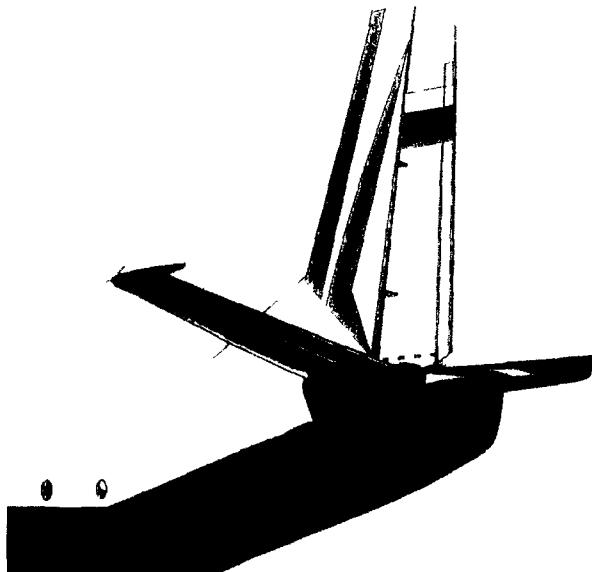


Эталон ГС ГА

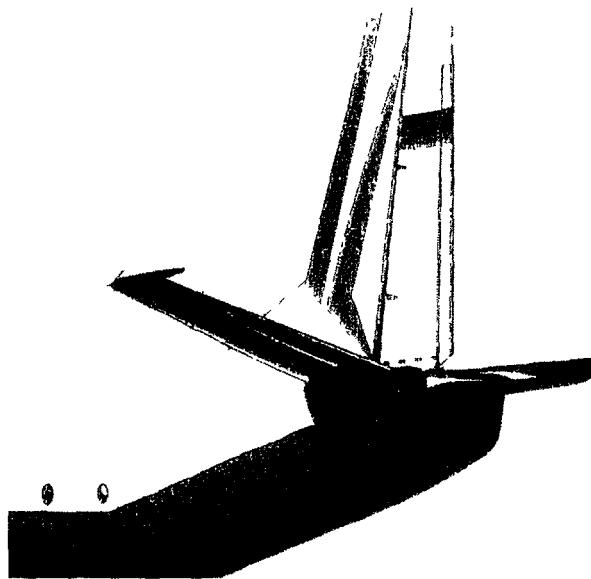


Ж.С. ЧЕРНЕНКО Г.С. ЛАГОСЮК Б.И. ГОРОВОЙ

САМОЛЕТ Ан-26



©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001



Ж.С. ЧЕРНЕНКО Г.С. ЛАГОСЮК Б.И. ГОРОВОЙ

САМОЛЕТ Ан-26



ЗАО 'АНДЦ "ТЕХНОЛОГ" 2001

Ж. С ЧЕРНЕНКО, Г. С. ЛАГОСЮК, Б. И. ГОРОВОЙ

САМОЛЕТ Ан-26

КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ



*Сведен с
Эталоном*

по состоянию на 1.07 2002 г.
© ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ" 2002
КОНСТРУКЦИЯ И
ЭКСПЛУАТАЦИЯ с-това Ан- 26, .
Ведущий инженер Пода А.И.

А.И.Пода
(подпись)



МОСКВА «ТРАНСПОРТ», 1977

Самолет Ан-26. Конструкция и эксплуатация. Ч е р н е н к о Ж. С.,
Л а г о с ю к Г. С., Г о р о в о й Б. И. М., «Транспорт», 1977. 341 с.

В книге приводятся основные данные самолета Ан-26, аэродинамические, массовые и прочностные характеристики, сведения об устойчивости и управляемости на различных режимах полета. Отдельные главы книги посвящены конструкции и основным рекомендациям по эксплуатации и техническому обслуживанию планера, управления, шасси, силовой установки, гидравлической и топливной систем, высотного и противообледенительного оборудования, а также транспортного и бытового оборудования. В отдельной главе изложены вопросы эксплуатации самолета.

Книга рассчитана на инженерно-технический и летный состав гражданской авиации, может быть использована студентами вузов, курсантами летных и технических училищ, слушателями учебно-тренировочных отрядов.

Ил. 154, табл. 15.

q 31808-089
049(01)-77 89-77

© Издательство «Транспорт», 1977

Глава 1. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Транспортный турбовинтовой самолет Ан-26 с двумя двигателями АИ-24ВТ предназначен для перевозки грузов, багажа и техники на воздушных линиях средней протяженности.

Самолет Ан-26 является дальнейшим развитием самолета Ан-24, хорошо зарекомендовавшим себя в процессе длительной эксплуатации.

В основном, грузовом, варианте самолет предназначен для перевозки 5,5 т грузов на расстояние до 1000 км с крейсерской скоростью 435 км/ч на высоте 6000 м. Он может быть использован также для перевозки людей, так как грузовая кабина звуко- и теплоизолирована и оборудована системой кондиционирования воздуха.

На самолете установлено транспортное оборудование для погрузки и разгрузки несамоходных грузов, а также швартовочное оборудование для их крепления.

Грузовая кабина самолета оборудована также устройствами для десантирования людей и грузов.

Самолет Ан-26 (рис. 1.1) представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с высокорасположенным крылом и однокилем оперением с форкилем. Фюзеляж имеет скошенную хвостовую часть. Для улучшения ее обтекания потоком воздуха установлены два подфюзеляжных гребня, форма, размеры и расположение которых выбраны в целях получения минимального сопротивления на крейсерском режиме. Компоновка и высокие взлетно-посадочные характеристики позволяют круглый год эксплуатировать самолет на грунтовых аэродромах относительно малых размеров.

На шасси установлены колеса повышенной проходимости. Они значительно расширяют возможности использования самолета, допуская эксплуатацию с грунтовых аэродромов с прочностью грунта 5 кгс/см² и более.

Кроме того, конструктивно возможна установка на самолет Ан-26 колес самолета Ан-24.

Самолет Ан-26 обладает хорошей устойчивостью и управляемостью. Конструкция пилотской кабины обеспечивает хороший обзор и необходимый для нормальных условий работы экипажа комфорт.

Экипаж самолета состоит из 3 чел.: левого пилота (командир корабля), правого пилота и бортмеханика. В компоновке пилотской кабины предусмотрены места для экипажа и пассажиров.

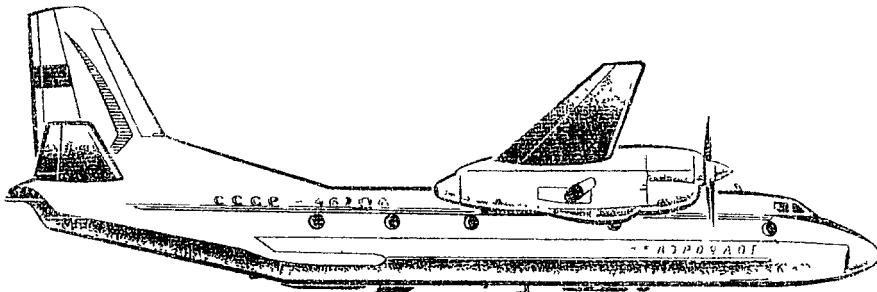


Рис. 11. Общий вид самолета Ан-26

лотской кабине предусмотрены также рабочие места для штурмана и радиста. Рабочее место штурмана, расположенное за креслом левого летчика, оборудовано блистером диаметром 700 мм, обеспечивающим хороший визуальный обзор.

Основные сведения о конструкции

Фюзеляж самолета — типа полумонокок, балочно-стрингерной конструкции, герметизирован между шпангоутами № 1а — 40. В фюзеляже самолета (рис. 1.2) размещены грузовая кабина и кабина экипажа. Кабина экипажа 1 расположена между шпангоутами № 1—7 и отделена от остальной части гермокабины жесткой перегородкой 3 с дверью. По левому борту пилотской кабины между шпангоутами 5 и 7 у рабочего места штурмана установлен прозрачный колпак 2 диаметром 700 мм.

Между шпангоутами 10 и 40 расположена грузовая кабина 7. В передней части грузовой кабины имеется бытовое помещение 6, входная дверь 4 размером 600×1400 мм и аварийный люк 5 размером 750×1040 мм. Грузовой люк 14 расположен в задней части фюзеляжа между шпангоутами 33 и 40. Общая длина проема под люк 3400 мм, ширина между 33 и 36 шпангоутами 2400 мм. К шпангоуту 40 ширина проема уменьшается до 2100 мм симметрично относительно оси самолета. Проем люка закрывается рампой, которая по продольным образующим оканчивается наплывами, плавно переходящими по обводам в хвостовую часть фюзеляжа.

Конструкция грузового люка в зависимости от вида погрузочно-разгрузочных работ позволяет устанавливать его крышку в два положения: в положение рампы и в положение под фюзеляж. Крышка люка выполнена в виде рампы. В опущенном положении рампа служит грузовым трапом и обеспечивает въезд в грузовую кабину автомашин массой до 1300 кг, а также загрузку несамоходной колесной техники. При погрузке грузов и контейнеров с прицепа или автомашины крышка люка убирается под фюзеляж, что позволяет устанавливать грузы непосредственно с кузова на пол кабины. В полете крышка люка также может быть убрана под фюзеляж при десантировании людей, грузов или техники на необорудованные для посадки площадки.

