийного флюгирования винта.

На пробеге самолета воздушные винты используют как воздушные тормоза, для чего их «снимают с упора», при этом лопа-

сти винтов переводятся на минимальные углы $\varphi \approx 8^\circ$. При наличии поступательного движения самолета лопасти винтов оказываются на отрицательных углах атаки, что и обуславливает создание отрицательной силы тяги $-P$ (рис. 9.3). Для увеличения эффективности используют **реверсивные винты**, лопасти которых могут поворачиваться на отрицательные углы и создавать отрицательную тягу на любой скорости пробега.

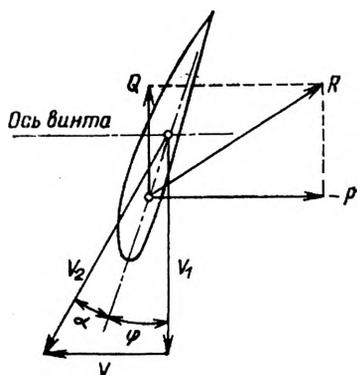


Рис. 9.3. Положение лопасти при создании отрицательной тяги:

V_1 — окружная скорость вращения лопасти; V — скорость самолета; V_2 — результирующая скорость потока; φ — угол установки лопасти; α — угол атаки лопасти

9.3. КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

9.3.1. НАЗНАЧЕНИЕ И СВОЙСТВА

Крепления двигателей фиксируют двигатели на ВС и обеспечивают передачу всех нагрузок с двигателя на планер без изменения их взаимного положения. Двигатель как твердое тело обладает шестью степенями свободы (три поступательных движения вдоль осей прямоугольной системы координат и три вращательных движения вокруг этих же осей). Крепление ТРД осуществляют с помощью узлов и стержней, а ТВД — с помощью чисто стержневой конструкции, имеющей минимум шесть стержней. Каждый стержень защемляет двигатель только относительно одной степени свободы. На ТРД и ТВД имеются передний и задний пояса, к которым крепят узлы или стержни. Пояса между собой замыкаются силовым корпусом двигателя. Крепление поршневых двигателей осуществляют посредством замкнутых ферм (на самолете Як-18Т — кольцо на восьмистержневой подвеске). Поэтому картер поршневого двигателя несилевой.

Крепления двигателей создают прочными, выносливыми и жесткими при наименьшей массе; они предотвращают температурные напряжения в узлах и стержнях; не допускают распространение вибраций с двигателя на планер; обеспечивают удобство подхода, монтажа и демонтажа двигателя.

9.3.2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ДВИГАТЕЛЬ

В условиях эксплуатации двигатель нагружается силой тяги P_x , массовыми силами $P_{дв}$, реактивным моментом M_x , аэродинамическими силами P_B и гироскопическим моментом M_y (рис. 9.4).

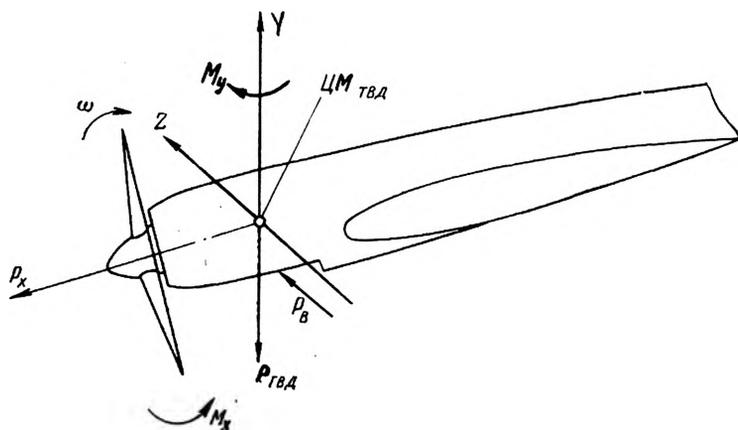


Рис. 9.4. Нагрузки, действующие на ТВД

Сила тяги двигателя P_x определяется работой двигателя и направлена вперед, а при реверсе — назад. Максимальная тяга $P_{x \max}$ развивается при пробе двигателя и на старте, когда самолет удерживается колодками или тормозами. Расчетная величина силы тяги P_x^p находится как произведение $P_{x \max}$ на коэффициент безопасности f :

$$P_x^p = P_{x \max} f.$$

Для самолетов с ТВД и с ПД

$$P_{x \max} \approx 1,5 N_{\max}; \quad f = 1,8.$$

Массовые силы $P_{дв}$ нагружают двигатель непрерывно. Расчетная величина массовой силы $P_{дв}^p$ определяется как произведение силы тяжести установки $(mg)_{дв}$ на коэффициенты перегрузки n^3 и безопасности f :

$$P_{дв}^p = (mg)_{дв} n^3 f.$$

В случае полета в болтанку или при грубой посадке с передним ударом возникают большие инерционные силы, смещающие двигатели относительно планера. После такой перегрузки требуется nivelровка двигателей.

Реактивный момент винта M_x , Н·м определяется уравнением

$$M_x^p = f \frac{N}{2\pi n},$$

где N — мощность ТВД на валу винта, Вт; n — частота вращения винта, с^{-1} .

На аэродроме реактивный момент винта уравнивается моментом, создаваемым разностью сил реакции основных опор самолета; плечом здесь является колея шасси. В движении по аэродрому эта разность вызывает разворот самолета, что предупреждается дифференциальным торможением и отклонением руля направления. В полете M_x уравнивается отклонением триммера элерона.

Пример: Самолет Ан-12 имеет суммарную мощность двигателей 11 760 кВт и $n \approx 16,666 \text{ с}^{-1}$. Реактивный момент самолета равен

$$M_x = \frac{N}{2\pi n} = \frac{11\,760\,000}{2 \cdot \pi \cdot 16,66} = 112\,487 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Разность в нагрузках основных опор составляет:

$$\Delta P = \frac{M_x}{B} = \frac{112\,487}{5} = 22\,497 \text{ Н},$$

где $B=5$ — колея шасси, м.

Аэродинамические силы P_v , действующие на воздухозаборник и на капоты, воспринимаются двигателем. По величине эти силы незначительны.

Гироскопический момент M_y возникает при работе двигателя (вращающийся ротор (винт) является гироскопом) и вращении самолета относительно оси OZ . Этот момент стремится развернуть самолет относительно оси OY . На самолетах ГА он незначителен.

9.3.3. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА КРЕПЛЕНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

На самолете Ту-134 каждый ТРД крепят к двум шпангоутам 4 и 7 мотогондолы при помощи шести стержней: 5, 6, 11, 12, 13 и 14 (рис. 9.5). Все они выполнены из хромансильевых труб, термически обработанных до $\sigma_b = 883\text{—}981 \text{ МПа}$ и крепятся в двух поясах: переднем (вертикальный 5 и поперечно-горизонтальный 6), и заднем (боковой вертикальный 12, два горизонтальных 11 и 14 и один наклонный 13). Стержни имеют шарнирные узлы крепления, обеспечивающие их работу на растяжение-сжатие, регулируемые накопники для нивелирования двигателя, демпферы для гашения вибраций и предотвращения температурных напряжений в замкнутой силовой схеме.

Стержни воспринимают силы, совпадающие с их направлением. Вертикальные стержни 5 и 12 воспринимают силу тяжести ТРД P_y (работают на растяжение) и момент M_z . Горизонтальные стержни 6 и 11 воспринимают боковую силу P_z и момент M_y . Горизонтальный стержень 14 и частично наклонный 13 воспринимают силу тяги ТРД P_x . Стержни 11 и 13 воспринимают момент M_x .

На самолете Як-40 каждый двигатель крепят к двум балкам пилона с помощью пяти стержней и одного узла, а на Ил-62 — с помощью двух стержней и двух узлов.

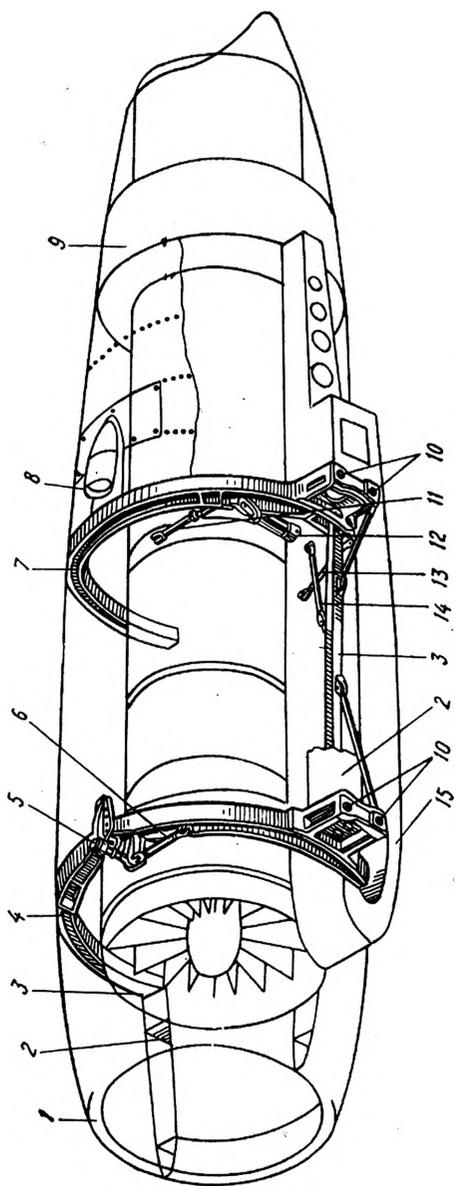


Рис. 9.5. Гондола и крепление ТРД самолета Ту-134:
 1 — воздухозаборник; 2 — противопожарная перегородка; 3 — продольная балка; 4 и 7 — силовые шпангоуты переднего и заднего поясов крепления ТРД; 5 и 12 — вертикальные, 6, 11, 14 — горизонтальные, 13 — наклонные стержни крепления ТРД; 8 — воздухозаборник обдува генератора; 9 — створки реверса; 10 — узлы стыковки гондолы с фюзеляжем; 15 — обтекатель пилона

9.3.4. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА КРЕПЛЕНИЯ ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Крепление ТВД на самолетах Ан-12 и Ан-24 осуществляется восьмистержневой системой 1, к силовому шпангоуту мотогондолы, который в свою очередь с помощью такой же системы 2 крепится к крылу (рис. 9.6).

Основные нагрузки двигателя воспринимаются передними цапфами 3 (размещены впереди ЦМ_{дв}). Сила тяги ТВД P_x воспринимается растягивающими усилиями стержней 4, 7 и 8. Сила тяже-

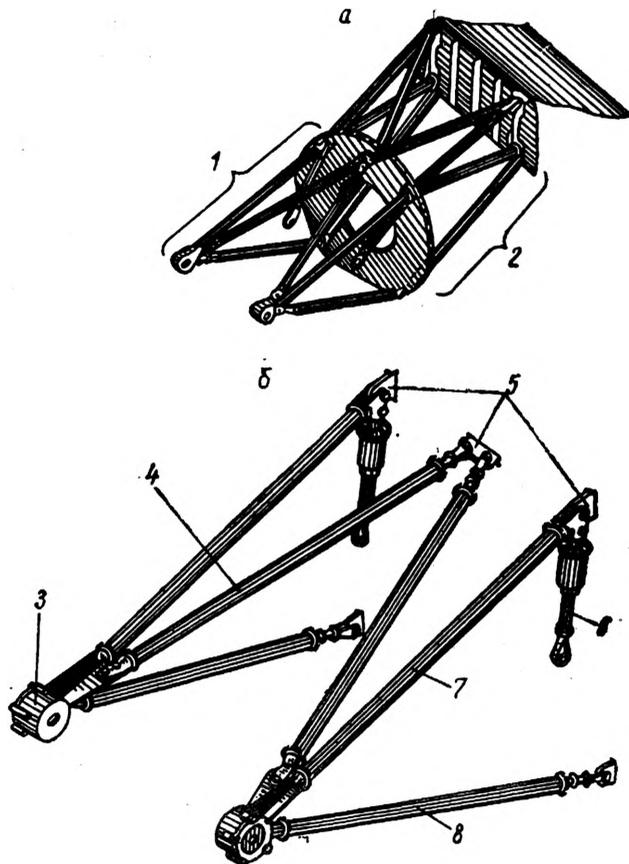


Рис. 9.6. Схема крепления ТВД на самолетах Ан-12 и Ан-24 (а) и элементы этой схемы (б):
1 — система крепления ТВД; 2 — система крепления силового шпангоута к крылу; 3 — передняя цапфа с амортизатором; 4, 7, 8 — верхний, боковой, нижний стержни; 5 — узлы стыковки стержней двух систем на силовом шпангоуте мотогондолы; 6 — задний стержень-амортизатор

сти P_y — растягивающими усилиями стержней 4, 7, 6 и сжимающими — стержней 8. Боковая сила P_z воспринимается в основном стержнями 8. Момент M_x — стержнями 6; M_y — стержнями 4, 7, 8; M_z — всеми стержнями системы 4—8. Перечисленные нагрузки стержней передаются на силовой шпангоут мотогондолы, а с последнего, минуя мотогондолу, — на передний лонжерон моноблочного крыла. Здесь двигатели не нагружают мотогондолы. Нивелировку двигателей осуществляют изменением длины задних стержней.

9.3.5. ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ПЛАНЕРА, ВЫЗЫВАЕМЫЕ РАБОТОЙ ДВИГАТЕЛЯ

Любые вынужденные колебания на самолете (вертолете) вызывают «раскачивание» системы — резонанс, если их частота ω совпадает с частотой собственных колебаний γ частей или элементов планера. Основными источниками вынужденных колебаний на ВС являются: асимметричное обтекание воздушных винтов (особенно несущего винта вертолета), неизбежный дисбаланс вращающихся масс двигателей и винтов, переменное давление газов в цилиндрах поршневых двигателей, акустические колебания — пульсации воздушного потока, вызываемые колебаниями реактивной струи и спутного потока за винтом.

Возбуждающие силы первого тона ПД периодически изменяются за один оборот вала двигателя (винта) и имеют большие амплитуды. Возбуждающие силы ТВД меньше, чем ПД, а их частоты изменяются в пределе 25—200 Гц. Возбуждающие силы ТРД меньше, чем ТВД, а эксплуатационный спектр частот находится вблизи рабочих оборотов ТРД (200 Гц).

Акустические колебания создаются источниками сильного шума. Звуковая энергия реактивной струи может составлять до 1% мощности двигателя, что вызывает вынужденные колебания напряжения обшивки планера 294—1471 кПа с частотой 10—1000 Гц.

Резонансные явления сопровождаются разрушением силовых элементов (выработка тяг, разрушение стержней крепления двигателя, ослабление заклепок и трещин обшивки); нарушением работы приборов; утомляемостью пассажиров и экипажа (допустимый уровень шума в пассажирском салоне или кабине экипажа составляет около 90 дБ).

Для уменьшения вибраций элементов планера:

- выполняют балансировку двигателя и винта;
- вводят демпферы в систему крепления двигателя;
- предупреждают резонанс путем изменения жесткости системы.

Жесткость крепления двигателя к планеру искусственно уменьшают введением податливых элементов — амортизаторов. Это снижает частоту собственных колебаний двигателя на подвеске по сравнению с частотой вынужденных колебаний.

Амортизаторы представляют собой резиновые пакеты с завулканизированными в них дисками или втулками (рис. 9.7). Резина работает на сжатие и на срез, рассеивает энергию колебаний. В случае действия на ВС больших перегрузок (болтанка, грубая посадка) амортизаторы смягчают нагрузки, действующие на узлы крепления двигателя. Резина амортизаторов разъедается горюче-смазочными материалами, поэтому она заключается в кожух. Упругость и прочность резины резко ухудшается с понижением температуры ниже минус 30°C . Это необходимо учитывать в начале вырубания и на посадке.

Жесткость стержней крепления двигателей к планеру подбирают так, чтобы частота их собственных изгибных колебаний была выше частоты вынужденных колебаний.

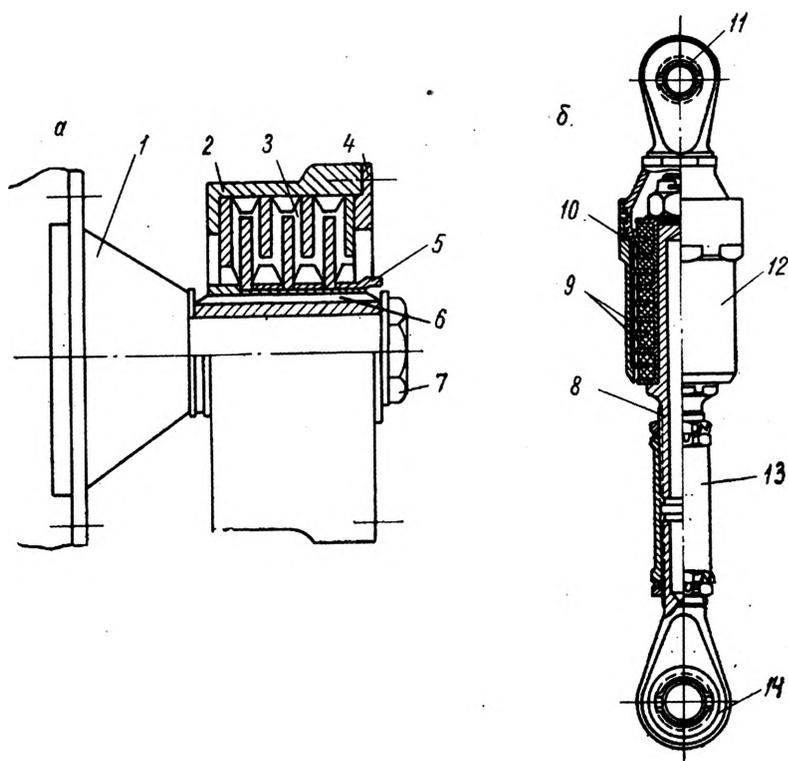


Рис. 9.7. Схема амортизаторов крепления ТВД:

a — передняя цапфа с дисковым амортизатором; *б* — задний стержень с втулочным амортизатором; 1 — цапфа двигателя; 2, 3, 4, 5 — корпус, диски, фланец, гайка дискового амортизатора; 6 — втулочный амортизатор; 7 — гайка крепления амортизатора на цапфе; 8 — центральный стержень; 9 — распорные втулки; 10 — резиновые кольца; 11 — вилка; 12 — корпус; 13 — гандер; 14 — ухо

В заключение отметим, что демпфирующие пакеты стержней и цапф приводят к смещению двигателей: вперед при резком торможении, вниз при грубой посадке. Исходное положение восстанавливается силой упругости пакетов, а в случае их усадки — регулировкой наконечников стержней.

9.4. ГОНДОЛА ДВИГАТЕЛЯ

Гондола двигателя представляет собой тонкостенную конструкцию, напоминающую фюзеляж. На рис. 9.5 и 9.8 приведены гондолы самолетов Ту-134 и Ан-24.

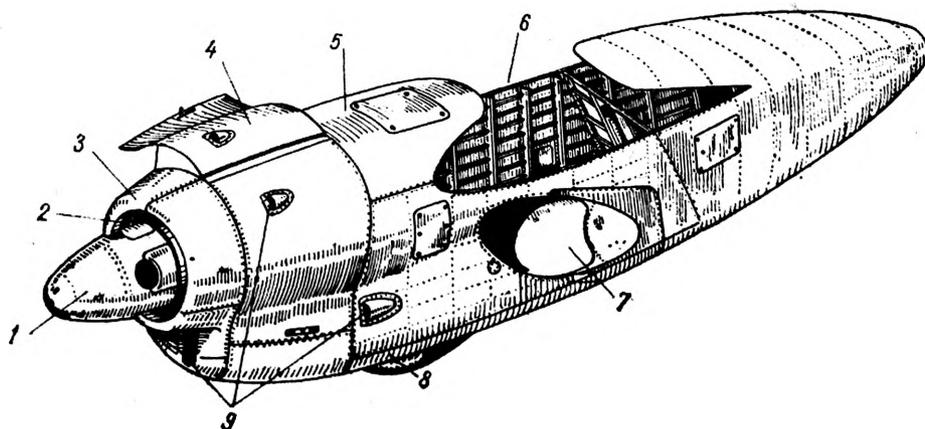


Рис. 9.8. Гондола ТВД и основной опоры самолета Ан-24:
 1 — обтекатель втулки винта; 2 — обтекатель редуктора; 3 — переднее профилированное кольцо; 4 — капоты; 5 — собственно мотогондола; 6 — вырез для размещения крыла; 7 — вырез для выходного устройства отвода газов; 8 — створка шасси; 9 — воздухозаборники охлаждения двигателя и агрегатов

Гондола обеспечивает удобство эксплуатации; уменьшение вредного сопротивления самолета; подвод воздуха в компрессор с использованием скоростного напора; охлаждение двигателя продувочным воздухом, поступающим через специальные патрубки в подкапотное пространство (выбрасывается этот воздух через щели или жабры). На самолетах Ту-134 и Ил-18, кроме того, гондола создает прочность и жесткость крепления двигателя к планеру.

Гондола делится на элементы:

— воздухозаборник с профилированным каналом, обеспечивающим ламинарный поток. Передняя кромка кольца 3 имеет воздушно-тепловую противообледенительную защиту, а обтекатель втулки винта 1 — электротепловую;

— капоты двигателя, которые являются передней частью гондолы. Они крепятся к каркасу, размещенному либо на двигателе (Ил-18; Ан-12; Ан-24), либо на гондоле (Ту-134; Як-40). Откры-

вающиеся панели капота обеспечивают хороший подход к двигателю;

— собственно мотогондола, являющаяся продолжением капота.

На большинстве самолетов ГА гондолы выполняют несилowymi. Например, на самолетах Ан-24 все силы и моменты от двигателей и основных опор передаются на крыло стержневыми системами (см. рис. 9.6).

На самолетах с расположением двигателей на хвостовой части фюзеляжа или на пилонах под крылом гондола по существу отсутствует. Она ограничена там только капотами. Нагрузки от двигателя на фюзеляж или крыло передаются поперечными балками, заключенными в обтекатель и представляющими собой пилон.

Гондолы имеют противопожарные перегородки, выполненные из листового титана. Эти перегородки делят гондолу на холодные и горячие отсеки, что предотвращает распространение пожара и способствует быстрой его ликвидации.

На турбовинтовых самолетах Ил-18 и Ан-24 мотогондолы смещены с гондолами шасси, что уменьшает вредное сопротивление самолета за счет компактного расположения двигателя и основной опоры в убранном положении (см. рис. 9.8).

Выходное устройство для отвода газов выполняют из жаропрочной стали со свободным опиранием хвостовой части трубы на элементы гондолы. Беспрепятственное удлинение выходного устройства предотвращает возникновение температурных напряжений в конструкции. Для предотвращения пожара при неудачном запуске или останове двигателя предусматривается дренажная система, обеспечивающая слив несгоревшего топлива из выходного устройства. В практике наблюдались пожары двигателей, не оборудованных такими дренажными системами.

Защита конструкции планера от горячего выходного устройства достигается специальным жаростойким экраном и продувочным воздухом, который охлаждает не только экран, но и трубу. Интенсивный поток продувочного воздуха обеспечивается воздухозаборниками капота, использующими скоростной напор, эжекцией этого воздуха на выходе.

Выходное устройство ТРД заканчивается реактивным соплом для увеличения скорости газов и получения оптимальной тяги. СтекаТЕЛЬ газов образует плавную законцовку мотогондолы и отжимает газовую струю от боковины фюзеляжа.

9.5. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ

Управление двигателями на самолете ГА экипаж осуществляет с помощью механической системы непосредственного ручного управления. В настоящее время внедряют автоматическое управление.

9.5.1. МЕХАНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА НЕПОСРЕДСТВЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ

Система состоит из рычагов управления, проводки (троса и тяги) и привода регулятора подачи топлива (рис. 9.9).

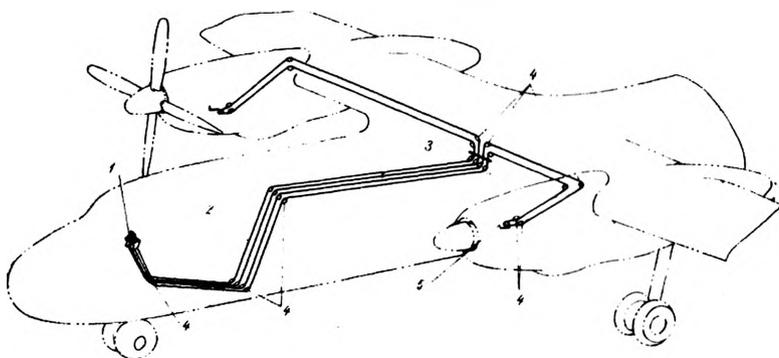


Рис. 9.9. Механическая система непосредственного управления двигателями:

1 — группа рычагов управления дроссельными кранами двигателей; 2 — тросовая проводка; 3 — гермовыводы; 4 — направляющие ролики; 5 — дроссельный кран

Рычаги

Основной рычаг управления двигателем (РУД) обеспечивает регулирование тяги, дополнительный рычаг управления реверсом (РУР) — включение — выключение отрицательной тяги, рычаг «Останов» — прекращение подачи топлива в двигатель. Рычаги блокируют в группы. На самолетах Ил-62, Ан-24, Як-40, Як-42 с центральным пультом управления устанавливают одну группу рычагов. На самолетах Ту-154, Ил-76Т, Ил-86 с автономным пультом управления бортинженера и на Ту-134, Ан-12, где пилотов разделяет проход в кабину штурмана, устанавливают две группы рычагов. Рычаги изготавливают из листового дюралюминия $\delta=5$ мм. К нижней части рычага прикрепляют штампованный из сплава АК-6 ролик, на котором прикреплен трос или шарнирно присоединена тяга. Кроме ролика, здесь имеется кулачок, который при давлении газа нажимает на концевой выключатель и разрывает электроцепь сирены «Выпусти шасси». Рычаги монтируют на общей оси и фиксируют в заданном положении рычагом стопорения, сжимающим весь пакет. Верхняя часть рычага имеет гашетку упора полетного малого газа, зуб которой упирается в регулируемый выступ, закрепленный на корпусе. На большинстве самолетов рычаги заблокированы с ручкой стопорения рулей. При застопоренных рулях рычаги управления двигателями невозможно перевести на большой газ (см. рис. 7.17).

Проводка управления двигателями

На самолетах «Ил» и «Ан» в основном используется мягкая тросовая проводка управления двигателями. На самолетах «Ту» — смешанная: в кабине экипажа и вблизи двигателей — жесткая (дюралюминиевые и стальные тяги соответственно), а между ними — мягкая (тросы). На самолетах Як-40 используется только жесткая проводка, а на Як-18Т — полужесткая (стальной трос в оболочке).

Тросовая проводка управления двигателями (см. рис. 9.9) закрепляется на концевых роликах (на рычаге пульта и на ролике шпангоута мотогондолы). Направление тросам задается роликами, скомплектованными в колонки, и текстолитовыми направляющими. Герметизация выходов тросов осуществляется текстолитовыми шариками, обеспечивающими уменьшение трения по сравнению с резиновыми. Применяют мягкие тросы диаметром 2,5 мм. Натяжения тросов регулируют гандерами. Для предотвращения нарушения регулировки в управление включают механизмы, компенсирующие возможные в эксплуатации смещения (колебания) двигателя относительно планера. Провисание троса предотвращают пружинным механизмом поддерживая постоянство натяжения. В эксплуатации возможны случаи чрезмерной выработки гермовыводов тросов, утечек теплого каabinного воздуха, обледенение тросов и заклинивание проводки. При длительном полете на эшелоне целесообразно изредка поочередно перемещать рычаги газа.

Жесткая проводка управления аналогична проводке основного управления ВС (см. п. 7.1).

9.5.2. АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯМИ

Управление осуществляется автоматом тяги (АТ), обеспечивающим стабилизацию приборной скорости полета путем регулирования тяги двигателей. АТ является замкнутой электромеханической системой автоматического регулирования (рис. 9.10). На вход в систему поступают два сигнала: скорость по прибору V от датчика скорости ДС и заданное значение скорости V_0 , установленное датчиком скорости ЗС. В вычислительном устройстве ВУ эти сигналы сравниваются и формируется управляющий сигнал $\Delta V = V - V_0$, который усиливается и поступает в исполнительный механизм ИМ (электро- или гидропривод с муфтой сцепления МС на выходе. МС обеспечивает связь АТ с РУД и возможность корректировки работы АТ экипажем.

Автомат тяги является составной частью автоматической бортовой системы управления АБСУ и используется экипажем в автоматическом и директорном управлении самолетом. Для надежности АТ выполняют многоканальным с ручным включением — выключением, автоматическим контролем и переключением каналов.

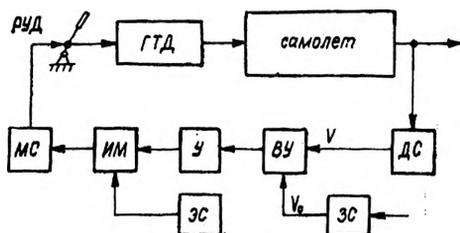


Рис. 9.10. Автоматизированная система управления тягой двигателя:

ДС и ЭС — датчик и задатчик скорости полета; ВУ — вычислительное устройство; У — усилитель; ИМ — исполнительный механизм; МС — муфта сцепления; РУД — рычаг управления двигателем; ЭС — энергетическая система

9.6. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

9.6.1. СВОЙСТВА СИСТЕМЫ

Топливная система самолета (вертолета) — совокупность топливных емкостей, коммуникаций, агрегатов, элементов управления и контроля, обеспечивающая размещение топлива на самолете, бесперебойное питание двигателей, выработку топлива по заданной программе.

Современные ВС с газотурбинными двигателями имеют большой часовой расход топлива (на ВС с ТВД он примерно в два раза больше, чем на ВС с ПД, а на ВС с ТРД — в десять раз) и сложные топливные системы.

Бесперебойное поступление большого количества топлива к двигателям обеспечивают большими проходными сечениями трубопроводов и агрегатов и под давлением топлива на входе в основной насос. Это повышает высотность системы. Полеты на больших высотах сопровождаются сокращением относительного расхода топлива и увеличением дальности полета (дальность полета самолета с ТРД на высоте 11 000 м в полтора раза больше дальности полета вблизи земли).

Большие расходы топлива обуславливают введение программирования выработки топлива из баков, предусматривающего сохранение допустимого по условию безопасности диапазона центровок самолета и разгрузку крыла в полете.

На магистральных самолетах с очень большим запасом топлива (Ил-62; Ил-76Т; Ил-86; Ту-154) на случай вынужденной посадки предусматривают систему аварийного слива в полете. Это повышает безопасность посадки и уменьшает нагрузки на шасси и крыло.

Компоновка системы обеспечивает минимальное изменение центровки, почти полную выработку топлива, удобство эксплуатации и пожарную безопасность.

Конструкция топливной системы характеризуется достаточной прочностью, вибростойкостью и жесткостью агрегатов и арматуры при наименьшей массе.

Надежность и живучесть топливной системы достигается делением ее на автономные подсистемы правых и левых групп двигателей или каждого двигателя в отдельности. Одновременно обеспечивается возможность кольцевания (объединения) этих подсистем для общего питания. Кроме того, используется принцип дублирования.

В нормальных условиях топливная система работает автоматически без вмешательства экипажа. Роль экипажа при этом ограничивается визуальным контролем работы исправной системы и остатка топлива в ней. В случае отказа автоматики экипаж имеет возможность осуществлять ручное управление.

9.6.2. КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ ПОДАЧИ ТОПЛИВА К ДВИГАТЕЛЯМ

На самолетах ГА топливо размещают в крыле и подают к двигателям по системам трех типов.

Общая топливная система (рис. 9.11,а). Питание любого количества ГТД осуществляется из одного расходного бака № 5 с расходным отсеком РО через перекрывные краны ПК. Топливо других баков перекачивается в расходный бак и РО. Система простая, создает хорошее перемешивание топлива. Однако единственный расходный бак не может обеспечить высокой живучести и надежности. Закупорка магистрали, отказ баковых насосов подкачки, кавитация сопровождаются отказом всех двигателей. Система используется на самолетах Ту-154, Як-18Т, Ан-2 (без расходного бака).

Раздельная топливная система (рис. 9.11,б). Питание ГТД осуществляется двумя подсистемами:

- левой, размещенной в левой консоли крыла и на левом борту фюзеляжа;
- правой, размещенной в правой консоли крыла и на правом борту фюзеляжа.

Каждая подсистема имеет свой расходный бак и отсек. Она обеспечивает питание ГТД только своей стороны, а среднего — совместно. Топливо других баков перекачивается в расходные. Для увеличения надежности, живучести и равномерности выработки топлива предусмотрено объединенное питание ГТД через кран кольцевания КК. Система используется на самолетах Ту-134, Ил-14, Ил-18, Ан-12, Ан-24, Як-40.

Автономная топливная система (рис. 9.11,в). Питание каждого ГТД осуществляется своей подсистемой из своего бака с расходным отсеком. Предусмотрено кольцевание подсистем правых, левых и всех ГТД вместе. Такая система является оптимальной и отвечает требованиям ИКАО. Она используется на самолетах Ил-62, Ил-76Т, Ил-86, Як-42.

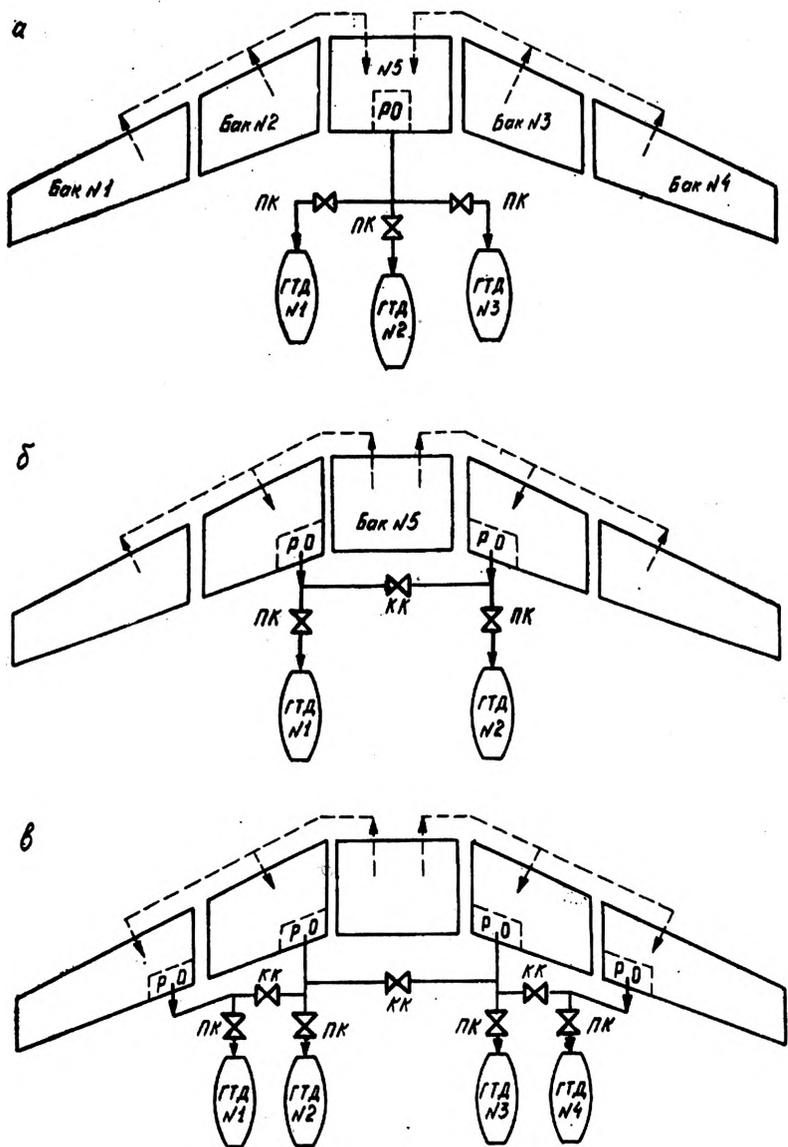


Рис. 9.11. Классификация систем подачи топлива к двигателям:
 а — общая; б — раздельная; в — автономная; РО — расходный отсек;
 ПК — перекрывной кран; КК — кран кольцевания

9.6.3. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА

Рассмотрим устройство и работу типовой раздельной системы (см. рис. 9.11,б) подачи топлива к четырем двигателям (рис. 9.12).