Крыло — трапециевидной формы в плане большого удлинения, обеспечивает хорошие несущие свойства до $M=0,7$ при незначительном лобовом сопротивлении, а также хорошие поперечную устойчивость и управляемость в широком диапазоне углов атаки.

Центроплан и средние части крыла снабжены выдвижными закрылками, при выпуске которых меняется кривизна профиля крыла и увеличивается его площадь, что приводит к увеличению подъемной силы. При выпуске закрылков создается целевой эффект, препятствующий срыву потока на больших углах атаки, что также увеличивает подъемную силу крыла. На концевых частях крыла

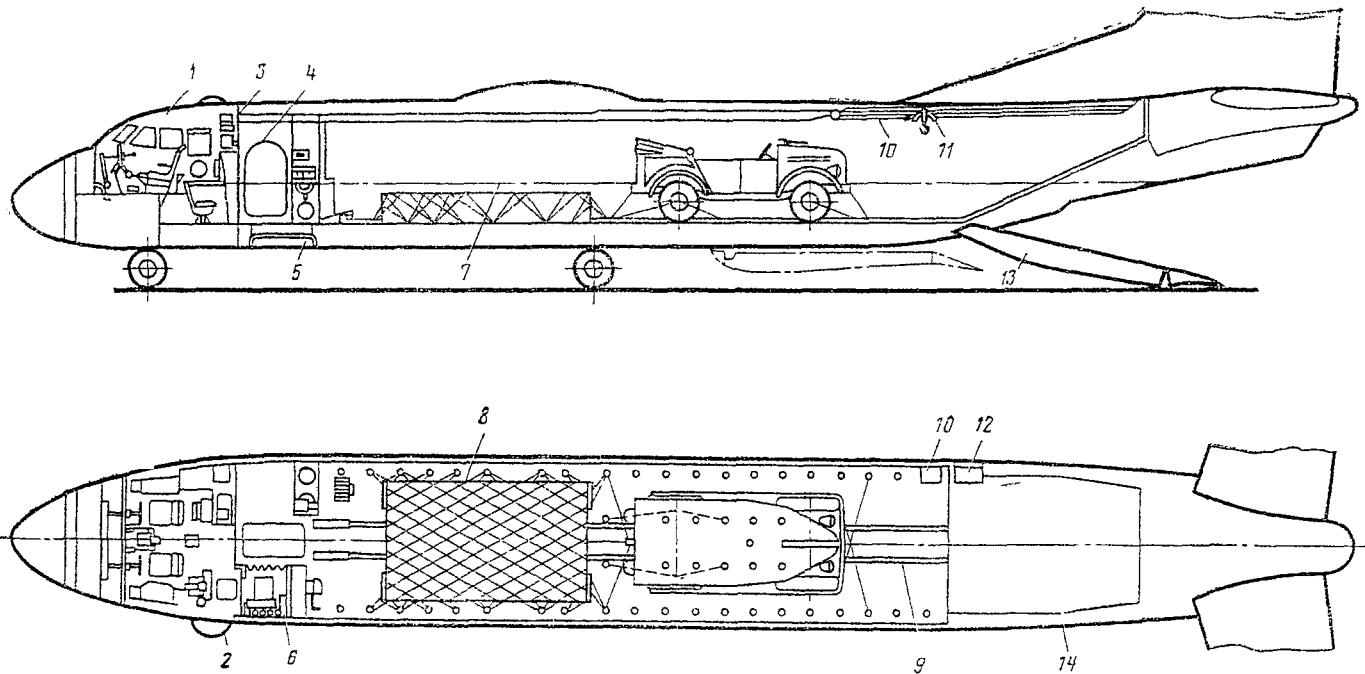


Рис. 1.2. Компоновочная схема фюзеляжа:

1 — кабина экипажа; 2 — блистер; 3 — перегородка служебная; 4 — дверь входная; 5 — люк аварийный; 6 — помещение бытовое; 7 — кабина грузовая; 8 — оборудование швартовочное; 9 — транспортер для десантирования грузов и техники; 10 — монорельс погрузочно-разгрузочного оборудования; 11 — тельфер; 12 — пульт управления погрузкой и разгрузкой в хвостовой части фюзеляжа; 13 — крышка грузолюка (рампа); 14 — люк грузовой

расположены двухсекционные (разрезные) элероны. На правом и левом корневых элеронах расположены сервокомпенсаторы, а на левом еще и триммер.

Крыло кессонного типа состоит из центроплана, двух средних частей и двух концевых частей, соединенных между собой болтами по профилям разъема. Каркас крыла состоит из двух лонжеронов, нервюр и работающей обшивки. Кессон-бак крыла образован по контуру двумя лонжеронами и двумя профилями разъема средней части крыла, верхней и нижней панелями и нервюрами.

Центроплан крыла состоит из цельнопрессованных крупногабаритных панелей, лонжеронов и профилей разъема. В нем расположены десять мягких топливных баков. Носок по размаху крыла оборудован воздушным обогревом.

Оперение самолета — свободнопесущее. Состоит из двух консолей стабилизатора, двух половин руля высоты, киля, руля направления и форкиля. На каждой половине руля высоты установлен триммер, на руле направления пружинный триммер-сервокомпенсатор.

Для уменьшения усилий на рычагах управления рули и элероны имеют весовую балансировку и аэродинамическую компенсацию, равную для руля высоты 28%, для руля направления 30% и для элеронов 29% от хорды, соответствующей рулевой поверхности. Для этой же цели на каждом элероне установлен кинематический сервокомпенсатор, угол отклонения которого пропорционален углу отклонения элерона. Руль направления управляет пружинным сервокомпенсатором, отклонение которого пропорционально приращению усилия на педалях.

Триммеры на органах управления позволяют полностью снимать усилия с рычагов управления на всех эксплуатационных режимах полета, включая режимы полета с одним отказавшим двигателем.

Высокая эффективность рулей обеспечивает управляемость самолета во всем диапазоне скоростей полета, на всех высотах и в широком диапазоне центровок.

Стабилизатор и киль — двухлонжеронного типа с работающей обшивкой. Носки стабилизатора и киля оборудованы воздушным обогревом.

Шасси самолета — трехопорной схемы с носовым колесом. Главные ноги установлены в гондолах двигателей, переднее шасси — под кабиной экипажа. Шасси убирается в отсеки, закрывающиеся створками. На каждой опоре шасси установлено по два колеса. Колеса главного шасси снабжены дисковыми тормозами. Передняя нога оборудована системой демпфирования колебаний и системой управления передними колесами на рулежном и взлетном режиме. Система управления передними колесами обеспечивает достаточную маневренность самолета при рулении и помогает выдерживать направление при разбеге и пробеге.

Уборка и выпуск шасси и управление колесами осуществляются гидравлической системой.

Управление самолетом двойное. Осуществляется с рабочих мест обоих летчиков. Состоит из пульта управления, каячалок и тяг. Управление рулями нормальное, управление элеронами дифференциальное. В систему управления рулями, элеронами и триммерами включены рулевые машины автопилотов. Для фиксации рулей и элеронов на стоянке имеются механизмы стопорения с тросовым управлением от рукоятки на центральном пульте.

Гидравлическая система самолета состоит из основной системы с насосами постоянной производительности и аварийной системы с насосом регулируемой производительности. В качестве резервного аварийного источника давления в систему вмонтирован ручной насос. Напор, создаваемый в системе, 155 ± 5 кгс/см².

Основная система предназначена для уборки и выпуска шасси, поворота колес передней ноги, торможения колес основного шасси, выпуска и уборки закрылков, привода стеклоочистителей, аварийного флюгирования воздушных винтов и останова двигателей, открытия и закрытия аварийного люка, отката и наката, а также подъема и опускания рамы грузозависимого люка. Кроме этого, гидросистемой осуществляется управление механизмом ленты перепуска воздуха вспомогательной спиловой установки.

Аварийная система используется для выпуска закрылков, аварийного торможения колес, открытия аварийного люка экипажа и аварийного управления откатом и накатом рамы при выходе из строя основной системы или при неработающих двигателях. При необходимости насос аварийной системы может быть включен в основную систему и использован для управления потребителей основной системы.

Система ручного насоса обеспечивает открытие и закрытие замков порога, откат и накат рампы, открытие замков рельсов, подъем рампы и дозаправку гидробака.

Силовая установка состоит из двух турбовинтовых двигателей АИ-24ВТ взлетной мощностью по 2820 э. л. с. с четырехлопастными винтами АВ-72Т и вспомогательной силовой установки (ВСУ) с тягой 800 кгс.

Двигатели АИ-24ВТ сохраняют взлетную мощность до температуры +30° С. Наработка двигателей на номинальном режиме допускается до 40% от ресурса, что дает возможность эксплуатировать самолет с большим взлетным весом. Кроме того, разрешается работа на максимальном режиме в течение 1,5 ч, что дает возможность улучшить тяговые характеристики силовой установки при отказе одного из двигателей.