Система состоит из двух частей: самолетной и двигательной. В настоящей главе основное внимание уделено самолетной части топливной системы (на рис. 9.12 трубопроводы показаны двойными линиями), которая заканчивается перекрывающимися кранами ПК. Двигательный (конечный) участок (показан одинарными линиями) изучается в курсе конструкции двигателей.

Питание правых ГТД осуществляется правой подсистемой (см. рис. 9.12) из расходного отсека РО расходного бака РБ. Топливо спаренными баковыми насосами подкачки БНП нагнетается в магистраль питания МП двигателей под избыточным давлением 59—98 кПа, срабатывают контакты соответствующего датчика давления ДД и в кабину экипажа поступает информация об исправной работе БНП (загорается зеленый светосигнализатор — на самолетах Ту-134; Ан-12; Ан-24; Як-40). В целях повышения надежности работы системы на самолетах Ил-18, Ту-134 и Ан-24 устанавливают два параллельно работающих БНП. В случае отказа одного из них нормальное питание двигателей обеспечивается вторым. Перетекание топлива через неработающий насос в бак предотвращается обратным клапаном. В случае отказа обоих насосов подкачки (гаснет соответствующий светосигнализатор) топливо в МП поступает самотеком, для чего в корпусах насосов предусмотрены перепускные клапаны (на рис. 9.12 они не показаны). Для уменьшения колебания давления топлива при маневрировании ВС на самолетах Як-40 и Як-42 предусмотрен топливный аккумулятор ТА. Скапливающийся в топливной полости ТА воздух сбрасывается через дроссель в бак.

В полете расходный бак непрерывно пополняется топливом из других баков. В приведенной схеме (см. рис. 9.12) сначала вырабатывается топливо из левого бака, расположенного вблизи фюзеляжа, а затем из правого, что увеличивает время разгрузки консоли крыла топливом бака ОЧК. Топливо из левого бака насосами перекачки НП перекачивается в бак ОЧК, откуда самотеком через обратный клапан нижнего соединительного патрубка поступает в расходный бак. Информация экипажа о выработке топлива из левого бака осуществляется соответствующим датчиком давления ДД и светосигнальным табло «Перекачка дополнительного бака». Чрезмерное переполнение консольного бака здесь предупреждается датчиком ДУ и клапаном уровня КУ. В целях повышения надежности работы системы иногда устанавливают два насоса перекачки НП, которые обеспечивают подачу топлива одновременно.

В рассмотренной схеме перед запуском двигателей вручную включают перекрывающиеся краны ПК, баковые насосы подкачки БНП и кран кольцевания КК (при необходимости).

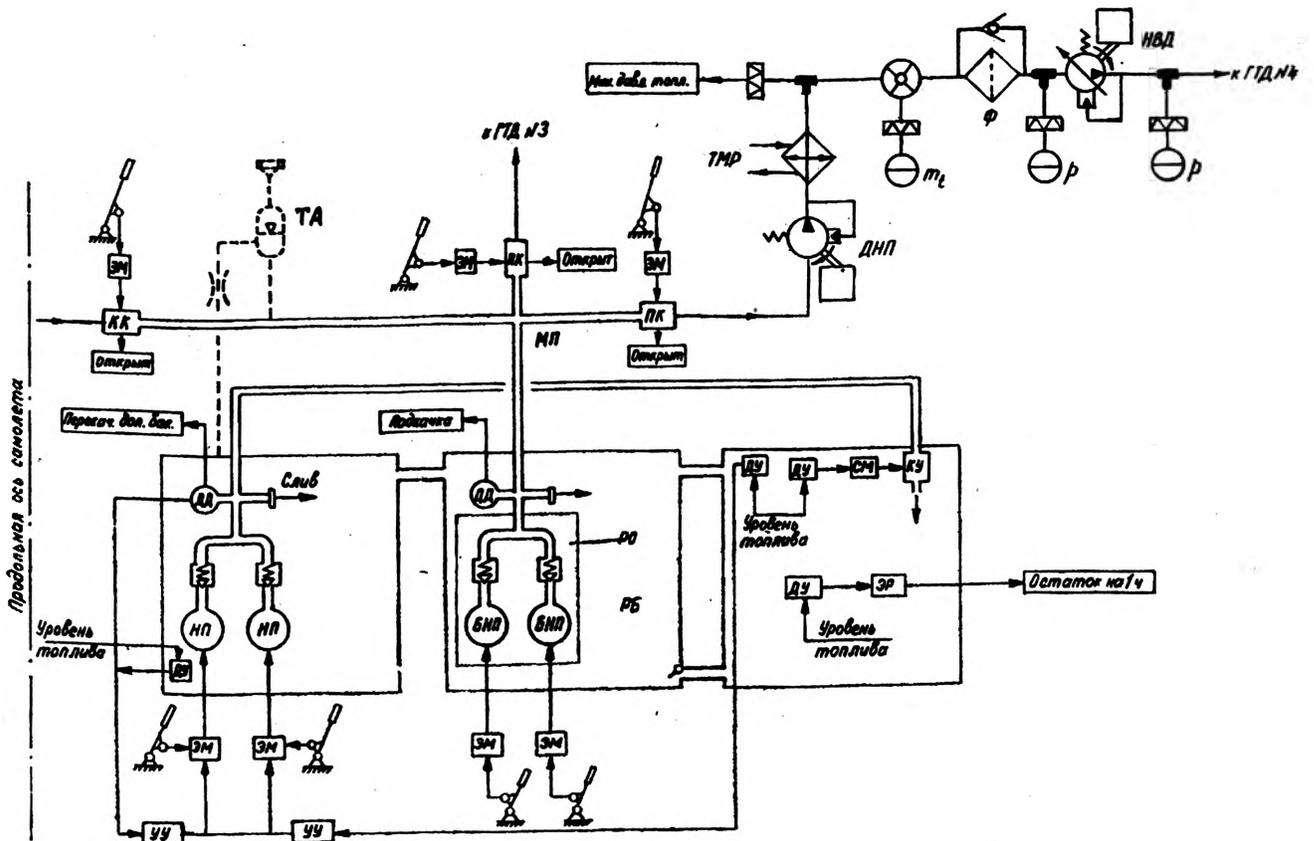


Рис. 9.12. Схема типовой раздельной системы подачи топлива к двигателям (правая подсистема):

 — ручное включение электропривода; КК — кран кольцевания;

ТА — топливный аккумулятор; ПК — перекрывной кран; ДД (ДУ) — датчик давления (уровня); НП — насос перекачки; УУ — усилитель; БНП — баковый насос перекачки; РБ (РО) — расходный бак (отсек); КУ — клапан уровня с приводом — ЭМ; ЭР — электрореле; ДНП — двигательный насос подкачки; ТМР — топливно-масляный радиатор; m_t — указатель массового расхода топлива; Ф — фильтр с перепускным клапаном; НВД — насос высокого давления; p — указатель давления топлива

На пути к двигателю топливо проходит через перекрывной кран ПК, двигательный насос подкачки ДНП. При нормальной работе ДНП размыкаются контакты сигнализатора минимального давления топлива и в кабине гаснет светосигнальное табло «Минимальное давление топлива». Далее топливо проходит через топливомасляный радиатор ТМР; массовый расходомер m_t (фиксирует секундный расход и остаток топлива на двигатель), через фильтр с перепускным клапаном Ф (самолеты «Ту»), насос высокого давления НВД и поступает в распределительное устройство двигателя.

9.6.4. СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА В БАКАХ И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Измерение количества топлива в баках и автоматическое управление его выработкой по заданной программе осуществляется с помощью разнообразных систем электроемкостных топливометров с сигналами. Все системы состоят из двух независимых каналов: канал измерения количества топлива в баках и канал автоматического управления. Эти каналы в свою очередь выполняются самостоятельными для каждой топливной системы, подсистемы, бака.

Измерительные каналы обеспечивают определение количества топлива в отдельных расходных отсеках, баках, группах баков и подсистемы в целом по индикаторам, установленным как в кабине экипажа, так и в гондолах (для централизованной заправки топлива). На рис. 12 эта система не показана. В системе используются емкостные датчики в виде коаксиальных труб. Изменение уровня топлива сопровождается изменением электрической емкости датчика и положения стрелки индикатора.

Прибор не имеет возвратной пружины, поэтому при его выключении стрелка может находиться в произвольном положении. Проверка схемы осуществляется кнопкой: при ее нажатии стрелка должна смещаться к нулю. Включение прибора для измерения количества топлива в любой емкости осуществляется галетным переключателем.

Примечание. Первоначально использовались поплавковые датчики, измерявшие объем топлива. В дальнейшем появились емкостные датчики, фиксировавшие массу топлива, которая определяла мощность и время работы двигателя. В последнее время эксплуатируются более надежные емкостные датчики, которые учитывают изменение плотности топлива от температуры и дают незначительную погрешность показаний $\pm 2\%$.

Каналы автоматического управления осуществляют выработку топлива по заданной программе и автоматическое выравнивание топлива в консолях крыла, предупреждают об остатке резервного (аварийного) запаса топлива, прекращают централизованную заправку топлива при заполнении баков, информируют эки-

паж о режиме работы топливной системы и выдают сигналы о запасе топлива в самолетные ответчик и самописец.

В качестве датчиков уровня (см. рис. 9.12, поз. ДУ), преобразующих механические перемещения топливных поплавков в электрические сигналы, используют индуктивные датчики. При достижении топливом заданного уровня поплавков с металлическим сердечником оказывается в магнитном поле катушки, что изменяет ее индуктивность.

В обмотку электромагнитного реле (ЭР, ДД, УУ) поступает напряжение, которое включает контактор соответствующего исполнительного механизма. Например, выключаются насосы перекачки НП топлива бака, из которого закончилась выработка топлива, или включается светосигнальное табло аварийного остатка топлива. Автомат выравнивания топлива в консолях крыла самолетов Ту-154 и Як-40 выключает насос перекачки или снижает его подачу в консоле с меньшим количеством топлива. Равномерная перекачка топлива из консолей крыла самолета Ту-154 и заданный уровень топлива в расходном баке поддерживаются поплавковым порционером. Переполнение РБ предотвращается трубами перелива (сообщают РБ с атмосферой). В случае отказа автоматики экипаж осуществляет управление вручную.

9.6.5. ЗАПРАВКА И СЛИВ ТОПЛИВА

Заправка большого количества топлива на самолетах с ТВД и ТРД в ограниченное время возможна только с помощью системы централизованной заправки баков (снизу под давлением). На самолетах большой и средней дальности полета эта система делается отдельной для баков правой и левой консолей крыла, а на самолетах местных воздушных линий система заправки одна общая (рис. 9.13). Заправка осуществляется через штуцер международного стандарта 2, вблизи которых размещены щитки управления заправкой 1. На этих щитках находятся указатель и переключатель топливомера, переключатели ручного управления кранами заправки 3 и светосигнализаторы положения этих кранов. Заправка бака прекращается автоматическим закрытием крана 3 (время закрытия 7 с, что предупреждает гидроудар) от сигнала соответствующего индуктивного датчика. В случае отказа автоматики заправка прекращается поплавковым клапаном 4, установленным на выходном патрубке магистрали заправки. Этот клапан предупреждает переполнение бака, течь топлива через дренажные трубопроводы и разрыв бака. После прекращения заправки топливозаправщик откачивает топливо из магистрали и шланга заправки, авиамеханик отсоединяет шланг (в этот момент штуцер 2 автоматически перекрывается обратным клапаном) и ставит заглушку.

Особенности централизованной заправки топлива:

— недозаправка баков, поэтому при полете на максимальную дальность баки дозаправляют сверху через заправочные горловины;

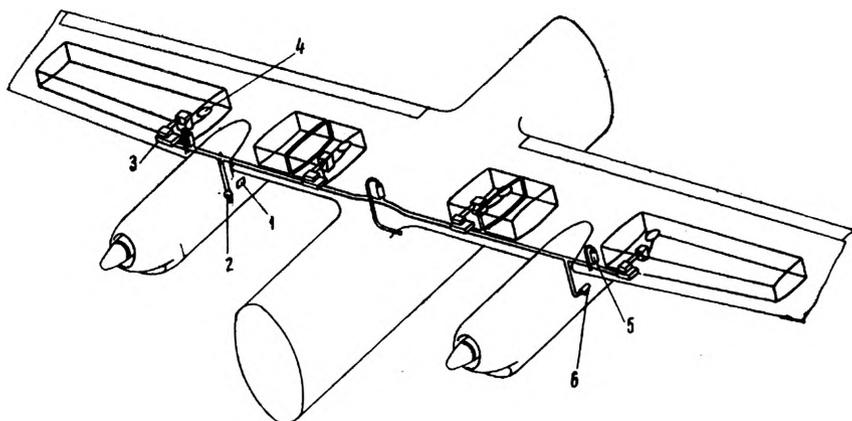


Рис. 9.13. Схема централизованной заправки баков топливом снизу, под давлением:

1 — щиток управления заправкой; 2 — штуцер заправки; 3 — электромагнитный кран заправки; 4 — поплавковый клапан; 5 — дренажный клапан заправочной магистрали; 6 — сливная горловина с краном

— заправка производится при включенной электросети, поэтому необходимо тщательное заземление самолета, шланга и цистерны заправщика;

— время заправки, например, самолета Як-42 двумя топливозаправщиками ТЗ-16М при давлении топлива 150—300 кПа и $Q=0,0233 \text{ м}^3/\text{с}$, составляет 16—20 мин. Система самолета испытана на избыточное давление 500 кПа;

— при заправке совершенно пустой топливной системы необходимо стравливать воздух из трубопроводов и агрегатов через специальные пробки;

— заправка снизу исключает повреждение обшивки и нарушение профиля крыла (от передвижения человека, шланга, пистолета), опасность сваливания механика с крыла, попадание в горловины пыли, дождя, снега.

Существенным недостатком керосина, заправляемого в баки самолетов, является его гигроскопичность. Растворимость влаги увеличивается с повышением температуры и увеличением влажности атмосферы. Поэтому зимой или летом при полетах на больших высотах из топлива выделяются капельки воды и замерзают. Закупориваются топливные фильтры, отказывают двигатели.

Простым способом борьбы с закупорками является вымораживание топлива; устройство обводных магистралей в топливных

фильтрах, которые пропускают керосин к двигателю при закупоривании фильтра.

Эффективным способом, предотвращающим образование кристаллов льда в топливе, является увеличение растворимости воды в топливе путем добавления жидкости «И». Жидкость «И» бесцветна, имеет эфирный запах. Она эффективна в течение 2—3 мес, поэтому ее смешение с топливом производится на аэродромных складах ГСМ, после чего оно поступает на заправку самолетов.

Слив топлива на стоянке с магистрального самолета большой дальности полета осуществляется из баков каждой консоли порознь через специальные сливные горловины, перекрываемые кранами, а из баков самолета местных воздушных линий — через одну общую сливную горловину *б* (см. рис. 9.13). Топливо сливается как при работающих насосах перекачки или подкачки (после такого слива остается невырабатываемый остаток), так и самотеком (в этом случае остается несливаемый остаток топлива; он больше первого).

Слив отстоя топлива производится после заправки (перед вылетом) через краны и клапаны слива отстоя топлива, устанавливаемые на баках, фильтрах, трубопроводах.

9.6.6. СИСТЕМА ДРЕНАЖА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Назначение системы дренажа заключается в замещении вырабатываемого топлива атмосферным воздухом или инертным газом, что обеспечивает беспрепятственную выработку и предотвращает сплющивание баков избыточным давлением атмосферного воздуха (особенно при снижении самолета). В процессе централизованной заправки дренаж предупреждает раздутие баков.

Дренаж осуществляется либо простой (открытой) системой дренажа, либо закрытой системой дренажа и наддува.

Простая система дренажа — система открытого типа — обеспечивает сообщение баков с атмосферой. Высотность топливной системы здесь ограничивается упругостью паров топлива, т. е. высотой, на которой начинается кипение топлива в баках и происходит отказ насосов подкачки. Так, например, упругость паров топлива ТС-1 составляет 10 кПа, этому давлению соответствует высота 16 000 м; упругость паров топлива ТС-2 составляет 20 кПа, этому давлению соответствует высота 12 000 м.

Система дренажа и наддува обеспечивает большую высоту полета путем наддува баков инертным газом, который одновременно повышает пожаробезопасность топливной системы.

На современных самолетах ГА распространена открытая дренажная система, отдельная для баков левой и правой консоли крыла. Для увеличения высотности топливной системы воздухозаборники дренажа выводят во встречный воздушный поток, который обеспечивает поддавливание в баках. Закупорка воздухозаборников грязью и снегом предупреждается увеличением их сече-

ния. Разрушение (раздутие, сплющивание) баков предотвращается введением в систему дренажа предохранительных ($\Delta p = 15$ кПа) и вакуумных ($\Delta p = -5$ кПа) клапанов. Дренажную магистраль размещают выше максимального уровня топлива в баке, устанавливают дренажные бачки (Ту-134). Скапливающееся в них топливо откачивается специальными насосами, включающимися автоматически от датчика уровня (Ту-154; Ил-62; Ил-76Т; Ил-86).

9.6.7. АГРЕГАТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

В целях уменьшения массы самолета топливо заправляется в тонкостенные резиновые баки или непосредственно в герметизированные отсеки моноблочной части крыла.

Мягкие вулканизированные баки склеивают из керосиностойкой резины толщиной 0,5 мм и прорезиненной ткани толщиной 0,8 мм. Их устанавливают в контейнеры (металлические или из стеклоткани), для чего на нижней или верхней поверхности крыла предусматривают съемные панели, а в контейнерах — съемные люки. Крепление баков к контейнерам осуществляют с помощью цанговых замков или металлических обручей. Баки имеют завулканизированную металлическую арматуру с резьбовыми отверстиями. Посредством этой арматуры осуществляется крепление фланцев заправочных горловин, датчиков топливомеров, насосов, плиты люка, соединительных межбаковых патрубков. Аналогичная конструкция обеспечивает дополнительное крепление бака к контейнеру снизу. В нижних межбаковых патрубках установлены обратные тарельчатые клапаны, обеспечивающие перетекание топлива самотеком только в сторону расходного бака. В процессе эксплуатации таких баков появляются трещины по месту вулканизации арматуры.

Топливные баки-отсеки моноблочной части крыла (кессон-баки) ограничиваются верхней и нижней панелями, стенками переднего и заднего лонжеронов и сплошными стенками нервюры по торцам (см. рис. 3.7). Герметизация баков-отсеков достигается с помощью:

- пленки «бутафоль» $\delta = 0,5$ мм, прокладываемой между соединяемыми элементами отсека (приклеивается после смачивания спиртом);

- герметика У-30 (в виде замазки), который наносится изнутри по местам стыка элементов;

- жидкого герметика ВТУР, которым покрывается вся внутренняя поверхность бака. ВТУР — это герметик, основой которого является каучук. Он сохраняет свои качества герметика в диапазоне температур от минус 60 до 70 °С.

Баки-отсеки имеют распространенный дефект — течь по заклепкам и верхним люкам, течь устраняют нанесением герметика и вулканизацией.

Насосы перекачки и подкачки обеспечивают подачу большого количества топлива из баков к двигательным насосам и повышают высоту самолетной топливной системы, предупреждая кавитацию (кипение) топлива. Для надежности на ВС с верхним расположением двигателей на крыле (Ил-18) или с большим углом обратного поперечного «V» крыла (Ту-134) эти насосы дублируются. По принципу действия они являются насосами центробежного типа. Вращение рабочего колеса осуществляется электроприводом. Для охлаждения электродвигателя топливом и компактности их устанавливают внутри бака.

Трубопроводы в основном дюралюминиевые, имеющие ниппельное (жесткое) или дюритовое (гибкое) соединение. Между агрегатами с относительным перемещением устанавливают гибкие трубопроводы с металлической оплеткой. Используемые в топливной системе фильтры конструктивно аналогичны фильтрам гидросистемы (см. п. 8.2.3).

9.7. ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Безопасность полета во многом определяется мероприятиями, направленными на предотвращение возникновения и распространения пожара на ВС (пассивная защита), а также возможностями ликвидации пожара в случае его возникновения (активная защита).

9.7.1. СРЕДСТВА ПАССИВНОЙ ЗАЩИТЫ

Предотвращение возникновения пожара достигается разнообразными мероприятиями: устанавливают двухконтурные газотурбинные двигатели в хвостовой части фюзеляжа; герметизируют двигательные отсеки и топливные баки; размещают пожароопасные агрегаты в холодном отсеке двигателя; предусматривают дренажную систему для слива топлива из камеры сгорания двигателя и газоотводящего устройства; продувают подкапотное пространство мотогондолы для охлаждения и предупреждения возникновения пожароопасной концентрации паров топлива с воздухом; топливные баки и патрубки аварийного слива топлива в полете размещают вдали от зоны горячих частей двигателей и выхлопных газов; в целях предотвращения возникновения искры осуществляют металлизацию всех агрегатов ВС и устанавливают стекатели статического электричества; теплозвукоизоляцию и внутреннюю отделку кабины экипажа, пассажирских салонов и бытовых помещений выполняют только невоспламеняющимися материалами.

Предотвращение распространения пожара достигается прекращением подачи топлива в двигатель; перекрытием системы дренажа картера двигателя и продува подкапотного пространства мотогондолы; установкой противопожарных перегородок для расчле-

нения мотогондолы на горячие и холодные отсеки и изоляции горячих отсеков от топливных баков. Материалом для противопожарных перегородок служит листовая титановая сталь и асбест.

9.7.2. СРЕДСТВА АКТИВНОЙ ЗАЩИТЫ

Ликвидация пожара на ВС ГА достигается с помощью систем тушения пожара:

- внутри двигателя;
- в зоне расположения вспомогательной силовой установки (ВСУ);
- в мотогондоле;
- в моноблочной части крыла, занятой топливными баками (самолет Ту-134).

Кроме того, используются:

- наддув топливных баков скоростным напором атмосферного воздуха или система дренажа с наддувом;
- система заполнения топливных баков нейтральным газом;
- азотирование топлива;
- огнетушители, заполненные углекислым газом, для тушения пожара внутри кабины экипажа, пассажирских салонов, бытовых помещений и снаружи самолета (на стоянке).

В большинстве систем в качестве огнегасящего вещества используют фреон F114B₂. Основной компонент фреона — бромэтан — токсичен, разъедает алюминиевые сплавы, а продукты коррозии самовоспламеняются. Для задержания коррозии в состав добавляют хлороформ. Бромэтан растворяется в масле, уменьшая его вязкость. В случае ложного пожара необходима двукратная замена масла с опробованием двигателя. Фреон доставляется к очагу пожара энергией сжатого в огнетушителях азота. Азот заряжают до давления 8—10 МПа.

Рассмотрим системы ликвидации пожара, применяемые на ВС ГА.

9.7.3. СИСТЕМА ТУШЕНИЯ ПОЖАРА ВНУТРИ ДВИГАТЕЛЯ

В случае пожара срабатывает датчик 1, который с помощью исполнительного блока 2, сирены и светосигнального табло информирует экипаж о пожаре (рис. 9.14). Экипаж останавливает двигатель и вручную включает первую очередь тушения пожара. При этом взрывается пиропатрон 3, открывая клапан головки огнетушителя 4, и огнегасящее вещество устремляется внутрь двигателя, отсекая дренаж картера. При необходимости включают вторую очередь (используют огнегасящее вещество второго огнетушителя). На самолете Ан-24 на каждый двигатель устанавливают только по одному огнетушителю ОС-2, а в особых случаях включают систему пожаротушения в мотогондоле, огнетушители которой разряжаются как в мотогондолу, так и в двигатель через обратный клапан.

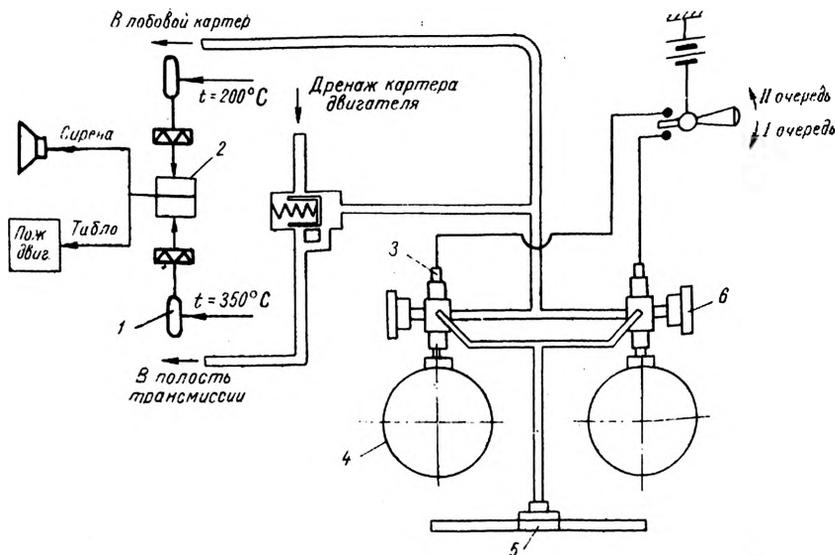


Рис. 9.14. Схема системы тушения пожара внутри двигателя:
 1 — датчик сигнализации повышения температуры; 2 — исполнительный блок;
 3 — пиропатрон; 4 — огнетушитель ОС-2; 5 — сигнальный диск самозарядки
 огнетушителей; 6 — манометр

Система пожаротушения в зоне расположения ВСУ аналогична рассмотренной, с той лишь разницей, что первая очередь срабатывает автоматически от импульса тока, вырабатываемого датчиком сигнализации. На самолете Ан-24 ВСУ находится в правой мотогондоле и индивидуальной пожарной системы не имеет. На самолете Як-40 четыре общих огнетушителя обеспечивают тушение пожара внутри двигателя, в мотогондоле и в зоне ВСУ.

9.7.4. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ В МОТОГОНДОЛЕ

Система срабатывает в две — четыре очереди: первая — автоматически, вторая и последующие — вручную, для чего огнетушители ОС-8М группируют в блоки (один — три огнетушителя в каждом). Блоки огнетушителей размещают в фюзеляже (Ту-134; Ту-154; Як-40) в гондоле главных опор самолета (Ан-12), в мотогондоле правого двигателя (Ан-24) и в мотогондолах внутренних двигателей (Ил-18).

Рассмотрим, например, наиболее сложную систему пожаротушения в мотогондолах самолета с четырьмя двигателями.

Система состоит из двух замкнутых подсистем: левой и правой. Левая подсистема для тушения первого пожара в левых мотогондолах включается автоматически, а в правых — вручную. Правая подсистема для тушения первого пожара в правых мотогондолах включается автоматически, а в левых — вручную. Для

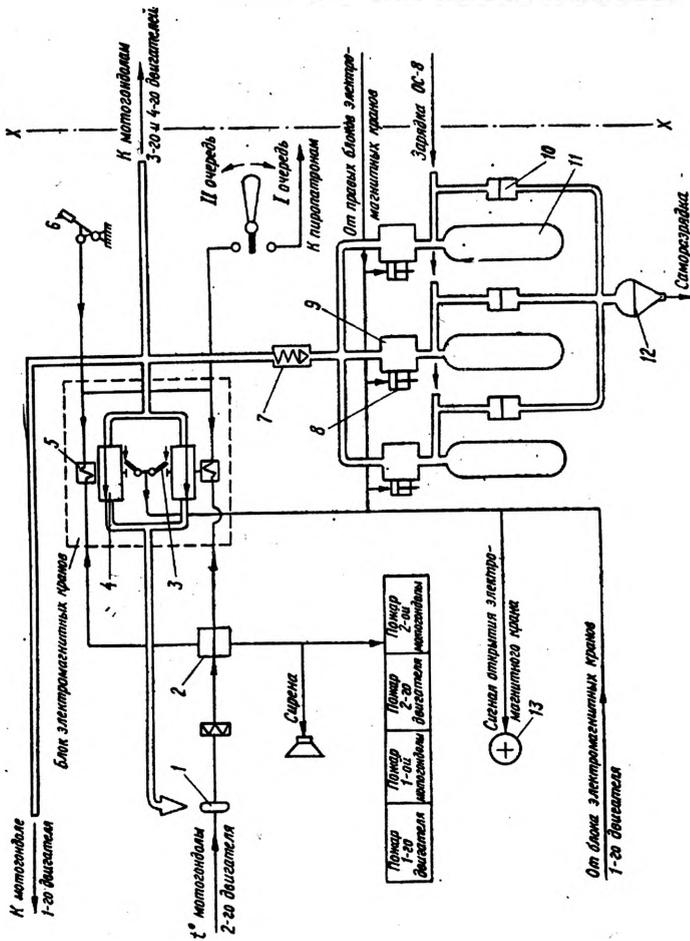


Рис. 9.15. Схема системы тушения пожара в мотогондолах самолета с четырьмя ГТД: 1 — датчик сигнализации пожара (ДСП); 2 — исполнительный блок (БИ); 3 — концевик; 4 — управляемый клапан; 5 — электромагнитный клапан; 6 — аварийный рычаг; 7 — обратный клапан; 8 — пиропатрон с поршнем; 9 — головка-затвор; 10 — предохранительная мембрана; 11 — огнетушитель ОС-8М; 12 — сигнальный диск саморазрядки ОС-8М; 13 — зеленый светосигнализатор на пожарном щитке

тушения второго пожара в мотогондолах своей стороны подсистему включают вручную. На рис. 9.15 изображена левая подсистема, расположенная в мотогондоле второго двигателя. Правая подсистема находится в мотогондоле третьего двигателя и аналогична левой, поэтому на рис. 9.15 она не показана.

В случае возникновения пожара, например, в мотогондоле второго двигателя срабатывают соответствующие датчики сигнализации 1, и с помощью исполнительного блока 2, sireны и светосигнального табло обеспечивается информация экипажа о пожаре и открытие электромагнитных кранов 4, 5. Последнее сопровождается замыканием цепи светосигнализатора 13, расположенного на пожарном щитке, и запала пиропатронов 8. Пиропатроны взрываются, открываются клапаны головок блока 9 огнетушителей 11 и через открытые электромагнитные краны 4, 5 огнегасящее вещество поступает в зону пожара. Экипаж останавливает двигатель (закрывает перекрывной кран), флюгирует винт и вручную дублирует замыкание цепи электромагнитных кранов включением соответствующего переключателя на «Первую очередь». При необходимости этим же переключателем включают вторую очередь и разряжают блок огнетушителей правой подсистемы. Перетекание огнегасящего вещества в разряженные огнетушители предотвращается обратными клапанами 7.

В случае вынужденной посадки самолета с убраным шасси система тушения пожара срабатывает автоматически, независимо от возникновения пожара.

Для обеспечения пожарной безопасности при посадке самолета с убраным шасси на его нижних обводах устанавливают аварийные рычаги (см. рис. 9.15, поз. 6), которые при касании с землей замыкают электроцепи всех электромагнитных кранов. Открываются краны, взрываются пиропатроны, огнегасящее вещество всех огнетушителей устремляется в зону возможного пожара:

— в мотогондолы. На самолете Ил-18 — в мотогондолы внутренних двигателей;

— в места расположения топливных баков. На самолете Ту-154 — в центроплан крыла с расходным баком, на самолете Ан-12 — в моноблочную часть всего крыла.

Аварийные рычаги установлены:

— на самолетах с низким расположением крыла — в гондолах шасси и в концевых частях крыла (Ту-134);

— на самолетах с верхним расположением крыла — в нижней части фюзеляжа.

На самолете Як-18Т при посадке на фюзеляж воздушные винты зарываются в землю и автоматически останавливают двигатель. Это снижает вероятность пожара.

9.7.5. АГРЕГАТЫ СИСТЕМ ПОЖАРОТУШЕНИЯ

Огнетушители рассмотренных систем подразделяются на цилиндрические ОС-8М (огнетушитель самолетный объемом 8 л, модифицированный) и шаровые ОС-2 (огнетушитель самолетный на

2 л). Они выполнены из стали АРХ-8. Цилиндрическая часть баллона обмотана проволокой для предохранения от осколков в случае взрыва огнетушителя. В горловину баллона ввернута головка-затвор (рис. 9.16), предназначенная для выброса фреона. Принцип действия головки-затвора очевиден из рисунка. Сбоку в корпус головки ввернут штуцер сигнально-предохранительного устройства (см. рис. 9.15, поз. 10 и 12). В случае чрезмерного повышения давления разрушается мембрана этого устройства и состав выбрасывается за борт, что и фиксируется при осмотре по выбитому диску 12 на обшивке и по показанию манометра. Контроль зарядки и саморазрядки на самолете Ан-24 осуществляется только по манометрам.

Датчики системы сигнализации пожара (ССП) обеспечивают извещение экипажа о возникновении пожара и автоматическую разрядку части огнетушителей в зону пожара. ССП состоит из датчиков-термобатарей (ДСП) и исполнительных блоков (БИ), собранных в группы (см. рис. 9.15).

Чувствительными элементами датчиков служат дифференциальные термобатареи, собранные из последовательно соединенных хромель-копелевых термопар (рис. 9.17). Рабочим спаем являются расклепанные диски $d=3$ мм и $\delta=0,16$ мм, а нерабочим спаем — место сварки других концов электродов. Электроды находятся в

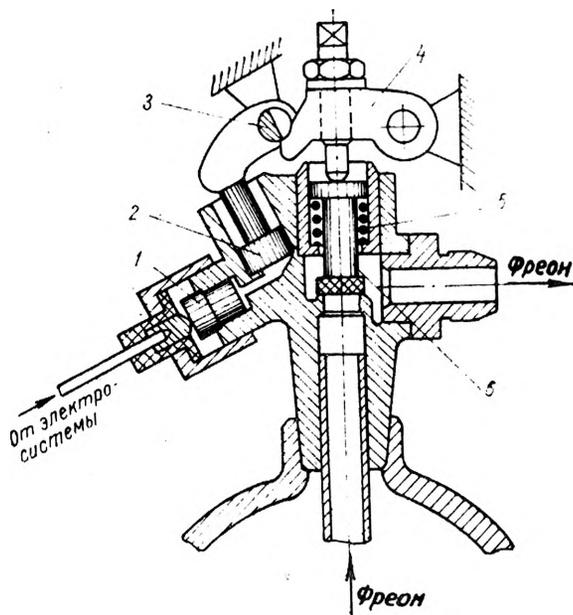


Рис. 9.16. Головка-затвор огнетушителя:
1 — пиропатрон; 2 — поршень; 3 — защелка; 4 — от-
кидной рычаг; 5 — пружина клапана; 6 — клапан

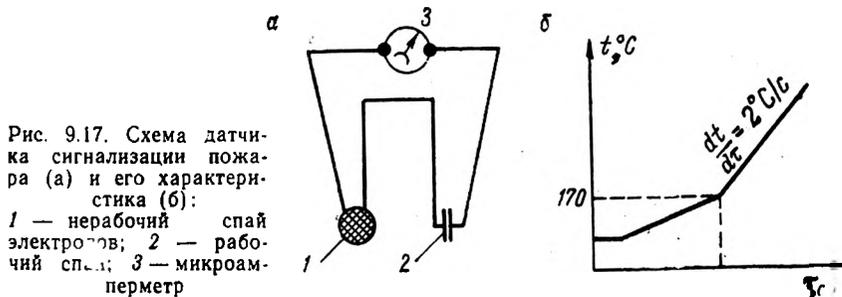


Рис. 9.17. Схема датчика сигнализации пожара (а) и его характеристика (б):
 1 — нерабочий спай электродов; 2 — рабочий спай; 3 — микроамперметр

защиты в корпусе с розеткой. При изменении температуры среды со скоростью, не менее $2^\circ\text{C}/\text{c}$ и одновременном нагреве датчика до 170°C ЭДС датчика вызывает срабатывание реле. В результате этого замыкается цепь автоматического тушения пожара — первая очередь. На самолете устанавливается около 60 датчиков. Эти датчики имеют существенные недостатки:

- необходимо соблюдать полярность, так как они работают на постоянном токе;
- токи системы соизмеримы с токами наводки, поэтому проводку приходится экранировать.