Двигатели АИ-24ВТ установлены на рамках в гондолах под центропланом крыла. ВСУ расположена в хвостовой части правой гондолы и крепится на подмоторной раме к заднему лонжерону центроплана и к ферме шасси.

Система запуска двигателей электрическая. Она обеспечивает запуск на земле и в полете и холодную прокрутку двигателей. Запуск осуществляется как от аэродромного питания, так и от генератора, установленного на ВСУ.

Для удобства эксплуатации самолета в аварийных ситуациях двигателя АИ-24ВТ оборудованы следующими системами. Противоаварийными системами автоматического, ручного и гидравлического (аварийного) флюгирования. Кроме этого, в конструкции воздушного винта имеются защитные устройства: механизм установки лопастей на промежуточный упор, три фиксатора шага винта и дросель в канале большого шага.

На промежуточный упор лопасти воздушного винта устанавливаются для уменьшения отрицательной тяги при отказе двигателя и предотвращения ее появления при работе двигателя на малом газе. Гидравлический фиксатор шага автоматически фиксирует положение лопастей при нарушении подачи масла в воздушный винт, предотвращая его раскрутку. Механический фиксатор резервирует гидравлический на углах поворота лопастей от 8 до 50°. Центробежный фиксатор шага фиксирует положение лопастей при увеличении частоты вращения винта до 1265 об/мин.

Дроссель в канале большого шага замедляет поворот лопастей в сторону облегчения воздушного винта, предотвращая резкое нарастание отрицательной тяги при отказе двигателя.

Система автоматического флюгирования винтов обеспечивает автоматический ввод лопастей воздушного винта во флюгерное положение при отказе двигателя, работающего на режиме от 0,7 номинала до взлетного, после резкого падения мощности ниже 0,1 номинала. При отказе двигателя на режимах ниже 0,7 номинала автоФлюгер не срабатывает.

Маслосистема. Каждый двигатель имеет выполненную по короткозамкнутой схеме масляную систему, состоящую из внутренней системы двигателя и самолетной системы. Масло, находящееся в баке, не циркулирует, а является резервом, который используется по мере расхода масла в двигателе, циркулирующего по короткозамкнутой схеме.

Топливная система состоит из системы питания двигателей топливом и системы централизованной заправки под давлением. При необходимости топливные системы питания двигателей АИ-24ВТ могут быть соединены краном кольцевания.

Топливные емкости каждой половины крыла состоят из трех групп баков, третья из которых является расходной: в нее по мере выработки, перекачивается топливо из первой и второй групп. Питание двигателей топливом осуществляется только из третьей группы.

В топливных баках установлены заливные горловины и заправка может быть произведена либо снизу под давлением, либо сверху через заливные горловины.

Топливная система оборудована системой пейтрального газа для уменьшения пожарной опасности в аварийной ситуации и при попадании самолета в зону грозовой деятельности. По мере выработки топлива освободившиеся баки заполняются углекислым газом.

Противопожарная система. Для активной защиты от пожара двигатели оборудованы противопожарной системой, которая имеет ручное и автоматическое управление.

Повышение температуры (скорости изменения ее выше критической) в зонах повышенной пожароопасности датчики сигнализации пожара автоматически включают пожарные краны, и в зону пожара подается огнегасящий состав из баллонов первой очереди. Если его количества окажется недостаточно для полной ликвидации пожара, то пилот может включить подачу огнегасящего состава из баллонов второй очереди. При необходимости в противопожарную систему могут быть разряжены баллоны системы нейтрального газа.

Противообледенительная система теплового и электрического обогрева. Для обогрева передних кромок крыла, оперения и воздухозаборников двигателей используется воздушно-тепловая противообледенительная система, работающая на принципе микрорэжекции.

В систему электрического обогрева включены воздушные винты, два лобовых стекла фонаря кабины пилотов и приемники воздушного давления.

Включение противообледенительной системы предусмотрено ручное и автоматическое. При автоматическом включении включаются электрическая и воздушно-тепловая системы.

Микрорэжекторная воздушно-тепловая система весьма эффективна, так как количество горячего воздуха, потребное для ее работы, на 30—40% меньше, чем у обычных воздушно-тепловых противообледенительных систем.

Кислородная система используется для питания кислородом членов экипажа и находящихся в грузовой кабине лиц, сопровождающих грузы.

Высотное оборудование включает в себя систему кондиционирования с автоматическим регулированием температуры и давления воздуха в герметической кабине. Высотное оборудование самолета обеспечивает создание и поддержание в гермокабине параметров воздуха в пределах, необходимых для обеспечения нормальной работоспособности членов экипажа и необходимого уровня комфорта для пассажиров и сопровождающих лиц при полетах на больших высотах. Воздух для наддува отбирается от компрессоров двигателей и после охлаждения в турбохолодильной установке подается в гермокабину.

Высотная система обеспечивает в гермокабине нормальный уровень комфорта без дополнительного питания кислородом. Термозвукозоляция изолирует гермокабину от пониженных температур окружающего воздуха и внешних источников шума.

Десантно-транспортное оборудование состоит из погрузочно-разгрузочных устройств и приспособлений для десантирования людей и грузов.

Для погрузки и выгрузки грузов и техники самолет оборудован монорельсом 10 (см. рис. 1.2) с тельфером 11 и лебедкой, приспособлением для погрузки и разгрузки колесных несамоходных грузов и швартовочным оборудованием 8.

В парашютно-десантном варианте в пол грузовой кабины смонтирован транспортер 9, предназначенный для механизированного сброса грузов и техники общей массой до 4550 кгс. Он позволяет также производить механизированную разгрузку самолета на земле. Транспортер встроен в конструкцию грузового пола и приводится в работу электроприводом, подключенным к бортовой сети самолета.

Крышка 13 люка 14 выполнена в виде рампы. Привод рампы осуществляется от гидросистемы самолета, включающей ручной насос для обеспечения ее перемещения при выключенных двигателях и отсутствии аэродромных средств электропитания. Управляется рампа с рабочего места штурмана или со специального пульта 12 в хвостовой части на левом борту грузовой кабины.

Для подъема грузов с земли или кузова автомашины и установки их на пол кабины самолет оборудован электротельфером 11 грузоподъемностью 1500 кгс. Каретка с крюком перемещается по монорельсу 10, установленному на потолке кабины между штангогужами 29—39. Кроме электрического, тельфер имеет ручной привод.

При погрузке несамоходной колесной техники применяется трос с системой блоков, специальные настилы на полы и упорные колодки. Швартуются грузы специальными приспособлениями, включая комплект съемных узлов, ремней и

приспособлений для их затяжки. Швартовочные узлы ставятся в специальные гнезда, которые при снятых узлах закрываются пробками.

Электрооборудование. Питание потребителей электроэнергией на самолете осуществляется постоянным током напряжением 28 В, переменным однофазным током напряжением 115 В с частотой 400 Гц и трехфазным током напряжением 36 В с частотой 400 Гц.

Основными источниками энергии постоянного тока являются два стартер-генератора СТГ-18ТМ с аккумуляторами 12САМ-28. Дополнительным источником электроэнергии (постоянного тока) является ВСУ.

Основным источником переменного тока 115 и 400 Гц служат два генератора ГО16, П48, аварийным — преобразователь ПО-750 2-й серии. Основным источником трехфазного переменного тока служит преобразователь ПТ-1000ЦС, резервным — трансформатор ТС-310СО4А, первичная обмотка которого питается от правого генератора переменного тока ГО16П48. Аварийным источником питания авиагоризонта АГД-1 левого летчика является преобразователь ПТ-125Ц.

Пилотажно-навигационное оборудование. Самолет оснащен комплексом современного высоконадежного радиосвязного, радионавигационного и пилотажно-навигационного оборудования, имеющего многократное резервирование. Это оборудование обеспечивает выполнение полетов на внутренних и международных авиалиниях круглосуточно в сложных метеоусловиях. Основные пилотажно-навигационные приборы и приборы, контролирующие работу двигателей и систем самолета, установлены в передней части кабин летчика, на приборной доске летчиков, на центральном левом и правом пультах. Указатели скорости, барометрические высотомеры и авиагоризонты установлены на приборных досках обоих летчиков.

Питание мембранных-анероидных приборов осуществляется от двух бортовых приемников воздушного давления ПВД-7 и одного приемника воздушного давления ППД-1. Питание мембранных-анероидных приборов дублируется.

Радиотехническое оборудование, установленное на самолете, позволяет: осуществлять двустороннюю телефонную и телеграфную связь с землей и с самолетами, находящимися в воздухе; осуществлять связь между членами экипажа, определять истинную высоту;

выполнять расчет на посадку;

производить посадку в сложных метеоусловиях и почию;

осуществлять обзор земной поверхности для целей навигации, определять радиопеленг, угол сноса и путевую скорость самолета;

обнаруживать по маршруту грозовые фронты и зоны интенсивной турбулентности в атмосфере;

осуществлять прицельное десантирование по радиолокационно-контрастным целям и маякам.

На самолете установлен электрический автопилот АП-28П1 для автоматической стабилизации и управления полета самолета по заданной траектории.