В настоящее время разрабатывают новые датчики, реагирующие на повышение ионизации (токопроводности) воздуха при пожаре. Зарубежная статистика фиксирует, что 80% выключений двигателей совершается по ложным сигналам.

Информация экипажа о пожаре обеспечивается, как уже отмечалось, звуковой и световой сигнализацией. Для этого используется сирена и красные светосигнализаторы. Кроме того, экипаж получает сведения о наличии пиропатронов в головках огнетушителей (на пожарном щитке горят желтые светосигнализаторы), о взрыве пиропатрона (гаснет соответствующий желтый светосигнализатор), об открытии электромагнитных кранов (на пожарном щитке самолета загорается зеленый светосигнализатор).

Исправность системы сигнализации пожара и готовности ее к действию проверяют согласно инструкции, написанной на пожарном щитке в кабине экипажа.

9.7.6. ИСПЫТАНИЯ ПОЖАРНОЙ СИСТЕМЫ

Для определения эффективности пожарной системы нового ВС проводятся:

- холодная проба концентрации огнегасящего вещества в зонах возможного пожара;
- огневое испытание.

Огневое испытание выполняют на огневом стенде, представляющем собой часть самолета (например, консоль крыла с двигателем) с соответствующим оборудованием. На этом стенде производится запуск двигателя, разрушение магистрали топливной системы, маслосистемы или гидросистемы и подводится пламя.

Через различные промежутки времени включают пожарную систему и фотографируют процесс тушения пожара. Так, например, установлено, что на самолетах с двигателями на пилонах на крыле пожар в мотогондole не поражает топливные баки, на самолете Ан-24 время тушения пожара в мотогондole при срабатывании первой очереди колеблется в диапазоне 1,2—2,6 с, а при срабатывании второй очереди увеличивается до 10 с.

В процессе доводки каждого нового самолета обеспечивают высокую эффективность пожарных систем.

9.7.7. ТУШЕНИЕ ПОЖАРА В ФЮЗЕЛЯЖЕ

Пожар в фюзеляже возможен в случае воспламенения запрещенных к перевозке огнеопасных веществ, поражения ВС молнией, негерметичности (прогара) системы кондиционирования воздуха или противообледенительной системы. В перечисленных случаях экипаж использует переносные огнетушители и выключает соответствующую систему.

Наиболее опасны неконтролируемые в полете багажно-грузовые и технические отсеки. Для предупреждения пожара в них используют огнестойкий облицовочный материал и контейнеры, запрещают перевозить пожароопасные грузы и багаж, вводят управляемую экипажем вентиляцию отсеков, расположенных под полом. Для своевременного обнаружения пожара в этих отсеках устанавливают систему дымоизвещения экипажа и смотровые глазки (Ил-18, Ил-62). Проникновение дыма в кабину экипажа и пассажирские салоны предотвращают соответствующей вентиляцией, используют ручные переносные огнетушители с углекислотой. Члены экипажа при этом надевают дымозащитные кислородные маски и пользуются кислородом стационарной системы, а один из них обеспечивается переносным кислородным аппаратом и шлемом.

Для достижения безопасности полета экипажу необходимо знать пожарное оборудование ВС и грамотно его эксплуатировать, обращая особое внимание в предполетном осмотре на его исправность и готовность к использованию.

9.8. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Основными недостатками СУ являются:

— негерметичность кессонных топливных баков, соединений, агрегатов;

— закупорка системы дренажа с последующим разрушением топливных баков;

— перезаправка топливных баков в результате отказа автоматического закрытия крана заливного штуцера с последующей течью керосина на землю на стоянке, на взлете, возможно даже раздутие баков;

— скапливание керосина в мотогондole и пожар при последующих запусках двигателя;

- начальная кавитация топлива, сопровождающаяся колебаниями давления керосина и тряской двигателя;
- раскрутка воздушного винта, самопроизвольное флюгирование;
- разрушение или заклинивание элементов проводки управления двигателями;
- ложная сигнализация о пожаре в результате короткого замыкания проводки и электронных блоков, повреждения датчиков, наведения ЭДС;
- саморазрядка огнетушителей;
- появление усталостных трещин в подмоторных рамах самолетов с поршневыми двигателями.

Серьезными недостатками технического обслуживания ВС являются:

- заправка некондиционного керосина с водой или механическими примесями, в результате чего забиваются топливные фильтры и останавливаются двигатели;
- заправка при наличии течи керосина из раздаточного шланга с последующим воспламенением пролитого топлива от искры выхлопных газов заправщика;
- заправка топлива централизованной системой без предварительной проверки состояния системы дренажа с последующим раздутием топливных баков;
- неаккуратная постановка капотов с последующим срывом их в полете;
- выпуск в полет незаправленного ВС, с заглушками в воздухозаборниках СУ, с забытым инструментом на двигателях и посторонними предметами в мотогондолах.

В полете встречаются:

- останов двигателей из-за выработки топлива (экипаж не проконтролировал заправку перед вылетом) или по причине отказа насосов подкачки (перекачки) и отсутствия контроля экипажем в полете;
- самовыключение двигателей в полете, когда забывают включать автоматику выработки топлива (на самолетах Ту-154 первых выпусков);
- ошибочное выключение исправно работающего двигателя или флюгирование воздушного винта и ручное включение его системы пожаротушения;
- останов двигателей при установке РУД на малый газ (на самолетах Як-40 первых выпусков не было ограничивающих гашетоков);
- несвоевременное включение реверсивного устройства тяги;
- повреждение двигателей и планера гравием при включении реверсивного устройства на засоренной ВПП;
- преднамеренное выключение сигнализации «Выпусти шасси» в начале снижения с последующей посадкой с убранными шасси.

В предполетном осмотре необходим тщательный контроль исправности силовой установки ВС.

Глава 10. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

10.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Современные самолеты гражданской авиации летают на большой высоте, что способствует повышению:

- безопасности и регулярности полетов (уменьшаются влажность, облачность, обледенение и атмосферная турбулентность);
- дальности и экономичности полетов (уменьшаются расход топлива, сопротивление самолета и себестоимость перевозок).

Однако с уменьшением давления, температуры и влажности атмосферного воздуха приходится использовать высотные двигатели, устройства по обеспечению нормальных условий для жизнедеятельности экипажа и пассажиров, безотказной работы электро- и радиооборудования.

Устройства жизнеобеспечения людей базируются на врожденной акклиматизации человеческого организма в наземных условиях. Поэтому на самолете предусматривают герметизированное помещение (гермоотсек фюзеляжа) с искусственным климатом, создаваемым системой кондиционирования воздуха.

Свойства системы кондиционирования воздуха

1. Известно, что на больших высотах человек подвержен высотной болезни: боли в суставах (следствие выделения пузырьков газов, растворенных в крови, при быстром понижении давления), боли в лобной пазухе и полости среднего уха (из-за разности внутреннего и наружного давлений), ухудшение зрения, общая слабость, потеря сознания (на высоте 10—12 км через 60—26 с соответственно).

Основной причиной высотной болезни является кислородное голодание, обусловленное падением парциального давления кислорода с увеличением высоты. Хорошее самочувствие человека обеспечивается вблизи уровня моря при парциальном давлении кислорода в альвеолярном воздухе 14,0—14,6 кПа. До высоты 2400 м кислородное голодание вследствие усиления деятельности дыхательной и сердечной систем не проявляется. Поэтому давление воздуха в гермоотсеке фюзеляжа превышает давление атмосферного воздуха на высоте 2400 м: $p \geq p_{\text{атм. Н=2400 м}} = 75 \text{ кПа}$, а «кабинная высота» остается меньше 2400 м.

2. Человек болезненно переносит резкое изменение давления воздуха. В соответствии с физиологическими нормами скорость изменения давления воздуха в гермоотсеке фюзеляжа не превышает 24,0 Па в секунду, что соответствует $V_y = 2$ м/с на уровне моря.

3. Температура воздуха в гермоотсеке фюзеляжа поддерживается постоянной, порядка 21° С.

4. Влажность воздуха в гермоотсеке фюзеляжа с высотой падает медленно. При непродолжительных полетах (до 4 ч) это изменение люди не ощущают. В продолжительных полетах, например, на самолете Ил-62, она падает до 10%, во рту и горле ощущается сухость. В настоящее время разрабатывают устройство автоматического поддержания относительной влажности в пределах 25—40%.

5. Состав и чистота воздуха имеют большое значение в жизнедеятельности организма человека. Содержание в воздухе 2% углекислого газа вызывает учащенное дыхание, 5% — одышку, а 10% — потерю сознания. Концентрация углекислого газа в кабинам воздухе ограничивается 0,03—0,1%. Чистота воздуха оценивается содержанием в нем вредных примесей. Высокие гигиенические качества воздуха достигаются ограничением концентрации паров топлива и масла, окиси углерода и азота, пыли.

6. Скорость движения воздуха в гермоотсеке фюзеляжа не превышает 0,4 м/с.

Принцип действия системы кондиционирования воздуха

Перечисленные физиолого-гигиенические свойства на ВС ГА обеспечиваются созданием в гермоотсеке избыточного давления и непрерывной заменой загрязняемого продуктами жизнедеятельности людей воздуха свежим воздухом, который поступает из компрессоров авиадвигателей (рис. 10.1). На пути в гермоотсек регулируют давление, расход, температуру и влажность (в перспективе) этого воздуха. Загрязненный воздух выбрасывается в атмосферу через регулятор давления. Система автоматически поддерживает в гермоотсеке заданные давление, температуру, влаж-

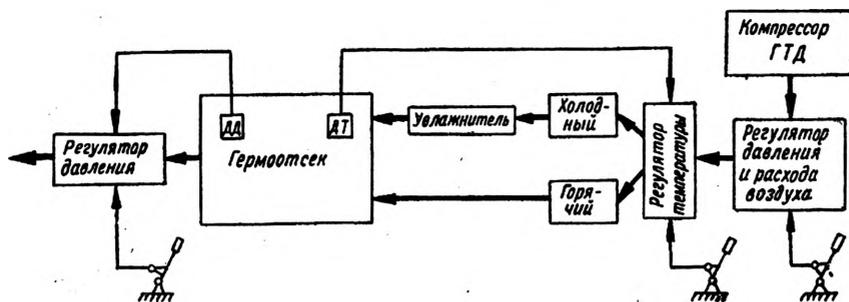


Рис. 10.1. Структурная схема системы кондиционирования воздуха:
ДД и ДТ — датчики давления и температуры

ность и чистоту воздуха. В случае отказа (выключения) автоматики работа системы обеспечивается ручным управлением.

Схематично рассмотренная система вентиляционного (атмосферного) типа используется в полетах до высоты не более 25 км. На больших высотах, например космических, используются автономные (изолированные от атмосферы) системы регенерационного типа, в которых загрязненный воздух очищается (регенерируется), а кислород пополняется специальной установкой.

Высота полета ВС ГА не выходит за пределы тропосферы. Поэтому на них используется система вентиляционного типа, обеспечивающая заданную вентиляцию, температуру, влажность, давление воздуха на различных режимах полета.

10.2. ВЕНТИЛЯЦИЯ И ОБОГРЕВ ГЕРМООТСЕКА ФЮЗЕЛЯЖА

10.2.1. ВЕНТИЛЯЦИЯ ВОЗДУХА

Требуемые состав и чистота воздуха в пассажирских салонах и кабине экипажа поддерживаются нагнетанием свежего и удалением загрязненного воздуха.

Необходимый объемный расход свежего воздуха V_t определяется допустимой концентрацией углекислого газа C_{CO_2} и подсчитывается по формуле, выведенной из уравнения расхода углекислого газа через гермоотсек в установившемся режиме, когда давление воздуха в гермоотсеке не меняется (рис. 10.2):

$$\frac{1}{100} V_t C_{CO_2} = \frac{1}{100} V_t C + q_{CO_2};$$

$$V_t = \frac{q_{CO_2}}{C_{CO_2} - C} 100, \text{ л/ч,}$$

где $\frac{V_t C}{100}$ — увеличение углекислого газа в гермоотсеке вносимым свежим воздухом, $\text{м}^3/\text{с}$;

C — концентрация углекислого газа в единичном объеме свежего воздуха, %;

$q_{CO_2} = 30n$ — количество углекислого газа, выделяемого людьми в гермоотсеке, $\text{м}^3/\text{с}$;

n — число людей на самолете;

$\frac{V_t C_{CO_2}}{100}$ — уменьшение углекислого газа в гермоотсеке выносимым загрязненным воздухом, $\text{м}^3/\text{с}$;

C_{CO_2} — концентрация углекислого газа в единичном объеме загрязненного воздуха, %.

Подсчитаем, например, необходимый объемный расход свежего воздуха V_t для транспортного самолета при $C=0$; $C_{CO_2}=0,05\%$; $n=100$ чел.:

$$V_t = \frac{30n}{C_{CO_2} - C} 100 = \frac{30 \cdot 100}{0,05} 100 = 6 \cdot 10^5 \text{ м}^3/\text{ч} = 1,66 \text{ м}^3/\text{с}.$$

Если объем гермоотсека составляет 240 м^3 , тогда в течение 1 ч необходимо произвести 25-кратный обмен воздуха. Кратность обмена i определяется отношением: $i = V_i/V = 6000/240 = 25$.

Такой обмен должен осуществляться равномерно в течение полета и обеспечивать заданные вентиляцию, давление и температуру воздуха в гермоотсеке.

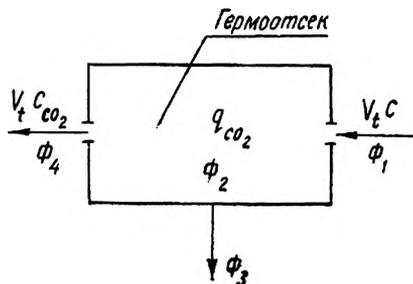


Рис. 10.2. Схема теплового потока и потока углекислого газа в установленном режиме

Постоянство расхода достигается с помощью регулятора давления и расхода свежего воздуха, поступающего из компрессоров авиадвигателей (см. рис. 10.1). Регулятор состоит из ограничителя давления и трубки критического истечения (рис. 10.3). Принцип действия регулятора сводится к поддержанию постоянного давления $p_{\text{вх}}$ на входе в трубку критического истечения, которое характеризуется постоянством расхода свежего воздуха.

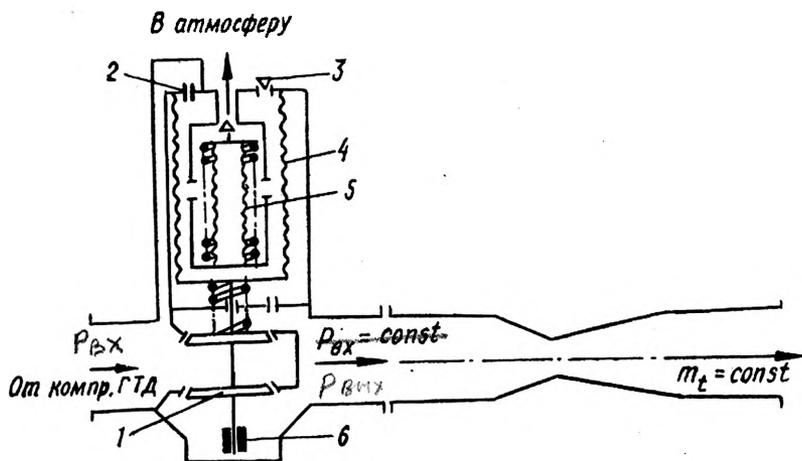


Рис. 10.3. Схема пневматического регулятора давления и расхода свежего воздуха:

1 — спаренный клапан; 2 — дроссель; 3 — аварийный клапан; 4 — манометрический исполнительный сильфон; 5 — вакуумированный командный сильфон; 6 — демпфер автоколебаний

Массовый расход воздуха в секунду m_t кг/с в узком сечении трубки определяется произведением площади проходного сечения S , m^2 на скорость V , м/с и плотность ρ , кг/м³ воздуха в потоке: $m_t = SV\rho$. В случае адиабатического течения и постоянства температуры, наличия торможения потока на входе в трубку и критического истечения расход воздуха, на основании уравнения Бернулли, определяется характеристиками трубки S и давлением $p_{вх}$ на входе $m_t = Cp_{вх}$. Следовательно, для обеспечения постоянства расхода воздуха необходимо поддерживать $p_{вх} = \text{const}$. Это достигается ограничителем давления (см. рис. 10.3), принцип действия которого основан на изменении площади проходного сечения спаренным клапаном 1. Перемещение клапана осуществляется манометрическим сильфоном 4, реагирующим на изменение разности давлений воздуха на выходе и входе ограничителя.

В случае увеличения давления $p_{вх}$ вакуумированный сильфон 5 сжимается, открывает свой клапан и сбрасывает внутреннее давление манометрического сильфона 4, последний тоже сжимается и прикрывает спаренный клапан. Автоколебания клапана 1 предотвращаются демпфером 6.

Постоянство расхода воздуха достигается с момента включения системы и до высоты полета, на которой $p_{\text{компр}} \geq p_{вх}$. Если $p_{\text{компр}}$ становится меньше $p_{вх}$, то ограничитель давления открывается полностью и не обеспечивает $p_{вх} = \text{const}$, а следовательно, падает и расход воздуха в системе. Вблизи земли площадь проходного сечения наименьшая: $p_{\text{компр}} \gg p_{вх}$. В случае разрушения вакуумированного сильфона 5 закрывается его клапан и в работу вступает предохранительный клапан 3, при этом несколько возрастает расход воздуха.

Регулятор давления обеспечивает не только постоянство расхода свежего воздуха, но и надежность системы (ограничивает избыточное давление в ней).

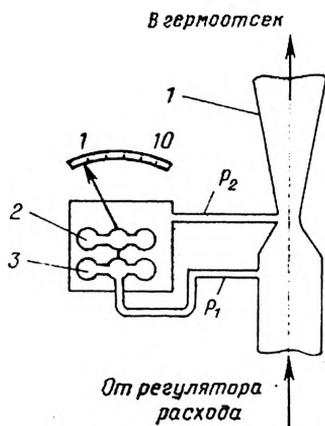


Рис. 10.4. Схема указателя расхода воздуха (УРВК):
1 — трубка Вентури (мерная шайба); 2 — вакуумированный сильфон;
3 — манометрический сильфон

Информация экипажа о фактическом расходе воздуха в системе осуществляется с помощью указателя расхода воздуха (УРВК, рис. 10.4). Расход воздуха, проходящего через датчик-трубку Вентури (мерную шайбу), определяется выражением:

$$m_t = C_x \sqrt{\rho_2 (p_1 - p_2)}.$$

Поэтому индикатор имеет два чувствительных элемента: вакуумированный сильфон 2, который деформируется под действием статического давления p_2 , и манометрический сильфон 3, который деформируется под действием разности давлений $p_1 - p_2$. Суммарная деформация чувствительных элементов фиксируется стрелкой и шкалой, проградуированной для унификации от 1 до 10 условных единиц расхода. Погрешность прибора составляет $\pm 1,5$ деления.

10.2.2. ТЕМПЕРАТУРА ВОЗДУХА

В длительном полете самолета наступает равновесие тепловых потоков между гермоотсеком фюзеляжа и атмосферой. Это равновесие описывается уравнением теплового баланса (см. рис. 10.2):

$$\Phi_1 + \Phi_2 = \Phi_3 + \Phi_4,$$

где $\Phi_1 = \Phi_1(t_{вх})$ — тепло, вносимое поступающим в гермоотсек воздухом;

$t_{вх}$ — температура воздуха на входе в гермоотсек;

$\Phi_2 = \Phi_2(n)$ — тепло, выделяемое людьми на самолете; n — число людей на самолете;

$\Phi_3 = \Phi_3(t_{обш} - t_{г.ф})$ — тепло, теряемое гермоотсеком через обшивку; $t_{обш}$ — температура обшивки; $t_{г.ф}$ — температура воздуха в гермоотсеке;

$\Phi_4 = \Phi_4(t_{г.ф})$ — тепло, теряемое с выбрасываемым в атмосферу воздухом.

Следовательно, температура воздуха в пассажирских салонах и кабине экипажа определяется уравнением $t_{г.ф} = t_{г.ф}(\Phi_1; \Phi_2; \Phi_3, \Phi_4)$. В этом уравнении $\Phi_2 = \text{const}$, Φ_3 и Φ_4 изменяются с изменением этапа и режима полета (V и H) и практически регулировке не поддаются.

Заданная температура воздуха в гермоотсеке фюзеляжа обеспечивается двумя мероприятиями:

— производится теплоизоляция обшивки гермоотсека, что уменьшает количество тепла Φ_3 , теряемого в атмосферу, и поддерживает заданную температуру стенки (исключает неприятную холодную радиацию и образование инея);

— вводится система регулирования количества тепла, Φ_1 , вносимого в гермоотсек свежим воздухом.

Температура воздуха на входе в гермоотсек

Общее количество тепла Φ_1 , вносимого свежим воздухом в гермоотсек, складывается из тепла, поступающего с холодным воздухом Φ_x при температуре t_x , и из тепла, поступающего с горячим воздухом Φ_r при температуре t_r (см. рис. 10.1): $\Phi_1 = \Phi_x + \Phi_r$.

Если это уравнение выразить через удельную теплоемкость C_p , объемный расход V_t , плотность ρ и температуру t_i , то можно определить температуру воздуха на входе в гермоотсек:

$$c_p V_t \rho t_{\text{вх}} = c_p V_{t_x} \rho_x t_x + c_p V_{t_\Gamma} \rho_\Gamma t_\Gamma; \quad \rho = \rho_x = \rho_\Gamma;$$

$$t_{\text{вх}} = t_x \frac{V_{t_x}}{V_t} + t_\Gamma \frac{V_{t_\Gamma}}{V_t},$$

где V_t — суммарный объемный расход воздуха; V_{t_x} и V_{t_Γ} — объемный расход воздуха в холодной и горячей магистралях.

Из полученного выражения следует, что в качестве регулирующих факторов тепловых процессов в гермоотсеке фюзеляжа можно использовать изменение как температуры, так и относительно расхода воздуха в холодной и горячей магистралях. Однако производительность компрессоров ГТД с высотой уменьшается. Поэтому для обеспечения постоянства заданной температуры в гермоотсеке $t_{\text{г.ф}} = 21^\circ\text{C}$ на этапе набора высоты температура воздуха в горячей и холодной линиях автоматически увеличивается, компенсируя теплотери в атмосферу и возможное падение расхода свежего воздуха.

Система регулирования температуры воздуха в гермоотсеке фюзеляжа

На самолетах гражданской авиации обеспечение заданной температуры воздуха в гермоотсеке осуществляется регулированием температуры свежего воздуха, поступающего по холодной и горячей линиям (см. рис. 10.1).

Горячая линия обеспечивает обогрев гермоотсека и частично вентиляцию. Поэтому температура воздуха в ней колеблется в пределах $70\text{—}85^\circ\text{C}$. Постоянство температуры обеспечивается регулятором температуры горячего воздуха, реверсивным электродвигателем и заслонкой. Положение последней определяет количество горячего воздуха, поступающего в эту магистраль. В целях уменьшения расхода воздуха иногда используется частичная эжекция кабинного воздуха (рециркуляция воздуха).

Холодная линия обеспечивает вентиляцию гермоотсека. Поэтому температура воздуха в ней не превышает 15°C . Через эту линию поступает основная масса свежего воздуха. Для охлаждения воздуха, забираемого от компрессоров авиадвигателей, в этой линии устанавливают воздухо-воздушный радиатор и турбохолодильник.

Воздухо-воздушный радиатор (ВВР) является первой ступенью охлаждения. Хладоагентом здесь является атмосферный воздух. ВВР снижает температуру вентиляционного воздуха на $120\text{—}170^\circ\text{C}$.

Турбохолодильник (ТХ, рис. 10.5) предназначен для дополнительного охлаждения воздуха холодной линии летом при полетах на малых высотах.

Принцип действия турбохолодильника заключается в преобразовании потенциальной энергии сжатого воздуха в кинетическую энергию струи, которая с большой скоростью поступает из соплового аппарата 2 на лопатки турбины 1. Здесь кинетическая энергия воздуха превращается в механическую работу, расходуемую на вращение вентилятора 3, обеспечивающего обдув турбохолодильника или продувку ВВР на земле. Это сопровождается понижением температуры $t_{\text{вых}} = t_{\text{вх}} - 50^\circ\text{C}$; давления $p_{\text{вых}} = p_{\text{вх}} - 20$ кПа и скорости потока воздуха.

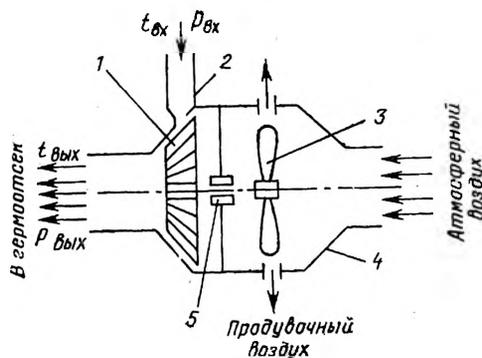


Рис. 10.5. Схема турбохолодильника:
1 — турбина; 2 — сопловой аппарат; 3 — вентилятор; 4 — корпус; 5 — блок игольчатых подшипников

Постоянство температуры в линии холодного воздуха обеспечивается регулятором температуры, реверсивным электродвигателем и обводными заслонками, с помощью которых можно изменять степень охлаждения воздуха в ВВР и ТХ или вообще обходить их.

На самолетах ГА используются две схемы регуляторов температуры: с проволочным теплочувствительным элементом и с биметаллическим теплочувствительным элементом.

Регулятор температуры с проволочным теплочувствительным элементом изменяет положение заслонок с помощью напряжения измерительной диагонали мостиковой схемы, возникающего при отклонении температуры воздуха в магистрали от заданной. Это напряжение повышается в электронном усилителе и поступает в электродвигатель, который срабатывает, компенсируя отклонение температуры изменением теплосодержания воздуха в магистрали. Этот автоматический регулятор температуры имеет хорошие статические и динамические характеристики и используется для поддержания постоянства температуры в холодной и горячей линиях, а также для замера температуры атмосферного воздуха.

Ограничитель температуры с биметаллическим теплочувствительным элементом предотвращает чрезмерный нагрев воздуха в трубопроводах и гермоотсеке. В случае повышения температуры биметаллическая спираль замыкает контакты включения электродвигателя, закрывающего заслонку горячего воздуха. Заданные предельные температуры устанавливаются с помощью задатчика

путем изменения предварительного натяжения биметаллической спирали. Биметаллический ограничитель температуры используется в холодной и горячей линиях.

10.2.3. ВЛАЖНОСТЬ ВОЗДУХА

В систему кондиционирования поступает свежий воздух с капельной и парообразной влагой. Капельная влага оседает в системе, вызывает коррозию. Для сохранения надежности в системе устанавливают центробежный влагоотделитель, из которого вода сбрасывается в атмосферу. Удаление капельной влаги практически не влияет на относительную влажность воздуха, которая определяется наличием парообразной влаги.

При длительных высотных полетах относительная влажность кабинного воздуха уменьшается: вентиляция гермоотсека приводит к интенсивному удалению паров воды, а влажность поступающего свежего воздуха с высотой снижается. В этих условиях хорошее самочувствие людей на борту ВС может быть обеспечено системой искусственного парообразного увлажнения свежего воздуха. Для этого в системе предусматриваются форсуночный увлажнитель и регулятор влажности с чувствительным элементом (см. рис. 10.1).

10.3. РЕГУЛИРОВАНИЕ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ГЕРМОТСКЕ ФЮЗЕЛЯЖА

Падение атмосферного давления от p_0 на уровне моря до p_n на эшелоне приводит к необходимости герметизировать отсек фюзеляжа и создавать в нем избыточное давление (Δp). Величина Δp определяется требованиями комфорта, прочности гермоотсека и максимальной высотой полета. Если ограничить уменьшение давления в гермоотсеке фюзеляжа относительным давлением $\bar{p} = p_n/p_0 = 0,75$ или 75 кПа, чему соответствует «кабинная высота» $H_{\text{каб}} = 2,4$ км, то при максимальной высоте полета $H = 10$ км потребуется $\Delta p = 0,49p_0$, а при $H = 14$ км — $\Delta p = 0,61p_0$ (рис. 10.6,а). Избыточное давление является расчетной величиной системы автоматического регулирования давления воздуха в гермоотсеке и эксплуатационной нагрузкой для конструкции гермоотсека фюзеляжа.

10.3.1. ПРОГРАММА ИЗМЕНЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА

Требование комфорта определяется не только Δp , но и скоростью изменения давления dp/dt . Иными словами, самочувствие пассажиров зависит от программы изменения давления воздуха в салоне: $\bar{p} = \bar{p}(H)$.

На рис. 10.6,б показаны три возможные программы $\bar{p} = \bar{p}(H)$ для этапов набора высоты и полета на эшелоне.

Программа, характеризуемая кривой АБВД, на низких высотах $H=0-2,4$ км повторяет изменение атмосферного давления (отрезок АВ). При этом гермоотсек сообщен с атмосферой: $\Delta p_{AB}=0$, а градиент давления равен атмосферному: $dp/dt = dp_{атм}/dt$.

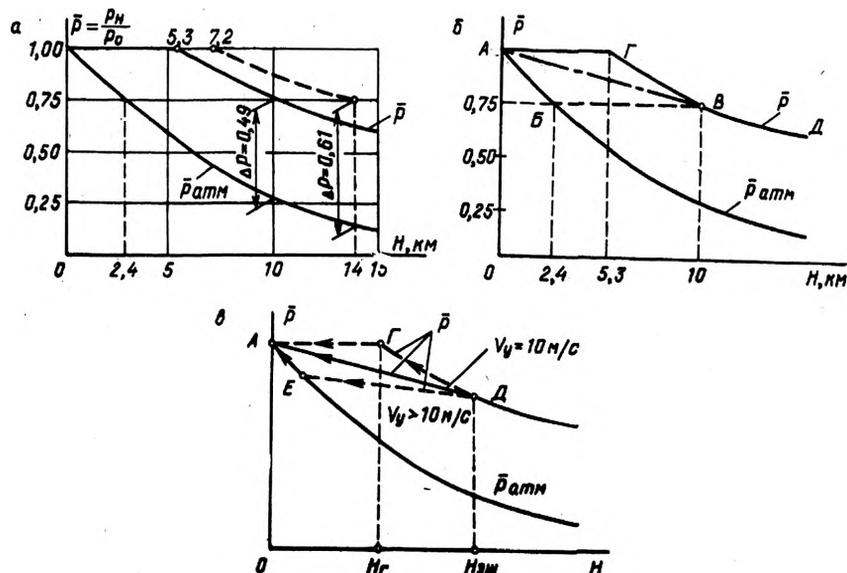


Рис. 10.6. Программа изменения давления воздуха в гермоотсеке фюзеляжа

С увеличением высоты полета $H > 2,4$ км гермоотсек изолируется от атмосферы и в нем создается избыточное давление, которое обеспечивает постоянство абсолютного давления $\bar{p}=0,75$ (отрезок кривой БВ). По этой программе на самолетах Ту-134 и Ту-154 ограничивается минимальное давление в случае разгерметизации командного прибора. Применение ее в качестве основной программы невозможно из-за существенного ограничения скорости подъема самолета на малых высотах полета: $dp/dt=24,0 \text{ Па/с}$; $V_y \approx 2-2,5 \text{ м/с}$. Это увеличивает зону интенсивного шума в районе аэропорта. В случае набора высоты со скоростью, обеспечиваемой техническими возможностями самолета, нарушается требование комфорта.

Программа, характеризуемая кривой АГВД, на низких высотах $H=0-5,3$ км обеспечивает постоянство давления воздуха $\bar{p}=1$ в гермоотсеке фюзеляжа (отрезок АГ), отсутствие градиента давления $dp/dt=0$ и ограничения V_y (максимальное удовлетворение требования комфорта). С увеличением высоты полета ($H > 5,3$ км) в гермоотсеке поддерживается постоянство избыточного давления

$\Delta p = \text{const}$ (отрезок ГВД), а градиент давления равен атмосферному. На этом участке кривой частично удовлетворяется требование увеличения коммерческой загрузки за счет уменьшения прочности и массы фюзеляжа (ограничивается рост перепада давления). Одновременно с этим увеличивается безопасность полета (в случае аварийной разгерметизации уменьшаются градиент давления и болевые ощущения в полости среднего уха). Однако здесь наблюдается снижение комфорта по причине появления градиента давления:

$$\frac{dp_{\text{атм}}}{dt} = -V_y \rho g,$$

где V_y — вертикальная составляющая скорости полета (скорость подъема), м/с;

ρ — плотность атмосферного воздуха, кг/м³.

В полете приходится ограничивать вертикальную скорость до $V_y = 2,5\text{--}6$ м/с, чтобы не допустить появления декомпрессионной болезни у физически слабых пассажиров. Эта программа используется на транспортных самолетах.

Программа, характеризуемая кривой АВД, в наборе высоты приводит к изменению абсолютного давления и созданию градиента давления в гермоотсеке фюзеляжа (отрезок АВ). При полете на эшелоне обеспечивается $\Delta p = \text{const}$ (отрезок ВД). Эта программа используется на самолете Ил-86 и является оптимальной. Она имеет меньший Δp на сравнительно низких высотах и позволяет набирать высоту или снижаться со скоростью $V_y \approx 10$ м/с, обеспечивая комфорт пассажирам.

Максимальное избыточное давление в соответствии с расчетной высотой полета колеблется от 29,43 до 61,80 кПа.

Тип самолета	Δp_{max} , кПа	Тип самолета	Δp_{max} , кПа
Ан-24	29,43	Ил-86	56,41
Як-40	39,24	Ту-154	57,88
Як-42	49,05	Ил-62	61,80
Ту-134	55,92		

На рис. 10.6,в показаны программы $\bar{p} = \bar{p}(H)$ для снижения с высоты эшелона (точка Д). Снижение при $V_y = 6$ м/с соответствует кривой ДГА. Интенсивное снижение с $V_y > 10$ м/с (кривая ДЕА) недопустимо вследствие ранней разгерметизации (точка Е) и большого градиента давления вблизи земли (отрезок ЕА). Снижение при $V_y = 10$ м/с соответствует прямой ДА и является нормальным.

Поддержание заданной программы изменения давления воздуха в гермоотсеке обеспечивается регулятором давления (см. рис. 10.1). Этот регулятор под действием датчика давления (ДД)

автоматически изменяет положение заслонки канала, по которому загрязненный воздух сбрасывается в атмосферу. Регулятор можно настраивать на земле и корректировать его работу в полете.

10.3.2. РЕГУЛЯТОРЫ ДАВЛЕНИЯ

Регулятор давления — совокупность выпускного клапана и командного прибора, автоматически выдерживающая заданную программу изменения давления воздуха в гермоотсеке $p = p(H)$ во время полета (см. рис. 10.6).