Основные технические данные

Самолет Ан-26 характеризуется следующими общими данными:

Максимальная взлетная масса самолета	24 000 кг
» коммерческая нагрузка	5 500 кгс
Экипаж	5 чел.
Основные двигатели	АИ-24ВТ турбовинтовые турбореактивные
Вспомогательная силовая установка	
Эквивалентная номинальная мощность основных двигателей у земли	2×2230 э. л. с.
Эквивалентная взлетная мощность основных двигателей	2×2820 э. л. с.
Статическая тяга двигателя ВСУ на максимальном режиме (на стенде)	900 ¹¹⁸ кгс
Тип винта	АВ-72 Т четырехлопастный, флюгируемый, с автоматически изменяющимся в полете шагом

Диаметр винта	3,9 м
Топливные емкости	10 мягких баков в центреоплане и 4 бака в средних частях крыла
Максимальный запас топлива	5 500 кгс
В том числе:	
I группа баков	2 580 »
II » »	1 865 »
III » »	1 055 »
Огнегасящий состав, применяемый в противопожарной системе	флеон 114В
Нагрузка на 1 м ² крыла	320 кгс/м ²
Механизация крыла:	
на центроплане	однощелевые отклоняемые закрылки
» средних частях крыла	двущелевые выдвижные закрылки
Средства для снятия усилий с органов управления:	
на элеронах	триммер (только на левом элероне) и два сервокомпенсатора
» руле высоты	два триммера
» » направления	пружинный триммер-сервокомпенсатор
Колеса:	
главных ног шасси	по два, тормозные, 1050×400 мм
передней ноги »	два, нетормозные, 700×250 мм
Давление в гидравматиках колес:	
главных ног	6 ^{+0,5} кгс/см ²
передней ноги	4 ^{+0,5} »
Начальное давление азота в амортизационных стойках:	
главных ног	27,0 кгс/см ²
передней ноги	15,0 »
Рабочее давление в гидросистеме:	
основной	115—155 »
аварийной	160 »
Противообледенительная система самолета	воздушно-тепловая и электрическая
Максимальное избыточное давление в гермокабине	0,334 кгс/см ²
Десантно-транспортное и санитарное оборудование	транспортер II157, кран-балка, швартовочное оборудование, санитарные стойки и ленты
Кислородные приборы	пять кислородных приборов КП-24МГ, два КП-21 и пять парашютных кислородных приборов КП-23
Источники электроэнергии постоянного тока	два стартер-генератора СТГ-18ГМ, три аккумуляторные батареи 12САМ-28, генератор ГС-24Б двигателя РУ19-300

Источники переменного тока 115 В, 400 Гц	два генератора ГО16ГЧ8 и преобразователь ПО-750
Источники переменного трехфазного тока 36 В, 400 Гц	преобразователи ПТ-1000ЦС и ПТ-125Ц, трансформатор ТС-310СО4А

Геометрические данные

Длина самолета	23,8 м
Высота на стоянке (при $G_{пуст} = 15\ 550$ кг)	8,575 »
Стояночный угол (при $G_{пуст}$)	—0°, 40
Угол установки двигателей по отношению к хорде центроплана крыла	—2°
Расстояние от плоскости симметрии самолета до оси двигателя	3,95 м
Минимальный радиус разворота	11,25 »
Расстояние от земли (при $G_{пуст}$):	
до оси двигателей	3,17 »
» конца лопасти винта	1,22 »
Фюзеляж:	
длина	23,8 »
ширина в цилиндрической части	2,9 »
площадь миделя	5,9 м ²
эквивалентный диаметр	2,645 м
удлинение	9,0
Внутренние габариты грузовой кабины:	
длина (между шпангоутами 7 и 40)	15,68 м
» (между шпангоутами 10 и 33)	11,10 »
ширина (максимальная)	2,78 »
высота (максимальная)	1,91 »
Объем грузовой кабины	60 м ³
Размер проема передней двери	0,6×1,4 м
Размеры проемов аварийных люков:	
по левому борту	0,5×0,6 »
» правому борту	0,5×0,6 »
в полу	0,7×1,02 »
Размеры проема грузового люка	2,4×3,15 »
Ширина проема люка у порога	2,4 »
Высота порога (при $G_{пуст}$):	
грузового люка над землей	1,45 »
передней двери над землей	1,45 »
Высота верхней кромки грузового люка над землей (при $G_{пуст}$)	3,014 »
Крыло:	
размах	29,2 »
хорда центроплана	3,5 »
» концевая	1,094 »
сужение трапециевидной части	2,92 »
площадь	74,98 м ²
средняя аэродинамическая хорда (САХ)	2,813 м
угол стреловидности по линии $\frac{1}{4}$ хорд	6°50'
» поперечного V по линии носков отъ- емной части	—2°
угол установки центроплана	+3°
общая площадь элеронов	6,12 м ²
хорда элерона в % от хорды крыла	31

Тип закрылка:	
средней части крыла	двуящелевой
центроплана	одноящелевой
Общая площадь закрылков	15,0 м ²
Хорда закрылка в % от хорды крыла:	
средней части крыла	36
центроплана	33,7
Горизонтальное оперение (ГО):	
размах	9,973 м
хорда корневая	2,783 »
» концевая	1,13 »
сужение	2,46
площадь	19,83 м ²
удлинение	5,0
угол стреловидности по линии $1/4$ хорд	15°30'
профиль	ACA 0012M
средняя хорда	2,075 м
коэффициент статического момента	1,135
плечо горизонтального оперения (расстояние от 25 % САХ до 25 % средней хорды ГО)	12,174 м
угол неперечного V	9°
» установки ГО, относительно хорды	—3°
центроплана крыла	5,16 м ²
площадь руля высоты (РВ)	35
хорда руля высоты % от хорды ГО	
Угол отклонения руля высоты:	
вверх	30°
вниз	15°
Вертикальное оперение (ВО):	
высота	4,90 м
хорда корневая	3,90 »
» концевая	1,561 м
сужение	2,5
площадь (без форкиля) (форкиль — 2,57 м ²)	13,28 м ²
удлинение	1,81
профиль	ACA 00012M
угол стреловидности по линии $1/4$ хорд	21°30'
средняя хорда	2,908 м
коэффициент статического момента	0,0685
плечо вертикального оперения	11,298 м
площадь руля направления (РН)	5,0 м ²
хорда руля направления в % от хорды ВО	41
углы отклонения РН	±25°
Шасси:	
колея	7,9 м
база на стоянке	7,65 м
углы поворота колес передней ноги	±45°

Основные аэродинамические данные

По аэродинамической схеме самолет Ан-26 представляет собой свободнонесущий моноплан с высоким расположением крыла большого удлинения. Схема высокоплана характеризуется следующими преимуществами: аэродинамическое сопротивление от интерференции на 10—15 % меньше, чем у низкоплана; хороший обзор земли из кабины; уменьшение расстояния от фюзеляжа до земли создает ряд эксплуатационных удобств при погрузке и разгрузке

грузов и техники; снижение вероятности выхода из строя двигателей, расположенных на крыле, из-за попадания посторонних предметов при взлете и посадке.

Выбор схемы высокоплана обеспечил самолету Ан-26 снижение эксплуатационных расходов, получение удовлетворительных экономических показателей, достаточно высокое аэродинамическое качество. Аэродинамическая компоновка самолета обеспечивает хорошие характеристики устойчивости и управляемости в широком диапазоне центровок от 15 до 33% САХ на всех режимах полета вплоть до скоростей сваливания. Это обеспечивает высокую безопасность полетов. Кроме того, самолет обладает хорошими взлетно-посадочными характеристиками, позволяющими эксплуатировать его на аэродромах с ограниченной длиной ВПП за счет: значительной тяговооруженности на взлете; эффективности механизации крыла; малых скоростей отрыва и посадки; достаточного клиренса фюзеляжа и большой величины угла касания хвостовой части фюзеляжа, которые дают возможность полностью использовать несущие свойства крыла на взлете и посадке; высокой эффективности поперечного и путевого управления; наличия эффективных тормозов колес основного шасси; возможности торможения винтами при пробеге созданием отрицательной тяги.

Возможность эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах достигнута за счет: высокого расположения двигателей; низкого давления в пневматиках колес, что обеспечивает хорошую проходимость по мягким грунтам; хорошей управляемости при движении по грунтовым аэродромам, обеспеченной удачно выбранными размерами базы и колеи шасси.

Большое удлинение ($\lambda=11,37$), различные относительные толщины профилей по размаху крыла от 18% в корне крыла до 13% в концевой его части, а также различные значения относительной кривизны профилей центроплана, средней и концевой части крыла позволили получить крыло с участками различной несущей способности. Наиболее высокая несущая способность у концевых частей крыла и минимальная несущая способность у корневой (центропланной) части крыла. Благодаря такой компоновке при выходе самолета на большие углы атаки срыв потока начинается в корневой части крыла и постепенно с увеличением угла атаки, расширяясь к концам, вследствие чего поперечная управляемость сохраняется при больших углах атаки и отсутствует тенденция к резкому сваливанию на крыло. При срыве потока в корневой и средней части крыла возрастают пикирующий момент, что приводит к уменьшению угла атаки, и крыло восстанавливает свою несущую способность за счет роста коэффициента подъемной силы.