Выпускной клапан (ВК) состоит из герметического корпуса, разделенного мембраной на верхнюю и нижнюю полости (рис. 10.7). В верхней полости командным прибором (КП) поддерживается

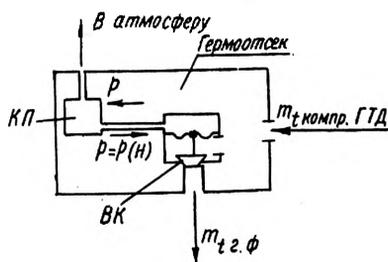


Рис. 10.7. Структурная схема регулятора давления

$p = p(H)$. Через нижнюю сбрасывается в атмосферу загрязненный воздух, массовый расход которого $m_{т.ф.}$ определяется перепадом давления на мембране и соответствующей величиной открытия ВК. В полете поддерживается постоянство расхода воздуха через гермоотсек: $m_{т.ф.} = m_{т.компр. ГТД}$ при заданном давлении. На самолете устанавливают несколько ВК в зонах туалета и буфета.

Командный прибор (КП) представляет собой небольшой герметический корпус (см. рис. 10.7), в который через калиброванное отверстие поступает воздух из гермоотсека p и выходит в атмосферу через маленькие клапаны с регуляторами, поддерживающими заданные абсолютное и относительное давления и скорость изменения давления в командном приборе и в верхней полости ВК.

На самолетах используют командные приборы в паре с выпускными клапанами (пару комплектуют в одном корпусе, например, агрегат 469) и усовершенствованные КП (например, агрегат 2077), размещаемые в кабине экипажа и имеющие дистанционное пневмоуправление несколькими выпускными клапанами.

Рассматриваемые выпускной клапан и командный прибор на самолетах ГА включают в основную и дублирующую (для надежности) пневматические системы сервоуправления замкнутого типа. Рассмотрим эти системы. Для упрощения изучения начнем с более простой и ранней системы, которая теперь является дублирующей.

10.3.3. ДУБЛИРУЮЩАЯ СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ГЕРМООТСЕКЕ

Система включается в работу при отказе основной системы.

На самолете Ту-134, например, система состоит из агрегатов 469, 1314, сигнализаторов давления и электромагнитного клапана сброса избыточного давления Δp (рис. 10.8).

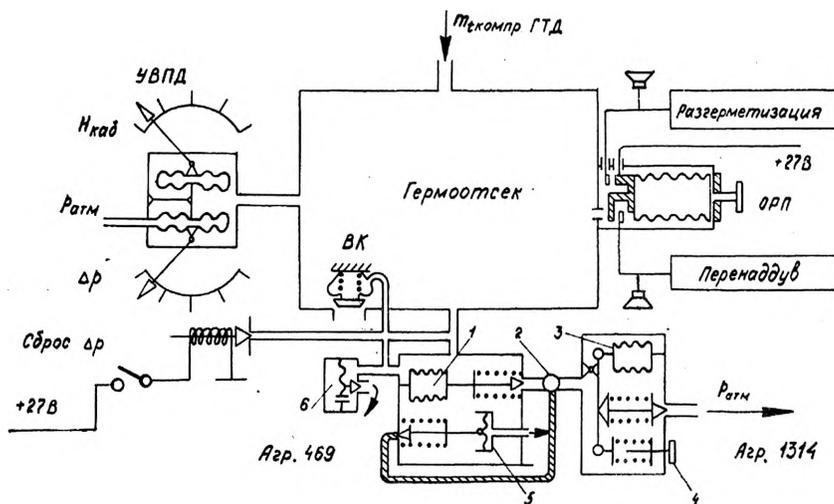


Рис. 10.8 Принципиальная схема дублирующей системы регулирования давления воздуха в гермоотсеке:

1 и 3 — вакуумированный сильфон с клапаном регулятора $p = \text{const}$ и $p_{\text{min}} = \text{const}$; 2 — трехпозиционный кран; 4 — задатчик p_{min} ; 5 — мембрана с клапаном регулятора $\Delta p = \text{const}$; 6 — демпфер с мембраной и клапаном регулятора $dp/dt = \text{const}$; ВК — выпускной клапан гермоотсека; УВПД — указатель cabinной высоты $H_{\text{каб}}$ и перепада давления Δp ; ОРП — опасная разгерметизация или перенаддув гермоотсека (звонок и светосигнальное табло)

Агрегат 469 включает командный прибор — герметический корпус, в котором размещены: вакуумированный сильфон с клапаном регулятора $p = \text{const}$ 1 и мембрана с клапаном регулятора $\Delta p = \text{const}$ 5, трехпозиционный кран 2, демпфер 6 и выпускной клапан ВК. Агрегат 1314 имеет герметический корпус с регулятором 3, обеспечивающим поддержание постоянства минимального давления воздуха в гермоотсеке, и задатчиком p_{min} 4 при полете на небольшой высоте в режиме взлета (см. рис. 10.6, б, кривая АВВД).

Сигнализаторы давления информируют экипаж о cabinной высоте $H_{\text{каб}}$, перепаде давления Δp , опасной разгерметизации и перенаддуве гермоотсека (стрелочный сигнализатор и звонок). Электромагнитный клапан с ручным включением обеспечивает экипажу

преднамеренный сброс давления путем сообщения надмембранной полости ВК с атмосферой. Он используется для разгерметизации в полете или после посадки (для беспрепятственного открытия дверей).

На взлете свежий воздух в систему не поступает ($m_{i\text{компр.ГТД}} = 0$), сильфоны 1 и 3 обжаты атмосферным давлением аэродрома вылета, а их клапаны открыты: ВК закрыт силой натяжения пружины. Вскоре сильфон 1 расширится (с уменьшением $p_{\text{атм}}$) и закроет свой клапан. Включение системы кондиционирования и поступление $m_{i\text{компр.ГТД}}$ в гермоотсек (см. рис. 10.7) повышают в нем и в КП давление, обжимается сильфон 1 и приоткрывает свой клапан. В КП, над мембраной ВК и в гермоотсеке поддерживается $p = \text{const}$, а Δp с высотой полета увеличивается (см. рис. 10.6,а, отрезок АГ). На высоте H_T в соответствии с начальной регулировкой КП и уменьшением $m_{\text{компр.ГТД}}$ сильфон 1 полностью разожмется и закроет свой клапан. Начинает работать регулятор постоянства избыточного давления (мембрана 5 с клапаном). Давление в КП, над мембраной ВК и в гермоотсеке в дальнейшем наборе высоты полета будет изменяться эквидистантно атмосферному, поддерживая $\Delta p = \text{const}$ (см. рис. 10.6,а, отрезок ГД). Избыточное давление воздуха из КП сбрасывается в атмосферу через маленькие его клапаны, открытые трехпозиционный кран 2 и агрегат 1314, а из гермоотсека — через большой выпускной клапан.

Постоянная вентиляция гермоотсека обеспечивается непрерывным потоком загрязненного воздуха через ВК. В наборе высоты и на эшелоне ВК приоткрыт. На снижении он прикрывается. В случае экстренного снижения возможно $p_{\text{атм}} > p$, и ВК открывается внешним избыточным давлением, обеспечивая $p = p_{\text{атм}} - 1,07 \text{ кПа}$ (см. рис. 10.6,а, отрезок ЕА).

В случае отказа КП (на разгерметизацию) снижается давление в нем и в надмембранной полости ВК, расширяется сильфон 3 агрегата 1314, и при $p = p_{\text{min}}$ его клапан закрывается, обеспечивая в гермоотсеке $p \geq p_{\text{атм.Н=3 км}}$ (см. рис. 10.6,б, кривая АБВ).

Демпфер 6 предупреждает заброс давления p при неравномерном поступлении свежего воздуха $m_{\text{компр.ГТД}}$ и ограничивает увеличение p при скоростном снижении самолета (см. рис. 10.6,а, отрезок ДА).

В случае разгерметизации гермоотсека в полете с последующим включением дублирующей системы давление p будет медленно восстанавливаться в течение нескольких минут (на высоте 5 км $t = 30 \text{ мин}$; $dp/dt = 24,0 \text{ Па} \cdot \text{с}^{-1}$).

Трехпозиционный кран 2 в открытом положении сообщает регуляторы $p = \text{const}$ и $\Delta p = \text{const}$ с агрегатом 1314, обеспечивая нормальную работу КП в полете. В закрытом положении — отсекает эти регуляторы от агрегата 1314 для проверки гермоотсека на герметичность. В промежуточном положении регулятор $p = \text{const}$ отсекает, а $\Delta p = \text{const}$ сообщает с агрегатом 1314 для проверки Δp на земле.

10.3.4. ОСНОВНАЯ СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ГЕРМООТСЕКЕ

Система работает постоянно в течение всего полета.

На самолете Ту-134А система состоит из агрегатов 2077, 2176, 1314, электромагнитного клапана сброса Δp (рис. 10.9) и сигнализаторов давления (см. рис. 10.8).

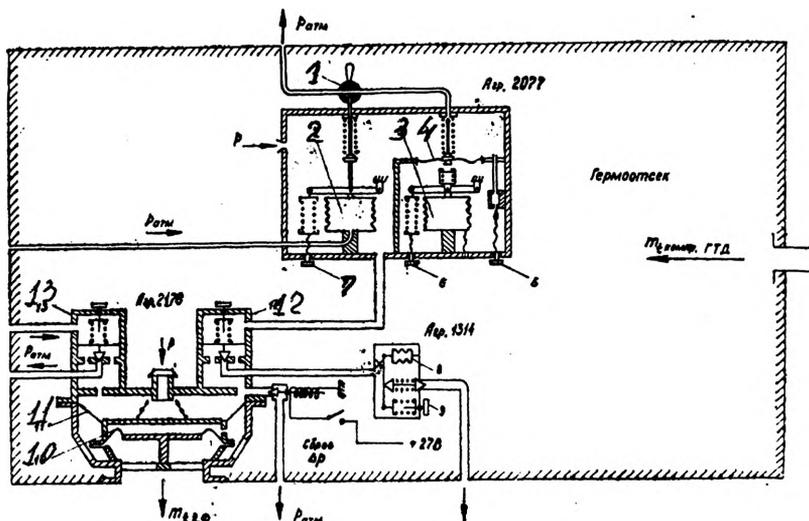


Рис. 10.9. Принципиальная схема основной системы регулирования давления воздуха в гермоотсеке:

1 — трехпозиционный кран; 2 — манометрический сиффон с клапаном регулятора $\Delta p = \text{const}$ и задатчиком 7; 3 и 8 — вакуумированный сиффон с клапаном регулятора $p = \text{const}$ и $p_{min} = \text{const}$ и с задатчиком 6 и 9; 4 — демпфер с мембраной и клапаном регулятора $dp/dt = \text{const}$ и задатчиком 5; 10 и 11 — большая и малая мембраны ВК; 12 — повторитель (усилитель) управляющего сигнала агрегата 2077; 13 — ограничитель перенадува Δp_{max}

Агрегат 2077 — командный прибор. В герметическом корпусе размещены: регулятор $\Delta p = \text{const}$ 2 с задатчиком величины Δp (расчетной высоты полета) 7 (устанавливается на земле); регулятор $p = \text{const}$ 3 с задатчиком высоты начала герметизации 6 (устанавливается в соответствии с $p_{aэродр}$); демпфер 4 с задатчиком $dp/dt = \text{const}$ 5 (устанавливается на $24,0 \text{ Па} \cdot \text{с}^{-1}$).

Снаружи, кроме задатчиков, на корпусе смонтирован трехпозиционный кран 1 для отключения основной системы в случае отказа агрегата 2077 (перекрывает выход воздуха из его регуляторов в атмосферу). Для корректирования программы $p = p(H)$ в полете КП размещен в кабине экипажа и обслуживает с помощью дистанционной пневмопроводки несколько выпускных клапанов (на рис. 10.9 показан только один ВК).

Агрегат 2176 — выпускной клапан. В его герметическом корпусе размещены: тарелочный клапан с большой 10 (увеличивает плавность клапана) и малой 11 (обеспечивает Δp) мембранами; повторитель (усилитель) управляющего сигнала 12; ограничитель перенадува 13.

Агрегат 1314 и электромагнитный клапан рассмотрены в дублирующей системе.

Агрегат 2077 принципиально аналогичен командному прибору агрегата 469, но имеет конструктивное отличие. Внутреннее пространство герметически разделено мембраной демпфера на две полости. В левой размещены: регулятор $\Delta p = \text{const}$, калиброванное отверстие, сообщающее эту полость с гермоотсеком, клапаны регуляторов, штуцер пневмопровода к надмембранной полости повторителя 12. В правой полости размещены регуляторы: $p = \text{const}$; $dp/dt = \text{const}$ и дозируемое отверстие, сообщающее между собой эти полости. Эти регуляторы имеют один общий клапан сброса избыточного давления из командного прибора в атмосферу. Плавное изменение давления в гермоотсеке и в командном приборе не вызывает перепада давления на мембране 4 и регулируется сильфонами 2 и 3. Интенсивные колебания сопровождаются перепадом давления на мембране. При забросе давления мембрана 4 прогибается вниз, дополнительно открывает общий с сильфоном клапан для быстрого сброса давления из командного прибора. Повторитель 12 повторяет и усиливает действие агрегата 2077, обеспечивает более устойчивую работу выпускного клапана (агрегат 2176) и его открытие в случае обратного перепада давления (сжимаемый поднимающимся клапаном воздух сбрасывается через клапан повторителя и агрегат 1314 в атмосферу).

Ограничитель перенадува 13 сообщает надмембранную полость ВК с атмосферой в случае отказа регулятора $\Delta p = \text{const}$ (агрегат 2077), когда $\Delta p > \Delta p_{\text{задан}}$. Открывается ВК, избыток воздуха сбрасывается в атмосферу.

В случае отказа агрегата 2077 экипаж закрывает трехпозиционный кран 1 и в работу автоматически вступает дублирующая система с агрегатом 469 (Ту-134А). На самолете Як-40 дублирующая система включается с помощью электромагнитного крана. На самолете Ан-24 аварийной системы нет. На самолетах Ан-24 и Як-40 в основной системе нет агрегата 1314 и p_{min} не ограничивается.

Информация экипажа о работе регуляторов давления обеспечивается измерительной аппаратурой (см. рис. 10.8).

Контроль за поддержанием заданной программы изменения давления воздуха в гермоотсеке осуществляет второй пилот по указателю высоты и перепада давления (УВПД). Стрелка указателя высоты кинематически связана с барометрической коробкой и при нормальной работе системы остается на нулевом делении, пока абсолютное давление в гермоотсеке поддерживается постоянным (см. рис. 10.6, в, отрезок кривой АГ). Стрелка указателя перепада давления кинематически связана с манометрической

кой коробкой; с подъемом самолета ее показания непрерывно увеличиваются, а от высоты начала поддержания постоянства избыточного давления H_r остается неподвижной и фиксирует фактический перепад давления $\Delta p = p - p_{\text{атм}}$.

В случае разгерметизации или превышения $H_{\text{мах.доп}}$, когда давление воздуха в гермоотсеке фюзеляжа становится меньше атмосферного давления, соответствующего высоте 3000 м, или перенадува срабатывает сигнализатор опасной разгерметизации или перенадува. При этом вакуумированный сильфон расширяется или сжимается и замыкает контакты электроцепи звонка и светосигнального табло «Опасная разгерметизация» или «Перенадув» (см. рис. 10.8, поз. ОРП).

10.4. РАБОТА СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

10.4.1. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА И РАБОТА СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА В ПОЛЕТЕ

Принципиальная схема типовой системы кондиционирования воздуха ближних магистральных самолетов представлена на рис. 10.10.

Запуск двигателей, руление и взлет производятся при неработающей системе: магистрали забора воздуха от компрессоров всех двигателей перекрыты заслонками 2, в кабине переключатели выключены, горит сигнализация «Надув выключен». После взлета и набора высоты круга второй пилот посредством электро-механической системы дистанционного управления включает подачу воздуха от двигателей. Воздух от компрессора ГТД проходит через обратный клапан 1, открытую заслонку 2, регулятор абсолютного давления и расхода воздуха 3 и разветвляется на две линии: холодную и горячую.

По холодной линии воздух подается в верхний короб вентиляции ($t \approx 15^\circ\text{C}$). Охлаждение воздуха при полетах летом вблизи земли осуществляется в воздухо-воздушном радиаторе (ВВР) 4 и в турбохолодильнике (ТХ) 5. При полетах на большой высоте или зимой повсеместно ТХ и ВВР полностью или частично не используются. Регулировка температуры в линии холодного воздуха осуществляется с помощью блока управления 8 и обводных заслонок с электроприводами. Электропривод (реверсивный электродвигатель) включается и выключается в зависимости от температуры на выходе из холодной линии. При установлении заданной температуры 15°C в кабине горит, например, зеленый светосигнализатор, а электроприводы заслонок обесточены. Изменение температуры воспринимается блоком управления 8, электрический импульс которого усиливается, и ток требуемой мощности поступает в обмотку электродвигателя в соответствии с изменением температуры вентиляционного воздуха. Например, в наборе высоты с уменьшением $t_{\text{атм}}$ сначала открывается обводная заслонка ТХ, после полного открытия (выключения ТХ) начинает откры-

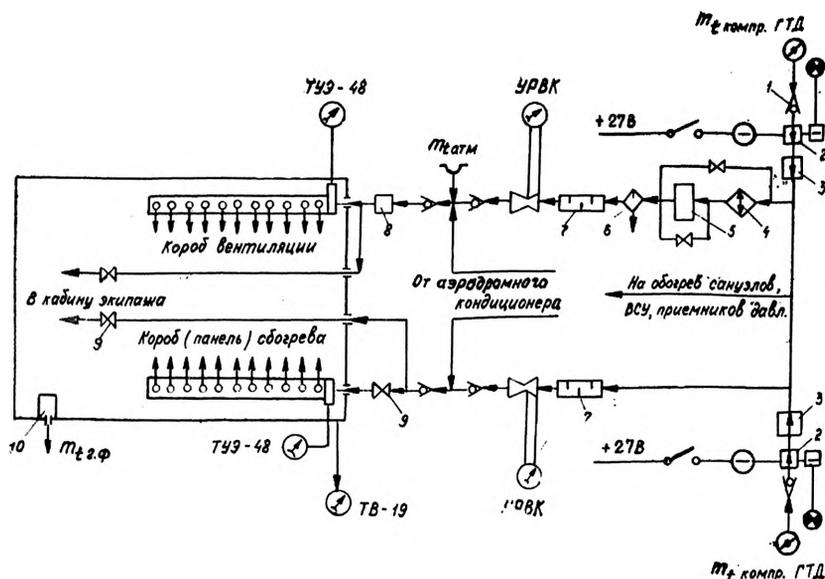


Рис. 10.10. Принципиальная схема системы кондиционирования воздуха: 1 — обратный клапан; 2 — перекрывающая заслонка с ручным электромеханическим управлением и сигнализацией наддува; 3 — регулятор абсолютного давления и расхода воздуха; 4 — воздухо-воздушный радиатор (ВВР) с обводной заслонкой; 5 — турбохолодильник (ТХ) с обводной заслонкой; 6 — центробежный влагоотделитель; 7 — глушитель шума; 8 — блок управления обводными заслонками ВВР и ТХ с приемником и датчиком температуры; 9 — проходная заслонка линии отопления; 10 — выпускной клапан (ВК)

ваться обводная заслонка ВВР. Температура вентиляционного воздуха устанавливается по желанию экипажа с помощью ручки настройки. В случае отказа автоматики регулирование температуры осуществляется вручную с помощью трехпозиционных переключателей по индикатору температуры в вентиляционном коробе ТУЭ-48.

По холодной линии в гермоотсек поступает основная масса воздуха, обеспечивающая заданную вентиляцию. Постоянство массового расхода воздуха в этой линии достигается регулятором абсолютного давления воздуха 3 с критической трубкой истечения, проходное сечение которой рассчитано на это давление и заданный расход (см. рис. 10.10 и 10.3). Контроль расхода воздуха производится мерной трубкой Вентури и указателем расхода воздуха УРВК (см. рис. 10.10 и 10.4). Направление и мощность струи истечения воздуха из короба вентиляции регулируется пассажирами, поэтому постоянство расхода здесь обеспечивается еще специальными клапанами, установленными в коробах вентиляции и открывающимися при чрезмерном дросселировании основных насадков.

В кабину экипажа вентиляционный воздух поступает по этой же линии, где он дополнительно используется на обдув стекол фонаря.

По горячей линии воздух подается в нижний короб (панели) обогрева ($t \approx 70^\circ\text{C}$). Регулировка температуры осуществляется с помощью блока управления проходными заслонками пассажирских салонов и кабины экипажа (см. рис. 10.10, поз. 9). Входной сигнал вырабатывается приемником и задатчиком температуры (аналогично холодной линии). Постоянство заданной температуры поддерживается автоматически. Мостиковая схема с проволочным теплочувствительным элементом через усилитель обеспечивает питание реверсивного электродвигателя в соответствии с изменением температуры потока. Это сопровождается изменением положения проходной заслонки, увеличением или уменьшением поступления горячего воздуха. Предупреждение чрезмерного перегрева осуществляется биметаллическим ограничителем температуры, электрические сигналы которого также воздействуют на положение проходной заслонки. Превышение максимально допустимой температуры фиксируется, например, загоранием красного светосигнализатора. В случае отказа автоматики регулирование температуры осуществляется вручную по индикаторам температуры: ТУЭ-48 ($t \approx 70^\circ\text{C}$) и ТВ-19 ($t \approx 16-20^\circ\text{C}$). Расход воздуха из горячей линии регламентируется дозирующей трубкой и контролируется по УРВК.

Ввиду большого теплоотода от носовой части фюзеляжа предусмотрен интенсивный обогрев кабины экипажа. Воздух из горячей линии поступает к ногам членов экипажа и на передние стекла фонаря, предотвращая их запотевание и обледенение. Воздух из горячей линии используется также для обогрева санузлов, приемников давления и ВСУ.

В целях сокращения расхода воздуха, отбираемого от компрессоров двигателей, на самолете Ту-134А используется панельный обогрев и рециркуляция горячего воздуха, которая сводится к подмешиванию в горячую линию воздуха из гермоотсека фюзеляжа путем эжекции.

Итак, в помещении гермоотсека, где находятся экипаж и пассажиры, подается свежий воздух $m_{\text{компр. ГТД}}$, который в результате жизнедеятельности людей загрязняется, поступает под пол и в зонах расположения передних и задних туалетов через выпускные клапаны регуляторов давления выбрасывается в атмосферу — $m_{\text{г.ф.}}$

10.4.2. РАБОТА СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ НА ЗЕМЛЕ И НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ

На земле, при взлете-посадке и в полете на малых высотах кондиционирование воздуха обеспечивается дополнительными устройствами:

— зимой кабина экипажа, пассажирские салоны и бытовые помещения заблаговременно прогреваются горячим воздухом от аэродромного кондиционера, летом — охлаждаются;

— на новых самолетах предусматривается вспомогательная силовая установка, обеспечивающая работу системы кондиционирования в период, когда отбор воздуха от компрессоров авиадвигателей запрещен;

— в начале эксплуатации самолетов Ту-134 и Ту-154 летом при полете на низкой высоте $H \leq 3$ км предусматривалась вентиляция гермоотсека атмосферным воздухом, который под действием скоростного напора нагнетался через воздухозаборник, расположенный в комлевой части кия;

— на самолетах, имеющих принудительную обдувку ВВР, в жаркую погоду разрешается на земле включать систему кондиционирования при работающих двигателях. Принудительная обдувка ВВР достигается эжекцией продувочного воздуха струей воздуха компрессоров авиадвигателей или потоком, создаваемым вентилятором ТХ.

10.4.3. КИСЛОРОДНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Система кислородного питания предназначена для увеличения количества кислорода, а следовательно, и его парциального давления во вдыхаемом воздухе.

На всех транспортных самолетах имеются системы кислородного питания для экипажа, включающие стационарные кислородные баллоны, кислородные приборы, индикаторы, дымозащитные маски, трубопроводы. При продолжительном (более четырех часов) полете на большой высоте или при разгерметизации экипажу рекомендуется пользоваться кислородом. Это повышает работоспособность экипажа и безопасность полета и посадки. В случае внезапной разгерметизации он не испытывает шока и немедленно производит экстренное снижение, уменьшая время кислородного голодания пассажиров. При этом часть наиболее слабых пассажиров также пользуются кислородом. Пассажиры получают кислородное питание от переносных устройств, находящихся в ведении бортпроводников. На межконтинентальных транспортных самолетах, совершающих длительные полеты над водой, все пассажиры в случае разгерметизации обеспечиваются кислородом так же, как и экипаж, от стационарной системы кислородного питания (Ил-62, Ил-86). Это позволяет продолжать полет на большей высоте, что увеличивает дальность полета и снижает вероятность вынужденной посадки на воду вследствие выработки топлива.

Для предупреждения взрыва запрещено курить вблизи чело-века, пользующегося кислородом, стравливать кислород в гермоотсек перед вынужденной посадкой, вылетать на самолете с негерметичной кислородной системой или произвольным истечением кислорода из маски.

10.5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

10.5.1. ЭКСПЛУАТАЦИЯ НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ

Предполетная подготовка системы кондиционирования воздуха выполняется в процессе внешнего и внутреннего осмотра ВС.

При внешнем осмотре самолета необходимо убедиться в том, что сняты заглушки с воздухозаборников и выходных патрубков ВВР, ТХ и ВК. В кабине производится осмотр приборов и рычагов ручного управления в целях выявления их исправности, правильного положения и наличия соответствующей сигнализации. Так, например, переключатели заслонок включения системы должны быть выключены, что подтверждается светосигнальным табло: «Наддув выключен». Переключатель «Сброс Др» законтрен в выключенном положении. Заслонки обдува стекол фонаря кабины экипажа закрыты. Трехпозиционный кран КП «Включен» и законтрен, установлены требуемые давление, перепад и скорость изменения давления, температуры воздуха в холодной и горячей линиях. При этом Др и р в эксплуатации, как правило, не меняются, а начало герметизации задается в соответствии с высотой включения системы. На командном приборе устанавливают давление $p = p_{\text{аэроп}} - (0,67 - 1,33) \text{ кПа}$.

Кроме того, проверяется размещение, комплектность и исправность переносных и стационарных кислородных приборов. Зарядка кислородных баллонов должна быть в пределах 2,8—3,0 МПа.

Перед выруливанием требуется проверить сигнализацию разгерметизации и перенадува, работу системы кондиционирования от двигателей и ВСУ.

В жаркую (холодную) погоду гермоотсек охлаждают (подогревают) и вентилируют с помощью аэродромного кондиционера, ВСУ, авиадвигателей. Для предупреждения создания избыточного давления открывают форточки кабины экипажа.

Перед взлетом системы кондиционирования от ВСУ и ГТД выключают. После взлета и перевода ГТД на номинальный режим включают систему кондиционирования, выдерживают 20—60 с (время выхода системы на установившийся расход свежего воздуха) и включают автоматическое регулирование температуры.

Для выдерживания заданной скорости нарастания давления ($24 \text{ Па} \cdot \text{с}^{-1}$) включение системы выполняют импульсами (если нет специального автомата) так, чтобы скорость нарастания каabinной высоты по варномеру не превышала 2 м/с.

В полете второй пилот следит за работой системы (периодически контролирует показания приборов). В случае отказа автоматики используют ручное управление.

Перед снижением устанавливают КП на барометрическое давление аэропорта посадки. Если полет продолжался более 4 ч или была разгерметизация и при менее продолжительном полете, тогда надевают маски и пользуются кислородом.

При заходе на посадку после четвертого разворота (перед входом в глиссаду) плавно выключают систему кондиционирования. В случае вынужденной посадки вне аэродрома заблаговременно выключают систему и производят разгерметизацию гермоотсека (на $H \geq 1500$ м). При наличии избыточного давления после посадки открывают форточки или клапан «Сброс Δp » (см. рис. 10.8 и 10.9). В жаркую (холодную) погоду включают вентиляцию (обогрев) гермоотсека на земле от ГТД или ВСУ.

На новых самолетах (Ту-154, Ил-86, Як-42) систему кондиционирования от ГТД на взлете и посадке не выключают. Рекомендуется только вручную уменьшить расход отбираемого от компрессоров воздуха, а после взлета (приземления) переключить систему на «Автомат». Начало герметизации на этих самолетах определяется атмосферным давлением аэропорта вылета. На командном приборе устанавливают $p = p_{\text{аэроп.}}$

10.5.2. ХАРАКТЕРНЫЕ ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ

После включения наддува увеличивается кабинная высота при нулевом перепаде давления — гермоотсек не наддувается. Причины: нет герметизации (включен «Сброс Δp », неисправны КП или ВК, открыты дверь или люк, заклинены перекрывные заслонки). Необходимо устранить неисправность или перейти на дублирующую систему. В случае чрезмерной разгерметизации производят экстренное снижение до безопасной высоты полета (3000—4000 м). При снижении обратный перепад давления по УВПД не должен превышать 2,0 кПа.

В наборе высоты или на эшелоне резко увеличилось давление. Причины: трехпозиционный кран находится в выключенном положении, отказал КП или ВК (их клапаны закрыты), потеря герметичности трубопроводов. Необходимо включить трехпозиционный кран КП, перейти на дублирующую систему, уменьшить или перекрыть наддув. В крайнем случае снизиться до безопасной высоты и включить «Сброс Δp ». После восстановления нормального давления выключить «Сброс Δp », включить наддув и при нормальных показаниях продолжать полет на этой высоте. Устранять неисправность в системе регулирования давления в полете не разрешается.

Неправильная установка задатчика или отказ регулятора скорости изменения давления сопровождается либо увеличением градиента давления воздуха гермоотсека и болевыми ощущениями, либо уменьшением градиента и преждевременной разгерметизацией (см. рис. 10.6, в, кривая ДЕ).

10.5.3. НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ

Несоответствие фактической температуры нагнетаемого свежего воздуха заданной. Причины: неисправно или не включено авто-

матическое регулирование температуры (АРТ), неисправны обводные или проходные заслонки. Необходимо проверить положение переключателей, перейти на ручное управление, уменьшить или полностью закрыть наддув.

В случае появления запаха гари или дыма поочередным закрытием перекрывных заслонок определяют источник загрязнения и выключают его. В крайнем случае производят снижение, закрывают наддув, включают вентиляцию на малых высотах и открывают форточки для удаления дыма из кабины экипажа в целях обеспечения безопасной посадки.

10.5.4. КОНСТРУКТИВНЫЕ НЕДОСТАТКИ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

В результате конструктивных недостатков появляются:

- заедание перекрывных заслонок, обратных клапанов и отказ запуска двигателей (см. рис. 10.10);
- отказ электродвигателей заслонок;
- заедание регулятора давления и расхода свежего воздуха и разрушение вакуумированного сильфона;
- нарушение герметичности и прогар трубопроводов;
- трещины термокомпенсаторов, предназначенных для снятия температурных напряжений трубопроводов горячего воздуха;
- внутренние разрушения ВВР, ТХ и влагоотделителя;
- недостаточная эффективность и долговечность турбохолодильника;
- неустойчивость в работе и сильный шум командного прибора и выпускных клапанов.

Временно устойчивость в работе системы кондиционирования самолета Ан-24 (на взлете-посадке, подъеме-снижении) обеспечивают ручной регулировкой, изменяя положение перекрывной заслонки и $m_{\text{компр. ГТД}}$ так, чтобы скороподъемность по варномеру не превышала 2 м/с;

— ступенчатый характер изменения давления воздуха гермоотсека в наборе высоты (см. рис. 10.6,б, кривая АГВД). Этот недостаток ликвидируют совершенствованием в основном командного прибора

В заключение отметим, что наибольшую опасность для людей представляют: интенсивная разгерметизация гермоотсека фюзеляжа; перенаддув гермоотсека; чрезмерный обратный перепад давления воздуха; превышение предельной температуры свежего воздуха.

Безопасность, определяемая системой кондиционирования, обеспечивается: квалификацией экипажа и надежностью системы, которая повышается: автономными подсистемами подачи свежего воздуха; дублированием системы регулирования давления; резервированием основных элементов системы регулирования давления; ограничением предельной температуры свежего воздуха.

10.6. РАЗВИТИЕ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Система кондиционирования с отбором воздуха от компрессоров авиадвигателей является относительно простой и легкой. Однако в ней не исключено загрязнение воздуха продуктами испарения масла и сгорания топлива, кроме того, здесь создаются трудности, связанные с регулированием режимов работы двигателей и поддержанием постоянства расхода воздуха в системе. Поэтому в последнее время появляются системы кондиционирования, свежий воздух которых нагнетается специальными компрессорами, приводимыми в действие либо авиадвигателями, либо турбогенераторами, вращаемыми сжатым воздухом компрессоров авиадвигателей.

Для обеспечения ускоренного выхода системы кондиционирования на заданный температурный режим в жаркое время года увеличивают частоту вращения турбинки ТХ до 1666 Гц с понижением температуры воздуха на 100°С (вместо 50°С) или заменяют турбоохладитель на фреоновую установку.

Для увеличения надежности регулирования давления и расхода свежего воздуха пневморегуляторы (см. рис. 10.3) заменяют пневмоэлектрическими. В них разность давлений, замеренных в широком и узком сечениях трубопровода, преобразовывается в электрический сигнал. Этот сигнал поступает в соответствующую обмотку реверсивного электродвигателя, который изменяет положение проходной заслонки. Кроме того, к этим регуляторам добавляют автоматы плавного выхода на режим при включении системы и изменении тяги авиадвигателей.

Принципиальным изменениям подвергается система регулирования давления воздуха гермоотсека. Первоначально это давление регулировалось командным прибором и выпускным клапаном, смонтированными в одном блоке, что обеспечивало минимальные потери мощности управляющего пневмосигнала в коротких каналах и устойчивую работу блока. Однако работу такого регулятора давления невозможно было приводить в соответствие с атмосферным давлением аэропортов взлета и посадки и скоростью вертикального маневрирования самолета.

Для обеспечения задания программы изменения давления воздуха экипажем на земле и корректировки ее в полете командный прибор перенесли в кабину экипажа. Длинный пневмопровод (между КП и ВК) уменьшил мощность пневмосигнала, отчего появились запаздывание и неустойчивая работа ВК.

В целях оптимизации программы изменения давления и работы системы на самолетах Ил-86 и Як-42 внедрена принципиально новая пневмоэлектрическая система (рис. 10.11). На входе в систему пневмоэлектрические датчики преобразовывают пневмосигналы (например, $p_1 - p_2$) в электрические (см. рис. 10.11,б). Эти сигналы пневмоэлектрических датчиков p , Δp , \bar{p} поступают в электронный командный прибор ЭКП и сравниваются с соответствующими

щими сигналами задатчиков p_3 , Δp_3 , \dot{p}_3 (в кабине экипажа). В результате вырабатываются электрические управляющие сигналы, которые усиливаются, передаются на большие расстояния (к выпускным клапанам). Там поступают в электропневмопреобразова-

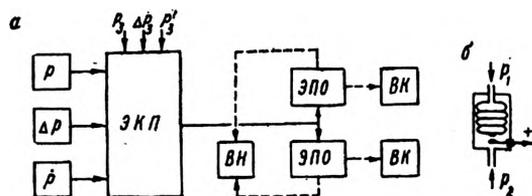


Рис. 10.11. Схема электропневматической системы регулирования давления воздуха в гермоотсеке (а) и пневмоэлектрического датчика (б): p , Δp , \dot{p} — пневмоэлектрические датчики; p_3 , Δp_3 , \dot{p}_3 — электрические задатчики; ЭКП — электронный командный прибор; ВН — вакуумный насос; ЭПО — электропневмопреобразователь; ВК — выпускной клапан (пневматический); — — — — электропровод; — — — — пневмопровод.

тели (ЭПО) и превращаются в пневмосигналы, которые управляют ВК. Эта система обеспечивает плавное изменение давления воздуха в гермоотсеке на этапе набора высоты (см. рис. 10.6, б, кривая АВД), быстродействие, надежность и высокую точность регулирования. Однако, для ее работы необходимы внешние энергетические источники: электрический (для электродистанционного управления) и механический привод вакуумного насоса (для обеспечения работы системы на малых высотах и контроля исправности системы на земле при неработающих двигателях).

В качестве дублирующей системы здесь используют рассмотренную в п. 10.3.4 основную пневматическую систему.

Глава 11. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

11.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Обледенение ВС — образование льда на поверхности самолета (вертолета) в полете и на земле.

Обледенение происходит в условиях капельно-жидкостной облачности при температурах от 0 до минус 50°С. При полете в такой облачности на передних кромках планера самолета (вертолета) образуется лед. С увеличением скорости полета дозвукового самолета увеличивается площадь смачиваемой поверхности и обледенение становится более интенсивным.

Обледенение планера сопровождается уменьшением аэродинамического качества, ухудшением устойчивости, управляемости и видимости, увеличением полетной массы и тряски ВС. Куски льда, срывающиеся с воздухозаборников, разрушают компрессор и выводят из строя авиадвигатель.

Безопасность полета в этих условиях достигается с помощью противообледенительной системы (ПОС), которая предупреждает обледенение или удаляет лед с защищаемой поверхности, сохраняя летные свойства ВС. Она действует эффективно и безотказно при обледенении любой интенсивности. Обладает минимальной энергоемкостью, живучестью, долговечностью, легкостью и простотой в эксплуатации.

Защита ВС от обледенения складывается из конструктивных и организационно-технических мероприятий, направленных на обеспечение безопасности полетов ВС в условиях обледенения на всех эксплуатационных высотах и скоростях полета.

На самолетах (вертолетах) от обледенения защищают предкрылки, носовые части крыла и оперения, воздушные винты, воздухозаборники и направляющие аппараты двигателей, остекление кабины экипажа, приемники полного и статического давления, датчики углов атаки и сигнализаторов обледенения. Подогревают аккумуляторы и машины автопилота.

На ВС ГА используют различные ПОС. В табл. 11.1 дана классификация этих систем: их наименование, принцип действия, характеристика и защищаемые объекты. Рассмотрим наиболее перспективные: воздушно-тепловую, электротепловую и электроимпульсную ПОС циклического действия.

Таблица III.1

Наименование противобледенительной системы	Принцип действия системы — удаление льда воздушным потоком и:	Недостатки системы	Положительные стороны системы	Применение
Воздушно-тепловая	Подогревом обшивки	Уменьшает тягу двигателей, что ограничивает ее применение на взлете и на большой высоте полета	Высокая эффективность	На самолетах для защиты крыла, оперения, воздухозаборников двигателей
Электротепловая	Подогревом обшивки	Большая энергоемкость. Недостаточная надежность. Невозможен ремонт секций	Простота автоматизации*	На ВС для защиты крыла, винтов, оперения, остекления фонаря кабины экипажа
Электронимпульсная	Вибрацией обшивки	Возможно появление устойчивых трещин защищаемой обшивки	Высокая эффективность, простота автоматизации, незначительная масса	На ВС для защиты крыла, оперения, воздухозаборников двигателей
Механическая	Деформацией протектора	Неэффективна при интенсивном обледенении. Нарушает внешний профиль агрегата Уязвима и неготововечна в эксплуатации		Для защиты крыла и оперения на самолете Л-410
Жидкостная	Уменьшением сцепления льда с обшивкой	Большая масса смеси и неравномерность распределения по защищаемой поверхности. Ограничено время действия		На вертолетах для защиты лопастей винтов и остекления фонаря кабины экипажа

11.2. ВОЗДУШНО-ТЕПЛОВАЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

На самолетах и вертолетах ГА воздушно-тепловая противообледенительная система используется для защиты большинства перечисленных в п. 11.1 агрегатов. Рабочим телом системы является воздух, отбираемый от компрессоров авиадвигателей.

При включении, например, противообледенительной системы воздухозаборника двигателя (рис. 11.1) горячий воздух через открытую заслонку устремляется в эжектор, смешивается с атмосферным воздухом и поступает внутрь передней части воздухозаборника, обогревает ее и выходит в подкапотное пространство.

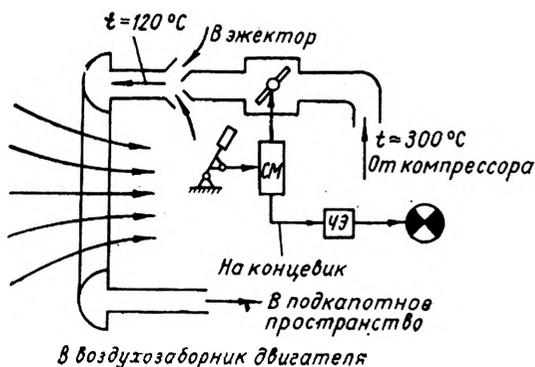


Рис. 11.1. Схема обогрева воздухозаборника двигателя

Противообледенительная система крыла и оперения (рис. 11.2) в принципе аналогична рассмотренной. Теплый воздух из распределительного коллектора 10 проходит между двойной обшивкой носка крыла 11, обогревает его и выходит в пространство между передней дополнительной стенкой 8 и стенкой переднего лонжерона 9. Исползованный воздух отсасывается через жабры 7 в законцовке крыла (оперения) в атмосферу. Воздушно-тепловая ПОС одновременно обогревает все носки агрегатов планера по всему размаху.

В отличие от рассмотренной системы в конструкторском бюро О. К. Антонова разработана секционная микроэжекторная воздушно-тепловая система циклического действия с «тепловым ножом по передней кромке». В ней обеспечивается посекционный обогрев носков. Это значительно сокращает расход воздуха. Существенная экономия расхода воздуха достигается также введением микроэжекторных устройств (рис. 11.3), обеспечивающих рециркуляцию теплого воздуха, а следовательно, и более полное использование тепла, отбираемого от компрессоров воздуха. Кроме того, микроэжекторные устройства повышают равномерность

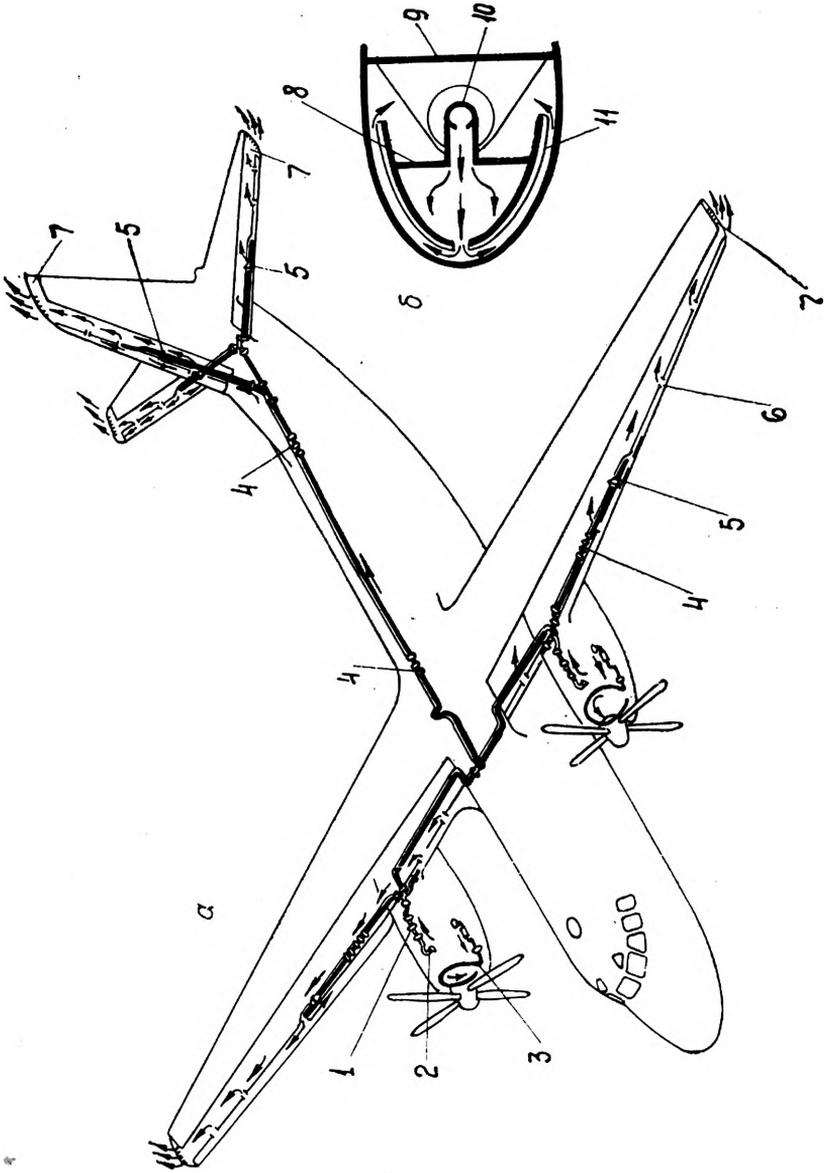


Рис. 11.2. Схема воздушно-тепловой противообледенительной системы самолета Ан-24:

a — расположение системы на самолете: 1 — заслонка; 2 — приемный патрубок компрессора; 3 — обогрев воздухозаборника двигателя; 4 — термокомпенсатор; 5 — эжектор; 6 — выход использованного воздуха; 7 — законцовка с жабрами; 8 — носовая часть крыла (оперения); 8 — передняя дополнительная стенка; 9 — передний лонжерон; 10 — распределительный коллектор; 11 — двойная обшивка носовой части

обогрева носка по размаху. По хорде крыла наиболее сильный нагрев происходит в зоне ребра атаки, что предотвращает появление спайки льда 4. С этой же целью обеспечивают наличие незначительного потока воздуха из насадков и в период охлаждения секции, для чего предусматривается щель при закрытом положении заслонки подачи горячего воздуха в коллектор секции. Постоянный обогрев передних кромок получил специальное название «тепловой нож по передней кромке». Управление заслонкой осуществляется с помощью электросистемы или пневмосистемы, отличающейся быстродействием исполнительных элементов. Команды вырабатываются специальным программным механизмом.

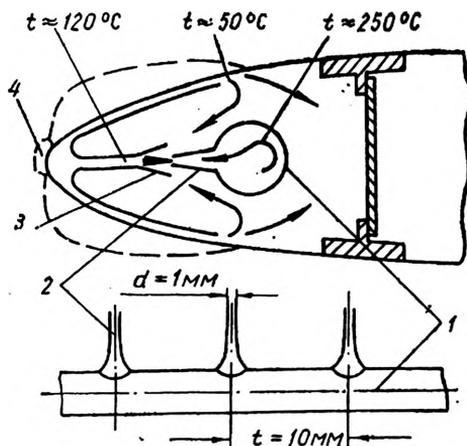


Рис. 11.3. Схема носовой части крыла (оперения) с микроэжекторной противообледенительной системой: 1 — распределительный коллектор; 2 — насадки; 3 — эжектор; 4 — спайка льда

Надежность работы системы в случае отказа двигателя обеспечивается воздухом, отбираемым от работающего двигателя.

На ВС с поршневыми двигателями воздушно-тепловая противообледенительная система обеспечивается атмосферным воздухом, подогреваемым в калориферах теплом выхлопных газов двигателей. Однако такая система малоэффективна и ненадежна.

11.3. ЭЛЕКТРОТЕПЛОВАЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

На самолетах и вертолетах с ГТД электротепловая противообледенительная система используется для защиты лопастей и коков втулок воздушных винтов, остекления фонаря кабины экипажа, заборников полного и статического давления, датчиков углов атаки и сигнализаторов обледенения, а также для обогрева аккумуляторов и машин автопилота. Кроме того, на самолетах Ту-134 эта система защищает стабилизатор, на Ту-154 — предкрылки, а на самолете Ил-18 — крыло и оперение.

Нагревательные элементы крыла и оперения питаются от бортовой сети постоянного тока 27 В, а нагревательные элементы лопастей коков винтов и остекления фонаря кабины экипажа — от бортовой сети переменного тока 115 В.

Суммарная потребляемая мощность такой противообледенительной системы намного превышает располагаемую мощность бортовых источников электроэнергии. Поэтому нагревательные элементы винтов, крыла и оперения разбивают на отдельные секции и ставят их под напряжение поочередно. В целях обеспечения аэродинамической симметрии включение секций обогрева винтов и консолей крыла осуществляется симметрично. Например, одновременно обогреваются винты внешних двигателей, потом винты внутренних двигателей или концевые секции крыла, а потом — концевые. Очередность включения секций обогрева достигается с помощью специальных программных механизмов винтов, крыла и оперения.

Программный механизм представляет собой набор кулачковых шайб на общем валике, который через редуктор кинематически связан с электродвигателем. Включение электродвигателя осуществляется из кабины при обледенении. Кулачковые шайбы через заданные интервалы времени с помощью концевых выключателей обеспечивают включение и выключение секций.

Посекционный обогрев уменьшает потребляемую мощность и энергоемкость противообледенительной системы. За время охлаждения секции на ее поверхности образуется ледяная корочка, которая уменьшает теплотери в воздушный поток. Это уменьшает количество энергии на разогрев поверхности. Кроме того, здесь, как и в воздушно-тепловой системе, не требуется полностью плавить лед. Достаточно только уменьшить его силы сцепления с обшивкой, как скоростной напор воздушного потока срывает лед.

Электронагревательные элементы позволяют легко подбирать мощность нагрева в зависимости от интенсивности обледенения по хорде или размаху. В случае необходимости они допускают применение «теплого ножа», например стабилизатора, что гарантирует от обледенения и обеспечивает необходимую продольную устойчивость и управляемость при выпуске закрылков.

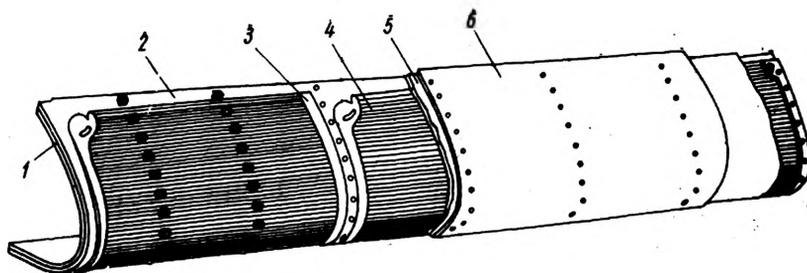


Рис. 11.4. Конструкция носовой части крыла с электронагревательным элементом:
1 и 6 — внутренняя и внешняя обшивка; 2 и 5 — электронизоляция (стеклоткань);
3 — шина; 4 — нагревательный элемент (константановая проволока $d=0,15$ мм)

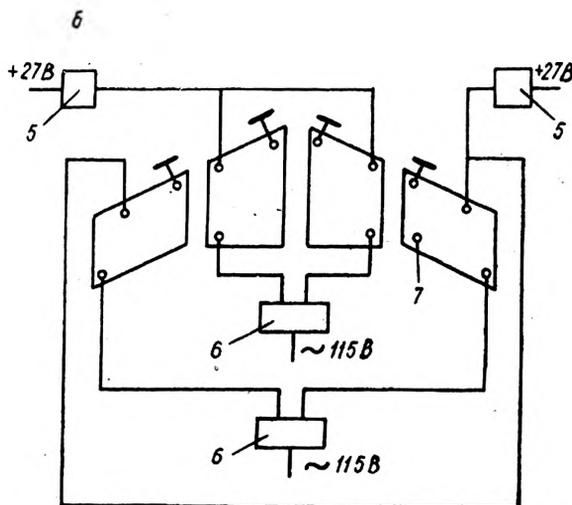
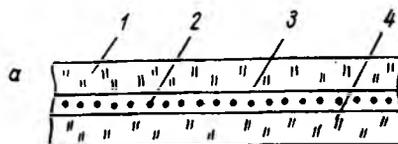


Рис. 11.5. Принципиальная схема электрообогрева остекления фонаря кабины экипажа:
а — нагревательный элемент: 1 — наружное стекло; 2 — константановая проволока (токопроводящая пленка); 3 — пленка «бутафоль»; 4 — внутреннее стекло;
б — электросхема обогрева стекол: 5 — автомат обогрева стекол (АОС); 6 — повышающий трансформатор; 7 — термистор

Периодический обогрев секций винтов переменным током 115 В большой мощности и соответствующая сигнализация обеспечиваются электроцепью 27 В малой мощности, контакторами и программным механизмом.

Нагревательные элементы винтов, крыла, оперения и остекления фонаря кабины экипажа принципиально одинаковы — токопроводящий слой с двусторонней электроизоляцией и шинами провода тока. Например, носовая часть представляет собой многослойную спрессованную и склепанную конструкцию толщиной порядка 3 мм (рис. 11.4). С внутренней стороны установлены термовыключатели, предотвращающие перегрев и коробление обшивки в случае отказа автоматики.

Обогреваемый участок лопасти винта составляет около 20% по хорде и 60% по длине лопасти. Концевые участки вследствие аэродинамического нагрева и больших центробежных сил не обледеневают. Ленточные нагревательные элементы винта прикрываются защитным кожухом и питаются переменным током через вращающиеся контактные кольца и токосъемники.

Нагревательные элементы остекления фонаря кабины экипажа выполняют проволочными ($d=0,03$ мм) или пленочными. Их вклеивают с помощью бутафоля между стеклами (рис. 11.5,а). Там же помещают датчики температуры (термисторы), обеспечивающие автоматическое регулирование температуры стекла в пределах $(35 \pm 5)^\circ\text{C}$. Система обогрева стекол (рис. 11.5,б) имеет цепь управления, работающую на постоянном токе 27 В, и цепь обогрева, работающую на переменном токе 115 В. Кроме электрообогрева, обледенение остекления фонаря кабины экипажа предотвращается внутренним обдувом стекол горячим воздухом системы кондиционирования и стеклоочистителями, установленными снаружи.

11.4. ЭЛЕКТРОИМПУЛЬСНАЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Система разработана в конструкторском бюро С. В. Ильюшина. Лед удаляется с помощью упругих колебаний обшивки. Колебания возбуждаются индуктором под действием периодических электрических импульсов. По сравнению с рассмотренными системами эта система более эффективна, экономична, проще, легче, исключает образование барьерного льда (не подплавляет его, а сбрасывает сухим), перспективна. Используется для защиты предкрылков самолета Ил-86.

11.5. СПОСОБЫ БОРЬБЫ С ОБЛЕДЕНЕНИЕМ САМОЛЕТА НА СТОЯНКЕ

Обледенение самолета на стоянке наблюдается в осенне-зимний период. Взлетать на обледеневшем самолете запрещено. Известны случаи, когда экипажи, не придавая этому предупрежде-

нию серьезного значения, производили взлет. И если он завершился благополучно, то продолжать полет оказывалось невозможно вследствие неудовлетворительной устойчивости и управляемости самолета. С большим риском такие полеты заканчивались вынужденными посадками, так как все надежды на ликвидацию обледенения скоростным напором воздушного потока или с помощью противообледенительной системы не оправдывались.

В целях предохранения планера от обледенения самолет зачекляют, а воздухозаборники, воздухоотводящие патрубки и каналы закрывают заглушками или специальными чехлами. После выюги самолет расчехляют для удаления снега и льда.

Снег и иней с планера удаляют волосяными щетками или резиновыми скребками. На стационарных аэродромах лед удаляют подогретой до 50—60 °С водой (если температура наружного воздуха около 0 °С), а при морозе — теплой смесью воды с жидкостью ЭАФ (эфиро-альдегидная фракция) или «Арктикой». Допускается удаление льда реактивной струей списанного газотурбинного авиадвигателя. Температура газа вблизи планера не должна быть выше 70 °С.

После удаления льда осматривают щелевые зазоры рулей, элеронов, триммеров, кронштейны и узлы их подвески и подключения тяг управления, проверяют отклонение рулей и триммеров, осматривают шарнирные соединения шасси и концевые выключатели.

11.6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Сигнализация обледенения (СО) самолетов и двигателей осуществляется специальными датчиками и обнаруживается визуальным наблюдением за состоянием специальной стойки (впереди фонаря кабины экипажа).

Датчики СО большинства самолетов ГА состоят из приемников полного и статического давления, действующих на мембрану. Перепад этих давлений прогибает мембрану и размыкает электроцепь светосигнализаторов «Обледенение», «Обледенение двигателя». В случае обледенения закупоривается приемник полного давления, мембрана прогибается в противоположную сторону, замыкая электроцепь СО и обогрева приемника. Экипаж должен включать ПОС. В зоне обледенения СО работает циклично.

Однако эти датчики СО недостаточно надежны. Поэтому на самолетах Ан-24, Ту-134, Ту-154 установлен радонизотопный сигнализатор обледенения самолета (РИО-3). На самолетах Ил-76Т и Ил-86 — сигнализатор-интенсиметр, батареи термопар и электронного блока которого выдают сигналы начала, конца и интенсивности обледенения на светосигнальные табло: «Обледенение самолета», «Обледенение двигателя», «Обледенение». Датчики включаются автоматически при отрыве самолета и автоматически

выключаются при посадке. Сигнализацию обледенения проверяют перед вылетом нажатием специальной кнопки.

В процессе предполетной подготовки ВС необходимо убедиться в отсутствии повреждений, налипания грязи, снега и обледенения на:

- обшивке планера;
- узлах подвески и стопорения рулей, элеронов, триммеров и средств механизации крыла;
- воздухозаборниках двигателей, систем дренажа топливных баков, приборного оборудования;
- шарнирных соединениях и блокировочных устройствах шасси;
- остеклении фонаря кабины экипажа.

В кабине экипажа проверяют положение выключателей противообледенительных устройств агрегатов, сигнализацию наступления обледенения и включения ПОС.

В условиях низких температур и большой влажности противообледенительные устройства воздухозаборников двигателей и воздушных винтов включают на стоянке вручную. После чего производят пробу двигателей, выруливание и взлет. ПОС крыла и оперения включают вручную или автоматически после отрыва. Противообледенительную защиту двигателей, винтов и планера выключают после выхода из зоны возможного обледенения. Несвоевременное выключение системы обогрева крыла и оперения может привести к короблению обшивки.

Если взлет производится в нормальных климатических условиях, то в полете ПОС двигателей, винтов и планера проверяют кратковременным ручным включением (не более 8 мин) в начале и в конце полета на эшелоне. Проверка работы ПОС также возможна кратковременным включением ее на стоянке.

В полете защищаемые поверхности планера периодически осматривают через смотровые окна с использованием специальных фар ночью.

В случаях:

- отказа ПОС воздухозаборников двигателей — производят посадку на основной или запасной аэродром;
- появления трещин в стеклах — выключают их обогрев;
- прогара секций электротепловой ПОС — продолжают полет до очередного аэропорта посадки (продолжение рейса возможно после замены этой секции);
- полета на большом эшелоне — не включают воздушно-тепловую ПОС;
- неисправности гермовывода возможно обледенение проводки управления (водяные пары струи теплого воздуха из гермоотсека конденсируются на холодной проводке и замерзают) — изредка поочередно перемещают РУД;

Самолет Як-18Т не оборудован ПОС. Полеты в условиях обледенения запрещены. В случае попадания в зону обледенения

(снегопада) происходят обледенение и тряска винта (удаление льда возможно увеличением частоты вращения винта), обледенение ПВД (предупреждают включением обогрева), замерзание стекол фонаря (снег удаляют включением стеклоочистителя), замерзание воды в сотах маслорадиатора и разрушение сот (на рулени закрывают створку, а на стоянке соты продувают).

В заключение отметим, что дальнейшее увеличение скорости полета магистральных самолетов ГА будет сопровождаться аэродинамическим нагревом и уменьшением опасности обледенения планера в крейсерском режиме полета. Обледенение будет возможно только на аэродроме и взлете-посадке.

Глава 12. БЫТОВОЕ И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Бытовое и аварийно-спасательное оборудование ВС размещают в гермоотсеке фюзеляжа для обеспечения комфорта и спасения людей в аварийной ситуации. Многие элементы этого оборудования конструктивно объединены с фюзеляжем и изучены в гл. 4. В этой главе рассмотрена специфика их устройств и эксплуатации.

12.1. СИСТЕМА ВОДОСНАБЖЕНИЯ И УДАЛЕНИЯ ОТБРОСОВ

Система в целом (рис. 12.1) состоит из трех подсистем:

- водоснабжения;
- удаления отходов;
- обогрева элементов системы.

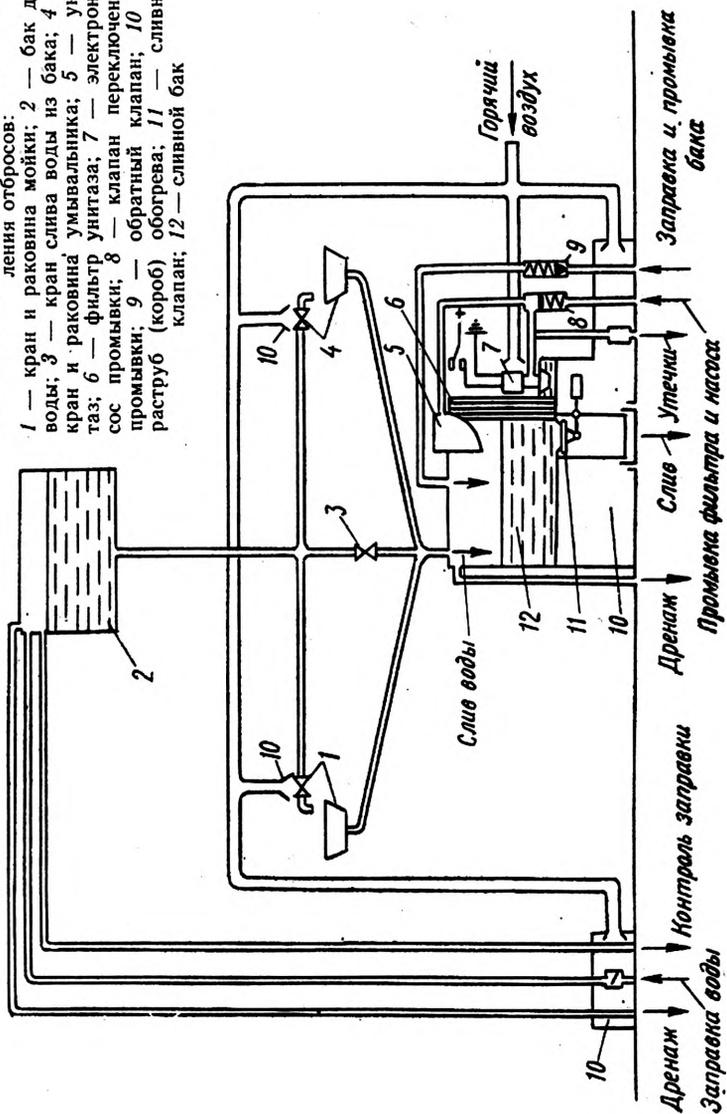
Подсистема водоснабжения состоит из бака 2; трубопроводов; штуцеров дренажа, заправки и контроля заправки на водозаправочной панели правого борта фюзеляжа; кранов и раковин мойки 1 и умывальника 4; крана слива воды 3 из бака 2. Бак размещают под верхним сводом фюзеляжа, чтобы вода к мойке буфета, умывальника туалета и на слив поступала самотеком. Уровень воды в баке контролируют с помощью поплавкового указателя на стенке бака. На магистральных самолетах воду, поступающую в умывальники и на мойку, можно нагревать в электроподогревательных бачках до 40—50 °С.

Подсистема удаления отходов замкнутая, рециркуляционного действия. Основным агрегатом подсистемы является сливной бак 12, разделенный фильтром 6 на левую полость (химжидкость с отбросами) и правую с чистой химжидкостью для промывки унитаза 5. В верхнюю часть бака вмонтированы штуцера дренажа, слива воды и заправки химжидкости, а в нижнюю — сливной клапан 11 с ручным управлением и внешней заглушкой. Снаружи бака установлены электронасос промывки 7, обеспечивающий подачу химжидкости в унитаз; клапан переключения 8 промывки фильтра 6 и насоса 7; обратный клапан 9 заправки и промывки сливного бака 12 химжидкостью.

Дренаж водяного и сливного баков осуществляется через выпускной клапан системы кондиционирования, что обеспечивает вентиляцию и поддержание в баках давления воздуха гермоотсека

Рис. 12.1. Система водоснабжения и удаления отбросов:

1 — кран и раковина мойки; 2 — бак для воды; 3 — кран слива воды из бака; 4 — кран и раковина умывальника; 5 — унитаз; 6 — фильтр унитазга; 7 — электронная промывка; 8 — клапан переключения промывки; 9 — обратный клапан; 10 — раструб (короб) обогрева; 11 — сливной клапан; 12 — сливной бак



фюзеляжа. В случае закупорки дренажа на этапах набора высоты или снижения ВС в баках появляется булькающий звук, возможно коробление бака. Для предупреждения разрушения бака необходимо восстановить дренаж. В зимнее время водяной бак заправляют водой, нагретой до 60 °С, а сливной бак — химжидкостью, подогретой до 30 °С. В случае задержки вылета воду и химжидкость из баков сливают. Водяной бак разрешается заправлять (дозаправлять) только после удаления отбросов из сливного бака, что предупреждает его переполнение.

Подсистема обогрева состоит из трубопроводов, раструбов и коробов обогрева 10. Подсистема обогревает краны, сливной бак 12 и штуцера на заправочной и сливной панелях (на правом борту фюзеляжа). Горячий воздух поступает из системы кондиционирования (см. рис. 10.10) и предотвращает замерзание жидкости в полете.

12.2. БОРТОВОЕ АВИАЦИОННОЕ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

12.2.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

В сложных режимах полета: взлет-посадка, подъем-снижение, особенно при вынужденной посадке ВС или болтанке, возможны значительные перегрузки. Для предупреждения непреднамеренного перемещения людей под действием инерционных сил каждый человек на борту ВС обеспечивается надежно прикрепленным к планеру креслом с привязными ремнями и карманами для спасательных авиационных жилетов.

Перед этими режимами полета необходимо, как правило, спинки всех кресел поставить в исходное вертикальное положение, ремни подогнать и пристегнуть. На верхних полках не должно быть тяжелых вещей, перемещение которых может нанести увечье. Проходы салонов, вестибюлей, аварийных выходов — свободны. Непосредственно перед вынужденной посадкой пассажиры должны выполнить все требования экипажа и принять соответствующую позу.

В случае необходимости, например, при разгерметизации или пожаре ВС, экипаж обеспечивается кислородом стационарной системой с дымозащитными кислородными масками, а пассажиры — переносными кислородными баллонами с приборами и масками.

В случае пожара на борту используют ручные переносные углекислотные огнетушители (установлены в кабине экипажа, вестибюлях, салонах), стационарные пожарные системы планера и двигателей, системы нейтрального газа топливных баков.

Аварийную эвакуацию людей из ВС производят через двери фюзеляжа, которые при высоте порога над землей более 1,5 м имеют ограничительные ремни, ограждающие людей от случайного падения. Кроме того, используют аварийные выходы (люки в салонах и форточки в кабине экипажа).

Все аварийные выходы, кроме форточек, имеют указатели и текстовую информацию (снаружи и внутри) их открытия. В кабине экипажа и вестибюлях имеются авиационные топоры для открывания заклиненных дверей. Все выходы освещаются. Внутреннее постоянное аварийное освещение: светосигнальное табло «Выход» с соответствующей стрелкой, наружное — фары аварийных выходов.

Выходы размещают выше ватерлинии. При высоте порога над землей более 1,8 м вблизи дверей размещают надувные трапы или матерчатые желоба, а рядом с форточками и аварийными выходами — спасательные канаты с узлами через 400 мм. На ВС с низким размещением фюзеляжа над землей (Ан-24, Як-40, Л-140, Ан-12, Ил-76) трапы не требуются.

При полете над водой, кроме спасательных авиационных жилетов, тяжелое ВС снабжают надувными плотами, а легкое — надувными лодками.

Связь потерпевших бедствие с поисковыми ВС и наземными радиостанциями осуществляют с помощью аварийной радиостанции. Для облегчения поиска плоты снабжают аварийными радиомаяками.

Для выживания (продолжительного автономного существования и спасения людей в арктической, пустынной, тропической местности) в ВС загружают трехдневные носимые аварийные запасы (НАЗ) продовольствия, питьевой воды, медикаментов и других средств жизнеобеспечения.

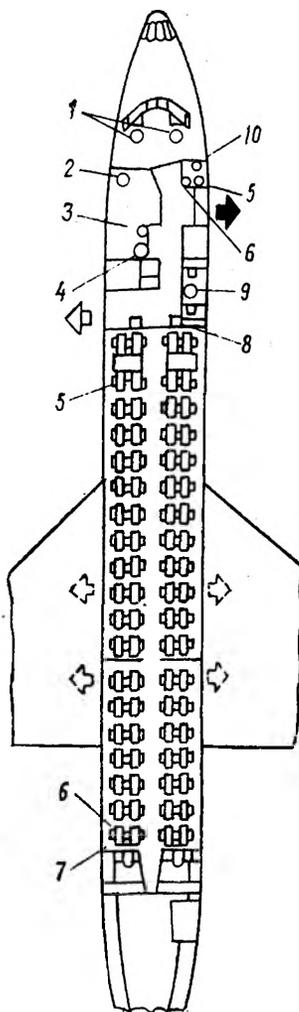


Рис. 12.2. Схема размещения аварийно-спасательного оборудования самолета Ту-134:

1 — форточка с канатом; 2 — плот надувной; 3 — спасательные жилеты экипажа; 4 — аварийная радиостанция; 5 — спасательные жилеты пассажиров под креслами; 6 — переносной огнетушитель; 7 — аварийный топор; 8 — трап надувной; 9 — аптечка; 10 — матерчатый желоб;



— входная дверь;



служебная дверь;



— аварийный люк с канатом (выход на крыло)

с канатом (выход на крыло)

Все вышеперечисленное снаряжение и аварийные запасы загружают в ВС в счет коммерческой загрузки в соответствии со схемой аварийно-спасательного оборудования (см., например, рис. 12.2) и учитывают в расчете центровки (см. гл. 13).

12.2.2. НАДУВНОЙ ТРАП

Надувной трап обеспечивает быстрое покидание пассажирами и экипажем самолета с высоким расположением фюзеляжа на земле при аварийной ситуации и отсутствии наземных трапов.

В гражданской авиации используют четыре типа надувных трапов (табл. 12.1).

Таблица 12.1

Характеристика трапа	ТН-3*	ТН-2*	ТНО**	ТНД***
Масса в упаковке, кг	40	39	20	70
Размеры в упаковке, м	0,7×0,4×0,4	0,7×0,4×0,4	0,4×0,5×0,2	0,8×0,7×0,3
Рабочая длина, м	4,25	5,60	4,60	8,30
Время наполнения, с	20—25	20—25	8	10
Время приведения в рабочее положение, с	50—60	40—50	30—40	30—40
Давление в баллоне, МПа			12—21	13—21
Давление в камере, кПа	40—50	40—50	12	10
Срок эксплуатации, лет	6	6	10	10
Длина каната, м	6,5	5,0		
Применение	Ту-134, Ил-18	Ту-154, Ил-62	Як-42	Ил-86

* ТН — надувной трап.

** ТНО — надувной однокоридорный трап.

*** ТНД — надувной двухкоридорный трап.

Надувной трап (ТН-3; ТН-2) склеен из двухслойной прорезиненной капроновой ткани и состоит из двух продольных и двух поперечных надувных цилиндрических камер диаметром 400 мм и днища — дорожки скольжения людей. К верхней поперечной камере прикреплены: шланг от баллона, две лямки с наконечниками для крепления трапа к скобам порога дверного проема самолета и упаковочный чехол. На верхней части продольных камер вклеены надувные поручни, а по бокам — шайбы с петлями, в которые вставлены резиновые шнуры ($d=6$ мм), развертывающие трап при газонаполнении. На нижней поперечной камере установлен предохранительный клапан на $\Delta p=40—50$ кПа.