Установка концевых частей крыла с поперечным $V=-2^\circ$ дала возможность получить хорошее соотношение поперечной и путевой устойчивости. Угол установки крыла по отношению к строительной горизонтали самолета, равный 3° , дал возможность получить минимальное лобовое сопротивление на крейсерских режимах полета, что следует из поляр самолета, представленных на рис. 1.3.

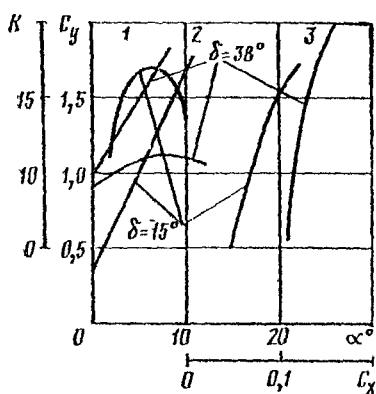


Рис. 1.3. Поляры самолета:
1 — $K = f(\alpha)$; 2 — $C_y = f(\alpha)$; 3 — $C_x = f(C_y)$;

разбега не более 2300 м при максимальной взлетной массе $G = 24$ т и длиной разбега не более 650 м. По нормам летной годности, принятым в СССР и за рубежом, различают обычно следующие основные взлетно-посадочные характеристики, позволяющие судить об эксплуатационных качествах транспортных самолетов.

К ним относятся: длина разбега, взлетная дистанция, дистанция продолженного взлета, дистанция прерванного взлета, посадочная дистанция, длина пробега; градиент набора высоты, градиент снижения, номенклатура скоростей.

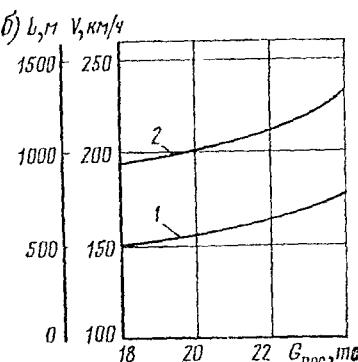
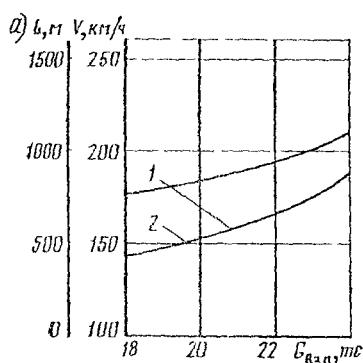


Рис. 1.4. Взлетно-посадочные характеристики самолета Ан-26:
а — взлетные характеристики самолета при разбеге по бетону при МСА (режим работы двигателей взлетный, закрылки отклонены на 15°; $C_{y\text{ отр}} = 1,63$; $V_{\text{ отр}} = 1,1 V_s$);
1 — взлетная дистанция; 2 — скорость отрыва;
б — посадочные характеристики самолета с закрылками, отклоненными на 38° при МСА.
1 — посадочная дистанция с $H = 15$ м; 2 — посадочная скорость

Благодаря большому запасу мощности двигателей, хорошим характеристикам устойчивости и управляемости и наличию специальных систем автоматического и принудительного флюгирования воздушных винтов достигнута высокая безопасность полета.

Взлетно-посадочные характеристики

Самолет Ан-26 обладает хорошими взлетно-посадочными характеристиками (рис. 1.4 и табл. 1.1), позволяющими эксплуатировать его на аэродромах с взлетно-посадочных полос с бетонным и грунтовым покрытием с длиной

Таблица 1.6
Основные летные данные самолета (в стандартных условиях)

Показатель	Взлетная масса, т		
	20	22	24
Крейсерская скорость полета на высоте 6000 м, км/ч		430—435	
Вертикальная скорость набора высоты с убранным шасси и закрылками, на номинальном режиме работы всех двигателей (аэродром на уровне моря), м/с	9,2	8,2	7,2
Время набора высоты 6000 м при тех же условиях (без времени выхода на режим набора), мин	13,5	17,5	22
Практический потолок при работе всех двигателей на номинальном режиме и вертикальной скорости 0,5 м/с, м	9000	8350	7700
Практический потолок при отказе одного двигателя (при вертикальной скорости 0,5 м/с) и ВСУ, работающей на номинальном режиме, и двигателем АИ-24ВТ, работающем:			
на максимальном режиме, м	5200	4400	3600
» взлетном режиме, м	5800	4900	4000
Взлетные характеристики самолета (закрылки отклонены на 15°, аэродром на уровне моря):			
скорость отрыва, км/ч	185	195	205
длина разбега по бетону, м	530	680	870
взлетная дистанция (до высоты 15 м), м	950	1100	1370
Сбалансированная взлетная дистанция (до высоты 10,5 м), м	1430	1720	2270
Безопасная скорость взлета, км/ч	219	222	231
Вертикальная скорость с одним двигателем АИ-24, работающим на взлетном режиме и ВСУ, работающей на номинальном режиме (закрылки отклонены на 15°, шасси убрано, аэродром на уровне моря), м/с	3,1	2,35	1,6
Посадочные характеристики (аэродром на уровне моря, закрылки отклонены на 38°):			
посадочная скорость, км/ч	177	186	195
длина пробега, м	580	595	620
посадочная дистанция (с высоты 15 м), м	1080	1120	1160
Скорость сваливания (индикаторная), км/ч:			
закрылки убранны	194	203	212
» отклонены на 15°	169	177	185
» » » 38°	150	157	165

Поперечная и продольная устойчивость

Самолет обладает хорошими характеристиками устойчивости и управляемости, что обеспечивает простоту и легкость пилотирования и высокую безопасность полета на всех эксплуатационных режимах.

Соотношение между поперечной и путевой устойчивостью при убранных шасси и закрылках

$$x = \frac{\omega_x \max}{\omega_y \max} = 0,9 - 1,0,$$

где $\omega_x \max$ и $\omega_y \max$ — максимальные угловые скорости вращения самолета относительно осей X и Y .

При выпущенном шасси и отклоненных на 38° закрылках на предсадочном планировании боковые колебания самолета практически отсутствуют. При таком соотношении поперечной и путевой устойчивости самолет при отказе одного из двигателей начинает медленно вращаться относительно оси X , что дает возможность пилоту своевременно восстановить первоначальное положение самолета — ликвидировать крен.

Самолет сохраняет хорошие характеристики поперечной и путевой устойчивости и управляемости в широком диапазоне углов скольжения (рис. 1.5). Изменение углов отклонения элеронов и руля направления по углу крена имеют благоприятный характер вплоть до максимальных отклонений руля направления. Полностью отклоненный руль направления может вывести самолет на углы

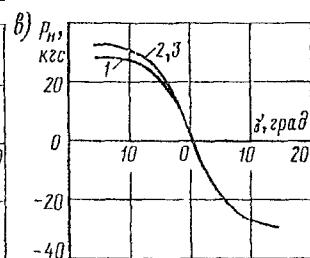
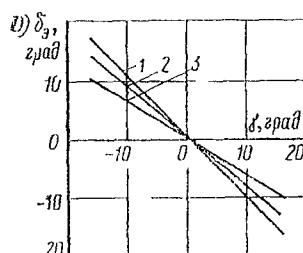
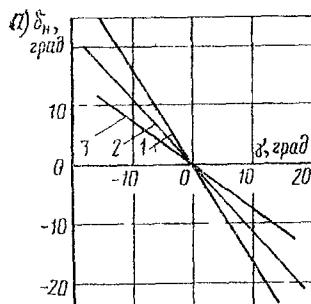
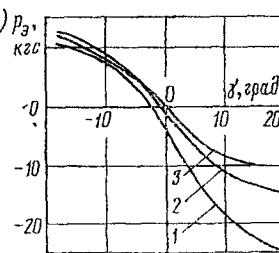


Рис. 1.5 Характеристики продольной и поперечной устойчивости самолета:

а — зависимость угла крена γ от угла отклонения руля направления δ_u , *б* — зависимость угла крена γ от угла отклонения элерона δ_3 , *в* — зависимость усилий на педалях P_u от угла крена γ , *г* — зависимость усилий на элеронах P_3 от угла крена γ ,

1 — при индикаторной скорости полета $V_u = 260$ км/ч, 2 — при индикаторной скорости полета $V_u = 340$ км/ч, 3 — при индикаторной скорости полета $V_u = 395$ км/ч



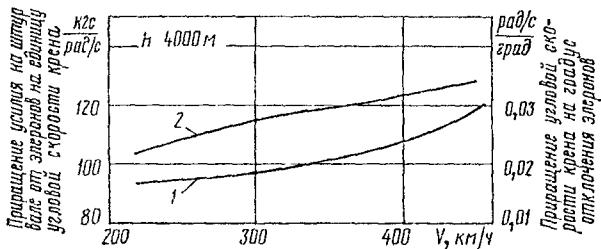


Рис. 16 Характеристики поперечной управляемости самолета при установившемся вращении по крену (шасси и закрылки убранны)

1 — приращение усилия на штурвале 2 — приращение угловой скорости крена

скольжения до 20° , однако и при этом сохраняется достаточный запас устойчивости. Исследования, проведенные при продувке, показали, что зависимость коэффициентов путевого момента самолета от угла скольжения сохраняется практически прямолинейной в диапазоне углов от -30 до $+30^\circ$.