Трап (ТН-3; ТН-2) с привернутым шлангом хранят в чехле вблизи выходной двери. Здесь же жестко крепится к самолету баллон ОСУ-5 или ОСУ-8, $V=8$ дм³ (л) с углекислым газом. При выполнении регламентных работ в АТБ баллон проверяют на зарядку углекислотой (взвешиванием), исправность вентиля (отворачиванием при отсоединенном шланге) и сохранность предохра-

нительной мембраны (осмотром). Для использования трапа упаковку необходимо поднести к проему, вставить наконечники двух лямок в пазы скоб порога и, взявшись за тросик расчеховки чехла, вытолкнуть упаковку наружу. Проверить положение шланга и открыть вентиль газонаполнения. Трап установится под углом 40—45° к земле. Однако возможно заламывание его под фюзеляжа. В этом случае трап необходимо выправить до газонаполнения. Для этого на землю по канату спускаются член экипажа или специально выделенные два пассажира, которые в дальнейшем снимают с дорожки трапа спускающихся на спине или сидя пассажиров.

На восьми дверях аварийных выходов самолета-аэробуса Ил-86 закрепляют жесткие контейнеры с надувными двухдорожечными трапами ТНД (рис. 12.3). Устройство трапа представлено на рис. 12.4. Двери имеют два режима открытия: «Ручное» и «Автомат», которые задаются со щитка управления 6 (см. рис.

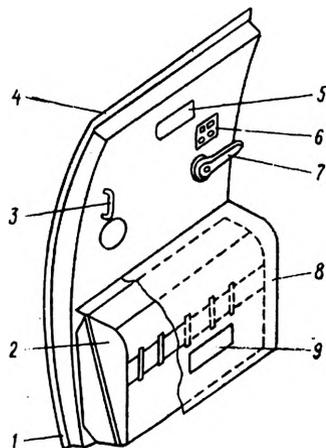


Рис. 12.3. Компонка надувного двухдорожечного трапа (ТНД) в контейнере на двери аварийного выхода самолета Ил-86: 1 — нижняя створка двери; 2 — контейнер с ТНД; 3 — ручка двери; 4 — верхняя створка двери; 5 — информация об открытии двери; 6 — щиток управления режимом открытия двери; 7 — внутренняя ручка открытия замка и двери; 8 — короб двери; 9 — информация об установке контейнера с ТНД на двери

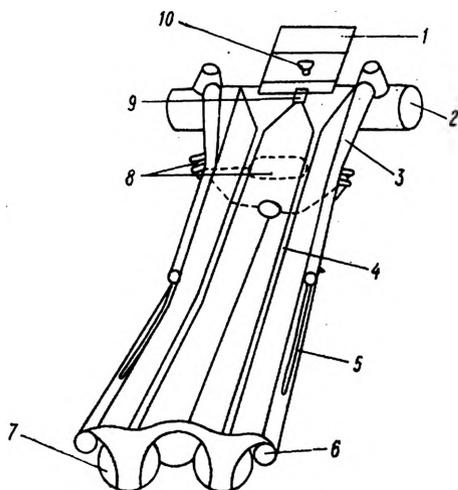


Рис. 12.4. Надувной двухдорожечный трап в рабочем положении:

1 — фартук; 2 — поперечная цилиндрическая камера; 3 — надувные поручни; 4 — дорожка скольжения (левая); 5 — леер; 6 — продольная вспомогательная камера; 7 — продольная цилиндрическая камера; 8 — баллон с эжектором газонаполнения камер; 9 — люверс; 10 — ручное включение системы газонаполнения камер трапа

12.3). В первом режиме дверь открывают разворотом наружной или внутренней ручки 7 на 180°, при этом открываются замки и дверь, фартук трапа 1 (см. рис. 12.4) не соединяется с порогом аварийного выхода, трап остается на двери в упаковке. В режиме «Автомат» дверь также открывают вручную с помощью только внутренней ручки 7. При этом специальным кинематическим механизмом фартук соединен с порогом, за счет механической связи происходят расчеховка и раскрытие контейнера, вываливание и автоматическое газонаполнение трапа. В случае отказа газонаполнение включается вручную (см. рис. 12.4, поз. 10). Сброс трапа осуществляется расчеховкой фартука.

На самолете Як-42 используют три надувных односторонних трапа ТНО в мягкой упаковке, закрепляемых на левой и правой дверях фюзеляжа. Устройство этих трапов аналогично устройству ТНД.

12.2.3. НАДУВНОЙ ПЛОТ

Надувной плот обеспечивает продолжительное пребывание людей на воде в случае вынужденного приводнения ВС.

В гражданской авиации используют четыре типа надувных плотов (табл. 12.2).

Таблица 12.2

Характеристика плота	СП-12*	ПСН-20**	ПСН-25/30	26УМК1С
Масса с аварийным запасом, кг	85	178	88	54
Размеры в упаковке, м	1,3×0,4×0,4	1,5×0,6×0,6	1,0×0,6×0,3	1,0×0,6×0,3
Вместимость, чел.	12	20	25—30	26
Объем камер плавучести, м ³	1,96	2,02	2,50	2,45
Площадь днища, м ²	4,44	7,42	8,70	
Диаметр верхней и нижней камер, м	0,3	0,5	0,4	
Наружный диаметр плота, м	2,8		4,2	4,1
Высота борта, м	1,3	1,4	1,6	2,0
Длина плота, м		5,1		
Ширина плота, м		3,2		
Избыточное давление, кПа	10—12		12—14	
Время наполнения, мин	1,5		2,5	1,0

* СП — спасательный плот.

** ПСН — плот спасательный надувной.

Надувной плот (СП-12; ПСН-20) склеен из прорезиненной капроновой ткани и состоит из изолированных камер плавучести, нижнего днища, внутреннего и верхнего надувного каркаса стен и защитного тента. На оболочках нижней и верхней камер пла-

вучести в специальных карманах укреплены углекислотные баллоны, соединенные с ними через обратные клапаны. Днище обтянуто прорезиненной тканью. Верхняя часть является палубой, а нижняя образует под палубой водобалластную емкость для устойчивости. На каркас наклеен прорезиненный защитный тент, окрашенный в оранжево-красный цвет.

Плот имеет два входа с трапами, поручнями, двумя съемными веслами с ракетами. Вход закрывается прорезиненным фартуком. Плот окантован канатиком, обеспечивающим возможность людям держаться за плот. Дождевая вода собирается двумя емкостями верхней части тента. Плот с помощью отрывной петли (выдерживает силу до 400 Н) и канатика с карабином соединен с ВС. На внутреннем борту имеются карманы, предназначенные для укладки съемного снаряжения (аварийной радиостанции, весел, ручного насоса, черпаков, плавучего якоря, аварийных пробок, соединительного канатика и тары для питьевой воды). Продукты питания, медикаменты и дополнительное снаряжение размещаются в кармане в центре плота. Содержание карманов и наименование оборудования плота подписаны. Например: «Приспособление для приготовления пищи», «Накачка внутренней камеры», «Аварийные пайки».

Наполнение и стравливание газа (воздуха) камер плавучести обеспечивается специальными клапанами. Обратный клапан пропускает газ от баллона (насоса) в камеру и автоматически перекрывает зарядную магистраль от утечки. Выпускной клапан обеспечивает выпуск газа из камеры в атмосферу вручную, а предохранительный клапан — автоматически до заданного давления.

Вблизи восьми аварийных выходов самолета Ил-86 устанавливают 30-местные надувные плоты ПСН-25/30 с радиомаяками. На самолете Як-42 используют четыре таких плота.

12.2.4. СПАСАТЕЛЬНЫЙ ЖИЛЕТ

Жилет обеспечивает поддержание человека на воде в период от покидания самолета, совершившего вынужденное приводнение, и до посадки его на плот.

В гражданской авиации используют авиационный спасательный жилет АСЖ-63П одного размера и спасательную люльку. Жилетами обеспечивают всех пассажиров и экипаж ВС, рейс которого проходит над водной поверхностью. Жилет склеен из двухслойной прорезиненной ткани и состоит из верхней и нижней изолированных камер суммарной вместимостью 15 л, обеспечивающих положительную плавучесть 150 Н (100 Н при проколе одной камеры). Масса жилета равна 0,95 кг. Для обеспечения поиска людей в темноте жилет снабжают сигнальным свистком (в кармане спереди) и лампочкой под прозрачным колпачком, которая загорается через 2 мин после выдергивания двух пробок из водоналивной батарейки одним шнуром (на задней стороне жилета) и горит в течение 10—12 ч.

Жилет извлекают из кармана, размещенного под пассажирским креслом, надевают и крепят к туловищу тесьмой в салоне до вынужденной посадки. Наддув жилета производят после вынужденной посадки самолета на пороге выходной или служебной двери или на крыле при эвакуации через аварийный выход. Для наддува необходимо потянуть вниз колпачок пусковой головки баллончика с CO_2 , размещенного справа. Камеры наполняются за 7—10 с. В случае отказа системы CO_2 камеры наполняют поочередно ртом через левую и правую трубки.

Глава 13. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОРГАНИЗАЦИИ ПЕРЕВОЗОК И БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

13.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Обеспечение организации перевозок — это комплекс мероприятий, направленных на эффективное использование коммерческой грузоподъемности ВС и предупреждение авиационных происшествий, их предпосылок и повреждений ВС на земле.

Эти мероприятия обеспечивают комплектование, расчет размещения и крепление коммерческой загрузки самолета (вертолета) каждого рейса.

Работа выполняется службами организации пассажирских перевозок (СОПП) и почтово-грузовых перевозок (СОПГП) при координации диспетчерской службой организации перевозок (ДСОП), а также производственно-диспетчерской службой предприятия (ПДСП) и аэродромно-диспетчерской службой предприятия (АДП).

Для достижения безопасности полетов по коммерческому обеспечению рейсов в СОПП созданы группы центровщиков, состоящие из диспетчеров по центровке (ДЦ) и диспетчеров по загрузке (ДЗ). Кроме того, коммерческая загрузка каждого рейса подвергается спецконтролю.

Расчет коммерческой загрузки самолетов внутрисоюзных и международных транспортных рейсов в аэропортах СССР производит ДЦ. Погрузочно-разгрузочными работами на самолете руководит ДЗ. В аэропортах, не укомплектованных группами центровщиков, и в зарубежных аэропортах обязанности ДЦ выполняет второй пилот, а ДЗ — бортпроводник (оператор).

В процессе расчета коммерческой загрузки самолета второй пилот или ДЦ определяет величины предельной и фактической коммерческой загрузки, ее размещение, взлетную и посадочную центровку. Проверяет выдерживание всех ограничений по массе, центровке и устойчивости самолета на земле.

13.2. ОГРАНИЧЕНИЯ МАССЫ САМОЛЕТА

Масса самолета (вертолета) определяется известным уравнением баланса масс (см. п. 1.3).

Полетная масса самолета — m складывается из массы планера — $m_{пл}$; оборудования — $m_{оборуд}$; силовой установки — $m_{с.у}$; сна-

ряжения — $m_{\text{снар}}$; экипажа — $m_{\text{э}}$; топлива — $m_{\text{т}}$; коммерческой загрузки $m_{\text{к}}$:

$$m = m_{\text{пл}} + m_{\text{оборуд}} + m_{\text{с.у}} + m_{\text{снар}} + m_{\text{э}} + m_{\text{т}} + m_{\text{к}}$$

Составляющие этого уравнения выявляют при проектировании.

В эксплуатации это уравнение используют для расчета взлетной — $m_{\text{взл}}$ и посадочной — $m_{\text{пос}}$ масс самолета, массы топлива — $m_{\text{т}}$ и коммерческой загрузки — $m_{\text{к}}$.

Для удобства правую часть уравнения представляют в виде двух слагаемых:

— первое включает постоянную в эксплуатации массу пустого снаряженного самолета — $m_{\text{снар.сам}} = m_{\text{пл}} + m_{\text{оборуд}} + m_{\text{с.у}} + m_{\text{снар}}$ и массу экипажа — $m_{\text{э}}$ (см. РЦЗ—83, п. 1.3);

— второе включает переменные в эксплуатации массу топлива — $m_{\text{т}}$ и массу коммерческой загрузки — $m_{\text{к}}$.

Уравнение принимает вид: $m = m_{\text{снар.сам}} + m_{\text{э}} + m_{\text{т}} + m_{\text{к}}$, однако $m_{\text{т}}$ для данного рейса определена штурманским расчетом и решением командира ВС. Поэтому первые три слагаемых последней формулы можно заменить результирующей — эксплуатационной массой самолета: $m_{\text{экспл}} = m_{\text{снар.сам}} + m_{\text{э}} + m_{\text{т}}$; тогда $m = m_{\text{экспл}} + m_{\text{к}}$.

Максимально допустимая взлетная масса самолета — $m_{\text{доп.взл}}$ — наибольшая масса самолета на старте, определяемая требованиями безопасности в условиях предстоящего взлета, полета и посадки. Она складывается из постоянной величины для данного рейса — $m_{\text{экспл}}$ и предельной коммерческой загрузки — $m_{\text{пред.к}}$:
 $m_{\text{доп.взл}} = m_{\text{экспл}} + m_{\text{пред.к}}$.

Предельная коммерческая нагрузка определяется разностью:
 $m_{\text{пред.к}} = m_{\text{доп.взл}} - m_{\text{экспл}}$.

Практически $m_{\text{доп.взл}}$ рассчитывает дежурный штурман аэропорта заблаговременно, а ДЦ использует ее в предварительном расчете предельной коммерческой загрузки. В процессе предполетной подготовки уточняют $m_{\text{доп.взл}}$. ДЦ производит окончательный расчет $m_{\text{пред.к}}$ и $m_{\text{к}}$ так, чтобы $m_{\text{к}} \leq m_{\text{пред.к}}$.

Определенная инженерно-штурманским расчетом и решением командира ВС $m_{\text{доп.взл}}$ обеспечивает безопасность на всех режимах полета.

В случае завышения взлетной массы $m_{\text{взл}} > m_{\text{доп.взл}}$ увеличивается длина разбега и уменьшается скороподъемность самолета. Длина взлетно-посадочной полосы может оказаться недостаточной. Экипаж будет вынужден подрывать самолет. Возможен выход на закритические углы атаки и оваливание или столкновение самолета с препятствием.

Расчет массы самолета выполняют совместно с расчетом центровки.

13.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

В эксплуатации под центровкой самолета (вертолета) понимают такое размещение коммерческой загрузки, при котором обес-

печивается безопасность на всех режимах полета и устойчивость самолета (вертолета) на земле.

Центровка оценивается местоположением центра масс самолета вдоль продольной оси OX — $x_{ЦМ}$ и определяется из уравнения моментов сил тяжести $m_i g$ (отдельных составляющих масс самолета относительно, например, передней точки O носовой части фюзеляжа) на x_i (рис. 13.1):

$$x_{ЦМ} = \frac{\sum m_i g x_i}{\sum m_i g}$$

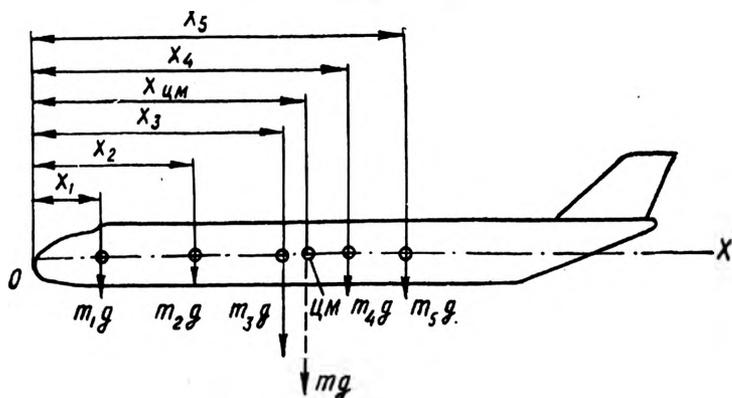


Рис. 13.1. Схема определения местоположения ЦМ самолета

Для самолета, подготовленного в рейс, координата ЦМ — $x_{ЦМ}$ определяется дробью:

- в числителе — сумма моментов $m_i g x_i$;
- в знаменателе — общая сила тяжести самолета mg :

$$x_{ЦМ} = \frac{m_2 g x_1 + m_{б.п.р.прод} g x_2 + m_{снар.сам} g x_3 + m_T g x_4 + m_K g x_5}{mg}$$

где $mg = m_2 g + m_{б.п.р.прод} g + m_{снар.сам} g + m_T g + m_K g$ (на рис. 13.1 отдельные массы пронумерованы).

Центровкой вертолета называется положение ЦМ относительно точки пересечения оси несущего винта с осью фюзеляжа, выраженное в миллиметрах.

Центровкой самолета называется положение ЦМ относительно носка средней аэродинамической хорды крыла (САХ; b_A), выраженное в процентах САХ (рис. 13.2):

$$\bar{x} = \frac{x}{b_A} 100,$$

где $x = x_{ЦМ} - x_A$.

Средняя аэродинамическая хорда трапециевидного крыла самолета ГА (см. п. 1.4) определяется графически (рис. 13.3): на продолжении корневой хорды b_0 откладывают отрезок, равный кон-

цевой хорде b_k , а на противоположном продолжении концевой хорды — b_0 . Концы этих отрезков и середины исходных хорд соединяют прямыми линиями. Через точку их пересечения проводят прямую, параллельную продольной оси OX . Отрезок ее, заключенный между кромками крыла, и есть САХ, которую проектируют на боковину фюзеляжа.

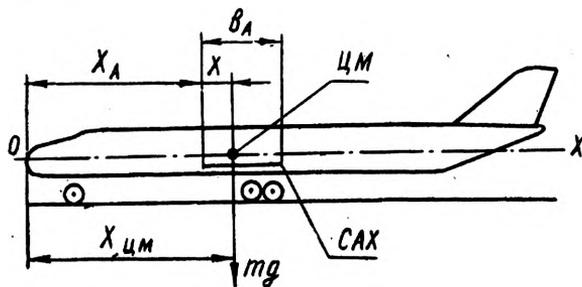


Рис. 13.2. Схема расчета центровки самолета

Центровка самолета определяет балансировку, устойчивость и управляемость самолета на земле и в полете относительно поперечной оси OZ . Поэтому для обеспечения безопасности полета и устойчивости самолета на земле вводят ограничения изменения центровки (рис. 13.4).

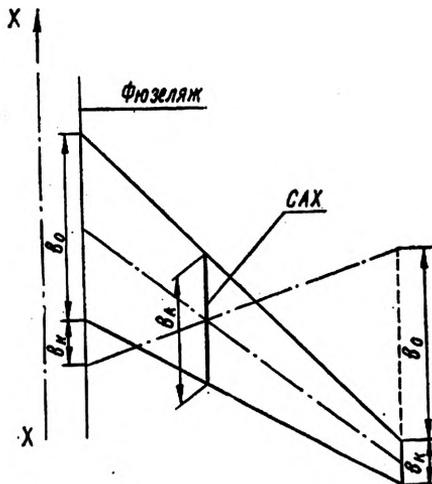


Рис. 13.3. Схема определения САХ стреловидного крыла

Предельно передняя центровка самолета — $\bar{x}_{\text{передн}}$ ограничивается условием эффективности руля высоты на посадке.

С уменьшением центровки самолета ЦМ и сила тяжести mg смещаются вперед (рис. 13.5). Пикирующий момент Y_a увели-

вается интенсивнее кабрирующего $Y_{r.o}l_{r.o}$ (относительное увеличение плеча a превышает относительное увеличение плеча $l_{r.o}$).

Если на посадке окажется $\bar{x} < \bar{x}_{пред}$, то при выравнивании экипаж не сможет перевести самолет в посадочное положение и погасить скорость: «Не хватит руля высоты» ($Y_{r.o}l_{r.o} < Ya$). Самолет

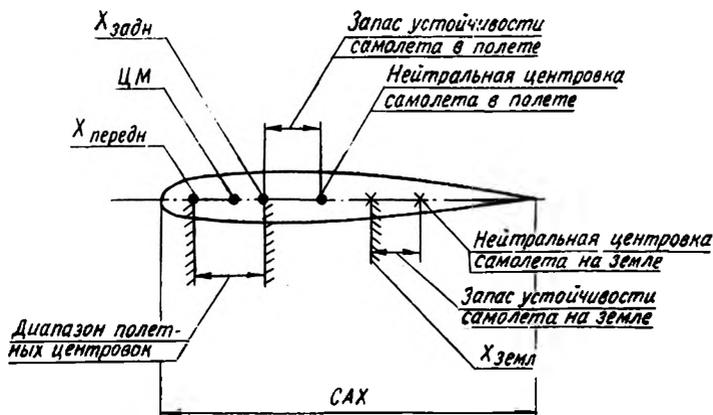


Рис. 13.4. Схема предельно допустимых центровок самолета

подойдет к ВПП с большой вертикальной скоростью и с опущенной передней опорой, что может привести к поломке шасси и даже планера самолета.

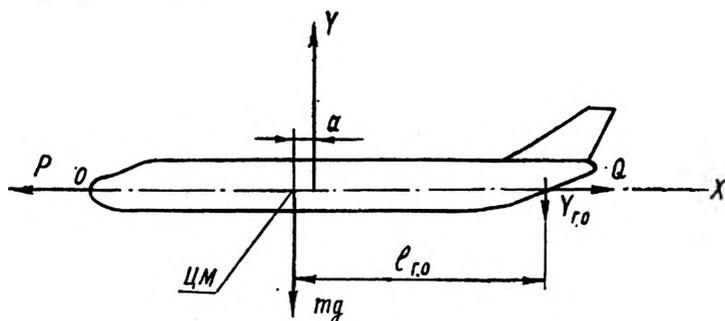


Рис. 13.5. Схема сил, действующих на самолет в продольной вертикальной плоскости в полете

Предельно задняя центровка самолета — $\bar{x}_{задн}$ ограничивается необходимым запасом продольной устойчивости в турбулентной атмосфере.

Запас продольной устойчивости оценивается относительно нейтральной центровки самолета (когда самолет находится в безразличном равновесии) и составляет обычно 10% САХ (см. рис. 13.4).

С уменьшением запаса продольной устойчивости уменьшаются усилия на штурвальной колонке, необходимые для изменения угла атаки самолета при неизменной скорости полета; увеличивается раскачка самолета под действием вертикальных порывов ветра. При $\bar{x} > \bar{x}_{задн}$ пилотирование резко усложняется. Возможен выход самолета на критические углы атаки под действием восходящих порывов и сваливание самолета или самовыключение двигателей. На разбеге (пробеге) возможна потеря управляемости и выкатывание самолета с ВПП вследствие уменьшения нагрузки на переднюю опору, силы сцепления шин с ВПП и бокового юза.

Ошибочные расчеты центровки или неправильное размещение m_k , сопровождающееся нарушением $\bar{x}_{передн}$ или $\bar{x}_{задн}$, могут привести к тяжелым происшествиям.

Центровки, заключенные между $\bar{x}_{передн}$ и $\bar{x}_{задн}$, определяют диапазон полетных (эксплуатационных) центровок самолета: $\Delta\bar{x} = \bar{x}_{передн} - \bar{x}_{задн}$.

Однако для экономии топлива (увеличения дальности полета) необходимо выдерживать рекомендуемую центровку самолета — $\bar{x}_{рек}$.

Продольная устойчивость самолета на земле оценивается положением ЦМ относительно центра колес (рис. 13.6). Если ЦМ совпадает с центром колес, то центровка нейтральная — $\bar{x}_{опродкд}$,

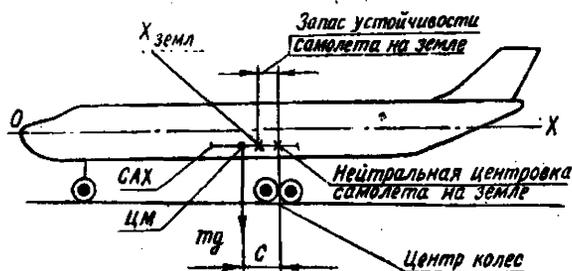


Рис. 13.6. Схема устойчивого положения самолета на земле

возможно опрокидывание самолета. Для исключения опрокидывания вводят ограничение — предельно заднее значение центровки — $\bar{x}_{земл}$, обеспечивающее запас устойчивости 5—10% САХ. Кроме того, на самолете Ил-62 используют хвостовую опору, на самолетах Ту-134 и Ту-154 основные опоры наклоняют назад. На самолетах Ил-76 и Ил-86 увеличивают число опор. На грузовых самолетах при загрузке устанавливают домкраты. На зарубежных самолетах встречается фиксация тележек от разворота с помощью опорных демпферов.

Однако перечисленные конструктивные мероприятия не обеспечивают устойчивости самолета при нарушении требований очередности заправки ГСМ, производства погрузочно-разгрузочных работ и посадки-выхода пассажиров.

13.4. РАСЧЕТ МАССЫ И ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Массу и центровку самолета рассчитывают при проектировании, проверяют на заводах-изготовителях и ремонтных заводах, а также перед каждым вылетом самолета.

Массу и центровку пустого или пустого снаряженного самолета определяют взвешиванием. Для этого самолет устанавливают на платформы весов в горизонтальном положении и взвешивают (рис. 13.7). Сумма показаний всех весов равна силе тяжести самолета $F_1 + F_2 = mg$, а масса самолета — частному от деления этой суммы на ускорение силы тяжести $m = \frac{F_1 + F_2}{g}$.

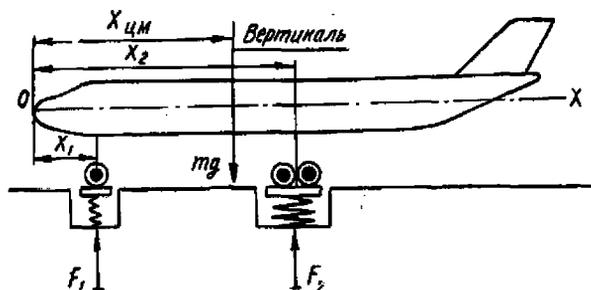


Рис. 13.7. Схема определения центровки самолета методом взвешивания

Положение ЦМ определяют из уравнения статических моментов:

$$F_1 x_1 + F_2 x_2 = mg x_{\text{ЦМ}}$$

$$x_{\text{ЦМ}} = \frac{F_1 x_1 + F_2 x_2}{mg}$$

Для определения центровки самолета на его боковую проекцию наносят вектор mg , САХ и измеряют расстояние от носка САХ до этого вектора — x , тогда $\bar{x} = \frac{x}{b_A} 100$ (см. рис. 13.2).

Массу и центровку пустого или пустого снаряженного самолета вписывают в формуляр самолета и используют в эксплуатации как исходные постоянные параметры в расчете полетных масс и центровок самолета.

13.5. РАСЧЕТ МАССЫ И ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ПЕРЕД ВЫЛЕТОМ

Расчет выполняет второй пилот или диспетчер по центровке с помощью центровочного графика или системы автоматизированного расчета коммерческой загрузки.

Диспетчер по центровке производит расчет в два этапа:

— предварительный расчет для своевременной загрузки самолета, которую начинают до прихода экипажа (используют предварительные исходные данные);

— окончательный расчет для обеспечения выдерживания ограничений по массе и центровке самолета в конкретных условиях предстоящего рейса (с учетом фактических m_T и $m_{\text{доп.взл}}$). Оба расчета выполняют на одних и тех же центровочных графиках ЦГ в двух экземплярах.

Бланк ЦГ составляет ОКБ (рис. 13.8). Он представляет собой номограмму для расчета коммерческой загрузки-центровки самолета. В верхней части ЦГ фиксируют тип, модификацию и число пассажирских мест. Ниже слева — исходные массовые данные, $m_{\text{эспл.взл}}$ и $m_{\text{пред.к}}$. Справа указывают характеристики рейса и номер самолета. Ниже приводят расчетный график, который заканчивается шкалой диапазона допустимых полетных центровок. Слева график ограничен масштабными данными, справа — таблицей фактической загрузки.

Рабочее поле графика начинается шкалой исходной центровки — $\bar{x}_{\text{снар.сам}}$. Ниже размещены строки со шкалами учета изменения центровки отдельными группами загрузки:

$$\Delta \bar{x}_i = \frac{m_i x_i}{m b_A} 100,$$

где m_i — масса групповой загрузки;
 x_i — удаление m_i от начала САХ;
 b_A — величина САХ.

В конце графического расчета получаем значение фактической массы самолета:

$$m = m_{\text{снар.сам}} + \sum m_i \text{ и}$$

центровку самолета:

$$\bar{x} = \frac{m_{\text{снар.сам}} x_{\text{снар.сам}} + \sum m_i x_i}{m_{\text{снар.сам}} + \sum m_i}$$

Взлетные и посадочные массы и центровки самолета сопоставляют с допустимыми значениями и в случае выдерживания наложенных ограничений вписывают в нижнюю таблицу бланка ЦГ. Проверяют устойчивость самолета на земле в аэропорту посадки и подписывают ЦГ (ДЦ и второй пилот).

По результатам ЦГ составляют схему загрузки самолета и передают ее ДЗ для руководства загрузкой (рис. 13.9).

ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК САМОЛЕТА ЯК-42 120 мест

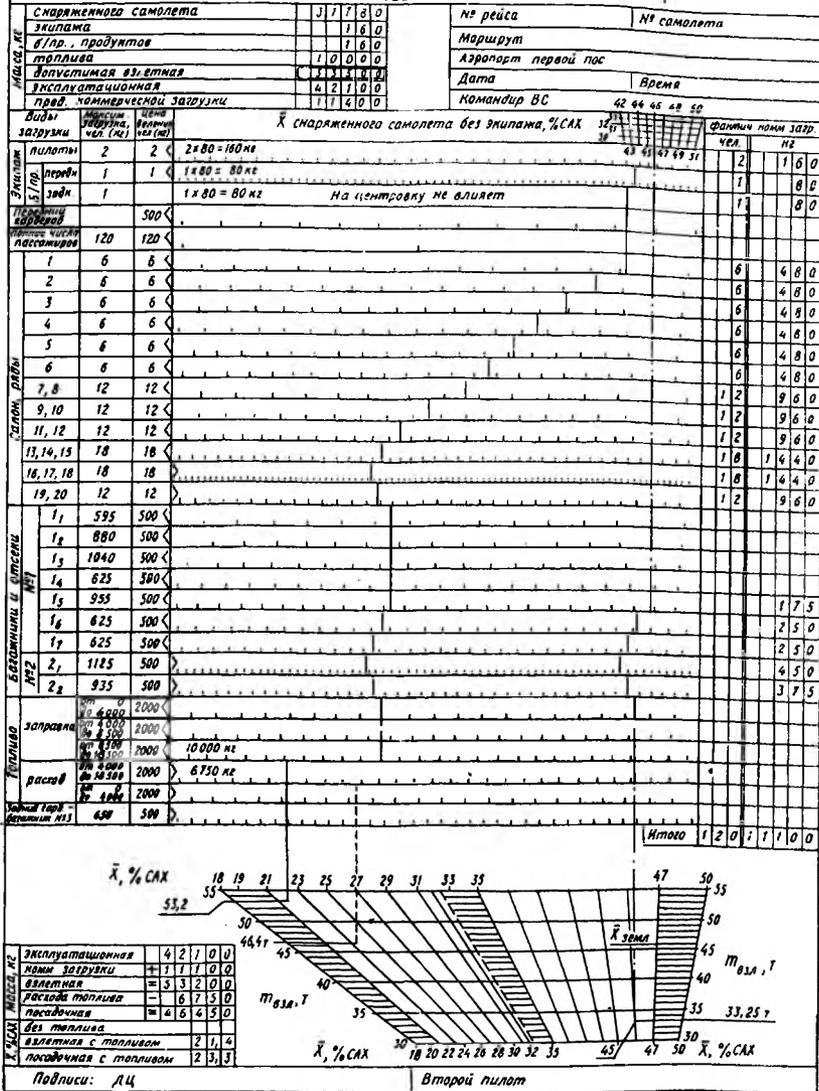


Рис. 13.8. Центровочный график самолета Як-42

Пример расчета коммерческой загрузки самолета Як-42.

Основанием для расчета является план-наряд движения ВС аэропорта. ДЦ выписывает из справочной таблицы исходные данные:

характеристики рейса (см. рис. 13.8, верхняя правая таблица ЦГ); $m_{сам} = 30\,990$ кг; $m_{снар. и прод} = 790$ кг;

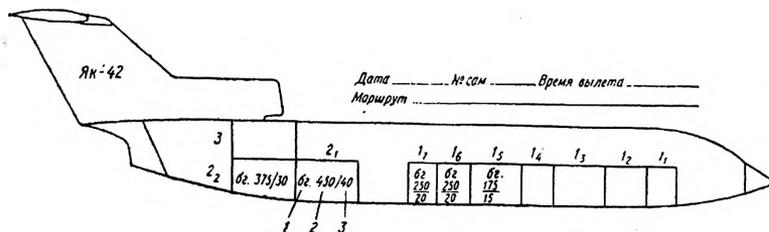


Рис. 13.9. Схема загрузки самолета Як-42:
1 — багаж; 2 — масса багажа; 3 — число мест багажа

$m_{снар.сам} = m_{сам} + m_{снар. и прод} = 30\,990 + 790 = 31\,780$ кг (см. п. 13.2.);

$\bar{x}_{сам} = 49\%$ САХ; $\Delta\bar{x}_{снар} = -2,9\%$ САХ;

$\bar{x}_{снар.сам} = \bar{x}_{сам} \pm \Delta\bar{x}_{снар} = 49 - 2,9 = 46,1\%$ САХ;

$m_3 = 2 \times 80 = 160$ кг; $m_{б.пр} = 2 \times 80 = 160$ кг;

$m_{т.взл} = 10\,000$ кг; $m_{т.пос} = 3250$ кг; $m_{доп.взл} = 53\,500$ кг.

Планируемая коммерческая загрузка выдается СОПП и СОППП (см. п. 13.1 и 13.2): $m_k = 11\,100$ кг; $m_{пасс} = 120 \times 80 = 9600$ кг; $m_{бг} = 1500$ кг. Ориентировочное размещение багажа: $m_{1_1} = 175$ кг; $m_{1_2} = 250$ кг; $m_{1_3} = 250$ кг; $m_{2_1} = 450$ кг; $m_{2_2} = 375$ кг.

Предварительный расчет.

Расчет $m_{пред.к}$ дан в верхней левой таблице ЦГ. Исходная центровка $\bar{x}_{снар.сам} = 46,1\%$ САХ отмечена на верхней шкале и рабочем поле ЦГ осевой линией. Влияние массы и размещения экипажа, пассажиров и багажа на исходную центровку учтено на рабочем поле ЦГ (сплошные ломаные линии). Фактическая коммерческая загрузка вписана в среднюю правую таблицу и просуммирована: $m_{к.фактич} = 11\,100$ кг.

Результаты предварительного расчета:

$m_{к.фактич} = 11\,100$ кг, что меньше $m_{к.мах} = 14\,500$ кг и $m_{пред.к} = 11\,400$ кг (см. верхнюю левую таблицу);

$m_{взл} = m_{экспл} + m_{к.фактич} = 42\,100 + 11\,100 = 53\,200$ кг, что меньше $m_{взл.мах} = m_{доп.взл} = 53\,500$ кг (см. нижнюю левую таблицу ЦГ);

$\bar{x}_{взл} = 21,8\%$ САХ и находится в диапазоне предельно допустимых полетных центровок (см. нижнюю шкалу ЦГ).

Прикидочный расчет устойчивости самолета на перроне аэропорта посадки:

экипаж и пассажиры вышли из самолета, продуктов (30 кг) нет;

$m_{\text{сам.перрон}} = m_{\text{сам}} + m_{\text{снар}} + m_{\text{бг}} = 30\,990 + 760 + 1500 = 33\,250$ кг;
 $\bar{x}_{\text{сам.перрон}} = 45,0\%$ САХ, что меньше $\bar{x}_{\text{земл}} = 47\%$ САХ (см. осевую ломаную линию и нижнюю правую шкалу центровок). Устойчивость самолета обеспечивается с небольшим запасом, поэтому разгружать багажники следует строго в соответствии с РЛЭ и РЦЗ.

На основании предварительного и прикидочного расчетов ДЦ составляет схему загрузки самолета (см. рис. 12.9): вписывает характеристики рейса, вид, массу и число мест загрузки секций багажника. Например, в пятой секции первого багажника разместить багаж общей массой 175 кг в количестве 15 шт.

Окончательный расчет.

Данные предварительного расчета остались без изменения.

Продолжение расчета: $m_{\text{пос}} = m_{\text{взл}} - \Delta m_{\text{т}} = 53\,200 - 6750 = 46\,450$ кг, что меньше $m_{\text{пос.мах}} = 53\,500$ кг; $\bar{x}_{\text{пос}} = 22,0\%$ САХ и находится в диапазоне предельно допустимых полетных центровок (см. нижнюю шкалу ЦГ).

Все ограничения выдержаны. Расчет закончен. ДЦ и второй пилот проверяют и подписывают ЦГ.

13.6. ЗАГРУЗКА САМОЛЕТА И КРЕПЛЕНИЕ ГРУЗОВ

Своевременная загрузка в строгом соответствии с ЦГ, схемой загрузки и надежное крепление багажа, почты и грузов обеспечивают регулярность и безопасность полетов*.

Самолет загружают после заправки топливом на перроне или на стоянке в соответствии с технологическим графиком подготовки к вылету. Сначала загружают груз, потом — почту и в последнюю очередь — багаж. Загрузку багажников производят в порядке их нумерации. Центр тяжести загрузки совмещают с серединой каждого отсека и багажника в целом. На крупногабаритных тяжелых грузах наносят метки центра масс «ЦМ». Такелажные работы выполняют с помощью погрузочного оборудования. Загрузку прупируют по пунктам назначения, обеспечивают возможность выполнения погрузочно-разгрузочных работ в промежуточных аэропортах, выдерживание эксплуатационной центровки самолета и исключение ошибочного снятия-отправления багажа, почты и грузов.

Для обеспечения своевременного вылета загрузка самолета в начальном аэропорту может начинаться до прихода экипажа. Для этого ДЦ принимает самолет под свою ответственность, но вскрывает только люки багажников, осматривает их и организывает загрузку.

Груз и почта загружаются бригадой грузчиков под руководством бригадира, багаж — грузчиками под контролем багажного кладовщика и борпроводника.

* В особых условиях полета в счет коммерческой загрузки на ВС устанавливают дополнительное аварийное снаряжение, см. гл. 12.

Для обеспечения безопасности полета загрузка самолета должна сопровождаться надежным креплением грузов, почты и багажа. Крепление обязана выполнять бригада грузчиков под контролем ДЗ и второго пилота.

Незакрепленные грузы могут самопроизвольно смещаться в самолете под действием силы тяжести $m_{гр}g$, инерционной силы $F_{ин} = m_{гр}a$ (a — ускорение смещения груза) и всевозможных самолетных вибраций.

Смещение незакрепленного груза под действием составляющей силы тяжести — $m_{гр}g \sin \theta$ происходит при подъеме, снижении и крене самолета (рис. 13.10,а). Перемещению груза препятствует незначительная сила трения гладкого поля

$$F_{тр} = \mu_{тр} m_{гр} g \cos \theta; \mu_{тр} \rightarrow 0 \text{ и } m_{гр} g \sin \theta > F_{тр}.$$

Смещение незакрепленного груза под действием инерционных сил — $F_{ин} = m_{гр}a$ происходит при маневрировании, изменении скорости самолета на земле и в полете, при попадании в турбулентную атмосферу (рис. 13.10,б). Незначительные силы трения $F_{тр}$ не могут удержать грузы, и они смещаются в направлении действия инерционной силы $F_{ин}$.

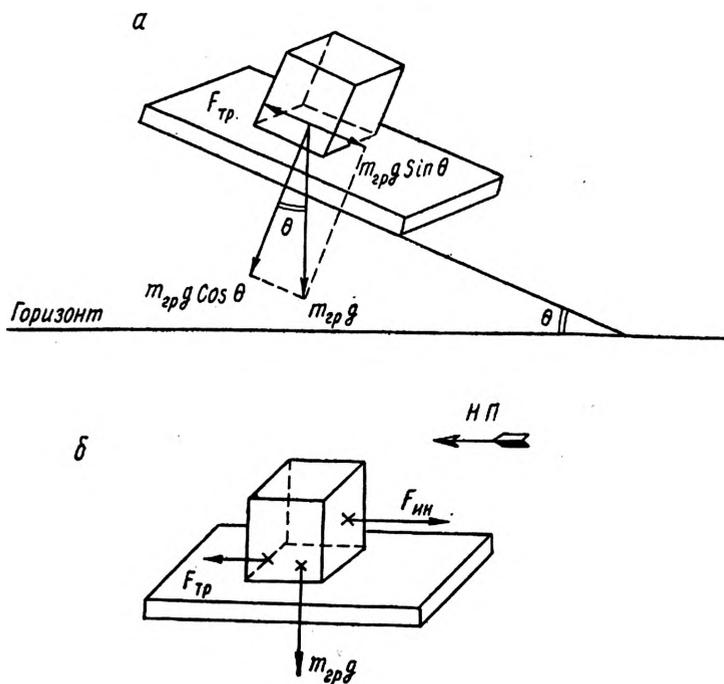


Рис. 13.10. Силы, действующие на груз:
а — при равномерном подъеме или снижении ВС; б — при ускоренном движении ВС влево

Смещение незакрепленного груза увеличивается под действием вибраций, создаваемых работающими двигателями, воздушными винтами, турбулентностью атмосферы, неровностями покрытия аэродрома.

Выпуск в полет самолета с незакрепленными или ненадежно закрепленными грузами, почтой, багажом, с тяжелой ручной кладью в вестибюлях или на верхних полках пассажирских салонов, с нестандартной упаковкой продуктов питания в буфете **категорически запрещен**. Запрещена транспортировка багажа, почты, грузов в пассажирском салоне без специального разрешения и соответствующего переоборудования. Материальная ответственность за транспортировку багажа, почты и грузов возложена на бортпроводников.

Посадка пассажиров производится под руководством дежурного по посадке в соответствии с технологическим графиком подготовки самолета к вылету. Пассажиры размещаются в салонах на местах, указанных в билетах. В случае необходимости обеспечения полетной центровки, по указанию второго пилота, пересаживают пассажиров и просят подогнать и пристегнуть привязные ремни. Дополнительная посадка пассажиров «в последнюю минуту» учитывается в ЦГ вторым пилотом.

Второй пилот перед вылетом выполняет контроль расчета и загрузки самолета, проверяет, нет ли повреждений, причиненных самолету в процессе погрузочно-разгрузочных работ.

Перед вылетом СОПП и СОППП каждого аэропорта доставляют на самолет сопроводительную документацию коммерческой загрузки: багажную, почтово-грузовую и сводную загрузочную ведомости, центровочный график, почтовые и грузовые накладные. После выполнения рейса и возвращения в базовый аэропорт экипаж сдает ее в службу перевозок и в летное подразделение для учета выполнения производственного плана.

В процессе разгрузки самолета СОПП принимает меры, предупреждающие опрокидывание самолета на хвост и травмирование людей.

Глава 14. КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТОЛЕТА

Первые вертолеты с поршневыми двигателями, используемые в народном хозяйстве страны, появились после Великой Отечественной войны. Они создавались в ОКБ И. П. Братухина, М. Л. Милля, Н. И. Камова, КБ А. С. Яковлева. В 60-х годах стали появляться вертолеты с газотурбинными двигателями (см. гл. I, табл. 1.2).

Эксплуатационные свойства вертолетов и безопасность полетов определяются нормами летной годности вертолетов.

14.1. НЕСУЩИЙ ВИНТ

Подъемная и движущая силы вертолета создаются вращающимся несущим винтом (НВ) независимо от поступательного полета, что обеспечивает висение в воздухе и высокую маневренность. Однако в полете несимметричное обтекание НВ сопровождается переменным нагружением лопастей, вибрациями конструкции, нарушением устойчивости и управляемости вертолета. Для уменьшения этих вредных явлений используют НВ с шарнирным креплением лопастей к втулке (рис. 14.1):

— ГШ — горизонтальный шарнир для вертикальных колебаний лопасти от неравномерной аэродинамической нагрузки;

— ВШ — вертикальный шарнир для горизонтальных колебаний лопасти от неравномерных сил раскрутки, сопротивления, торможения;

— ОШ — осевой шарнир для управления установочным углом атаки лопасти.

Втулка обеспечивает вращение и колебания лопастей, воспринимает их центробежные силы.

Лопастей НВ большинства современных вертолетов (Ми-2; Ми-8) цельнометаллические, прямоугольной формы в плане с геометрической круткой. Силовым элементом является пустотелый, дюралюминиевый лонжерон 2, аналогичный моноблочной части крыла. Внутри размещается балансиры 1 для предотвращения изгибно-крутильного флаттера лопасти. Хвостовая часть лопасти 3 — легкие секции, образованные нервюрами 5, алюминиевый гофрированный наполнитель 6 и тонкой обшивкой 4. Секции между собой и лонжероном склеиваются с помощью промежуточных резиновых вставок для эластичности.

Лонжероны тяжелых вертолетов Ми-6, Ми-10К, Ми-26 стальные, а легкого вертолета Ка-26 стеклопластиковые.

Большие переменные нагрузки ограничивают ресурс лопасти, а безопасность полета обеспечивается контролем отсутствия уста-

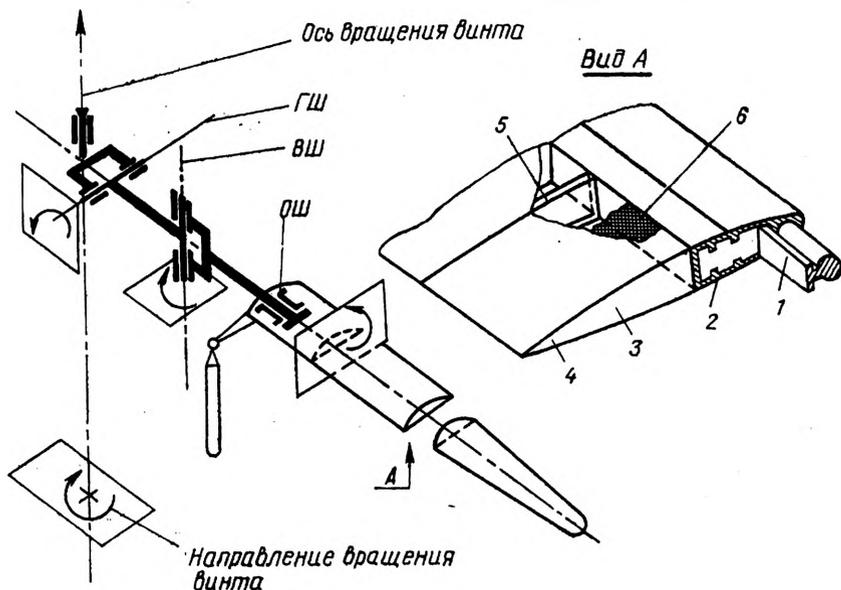


Рис. 14.1. Схема несущего винта вертолета

лостной трещины в ее лонжероне. Для этого лонжерон герметизируют и наддувают. В случае появления трещины избыточное давление воздуха стравливается в атмосферу, и срабатывает сигнализация.

Для разгрузки НВ на тяжелых вертолетах Ми-6, Ми-26 используют небольшое управляемое крыло.

В гражданской авиации эксплуатируются одновинтовые вертолеты с рулевыми винтами ОКБ имени М. Л. Миля. Рулевой винт уравнивает реактивный момент НВ и обеспечивает путевое управление.

В сельском хозяйстве используется в основном двухвинтовой вертолет соосной схемы ОКБ имени Н. И. Камова. Реактивные моменты здесь взаимно уравниваются НВ противоположного вращения, а изменением скорости вращения одного из них (в нормальном полете) и рулями направления (в режиме авторотации НВ) обеспечивают путевое управление.

14.2. ФЮЗЕЛЯЖ И ШАССИ

Фюзеляж одновинтового вертолета — цельнометаллический полумонокок с резко выраженным переменным сечением. В конусной носовой части размещена кабина экипажа, снизу крепится передняя опора вертолета. В центральной части фюзеляжа находится грузовая кабина или пассажирский салон. Загрузка производится с помощью электролебедки через задний грузовой люк или переднюю боковую дверь. Загрузка в режиме висения выполняется через дверь с помощью бортовой стрелы. Тяжелые габаритные грузы транспортируют на наружной подвеске. Сверху центральной части размещены ГТД, снизу — основные опоры, сбоку — топливные баки. Сзади к фюзеляжу последовательно крепятся хвостовая и концевая балки.

Хвостовая и концевая балки представляют собой усеченные конусы полумонококовой конструкции. Они обеспечивают удаление рулевого винта от НВ и от земли. Внутри проходит трансмиссия, проводка управления рулевым винтом и стабилизатором, электропроводка; снаружи крепится стабилизатор, хвостовая опора и киль. Фюзеляж и балки стыкуют между собой по замкнутому контуру.

Шасси — трех или четырехопорной схемы с дополнительной хвостовой опорой, с непосредственным креплением колес, двухкамерными амортизаторами, демпферами «земного резонанса», не убирающиеся в полете.

14.3. СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЕТА

Управление несущим и рулевым винтами представляет собой автоматизированные гидромеханические системы с двойными командными рычагами (кроме Ми-2 и Ка-26), обеспечивающие продольно-поперечное, вертикальное (ручное) и лутевое (ножное) управление. Автоматизированные системы создаются на базе механических систем непосредственного управления (рис. 14.2).

Продольно-поперечное управление и управление вертикальным перемещением осуществляется изменением:

— направления силы тяги НВ с помощью ручки управления 3, жесткой проводки, необратимых гидроприводов (на рис. 14.2 не показаны), автомата перекоса НВ;

— величины силы тяги НВ с помощью ручки «шаг — газ» 2 и тяг одновременного управления общим шагом НВ (вертикальным перемещением автомата перекоса) и режимом работы двигателей (рычагами подачи топлива в двигатели).

Загрузочные устройства обеспечивают создание необходимых нагрузок на ручках управления и снятие их после выведения вертолета в заданный режим полета.

Автомат перекоса кольцевой схемы обеспечивает изменение величины силы тяги НВ вследствие изменения общего шага лопастей и изменение направления силы тяги за счет циклического

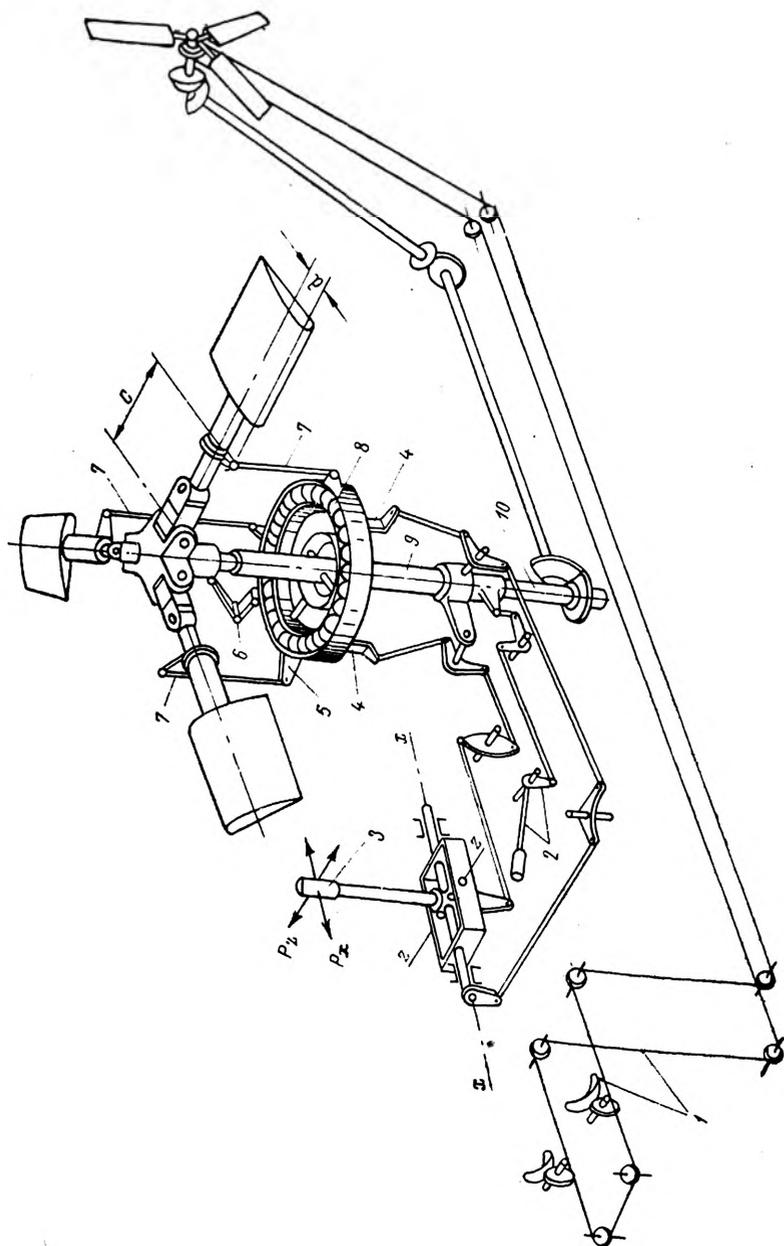


Рис. 14.2. Системы управления вертолетом:

1 — педали и тросовая проводка путевого управления; 2 — ручка «шаг — газ» и тяги управления вертикальным перемещением; 3 — ручка продольно-поперечного управления; 4 — рычаги, жестко связанные с внутренним кольцом автомата перекоса, соединенным с ползуном 9 карданом; 5 — рычаги, жестко связанные с наружным вращающимся кольцом; 6 — двухзвенник, обеспечивающий синхронное вращение наружного кольца с несущим винтом; 7 — поводок; 8 — шарикоподшипник; 9 — ползун; 10 — вал несущего винта

изменения угла установки лопастей. Он состоит из ползуна 9, соединенного карданом с внутренним невращающимся кольцом, внешнего вращающегося кольца, опирающегося на внутреннее через упорно-опорный шарикоподшипник 8, тяг и рычагов управления. Автомат перекоса монтируется на направляющей ползуна, которая жестко крепится к корпусу главного редуктора (на рис. 14.2 не показано). Осевое перемещение ползуна вдоль направляющей сопровождается изменением общего шага лопастей. Циклическое изменение углов установки лопастей осуществляется наклоном невращающегося, а вслед за ним и вращающегося колец. Вращение наружного кольца в наклонном положении приводит к вертикальным перемещениям поводков 7 и разворотам лопастей относительно осевых шарниров. Синхронное вращение наружного кольца с НВ достигается двухзвенником 6. Система продольно-поперечного управления рычагами 4 соединяется с внутренним невращающимся кольцом.

Путевое управление одновинтовых вертолетов (см. рис. 14.2) осуществляется изменением величины силы тяги рулевого винта (РВ) с помощью двойных педалей и смешанной проводки 1, гидросилителей и механизма изменения установочных углов атаки лопастей РВ. Разворот вертолета влево обеспечивается избыточным реактивным моментом НВ, а вправо — избыточным моментом РВ.

На вертолетах соосной схемы с двумя НВ в продольно-поперечном управлении используются два автомата перекоса. Путевое управление осуществляется изменением реактивных моментов НВ с помощью дифференциального изменения углов установки лопастей верхнего и нижнего НВ и рулей направления.

Силовая установка вертолета отличается от самолетной мощным редуктором, несущим винтом, тормозом НВ, автоматом перекоса, осевым вентилятором с приводом от редуктора НВ, длинной трансмиссией рулевого винта. Осевой вентилятор обеспечивает охлаждение агрегатов ГТД и работу системы кондиционирования.

Система кондиционирования воздуха обеспечивает только поддержание заданной температуры и вентиляцию. На вертолете Ка-26 для исключения поражения экипажа ядохимикатами предусмотрены герметизация и наддув кабины.

Противообледенительная система вертолетов с ГТД состоит из двух подсистем:

- электротепловой, которая защищает лопасти винтов и остекление кабины экипажа;
- воздушно-тепловой, обогревающей воздухозаборники двигателей.

Энергетические системы вертолета принципиально аналогичны самолетным, см. гл. 8.

Глава 15. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Специфика эксплуатации агрегатов планера, систем, механизмов и оборудования ВС нами изучена. В этой главе рассмотрим организацию и назначение инженерно-авиационной службы (п. 15.1), инженерно-авиационное обеспечение полетов (п. 15.2) и эксплуатацию ВС экипажем (п. 15.3).

15.1. ОРГАНИЗАЦИЯ И НАЗНАЧЕНИЕ ИНЖЕНЕРНО-АВИАЦИОННОЙ СЛУЖБЫ

Инженерно-авиационная служба (ИАС) авиапредприятия в соответствии с наставлениями, регламентами, указаниями, приказами обеспечивает:

- планирование использования, технического обслуживания, ремонта, доработок и специальных осмотров ВС;
- исправное состояние, своевременную подготовку к полетам и сохранность ВС на земле;
- регулярность и безопасность полетов;
- анализ отказов авиационной техники и их предупреждение;
- учет ВС и материалов технического обслуживания;
- авиационно-техническую подготовку летного и инженерно-технического состава.

Работа ИАС выполняется во взаимодействии со службами материально-технического снабжения, спецтранспорта, горюче-смазочных материалов (ГСМ), аэродромной службой, ВОХР.

Руководство ИАС отрасли осуществляет Министерство гражданской авиации. В управлениях ГА ИАС возглавляет заместитель начальника управления — главный инженер, а в авиапредприятии — заместитель руководителя — начальник авиационно-технической базы (АТБ). В летных подразделениях состояние и документацию ВС, подготовленных в рейс, использование ГСМ контролируют инженеры и бортинженеры (бортпроводники), они анализируют данные средств объективного контроля работы авиационной техники в полете, отказы, авиационные происшествия, их предпосылки и повреждение ВС на земле; осуществляют обучение и проверку знаний авиационной техники, практических навыков и выполнения правил и распоряжений по эксплуатации ВС экипажем. Члены экипажа, имеющие неудовлетворительные знания, навыки, нарушающие правила эксплуатации, от полетов отстраняются.

Авиационно-техническая база является составной частью авиапредприятия и имеет несколько производственных подразделений — цехов (участков) и отделов (групп):

— цехи оперативного и периодического технического обслуживания (ТО) ВС (обеспечивают соответственно полеты круглосуточно и выполнение трудоемких регламентных работ на ВС);

— цех лабораторной проверки и ремонта авиационного и радиоэлектронного оборудования ВС;

— цехи текущего ремонта, обслуживания бытового оборудования (внутренняя уборка и наружная мойка самолетов, ремонт и чистка снятого инвентаря), подготовки производства (обеспечивает рабочие места АТБ агрегатами, запчастями, расходными материалами, инструментом);

— лаборатории надежности и диагностирования технического состояния авиационной техники (АТ), обработки и анализа полетной информации (выполняют инструментальный контроль состояния АТ, учитывают и анализируют причины отказов и неисправностей, разрабатывают мероприятия по их предупреждению, предъявляют рекламации);

— отдел технического контроля (ОТК) (контролирует качество выполняемых АТБ работ и состояние АТ);

— технический отдел (контролирует техническое состояние ВС, их ремонт, ведение бортовой документации, обобщает опыт работы АТБ, совершенствует техническую документацию, осуществляет научно-техническую информацию и авиационно-техническую подготовку);

— отдел главного механика (обеспечивает механизацию трудоемких процессов производства, техническую и энергетическую оснастку рабочих мест, изготовление и ремонт наземного оборудования);

— производственно-диспетчерский отдел (ПДО) (планирует использование, техническое обслуживание, доработки, ремонт и осмотры ВС, разрабатывает задания цехам, контролирует и ведет техническую документацию производственного процесса).

15.2. ИНЖЕНЕРНО-АВИАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ

Инженерно-авиационное обеспечение полетов — комплекс мероприятий, направленных на эффективное использование ВС ГА и предупреждение авиационных происшествий, их предпосылок и повреждений ВС на земле.

15.2.1. ОПЕРАТИВНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Оперативное ТО обеспечивает техническую готовность ВС к полету. Выполняется после каждого полета и перед каждым вылетом цехами оперативного ТО и бытового оборудования под ру-

ководством бригадира (авиатехника) по плану и силовой установке (СУ) или закрепленным за ВС техническим составом. При отсутствии авиаспециалистов работы выполняются экипажем. В случае стихийного бедствия (шторм, ливень) работы временно приостанавливают, а в дождь, снегопад, мороз, жару обращают внимание на обеспечение качественной подготовки, мер безопасности, исправности планера, механизмов, систем и оборудования ВС, выдерживание требуемого давления газов в закрытых объемах и предупреждение загрязнения ГСМ при заправке.

В процессе оперативного ТО производят:

- встречу и обеспечение стоянки ВС;
- осмотр и обслуживание;
- обеспечение вылета.

Все виды работ выполняют в соответствии с регламентом и технологическими указаниями.

Работы по встрече и обеспечению стоянки воздушного судна

Члены бригады под руководством бригадира (авиатехника) * заблаговременно готовят стоянку с оборудованием (для хранения, ТО, ремонта) и устраняют препятствия для заруливания или буксировки ВС. Принимают ВС, устанавливают упорные колодки, заглушки, струбины; зачехляют и заземляют ВС.

Бригадир организует буксировку ВС. Знакомится с техническим состоянием ВС по записям в бортовом журнале и по устной информации экипажа. Производит внешний осмотр ВС. Контролирует заправку ГСМ и зарядку газами. В кабине экипажа проверяет положение рычагов управления, выключение АЗС и источников электропитания. Стопорит рули, закрывает форточки, люки, двери и пломбирует их. Организует обработку (и контроль состояния) поверхности планера противообледенительной жидкостью.

Заправка воздушного судна горюче-смазочными материалами и зарядка газами

Заправку ГСМ производят после выполнения рейса, а дозаправку (если необходимо) — при подготовке к вылету. Количество заправляемого топлива зависит от рейса и определяется штурманом аэропорта, командиром ВС.

Заправка осуществляется службой ГСМ по заявке АТБ или требованию экипажа транзитного ВС через производственно-диспетчерскую службу предприятия. Заправщик предъявляет подписанный контрольный талон, в котором указаны сорт и плотность ГСМ, разрешение на заправку.

Бортинженер (командир ВС) или бригадир проверяют:

- отстой топлива из баков ВС;
- качество и разрешение на заправку ГСМ (по контрольному талону);
- наличие пломб на горловинах заправочных устройств;

* В дальнейшем сокращенно — бригадир.

— заземление и наличие упорных колодок под колесами ВС и заправщиков.

При выполнении всех требований они разрешают заправку, задавая режим и порядок наполнения баков. В случае нарушения требований заправка не разрешается, о чем делается запись в контрольном талоне.

Работа выполняется заправочной бригадой с помощью стационарных или подвижных средств. Заправка контролируется бортинженером или бригадиром, они несут ответственность за количество и распределение топлива по бакам ВС. Кроме того, контролируют технологию заправки, закрытие штуцеров и горловин, отстой топлива после заправки. В случае обнаружения в отстое воды или примесей повторно сливают отстой и даже все топливо.

Заправка (зарядка) энергетических систем, шасси и кислородной системы производится в соответствии с регламентом ТО, по заявке командира ВС и по решению бригадира. Жидкости и газы с паспортами и разрешением на заправку доставляются КВС цехом подготовки производства АТБ по заявке бригадира, который проверяет кондиционность и выполняет заправку (зарядку).

Работы по осмотру и обслуживанию воздушного судна

Осмотр и обслуживание — основной вид подготовки ВС к полету. Для приведения ВС в исправное состояние специалисты осматривают его, составляют ведомость дефектов, устраняют все обнаруженные неисправности и расписываются в этой ведомости. Работы по обслуживанию бытового оборудования определяются регламентом или заявкой экипажа транзитного ВС, записанной в бортовом журнале.

Запасные части, необходимые для ТО транзитного ВС, выписывают на бланках требований на выдачу ГСМ. Запасные части выдают из возвратно-обменного фонда АТБ и фиксируют в бортовом журнале: «Замена агрегатов (деталей) в аэропортах посадки за рейс». Паспорта установленных на ВС изделий остаются в АТБ транзитного аэропорта, а изделия возвращаются базовым аэропортам.

Работы по обеспечению вылета воздушного судна

Работы выполняются непосредственно перед вылетом в соответствии с технологическим графиком технического и коммерческого обеспечения полетов. Производятся заправка (дозаправка) ГСМ, спецжидкостями, водой; зарядка (дозарядка) систем газами; установка съемного оборудования; обогрев-вентиляция гермоотсека фюзеляжа, удаление льда с поверхности планера; буксировка ВС на перрон (площадку, предварительный старт, для загрузки ВС и запуска двигателей). Экипаж выполняет предполетный осмотр, а если требуется, то и досмотр ВС вместе с бригадиром. Бригада устраняет обнаруженные экипажем недостатки.

Начальник (инженер смены, бригадир) проверяет устранение всех неисправностей, оформление документации и расписывается

в карте-наряде на оперативное ТО, подтверждая подготовленность ВС к вылету. После этого ВС сдают экипажу. Прием ВС оформляется подписью бортинженера (бортмеханика, пилота) в карте-наряде, а бригадира — в бортовом журнале. В случае неисправности используется резервное ВС. В порядке исключения допускается вылет транзитного ВС с неисправностями, предусмотренными специальным перечнем РЛЭ. При отсутствии специалистов работы по обеспечению вылета транзитного самолета выполняет экипаж. Окончательное решение на вылет принимает командир ВС. В заключение бригадир (авиатехник) обеспечивает запуск двигателей и выруливание (руководит буксировкой).

15.2.2. ПЕРИОДИЧЕСКОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Периодическое техническое обслуживание (ПТО) ВС обеспечивает техническую безопасность полетов в течение установленной наработки. Работы группируются по формам ПТО, которые выполняются после предусмотренных регламентом часов налета, числа посадок, истечения календарного времени. Работы проводятся бригадами под руководством бригадира и инженера смены или закрепленным за ВС техническим составом. Окончательный контроль и заключение об исправности ВС осуществляют инженеры смен и ОТК по специальностям и начальники смен.

Кроме оперативного и периодического ТО, АТБ выполняет особые виды технического обслуживания:

- обслуживание при хранении;
- замена двигателей и других изделий;
- сезонное техническое обслуживание;
- специальное техническое обслуживание ВС.

Выполняется после грубой посадки, посадки с превышением допустимой массы, посадки до ВПП, выкатывания, превышения эксплуатационной перепрузки в полете. Техническое состояние ВС оценивает комиссия АТБ, которая составляет ведомость дефектов и делает выводы о дальнейшем его использовании.

Документация технического обслуживания

Все работы по формам оперативного и периодического технического обслуживания ВС выполняют в соответствии с регламентом или пооперационными ведомостями, в которых содержится перечень всех работ данной формы регламента, и заданиями, внесенными в карты-наряды. В процессе выполнения работ составляют карты замеров, ведомости дефектов, карточки учета неисправностей. Если установить причину отказа на месте невозможно, тогда изделие отправляют в ГосНИИ ГА на исследование и заключение.

Окончание ТО сопровождается оформлением карт-нарядов с передачей их в ПДО, который сообщает о готовности ВС в ПДСП

и производит соответствующие записи в формулярах и другой технической документации ВС.

Дополнительно в АТБ ведут журналы учета простоев ВС, задержек вылетов, повреждений, предпосылок авиационных происшествий по техническим причинам, доработок, разовых и инспекторских осмотров ВС, рекламаций, списания ВС и др.

Рекламации предъявляют АТБ заводам-изготовителям в случае выхода ВС из строя по конструктивным или производственным недостаткам ранее гарантийных сроков или несоответствия изделия техническим условиям, а также ремонтным заводам в случае недоброкачественного ремонта ВС или его агрегата.

Списание ВС производят на основании акта комиссии приказом МГА после обработки назначенного ресурса (снятия с эксплуатации), разрушения, пропажи без вести и в случае, когда невозможно эвакуировать ВС с места вынужденной посадки. Списание оформляют инспекторскими свидетельствами. Списанные ВС реализуют в соответствии с заключением комиссии.

15.2.3. КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Техническое состояние ВС выявляют при систематическом контроле, специальных осмотрах, контрольных полетах, эксплуатационных испытаниях.

Систематический контроль технического состояния ВС выполняют в процессе оперативного и периодического ТО (см. пп. 15.2.1 и 15.2.2), предполетной подготовки ВС экипажем (см. п. 15.3.2). Периодичность, объем и организация его определены регламентом и Наставлением по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники НТЭРАТ. Осмотры и контроль выполняют лица инженерно-технического состава АТБ и экипажи.

К специальным осмотрам относятся: разовые, инспекторские, сезонные, контрольные осмотры и полеты ВС.

Разовый осмотр — контроль состояния систем, узлов, комплектующих изделий на всем парке ВС данного типа. Проводят при обнаружении отказа или неисправности, угрожающей безопасности полетов, по указанию начальника АТБ или вышестоящей организации.

Инспекторский осмотр — контроль технического состояния и качества технического обслуживания ВС авиапредприятия, а также наличия свидетельств и знаний эксплуатационной документации у авиаспециалистов. Проводит инженерно-командный состав МГА, управления и авиапредприятия.

Сезонный осмотр — определяет полноту и качество выполненных на ВС сезонных работ. Проводит комиссия авиапредприятия.

Контрольный осмотр — определяет техническое состояние ВС для продления ресурса, срока действия удостоверения о годности ВС к полетам, списания ВС. Проводит комиссия АТБ.

При инспекторском, сезонном и контрольном осмотрах ВС также проверяют выполнение доработок, устранение неисправностей, ведение эксплуатационной документации. Все недостатки фиксируют в ведомостях дефектов. В формуляре дают оценку и выводы. Результаты осмотра сообщают инженерно-техническому составу АТБ. При необходимости издают приказ по устранению и профилактике недостатков.

Контрольные полеты — контроль технического состояния ВС, предусмотренный регламентом, бюллетенем или по решению руководителя авиапредприятия. Проводит экипаж с авиаспециалистами АТБ. Они фиксируют характеристики работы проверяемых систем и оборудования, оформляют бортовой журнал, заполняют карту контрольного полета.

Эксплуатационные испытания проводит авиапредприятие совместно с ГосНИИ ГА под руководством назначенной МГА комиссии в целях уточнения эксплуатационных свойств новых (модернизированных) ВС и их оборудования. Авиапредприятие проводит заблаговременно переучивание летного и инженерно-технического состава, разрабатывает план переучивания и обеспечивает его выполнение. По результатам испытаний комиссия составляет акт с соответствующим заключением.

Подконтрольную эксплуатацию проводит авиапредприятие на головной группе приписанных ВС в пассажирских и грузовых рейсах под методическим руководством ГосНИИ ГА по приказу МГА в целях подтверждения или увеличения ресурса ВС и внедрения новых методов технического обслуживания и ремонта. Полученные результаты обобщают и составляют акт с соответствующим заключением.

При осмотрах ВС используют органомерические (визуально, по шуму и др.) и технические (инструментальный и автоматизированный) средства контроля.