На всех режимах координированного скольжения усилия на педалях не меняют своего знака и по величине вполне приемлемы. При разбеге самолета вследствие реактивного момента воздушных винтов происходит перераспределение нагрузок на главные ноги шасси. При левом вращении винтов большая нагрузка приходится на правую ногу шасси, что увеличивает силу сцепления правых колес с взлетно-посадочной полосой и приводит к развороту самолета вправо. Кроме того, закрученная струя от винтов приводит к несимметричному обтеканию вертикального оперения даже при симметричной тяге двигателей. Винты левого вращения создают скос потока в горизонтальной плоскости у вертикального оперения вследствие чего возникает путевой момент, также приводящий к развороту самолета вправо. Турбореактивный двигатель, установленный в правой гондоле, создает путевой момент, стремящийся развернуть самолет влево. Суммарный момент стремится развернуть самолет влево в начале разбега. Во второй половине разбега моменты уравновешиваются.

Управляемость

Характеристики поперечной управляемости при установившемся вращении по крену приведены на рис. 16. Эффективность элеронов достаточна для создания требуемых значений угловых скоростей крена при приемлемых усилиях на штурвале и педалях. Эффективность путевого и поперечного управления обеспечивает взлет и посадку при боковой составляющей скорости ветра до 12 м/с . Для повышения путевой управляемости самолета в случае разбега и пробега при боковом ветре на самолете имеется возможность управления поворотом передних колес шасси. В этом случае необходимо передние колеса держать прижатыми к земле до момента отрыва, а после приземления энергично опускать посамолета.

Управляемость самолета в случае отказа одного из двигателей на любом режиме полета обеспечивается высокой эффективностью органов путевого и поперечного управления. **Наиболее возможные**

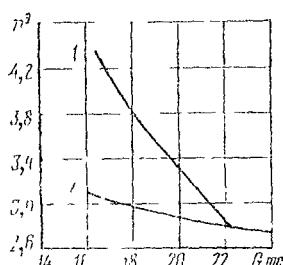


Рис. 17. Зависимость максимально допустимой перегрузки в центре тяжести от массы самолета

1 — перегрузка в центре тяжести, для которой обеспечивается прочность, 2 — допустимая перегрузка в центре тяжести

Усилия на штурвале от элеронов полностью снимаются триммером элерона, а на педалях — триммером-сервокомпенсатором руля направления.

Основные данные по прочности

Обеспечение безопасности полетов достигается необходимой жесткостью и прочностью конструкции под воздействием эксплуатационных нагрузок. Требования, предъявляемые к прочности и жесткости конструкции, изложены в Нормах прочности. В них рассматривается ряд случаев нагружения, встречающихся в эксплуатации самолета и отдельных его агрегатов и двигателей. Определение нагрузок в различных случаях производится с учетом назначения самолета, его полетной массы, максимальной скорости полета и прочее.

При оценке прочности самолета рассматриваются следующие виды нагружения: маневренный полет, полет в неспокойном воздухе, движение по аэродрому при взлете, посадке и рулении, нагружение от сил избыточного давления гермокабины, нагружения, связанные с колебаниями и деформациями частей самолета.

Для каждого случая нагружения нормами прочности задается эксплуатационная перегрузка или эксплуатационная нагрузка. В большинстве норм прочности задают перегрузку в направлении подъемной силы. В этом случае выражение для эксплуатационной перегрузки записывается в виде $n^e = Y/G$.

Зависимость максимально допустимой перегрузки в центре тяжести от массы самолета Ан-26 представлена на рис. 1.7.

Кроме n^e в нормах прочности задаются значения эксплуатационной нагрузки на элементы конструкции самолета p^e . При действии

ния воздействуют на самолет при отказе двигателя на взлете. У самолета Ан-26 наибольший разворачивающий момент получается при отказе левого (критического) двигателя на взлете. Поперечное и путевое управление обеспечивает прямолинейность полета от скорости $V_2 = 195$ км/ч и выше. При скоростях от $V_{отр} = 185$ км/ч до $V = 195$ км/ч создается небольшой крен, равный $2-4^\circ$, в сторону работающего двигателя.

Отказ двигателя при наборе высоты в крейсерском полете или при заходе на посадку с немедленным флюгированием винта не вызывает трудностей в пилотировании самолета. Посадка самолета с зафлюгированным винтом практически не отличается от обычной посадки. Посадка также возможна с авторотирующим винтом.

Усилия на штурвале от элеронов полностью снимаются триммером элерона, а на педалях — триммером-сервокомпенсатором руля направления.

p^0 не должно быть остаточных деформаций и потери устойчивости силовых элементов конструкции.

При расчете на прочность самолета Ан-26 были приняты следующие исходные данные.

Исходные данные, принятые в расчете самолета на прочность

Максимальная взлетная масса самолета	24 т
Диапазон эксплуатационных центровок	0,15—0,33% САХ
Расчетное предельное число M	0,7
Расчетная предельная индикаторная скорость	540 км/ч
Предельно допустимая в эксплуатации индикаторная скорость полета	460 »
Наибольшая индикаторная скорость для длительных режимов в эксплуатации	440 »
Максимальная разрешенная скорость полета с закрылками, отклоненными:	
на 15°	320 »
» 38°	265 »
Максимальная скорость, при которой разрешается выпуск и уборка шасси	300 »
Рабочее избыточное давление в гермокабине	0,3 кгс/см ²
Расчетная максимальная полезная нагрузка	5,5 тс

Перегрузки при посадке, взлете и рулении определялись для взлетной массы самолета. Прочность при посадочных случаях нагружения, включая случаи динамического нагружения с учетом упругости элементов конструкции, обеспечена для следующих значений вертикальной составляющей скорости самолета: $V_y = 2,8$ м/с с коэффициентом безопасности $n_b = 1,5$; $V_y = 3,43$ м/с с коэффициентом безопасности $n_b = 1,3$.

Энергоемкость амортизации шасси обеспечивает возможность посадки самолета $G = 24$ тс со значением (предельным) $V_y = 3,71$ м/с. Проверка прочности в полетных случаях нагружения проводилась в диапазоне взлетных масс от $G_{взл}$ до $G_{пос} = 16,4$ т при различных вариантах загрузки самолета, включая: вариант максимальной загрузки грузами; вариант максимальной дальности полета (максимальное количество топлива в топливных баках).

Глава II. КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА

Общие сведения

Основными агрегатами (частями) планера самолета Ан-26 являются фюзеляж, крыло и оперение. Агрегаты планера изготавливаются из панелей, основное количество которых (особенно силовых) является крупногабаритными. Создание равнопрочных по длине конструкций (лонжеронов, стрингеров, балок и т. д.) производится химфрезерованием, что способствует значительному облегчению массы самолета. Уменьшение массы отдельных элементов конструкции планера достигается также применением сотового наполнителя.

Уменьшение массы с одновременным улучшением аэродинамических характеристик достигается использованием kleesварных соединений вместо заклепочных. Kleesварные соединения используются для изготовления панелей фюзеляжа, оперения и гондол двигателей. Для обшивки и стрингерного набора kleesварные конструкции применяется дюралюминий D16T. Kleesварные соединения изготавливаются точечной электросваркой обезжиренных элементов с последующим нанесением на кромки стрингеров клея, который под действием капиллярных сил проникает в зазор между ними и обшивкой и укрепляет электросварной шов. После термообработки kleевого шва, рентгенконтроля и нанесения антикоррозионных покрытий панели поступают на сборку. Изготовленные на сборке из панелей отсеки и секции планера сочленяются между собой по технологическим разъемам. Отдельные части планера сочленяются между собой в стапелях.

Панелирование и агрегатирование конструкций, кроме повышения качества сборки и увеличения производительности труда, обеспечивают необходимые условия для эксплуатации самолета, т. е. улучшают эксплуатационно-ремонтную технологичность. В конструкции самолета Ан-26 нашли применение неметаллические материалы: волокнит, пресс-порошок, ориентированное органическое стекло, пенопласт, этрол, паронит, слонистые пластики и стеклопластики, полиамидные смолы, полиэтилен, фторопласт и поролон. Из металлических материалов в конструкции планера широко использованы высокопрочные алюминиевые сплавы и стали.

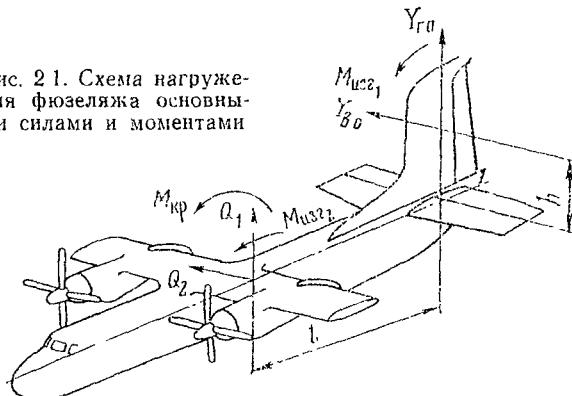
Фюзеляж

Фюзеляж представляет собой цельнометаллический балочно-стрингерный полумонокок, предназначенный для размещения грузов, техники, служебных пассажиров и экипажа.

Нагрузки фюзеляжа. Основными нагрузками, действующими на фюзеляж в полете, на взлете и посадке, являются поверхностные силы — силы лобового сопротивления и подъемная сила. Они передаются фюзеляжу прикрепленными к нему частями: крылом, оперением и шасси. Кроме поверхностных сил, на фюзеляж действуют массовые силы и силы избыточного давления в гермокабине. Массовые силы могут быть сосредоточенными и распределенными. Сосредоточенные массовые силы передаются фюзеляжу от грузов и агрегатов, расположенных внутри фюзеляжа, и от присоединенных к нему агрегатов планера самолета. Распределенные массовые силы — это силы веса конструкций фюзеляжа. Распределенными силами являются и силы избыточного давления воздуха внутри герметической части фюзеляжа самолета.

На земле при рулении, буксировке, разбеге и пробеге на фюзеляж действуют массовые силы, величина которых в зависимости от условий приземления и неровностей аэродромного покрытия может оказаться определяющей при расчете силовых элементов планера на прочность. В установившемся горизонтальном полете без сколь-

Рис. 2.1. Схема нагружения фюзеляжа основными силами и моментами



жения на фюзеляж передаются изгибающий момент M_{izg_1} и перерезывающая сила от оперения Q_1 (рис. 2.1), вызываемые подъемной силой $Y_{r,0}$ горизонтального оперения: $M_{izg_1} = Y_{r,0}l_{r,0}$, а $Q_1 = Y_{r,0}$, причем их величины в значительной степени зависят от скорости, высоты полета и угла атаки горизонтального оперения.

В установившемся полете с отклоненным рулем направления на вертикальное оперение действует аэродинамическая сила $Y_{b,0}$, направленная в сторону, противоположную отклонению руля. Под действием этой силы в сечении фюзеляжа возникают изгибающий момент $M_{izg_2} = Y_{b,0}l_{b,0}$, перерезывающая сила Q_2 и крутящий момент $M_{kp} = Y_{b,0}h$.

В неустановившемся полете на самолет действуют инерционные силы, величины которых зависят от радиуса разворота самолета и от скорости полета. В полете при неспокойном воздухе с вертикальными порывами ветра перегрузки могут достигать значительных величин за счет изменения эффективного угла атаки крыла.

Возникающие в полете нагрузки под действием поверхностных, массовых и инерционных сил вызывают в фюзеляже деформации изгиба и сдвига. Избыточное давление воздуха в герметической части фюзеляжа возбуждает осевые и окружные деформации растяжения. В каркасе фюзеляжа под действием вышеперечисленных нагрузок не должны появляться остаточные деформации, изменяющие конфигурации фюзеляжа. Для этого фюзеляж должен обладать достаточной жесткостью. Жесткость фюзеляжа достигается применением силового набора, состоящего из шлангоутов, стрингеров и обшивки. Изгибающие моменты возбуждают осевые усилия и нормальные напряжения в стрингерах и обшивке. От крутящих моментов и перерезывающих сил возникают касательные напряжения в обшивке. Шлангоуты в этом случае обеспечивают заданную форму поперечного сечения фюзеляжа и совместно со стрингерами предотвращают потерю устойчивости обшивки. Таким образом, обшивка, подкрепленная продольным и поперечным набором, воспринимает все нагрузки, действующие на фюзеляж, и является основным силовым элементом его конструкции.

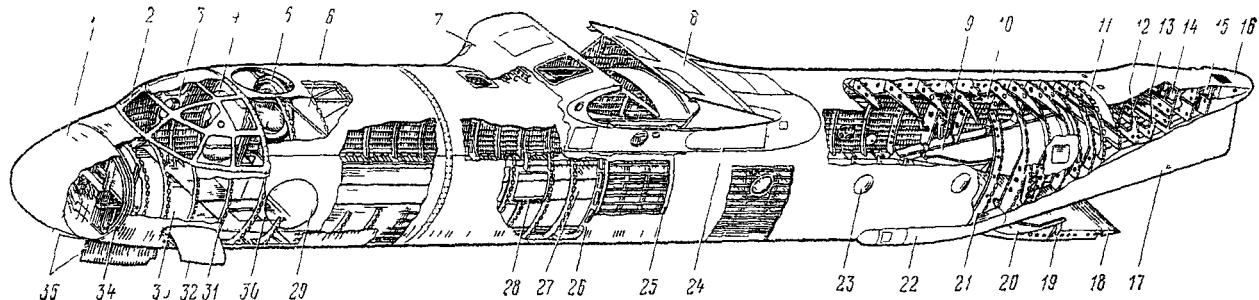


Рис 2.2 Компоновочная схема фюзеляжа

1 — носок фюзеляжа 2 — фонарь кабины экипажа, 3 — окно пилота 4 — дверь входная в самолет, 5 — люк аварийный верхний, 6 — перегородка кабинки экипажа с входной дверью, 7 — обтекатель центроплана передний, 8 — обтекатель центроплана задний, 9 — люк грузовой, 10 — балка крепления лебедки и монорельса 11 — гермошпангоут, 12 — шпангоут 41, 13 — шпангоут 42, 14 — шпангоут 43, 15 — шпангоут 45, 16 — обтекатель квостовой, 17 — гребень аэродинамический подфюзеляжный 18 — наезд клиновидный рампы грузозавоза, 19 — рампа, 20 — рельсы дамбы боковой 21 — шпангоут 33, 22 — обтекатель рельса бокового 23 — окна кабины грузовой 24 — зализ силовой боковой фюзеляжа с центропланом 25 — шпангоут силовой задний крепления центроплана к фюзеляжу 26 — шпангоут силовой передний крепления центроплана к фюзеляжу 27 — транспортер 28 — люк аварийный бортовой 29 — блистер штурмана 30 — люк аварийный нижний 31 — шпангоут 4, 32 — крышка люка отсека специального оборудования, 33 — пол кабины экипажа, 34 — шпангоут 1, 35 — створки шасси переднего

Компоновка фюзеляжа. Фюзеляж самолета Ан-26 состоит из грузовой и пилотской кабин. Кабина экипажа расположена между шпангоутами 1 34 и 7 6 (рис. 2.2) и отделена от грузовой кабины перегородкой по шпангоуту 7 с дверью в кабину экипажа. Носок фюзеляжа 1 является обтекателем антены радиолокатора. Конструкция обтекателя сотовая: соты из стеклоткани обклеены с обеих сторон стеклотканевой обшивкой.

Шпангоут 1 34, участок пола 33 кабины экипажа между первым и четвертым шпангоутами и нижняя часть шпангоута 4 загерметизированы. Пол кабины экипажа расположен выше пола грузовой кабины. Под ним находится люк переднего шасси, закрывающийся створками 35, и носовые отсеки электрорадиооборудования. Левый и правый носовые отсеки закрываются крышками. Фонарь кабины пилотов 2 расположен между шпангоутами 2 и 5. В правом борту между шпангоутами 5 и 6 установлено окно радиста 3, а в левом — между шпангоутами 5 и 7 — блистер 29 штурмана и верхний аварийный люк 5.

Между шпангоутами 7 6 и 33 21 размещена грузовая кабина со встроенным в пол транспортером 27. В нижней части грузовой кабины между шпангоутами 7 и 10 установлен нижний аварийный люк 30. По каждому борту фюзеляжа в грузовой кабине установлено по четыре круглых окна 23. Окно в правом борту между шпангоутами 23 и 24 и окно в левом борту между шпангоутами 14 и 15 совмещены с аварийными люками 28.

Входная дверь 4 в самолет расположена в грузовой кабине по правому борту между шпангоутами 7 и 9. Между шпангоутами 28 и 30 установлена балка 10 для крепления лебедки и монорельса погрузочно-разгрузочного оборудования. Между шпангоутами 33 21 и 40 11 расположен грузовой люк 9. Проем грузового люка закрывает грузовая рампа 19, заканчивающаяся клиновидным наездом 18, которая откатывается под фюзеляж по боковым рельсам 20, закрытых обтекателями 22.

Форма люкового отсека и хвостовой части фюзеляжа создает повышенное аэродинамическое сопротивление, вызванное образованием двух вихрей в зоне встречи нижнего и верхнего потоков воздуха за грузовым люком. Гребни 17, установленные в районе образования вихрей, снижают их интенсивность и смещают вихри, что приводит к уменьшению аэродинамического сопротивления самолета. На потолке фюзеляжа в плоскости симметрии между шпангоутами 29 и 39 установлен монорельс, по которому перемещается тельфер, предназначенный для погрузочно-разгрузочных работ. Между шпангоутами 11 и 33 в пол грузовой кабины вмонтированы рельсы транспортера 27.

Центроплан крыла крепится в верхней части фюзеляжа к шпангоутам 17 26 и 20 25. Аэродинамическая компоновка крыла с фюзеляжем осуществляется передним 7, задним 8 и боковыми 24 обтекателями крыла. Боковые зализы крыла являются силовыми.