При органомерическом методе выявляют деформации, трещины, ослабление крепления деталей, течь жидкости, правильность отклонения рулей и др.

Инструментальный метод — обеспечивает выявление скрытых дефектов и измерение технических параметров систем и агрегатов ВС. При этом используются лабораторные установки АТБ (контрольно-измерительная аппаратура, приборы спектрального анализа жидкостей систем и установки физических методов дефектоскопии).

Автоматизация контроля состояния агрегатов, систем и механизмов современных самолетов Ту-154, Ил-86, Як-42 обеспечивается с помощью системы автоматического контроля (САК). САК проектируют как одно целое с ВС. Она определяет работоспособность объекта на земле (в процессе технического обслуживания), анализирует об отказе и производит переключение на резервный (дублирующий) объект в полете. САК воздействует на контролируемые объекты генерируемыми ею входными сигналами. Сигналы реакции контролируемого объекта в анализаторе сравнивают-

ся с сигналами номинальных параметров. Разность этих сигналов поступает в индикатор, который выдает оценку качества работы объекта. Исправность САК контролируется устройством самопроверки.

Система автоматического контроля технического состояния функциональных систем ВС в сочетании с их многократным резервированием обеспечивает возможность перехода от технического обслуживания и замены агрегатов, узлов, деталей по наработке (отработке ресурса или срока службы независимо от их состояния) к ТО изделий по состоянию с контролем параметров ответственных изделий, влияющих на безопасность полета, которые при достижении предотказного состояния заменяют. Изделия, не влияющие на безопасность полета, эксплуатируют с контролем уровня надежности безотказной наработки (допускают даже отказ этих изделий). ТО по состоянию обеспечивает безопасность, регулярность и экономическую эффективность полетов за счет сокращения трудоемкости ТО и более полного использования изделий.

15.2.4. СРЕДСТВА НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Средства наземного обслуживания подразделяются на средства общего и специального применения:

- аэродромные автозаправщики ГСМ, техническими жидкостями, водой и газом;
- гидрорезервуарно-пневматические установки для запуска двигателей и питания бортовых систем;
- аэродромные подогреватели авиадвигателей, гидроаккумуляторов, отстойников;
- тепловые машины для удаления льда с ВС, ВПП, рулежных дорожек, стоянок;
- аэродромные кондиционеры для обогрева или вентиляции пассажирских салонов и кабины экипажа;
- ассенизационные и моечные машины;
- подъемные краны для смены авиадвигателей и тяжелых работ;
- пневмотканевые подъемники для подъема ВС в случае поломки или посадки с убранным шасси;
- буксировщики;
- механизированные установки и доки технического обслуживания;
- стационарные системы подвода жидкостей, газов и электроэнергии к ВС;
- оборудование, придаваемое ВС в групповых комплектах (гидроподъемники, подогреватели, стремянки, колодки, водило, чехлы, заглушки, струбины).

15.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ЭКИПАЖЕМ

Эксплуатация ВС экипажем осуществляется на земле и в полете в соответствии с РЛЭ и включает:

- расчет эксплуатационных параметров полета;
- предполетный осмотр, проверку работоспособности и правильного функционирования систем и оборудования ВС;
- управление ВС во время буксировки, руления и полета;
- выдерживание рекомендованных режимов полета или восстановление (при отказе работы систем и оборудования);
- ведение судовой документации.

Безопасность, регулярность, комфорт и эффективность полета определяются знаниями конструкции и практическими навыками эксплуатации авиационной техники (АТ) экипажем. Знания и навыки приобретаются в процессе авиационно-технической подготовки летного состава.

15.3.1. АВИАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКАЯ ПОДГОТОВКА ЭКИПАЖА

Авиационно-техническая подготовка экипажа является составной частью профессиональной подготовки. В соответствии с «Положением о профессиональной подготовке летного состава ГА» АТ и ее эксплуатации первоначально изучают и осваивают в учебных заведениях, а совершенствуют в подразделениях ГА.

Авиационно-техническая подготовка экипажа в подразделении выполняется на групповых занятиях и самостоятельно, и на послеполетных разборах и разборах летной работы, на сезонной подготовке, при повышении квалификации и присвоении класса.

Авиационно-техническая подготовка определяется годовым тематическим планом профессиональной подготовки. Учебный год начинается подготовкой к эксплуатации АТ в осенне-зимний период, а заканчивается подготовкой к эксплуатации АТ в весенне-летний период. Изучают руководящую и техническую документацию по конструкции и эксплуатации АТ в различных климатических условиях, причины отказов и доработок АТ, изменения конструкции, нарушения правил эксплуатации ВС экипажем. Групповые занятия проводят руководители из числа инженерно-командного состава в летно-методических классах подразделения, в технических классах АТБ и непосредственно на ВС. Для выполнения пропуска посещения занятий каждую тему повторяют и выдают задания на самостоятельную проработку. Теоретические знания закрепляют на практических занятиях по эксплуатации АТ и использованию авиационно-спасательного оборудования ВС.

Послеполетные разборы в экипаже проводят командиры ВС (КВС) со своими экипажами после выполнения задания на полет. При анализе полета КВС вскрывает нарушения правил эксплуатации, причины отказов и неисправностей АТ; намечает мероприятия по устранению нарушений и восстановлению АТ. Пос-

леполетные разборы мобилизуют экипажи на обеспечение безопасности, регулярности, комфорта и эффективности полетов.

Разборы летной работы в подразделениях проводят ежемесячно командиры, которые с участием инженеров рассматривают состояние АТ и отклонения в эксплуатации АТ на земле и в полете, поступившие дополнения и изменения по эксплуатации АТ. К рассмотрению этих вопросов привлекают специалистов АТБ и других служб, обеспечивающих полеты.

В случае авиапроисшествий и их предпосылок проводят внеплановые разборы в целях предотвращения их повторения.

Сезонная подготовка осуществляется в соответствии с НПП ГА и организационно-методическими рекомендациями, совмещается с профессиональной подготовкой и обеспечивает изучение особенной эксплуатации ВС в различные периоды года. Предусматривают групповые занятия. Подготовку заканчивают летно-технической конференцией с участием экипажей и служб.

Повышение квалификации летного состава в подразделении обеспечивается подготовкой к самостоятельным полетам, поддержанием квалификации; сборами в УТО. На сборах повторно изучают конструкцию и эксплуатацию АТ, анализируют ошибки, допущенные экипажем, отказы и неисправности АТ.

Перечисленная периодическая подготовка дополняется систематической текущей, которую проводят круглый год в летных подразделениях. Ежедневно организуют занятия по изучению приказов, указаний, отказов и неисправностей, изменений и доработок конструкции, РЛЭ и инструкций.

Контроль уровня авиационно-технической подготовки экипажа

Основная цель — не допустить к полету неподготовленного специалиста. Для этого знания конструкции, правил и навыков эксплуатации АТ экипажем проверяют на экзаменах и зачетах.

Экзамены проводят при продлении свидетельств (ежегодно), после переучивания на новую АТ, стажировки, окончания сборов повышения квалификации. Экзамены проводит комиссия, ответы принимают в письменном виде и оценивают по четырехбалльной системе.

Зачеты предусмотрены после сезонной подготовки (два раза в год), перерыва в полетах, изучения модификаций АТ. Зачеты проводит комиссия или командир в устной форме.

Перечисленная периодическая проверка дополняется систематическим контролем практической работы членов экипажа: выполнение порядка проведения предполетной подготовки (осмотра ВС и проверки работоспособности систем и оборудования), выдерживание рекомендуемых режимов работы систем и оборудования ВС на всех этапах полета. Систематический контроль выполняется командирами и инженерами летных подразделений, инструкторами и инспекторами.

Член экипажа, показавший неудовлетворительные знания или нарушивший правила эксплуатации ВС, от полетов отстраняется для повторной подготовки и проверки.

Уровень квалификации члена экипажа в целом определяет присвоенный ему класс специалиста, который он должен систематически подтверждать и повышать.

15.3.2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА ЭКИПАЖЕМ НА ЗЕМЛЕ

Эксплуатация на земле сводится к предполетной подготовке, приему-сдаче и рулению ВС экипажем.

Допуск члена экипажа к эксплуатации ВС оформляется соответствующей записью в летном свидетельстве. Ответственность за эксплуатацию в соответствии с РЛЭ возлагается на командира ВС.

АТБ предъявляет экипажу исправное и подготовленное к полету (выполнено оперативное ТО) ВС, оформленные бортовой журнал и карту-наряд на оперативное ТО, дает устную информацию о техническом состоянии ВС, передает хранящуюся в АТБ судовую документацию.

Служба организации перевозок предъявляет экипажу документацию и фактическую коммерческую загрузку ВС на рейс (см. гл. 13).

В процессе предполетной подготовки экипаж выполняет расчет эксплуатационных параметров полета, предполетный осмотр, проверяет работоспособность и правильность функционирования систем и оборудования ВС, контролирует размещение и крепление коммерческой загрузки, выдерживание ограничений по центровке.

Предполетный осмотр ВС выполняет экипаж перед каждым транспортным рейсом, а при учебно-тренировочных полетах и выполнении авиационных работ — перед началом полетов и после каждой дозаправки ВС топливом. Работоспособность систем и оборудования проверяют в транзитном (конечном) аэропорту, при замене экипажа или стоянке более 8 ч, перед учебно-тренировочными полетами, выполнением авиационных работ и при смене экипажей.

Опробование двигателей экипаж выполняет в исключительных случаях по индивидуальному разрешению на специальной стоянке. Предполетный осмотр экипажа обеспечивается средствами наземного обслуживания и контроля АТБ.

Бортинженер (бортмеханик, второй пилот, командир) просматривает записи в бортовом журнале и карте-наряде на оперативное техническое обслуживание, проверяет устранение неисправностей, обнаруженных в предыдущем полете, наличие ГСМ и имущества, производит предполетный осмотр ВС в полном объеме.

Командир ВС принимает доклады членов экипажа о результатах осмотра и лично участвует в осмотре, обращая особое внимание на фактическую заправку ГСМ, крепление коммерческой загрузки и центровку, правильность действия рулей. Кроме того, он убеждается в обеспечении безопасного запуска двигателей и выруливания с места стоянки ВС. При осмотре экипаж использует опыт эксплуатации данного типа ВС, обращая особое вни-

манье на места возможных повреждений. Выявленные при осмотре неисправности экипаж фиксирует в бортовом журнале и сообщает о них бригадиру, который вписывает их в карту-наряд («дополнительные работы») и организует устранение. После осмотра, а в случае необходимости и совместного досмотра ВС бортинженер (бортмеханик) оформляет прием ВС экипажем своей подписью в карте-наряде и бортовом журнале.

На предварительный старт (перед вылетом) или стоянку (после посадки) ВС доставляется буксировкой (с помощью тягача) или рулением на минимальной тяге авиадвигателей.

Командир ВС перед выруливанием убеждается в отсутствии препятствий, наличии визуальной и радиосвязи с авиатехником, выпускающим ВС в полет. Получив от диспетчера службы движения разрешение на выруливание, подает команду об уборке колодок. В начале движения ВС пилоты проверяют исправность основной и аварийной систем торможения (с обоих пультов), управление колесами передней опоры. Во время руления экипаж выполняет все обязательные проверки. В случае обнаружения неисправности вылет задерживается до устранения дефекта.

Заруливание выполняют по сигналам авиатехника и заканчивают установкой колодок под колеса основных опор ВС.

Буксировку ВС между стоянкой, перроном, местом предварительного старта, ангаром выполняют по командам ответственного авиатехника с разрешения диспетчера службы движения авиапредприятия. Используют тягач и водило. Буксируют ВС носом вперед в соответствии со схемой движения и разметкой аэродрома, а устанавливают на стоянку — хвостом вперед. Максимальная скорость буксировки при благоприятных условиях 2,8 м/с. Ночью включают аэронавигационные огни. В кабине должен находиться командир ВС (бортинженер, авиатехник). Торможение колес ВС используют в случае аварийной ситуации. Между ответственным авиатехником, водителем тягача и должностным лицом в кабине ВС должна быть радиосвязь. Ответственный за буксировку обязан обеспечить устойчивость ВС на земле (от опрокидывания на хвост).

Передача воздушных судов

Воздушные суда ГА постоянно находятся под ответственностью должностных лиц экипажа, АТБ или воензированной охраны (ВОХР). Лицо, принявшее ВС, несет ответственность за его целостность и сохранность до юридической передачи другому лицу.

Передачу ВС производят:

— от экипажа в АТБ — на ТО и хранение (если стоянка превышает 2 ч);

— от АТБ экипажу — для выполнения полета;

— между экипажами (если стоянка не превышает 2 ч);

— между дежурными по стоянке, бригадиром и ВОХР.

Экипаж сдает ВС, подготовленное в соответствии с требованиями РЛЭ, дежурному по стоянке АТБ, который расписывается

в бортовом журнале и вписывает номер опознавательного знака принятого ВС в журнал дежурного по стоянке. Передача ВС между дежурными и бригадиром фиксируется их подписями в журнале дежурного по стоянке.

Экипаж принимает подготовленное к полету ВС одновременно от дежурного по стоянке и бригадира АТБ. Дежурный передает ВС, бортовое съемное имущество и оборудование, судовую документацию, справку ГСМ (по записям в бортовом журнале), ключи от ВС. Бригадир информирует бортинженера (бортмеханика) о техническом состоянии ВС, выполненных работах, устранении неисправностей и предъявляет карту-наряд на оперативное ТО. Экипаж производит предполетный осмотр. Бортинженер (бортмеханик) расписывается в карте-наряде и бортовом журнале. В особых случаях в этой карте-наряде экипаж расписывается и в проведении досмотра внутренних помещений ВС, а бригадир — gondol шасси, воздухозаборников, аварийных выходов, пломбировки люков. Бортпроводник проверяет комплектность аварийно-спасательного оборудования, а бортинженер (бортмеханик) — наличие предохранительных устройств, снимаемых с заборников воздуха, приемных устройств статического и полного давления.

Передачу ВС между экипажами выполняют бортинженеры (бортмеханики). Сдающий записывает в бортовой журнал неисправности, остаток ГСМ, предъявляет съемное бортовое имущество и оборудование, судовую документацию, справку о работе авиационной техники в рейсе и ключи от ВС, информирует об особенностях работы функциональных систем ВС. Принимающий уточняет информацию, проверяет комплектность и состояние имущества и документации. Передачу оформляют подписями принимающего и сдающего в бортовом журнале.

Передачу ВС в ВОХР и прием в АТБ выполняют дежурные по стоянке с оформлением передачи в журналах дежурного по стоянке и ВОХР. Допускается сдача ВС в ВОХР и прием непосредственно экипажем с оформлением в журнале ВОХР.

В случае обнаружения повреждения ВС или хищения имущества составляют акт и виновных привлекают к ответственности.

Прием ВС от заводов-изготовителей производит комиссия из летного и инженерно-технического состава авиапредприятия.

Передача ВС из МГА в другое ведомство и внутри МГА производится по распоряжению МГА или начальника управления.

15.3.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА В ПОЛЕТЕ

В полете экипаж в соответствии с РЛЭ обеспечивает управление ВС, системами, оборудованием. Устанавливает и поддерживает рекомендованные режимы работы. Производит переключение неисправной системы на резервную (аварийную). Устраняет мелкие неисправности. О неисправностях и отказах, приводящих к особой ситуации в полете, экипаж через диспетчера службы движения (УВД) передает в АТБ аэропорта посадки для квалифи-

цированной консультации экипажа в полете и обеспечения своевременного ремонта судна после посадки. Все отказы и неисправности с соответствующими пояснениями экипаж фиксирует в бортовом журнале или записывает, что отказов и неисправностей в полете не было. После заруливания на стоянку бортинженер информирует должностное лицо АТБ об отказах и неисправностях, о характере их проявления и действиях экипажа.

Судовая документация

В полете экипаж руководствуется картой контрольной проверки ВС перед выруливанием, взлетом, посадкой; аварийной контрольной картой, сборником рекомендаций по действиям экипажа при неисправностях ВС в особых случаях полета, РЛЭ. Кроме перечисленной документации, на борту находится свидетельство о государственной регистрации ВС, удостоверение о годности ВС к полетам, бортовой журнал и журнал санитарного состояния ВС, центровочный график и сопроводительная документация коммерческой загрузки ВС, справка о работе АТ в рейсе, приемосдаточный акт, формуляры ВС и авиадвигателей (только в случае перегонки ВС).

Бортовой журнал самолета (вертолета) предназначен: для записи особенностей эксплуатации данного ВС; обнаруженных экипажем неисправностей, задержек; произведенных замен агрегатов в транзитных аэропортах, наличия на борту спецаппаратуры и имущества; оформления передачи ВС, бортового имущества и остатка ГСМ.

Повторная запись отказа сопровождается отстранением ВС от полетов до выяснения причин и устранения неисправностей. Передавать неисправное ВС экипажу запрещается. Однако в порядке исключения допускается вылет с неисправностями, предусмотренными РЛЭ.

Журнал ведет бортинженер, второй пилот, командир ВС. Кроме журнала он заполняет справку о работе АТ в рейсе. Данные справки ПДО АТБ вносит в формуляры для учета ресурса. Бортовой журнал находится в портфеле судовой документации, а бланки справки и требования на заправку ГСМ выдаются экипажу вместе с заданием на полет.

Перед каждым рейсом судовая документация из ПДО АТБ доставляется на борт, а после возвращения ВС в базовый аэропорт сдается обратно с распиской в журнале выдачи и приема судовой документации. Задание на полет с оформленным отчетом сдается в летное подразделение.

15.3.4. БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ

Безопасность полетов, определяемая эксплуатацией ВС, достигается рассмотренными ниже: высоким качеством технического обслуживания; совершенной авиационно-технической подготовкой.

экипажа; выполнением правил эксплуатации ВС экипажем. Кроме того, она обеспечивается:

- надежностью авиационной техники;
- предотвращением авиационных происшествий, их предпосылок, отказов, неисправностей и повреждений ВС на земле;
- безопасностью труда авиаспециалистов при эксплуатации ВС на земле и в полете.

Надежность авиационной техники

Надежность авиационной техники — свойство АТ сохранять работоспособность и заданные предельные летно-технические свойства в течение ресурса (срока службы).

Ресурс — наработка АТ в часах, числе посадок, а срок службы — календарное время с начала эксплуатации или после ремонта ВС при условии соблюдения авиапредприятием правил эксплуатации.

Надежность АТ определяется гарантийным, межремонтным и назначенным ресурсом.

Гарантийный ресурс — наработка, в пределах которой изготовитель гарантирует безопасную работу АТ. Он устанавливается договором между МАП и МГА. В случае преждевременного отказа предъявляется рекламация.

Межремонтный ресурс — наработка АТ между смежными ремонтами, в пределах которого ремонтное предприятие гарантирует его безотказную работу, он устанавливается МГА.

Назначенный ресурс — наработка, при достижении которой эксплуатация АТ должна быть прекращена. Увеличение назначенного ресурса (срока службы) производится МГА совместно с МАП и оформляется приказом МГА.

Для обеспечения надежности АТ в правилах ее эксплуатации предусматривают соответствующие условия (рассмотрены в предыдущих главах).

Предотвращение авиационных происшествий

Авиационное происшествие (АП) — событие, связанное с гибелью людей на борту, разрушением, повреждением или пропажей ВС.

В зависимости от тяжести событий АП подразделяют на катастрофы, аварии, поломки. Кроме того, в эксплуатации имеют место предпосылки АП, повреждения ВС на земле, отказы и неисправности АТ.

Перечисленные случаи расследуют специальные комиссии.

Комиссия составляет акт расследования с указанием причин и виновников АП и дает профилактические рекомендации.

Все АП, их предпосылки, повреждения ВС на земле, отказы и неисправности АТ, нарушения должностными лицами правил обеспечения и выполнения полетов учитывают в специальных журналах подразделений. На базе этих сведений выполняют система-

тические анализы состояния безопасности полетов и разрабатывают профилактические мероприятия.

В АТБ вскрывают причины всех отказов и неисправностей для оценки их влияния на безопасность полетов, профилактики, классификации конструктивных и производственных недостатков, разработки требований по совершенствованию АТ и ее эксплуатации. Весьма оложные случаи отказов анализируют силами ГосНИИ ГА.

Приказы и бюллетени с результатами анализов изучают должностные лица ГА. Выполнение профилактических мероприятий контролируют Инспекция МГА и Госавианадзор.

Безопасность труда авиаспециалистов при эксплуатации воздушных судов

Безопасность труда — состояние условий труда, при котором отсутствует производственная опасность. Она определяет профессиональное здоровье авиаспециалистов, которое, в свою очередь, обеспечивает безопасность полетов.

Воздушные суда на земле и в полете эксплуатируют в условиях повышенной производственной опасности, при которой возможно воздействие на работающих опасных и вредных производственных факторов. Возможны производственные травмы и профессиональные заболевания членов экипажа и инженерно-технического персонала АТБ и служб аэропорта.

Травмирование встречается при техническом обслуживании ВС, при загрузке-разгрузке ВС службой перевозок, столкновении транспортных средств, при предполетной подготовке (осмотре) ВС экипажем, запуске двигателей, вырубивании, авиационном происшествии и поломке ВС на земле.

Профессиональное заболевание — заболевание, вызванное воздействием на экипаж вредных условий труда: запыление воздуха, затемненность, повышенный уровень шума, теплового, электромагнитного и ионизирующего излучения; наличие токсичных веществ в заправляемых в бортовые системы ГСМ и спецжидкостях, газах, ядохимикатах, распыляемых при авиационных работах; изменение давления, влажности и температуры воздуха гермоотсека фюзеляжа и климата в аэропортах вылета и посадки транспортных самолетов.

Безопасность труда способствует повышению уровня безопасности полетов. На ВС ГА безопасность труда экипажа обеспечивается:

- рациональной компоновкой рабочих мест (хороший обзор, освещение кабины, удобство управления);
- системой кондиционирования воздуха, поддерживающей микроклимат в кабине экипажа, близкий к наземным условиям;
- ограничением степени запыленности воздуха наземными подогревателями, авиадвигателями, токсичными веществами;
- нормированием допустимого уровня шума и вибрации, космической радиации, высокочастотных электромагнитных излучений;

- простотой управления ВС (маневрирование соответствует рефлекторным движениям конечностей пилотов);
- разгрузкой пилотов (средства механизации крыла, АБСУ, средства балансировки);
- средствами предупреждения, сигнализации и тушения пожара;
- авиационно-спасательным оборудованием ВС.

Для профилактики производственных травм и профессиональных заболеваний необходимо пунктуально выполнять инструкции по технике безопасности и производственной санитарии:

— принимаемая ВС на перрон (стоянку), встречающий должен находиться в поле зрения командира ВС впереди не ближе 25 м от ВС;

— движение транспортных средств и людей разрешается на удалении более 100 м от ВС с работающими двигателями;

— колодки под колеса ставить после выключения двигателей, а убирать только по команде командира ВС, когда двигатели переведены на режим малого газа;

— буксировку ВС производить подготовленными людьми с помощью исправных транспортных средств на скорости до 2,8 м/с;

— погрузочно-разгрузочные работы, а также посадку и выход пассажиров выполнять под руководством ответственных лиц с применением исправного погрузочного оборудования и трапов;

— запускать двигатели разрешается только после предварительной подготовки ВС и стоянки;

— на стоянке при ветре выше 12 м/с (сбоку, сзади) не разрешается расстопоривать рули и элероны;

— для предупреждения разрушения амортизационных стоек шасси, шин колес, гидроаккумуляторов, баллонов тщательно контролировать их зарядку с учетом колебаний температуры атмосферного воздуха на земле и аэродинамического нагрева конструкции планера в полете;

— для предупреждения взрывного разрушения гермоотсека не разрешается устранение негерметичности фюзеляжа без предварительной разгерметизации, а в полете необходим контроль избыточного давления воздуха;

— демонтажные работы по гидравлическим и газовым системам разрешается выполнять только после их разрядки;

— зимой при прогреве пассажирских салонов и кабины экипажа не допускается загрязнение воздуха пылью стеклоткани рукавов, окисью углерода, парами бензина и другими газами.

Общая ответственность за пожарную безопасность возложена на руководителя авиапредприятия. За укомплектованность и техническое состояние средств сигнализации и тушения пожара на объектах повышенной пожарной опасности — на стоянках, в ангарах, цехах, мастерских, лабораториях, складах — отвечают начальник аэропорта и руководители подразделений авиапредприятия.

Для обеспечения пожарной безопасности ВС при заправке и сливе топлива и масла заправочные средства должны быть заземлены, выхлопные газы из двигателей не должны попадать на заправляемое ВС и место возможного пролива ГСМ. Заправщикам необходимо обеспечивать свободный отъезд от ВС. На ВС при этом не разрешается переключение бортового электропитания и опробование аппаратуры под током. За пожарную безопасность ВС, принятого экипажем, отвечает командир ВС.

Охрана окружающей среды возглавляется руководителями авиапредприятия и его подразделений. Они принимают меры к устранению (уменьшению до безопасных уровней) вредных воздействий на людей производственной деятельности:

- шума, вибрации, звуковых ударов;
- выхлопных газов;
- ГСМ и ядовитых жидкостей;
- ядохимикатов, красителей, моющих средств;
- электромагнитных и рентгеновских излучений радиолокационных станций, рентгеновской и изотопной аппаратуры.

Для ограничения зоны повышенного уровня шума и загрязнения окружающей среды экипажи выполняют взлет по крутой траектории, а полеты на сверхзвуковых самолетах на эшелоне выполняют вдали от населенных пунктов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Никитин Г. А., Баканов Е. А.* Основы авиации. М.: Транспорт, 1972.
- Конструкция и прочность самолетов и вертолетов. Под ред. *Миртова К. Д., Черненко Ж. С. М.*: Транспорт, 1972.
- Егер С. М.* Проектирование пассажирских реактивных самолетов. М.: Машиностроение, 1964.
- Гудков А. И., Лешаков П. С.* Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1968.
- Глаголев А. Н., Гольдинов М. Я., Григоренко С. М.* Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1975.
- Годинский В. И., Склянский Ф. И., Шулилов И. С.* Привод рулевых поверхностей самолетов. М.: Машиностроение, 1974.
- Автоматизированное управление самолетами и вертолетами. Под ред. *Федорова С. М. М.*: Транспорт, 1977.
- Михайлов О. И., Козлов И. М., Гергель Ф. С.* Авиационные приборы. М.: Машиностроение, 1977.
- Кудинов А. А.* Учебное пособие по курсу конструкции и эксплуатации для специализации — летная эксплуатация. Выпуски по темам. Л.: ОЛАГА, 1965 — 1971.
- Наставления, руководства, нормы летной годности и технические описания ВС ГА.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Глава 1. Характеристика воздушных судов	4
1.1. Этапы развития	4
1.2. Классификация	6
1.3. Безопасность полетов	8
1.4. Характеристика конструкции	10
Глава 2. Нагрузки планера и безопасность полетов	11
2.1. Эксплуатационные нагрузки	11
2.2. Маневренные перегрузки самолета	12
2.3. Перегрузки самолета при полете в неспокойном воздухе	15
2.4. Перегрузки шасси при посадке и движении самолета по аэродрому	18
2.5. Нормы летной годности самолетов	19
2.6. Испытания воздушного судна	22
2.7. Летные ограничения самолетов по прочности	24
Глава 3. Крыло и подвижные части крыла	26
3.1. Аэродинамическая компоновка крыла	26
3.2. Внутренняя компоновка крыла	27
3.3. Нагрузки, действующие на крыло	28
3.4. Силовой расчет крыла	30
3.5. Конструкция крыла и работа его отдельных силовых элементов	36
3.6. Работа моноблочного крыла в целом	42
3.7. Конструкция и работа моноблочного крыла в зонах соединений и вырезов	45
3.8. Конструкция и работа двухлонжеронного крыла	50
3.9. Подвижные части крыла	52
3.10. Эксплуатация крыла и средств механизации крыла	61
Глава 4. Оперение самолета. Аэроупругость крыла и оперения	66
4.1. Аэродинамическая и внутренняя компоновка оперения	66
4.2. Нагрузки, действующие на оперение	68
4.3. Конструкция и работа оперения самолета	70
4.4. Аэродинамическая компенсация шарнирных моментов рулей и элеронов	73
4.5. Средства балансировки самолета в полете	77
4.6. Статические деформации крыла и оперения	78
4.7. Динамические деформации крыла и оперения	81
4.8. Вынужденные колебания крыла и оперения	83
4.9. Флаттер крыла и оперения	85
4.10. Аэроупругость и эксплуатация крыла и оперения	90
Глава 5. Фюзеляж самолета	93
5.1. Аэродинамическая и внутренняя компоновка фюзеляжа	93
5.2. Нагрузки и силовой расчет фюзеляжа	100
5.3. Конструкция фюзеляжа типа полумонокок и работа его отдельных силовых элементов	105
5.4. Работа фюзеляжа в целом	109
5.5. Конструкция и работа гермоотсека фюзеляжа	113
5.6. Эксплуатация фюзеляжа	117

Глава 6. Шасси	120
6.1. Конструкция и работа опор	120
6.2. Конструкция и работа амортизации опор	133
6.3. Конструкция и работа тормозного устройства колес	139
6.4. Конструкция и работа поворотного-демпфирующего устройства колес передней опоры	148
6.5. Конструкция и работа механизма подъема и выпуска шасси	152
6.6. Эксплуатация шасси	159
Глава 7. Системы управления воздушными судами	164
7.1. Механические системы основного непосредственного управления	164
7.2. Гидромеханические системы основного управления	176
7.3. Гидромеханические системы основного управления с автопилотом и демпфером	179
7.4. Гидромеханические системы основного управления с автоматизированной бортовой системой управления (АБСУ)	182
7.5. Электрогидравлические системы и общая структурная схема основного управления самолетом	188
7.6. Системы управления триммерами	189
7.7. Системы стопорения рулей и элеронов	191
7.8. Системы управления закрылками и предкрылками	193
7.9. Эксплуатация систем управления самолетом	193
Глава 8. Энергетические системы	198
8.1. Общая характеристика	198
8.2. Гидравлическая система	199
8.2.1. Свойства и классификация гидросистем	199
8.2.2. Гидросистема с насосами постоянной подачи с приводом от авиадвигателей	200
8.2.3. Назначение, конструкция и работа агрегатов гидросистем	204
8.2.4. Гидросистема с насосом постоянной подачи с приводом от электродвигателя	215
8.2.5. Гидросистема с насосами переменной подачи с приводом от авиадвигателей	216
8.3. Пневмосистема	218
8.4. Электрическая система	220
8.5. Эксплуатация энергетических систем	221
Глава 9. Силовая установка воздушного судна	224
9.1. Общая характеристика	224
9.2. Воздушные винты	226
9.3. Крепления двигателей	229
9.4. Гондола двигателя	236
9.5. Системы управления двигателями	237
9.6. Топливная система	240
9.7. Пожарное оборудование воздушного судна	251
9.8. Эксплуатация силовой установки	258
Глава 10. Система кондиционирования воздуха	260
10.1. Общие сведения	260
10.2. Вентиляция и обогрев гермоотсека фюзеляжа	262
10.3. Регулирование давления воздуха в гермоотсеке фюзеляжа	268
10.4. Работа системы кондиционирования воздуха	276
10.5. Эксплуатация системы кондиционирования воздуха	280
10.6. Развитие системы кондиционирования воздуха	283
Глава 11. Противообледенительные системы воздушных судов	285
11.1. Общие сведения	285
11.2. Воздушно-тепловая противообледенительная система	287
11.3. Электротепловая противообледенительная система	290
11.4. Электроимпульсная противообледенительная система	292
	343

11.5. Способы борьбы с обледенением самолета на стоянке	292
11.6. Эксплуатация противообледенительных систем	293
Глава 12. Бытовое и аварийно-спасательное оборудование воздушных судов	296
12.1. Система водоснабжения и удаления отходов	296
12.2. Бортовое авиационное аварийно-спасательное оборудование	298
Глава 13. Обеспечение организации перевозок и безопасность полетов	305
13.1. Общие положения	305
13.2. Ограничения массы самолета	305
13.3. Ограничения центровки самолета	306
13.4. Расчет массы и центровки самолета	311
13.5. Расчет массы и центровки самолета перед вылетом	312
13.6. Загрузка самолета и крепление грузов	315
Глава 14. Конструкция вертолета	318
14.1. Несущий винт	318
14.2. Фюзеляж и шасси	320
14.3. Системы вертолета	320
Глава 15. Эксплуатация воздушных судов	323
15.1. Организация и назначение инженерно-авиационной службы	323
15.2. Инженерно-авиационное обеспечение полетов	324
15.3. Эксплуатация воздушных судов экипажем	331
Список литературы	341

Андрей Александрович Комаров
Алексей Алексеевич Кудинов
Виктор Иванович Зинченко

КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Художественный редактор Т. А. Савицкая
Технический редактор Л. А. Аствацатурова
Корректор Н. В. Куприна

Сдано в набор 16.10.85. Т-05659. Подписано в печать 28.04
Формат 60×90^{1/16}. Бум. офсетная. Гарнитура литературная. Офсетная
Усл. печ. л. 21,5. Усл. кр.-отт. 21,6. Уч.-изд. л. 22,1. Тираж 2030
Заказ № 114 Цена 2 р. 20 к. Изд. № 123
Ордена «Знак Почета» издательство «ТРАНСПОРТ», 107174, Москва, Басманный ту

Московская типография № 5 ВГО «Союзучетиздат»
101000, Москва, ул. Кирова, д. 40
Отпечатано в тип. изд-ва «Воздушный транспорт»

А. А. Комаров, А. А. Кудинов, В. И. Зинченко. *Конструкция и эксплуатация воздушных судов*/Под ред. А. А. Кудинова. — М.: Транспорт, 1986. — 344 с.

В учебном пособии изложены устройства, работа, эксплуатация планера, механизмов, систем самолета и определяемые ими безопасность полетов.

Пособие предназначено для Академии, высших летных училищ ГА, может быть использовано в летных училищах, УТО, летных подразделениях авиапредприятия.

Ил. 179, табл. 8, библиогр. 10 назв.

Рецензенты: канд. техн. наук А. Н. Арепьев,
канд. техн. наук А. С. Кравец
Заведующий редакцией В. С. Захаров
Редактор М. И. Эпштейн
Выпущено по заказу Министерства гражданской авиации СССР

К 3606030000—202 заказное
049(01)—86

ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие по курсу конструкции и эксплуатации воздушных судов (ВС) предназначено для слушателей Академии и высших летных училищ ГА по специализации летная эксплуатация воздушного транспорта.

Пособие соответствует программе курса и включает пятнадцать глав. В гл. 1 и 2 даны характеристика ВС и безопасность полетов в зависимости от нагрузок и прочности планера. В гл. 3 — 12 описаны свойства, нагружение, устройство, работа и специфика эксплуатации планера, механизмов, систем, оборудования самолета и определяемая ими безопасность полетов. В гл. 13 рассмотрена безопасность полетов, обеспечиваемая организацией перевозок. В гл. 14 отмечены конструктивные особенности вертолета. В последней пятнадцатой главе изложены общие вопросы эксплуатации ВС и безопасности полетов.

Материалы пособия содержат описание конструкции и эксплуатации воздушных судов ГА в целом как базу для изучения конкретных самолетов, проведения предполетной подготовки и эксплуатации ВС экипажами, анализа причин отказов и неисправностей, принятия правильных решений в особых ситуациях полета, проведения послеполетных разборов, изучения и творческого применения положений руководящих документов. Может быть использовано также в летных училищах, УТО, летных подразделениях авиапредприятия (при проведении разборов и конференций, авиационно-технической подготовке и самостоятельном повышении квалификации).

Материал пособия апробирован на лекциях командного факультета Академии ГА доцентом А. А. Кудиновым.