Хвостовой отсек, несущий на себе оперение самолета, выполнен негерметичным. В хвостовом отсеке размещены агрегаты навига-

ционно-шлюзового оборудования и радиооборудования самолета. Доступ в хвостовой отсек осуществляется через люк в полу отсека между шпангоутами 41(12) и 42(13). Хвостовое оперение самолета крепится к шпангоутам 43(14) и 45(15).

Конструкция фюзеляжа состоит из поперечного и продольного силовых наборов, обшивки, пола, фонаря кабины экипажа, окон, входной двери и люков. Поперечный набор состоит из обычных силовых и усиленных шпангоутов. К усиленным относятся шпангоуты 2, 3, 5, 6, 15, 16, 21, 22, 34—39 и 44. Шпангоут 2 в верхней части имеет двутавровое сечение, на остальных участках шпангоут имеет Г-образное сечение, как и обычные шпангоуты, с разъемом в плоскости пола пилотов. На участке отсека передней ноги шасси обод разрезан и состыкован с продольными балками, окантовывающими отсек.

Ободы шпангоутов 3 и 5 выполнены из прессованных профилей уголкового и таврового сечений, склеенных вместе. Шпангоут 6 изготовлен из Z-образного профиля и в верхней части усилен прессованными уголками. Нижние части шпангоутов 5 и 6 подобны нижним частям обычных шпангоутов. На нижней балке шпангоута 6 установлен опорный узел для гидроподъемника.

Шпангоуты 15, 16, 21 и 22 аналогичны обычным шпангоутам, но в отличие от них в нижней части в зоне крепления балочных держателей, усилены фитингами из алюминиевого сплава.

Шпангоут 33 21 состоит из четырех частей: верхней, двух боковых (правой и левой) и нижней части с порогом. Верхняя и боковые части шпангоута представляют собой балки переменной высоты, состоящие из двух угольников и стенки. Нижняя часть шпангоута представляет собой поперечную балку, образованную верхним и нижним поясами таврового сечения, стенкой и угловым фитингом из алюминиевого сплава, с помощью которого осуществляется соединение поясов и стенки с боковой частью шпангоута и продольной балкой грузового люка. В стенке сделаны вырезы для прохода обратных ветвей цепей транспортера. В плоскости симметрии самолета на шпангоуте имеется гнездо под домкрат. На нижней части шпангоута 33 сделана надстройка — порог грузового пола. Он состоит из наклонной стенки, опирающейся по линии пола на верхний пояс нижней части шпангоута 33 и стенки, соединяющей его с Z-образным профилем, приклепанным к обшивке фюзеляжа. Наклонная стенка имеет лючки для доступа к двум пороговым замкам рампы. На пороге, по осям магистралей транспортера, установлены фрезерованные узлы для направляющих роликов цепей и законцовок рельсов транспортера.

Шпангоуты 34—39 по конструкции аналогичны шпангоуту 33, но не имеют нижних частей и опираются на диафрагмы продольных балок грузового люка. Шпангоут 40 11 выполнен герметическим и является задней стенкой гермокабины. Стенка подкреплена горизонтальными и вертикальными балками. Нижняя горизонтальная балка ограничивает сзади проем грузового люка. Сверху к шпангоуту крепится передний лонжерон киля.

Шпангоут 43 14 состоит из верхней, нижней и двух боковых балок. Верхняя балка изготовлена из алюминиевого сплава, нижняя и боковые балки склеаны из внешнего и внутреннего профилей и стенки, подкрепленной стойками из прессованных угольников. Стенка боковой балки имеет отверстия облегчения. На верхней балке шпангоута имеютсястыковочные поверхности с отверстиями под болты крепления заднего лонжерона киля и переднего лонжерона стабилизатора, а также узлы крепления рулевых машин автопилота. Верхняя и боковые части шпангоута 44 представляют собой стенки с отверстиями облегчения; окантованные и подкрепленные прессованными профилями. Нижняя часть шпангоута изготовлена из Г-образного обода.

Шпангоут 45 15 по конструкции аналогичен шпангоуту 43 14. На верхней балке шпангоута 45 имеютсястыковочные поверхности с отверстиями под болты крепления заднего лонжерона стабилизатора, а также установлены кронштейны управления рулем высоты, механизм стопорения руля высоты и кронштейн барабана управления триммерами руля высоты.

Продольный силовой набор существенно отличается от продольного силового набора самолета Ан-24. Продольный силовой набор фюзеляжа самолета Ан-26 состоит из 74 стрингеров и ряда продольных балок в отсеках Ф-1 и Ф-2. Стрингеры расположены равномерно по периметру сечения фюзеляжа. Большинство стрингеров изготовлено из бульбоугольников, состыкованных по длине. Стрингеры 0, 26, 37 по всей длине, а также стрингеры 25 и 26 на участке между шпангоутами 17—20 выполнены из бульбогравра. Стрингеры 14—24 на участке между шпангоутами 17—20 выполнены из бульбошвеллера. На участке между шпангоутами 45—48 все стрингеры изготовлены из угольников.

Все профили, из которых изготовлены стрингеры, за исключением стрингера 13, прессованы из дюралюминия. Стрингер 13 является внешним поясом скуловой балки и представляет собой гнутый дюралюминиевый профиль. Стык стрингеров осуществляется с помощью накладок на заклепках. Накладки изготовлены из того же профиля, что и стрингеры. В местах расположения нормальных шпангоутов стрингеры проходят через вырезы в их ободьях. В основном стрингеры и шпангоуты между собой не связаны, но в наиболее нагруженных местах стрингеры крепятся к шпангоутам с помощью клинц и косынок. К полкам силовых шпангоутов стрингеры крепятся с помощью фитингов, выполненных из алюминиевого сплава или изготовленных из того же профиля, что и стрингеры.

Продольные балки. В нижней части фюзеляжа между шпангоутами 1—4 34—31 расположены продольные балки клепаной конструкции, которые вместе с вертикальными стенками и окантовывающими профилями образуют отсек передней ноги шасси. На участке шпангоутов 4—7 установлены клепаные и штампованные продольные балки, к которым крепятся узлы подвески и замок выпущенного положения передней ноги шасси. Между низами шпангоутов 6 и 7 расположены клепаные балки под кронштейны павески

нижнего люка. Между шпангоутами 10 и 11 под полом расположены фрезерованные из алюминиевого сплава балки швеллерного сечения, на которых устанавливаются приводные звездочки цепи транспортера.

На участке между шпангоутами 31—33 нижняя часть фюзеляжа под полом кабины усиlena двумя продольными балками. Верхним поясом балки является рельс транспортера, нижним — уголковый профиль. Стечка балки состыкована с низами шпангоутов 31 и 32. Балка расположена между стрингерами 3 и 4. В местах сопряжения верхней и нижней части фюзеляжа вдоль левого и правого бортов от шпангоута 4 31 до шпангоута 33 21 расположены сколовые балки. Внешним поясом сколовой балки является гнутый дюралюминиевый профиль, внутренним поясом — специальный профиль прессованный из алюминиевого сплава. На каждом шпангоуте в зоне сколовых балок установлены штампованные кронштейны с втулками под пяртковочные узлы.

Проем грузового люка 9 слева и справа окантован одной верхней и одной нижней продольными плоскими балками. Верхние балки расположены между шпангоутами 33—40, нижние — между шпангоутами 36—42. Нижняя балка имеет вертикальную стенку, которая вместе с этой балкой, обшивкой и частью верхней балки образуют коробчатое сечение. Наружные пояса балок, склеенные с обшивкой, выполнены из гнутого листа толщиной 5 мм, внутренние пояса — из прессованных профилей. На верхних балках по шпангоутам 34, 35, 36, 38, 39 и 40 установлены боковые замки рампы, между шпангоутами 34 и 35 — балки цилиндров подъема рампы, между шпангоутами 36—38 и верхними балками расположены герметические короба задних рельсов рампы, склеенные из дюралюминиевых листов и прессованных профилей.

Между шпангоутами 29—39 сверху, в плоскости симметрии самолета, установлена балка с монорельсом для установки тельфера. Балка клепаная состоит из верхнего и нижнего поясов и стенки. Верхним поясом является стрингер 37, нижним — прессованный профиль таврового сечения, по полкам которого перемещается каретка гельфера. Впереди шпангоута 29 установлены две небольшие балки для подтягивающей лебедки, сзади за шпангоутом 39 расположена небольшая наклонная балка, поддерживающая монорельс.

Пол фюзеляжа. Пол отсека Ф-1 состоит из трех участков. Участок пола между шпангоутами 1—4, расположенный над отсеком передней ноги шасси, выполнен герметическим. Каркас пола состоит из набора прессованных профилей, продольных и поперечных балок. Настил пола изготовлен из листового дюралюминия. Каркасом пола между шпангоутами 4—7 служат низинки шпангоутов и продольные прессованные профили таврового и уголкового сечения. К каркасу приклепаны дюралюминиевые настилы, в которых имеются люки для доступа к оборудованию, расположенному под полом. С левой стороны на полу установлен клепанный короб, прикрывающий тяги управления.

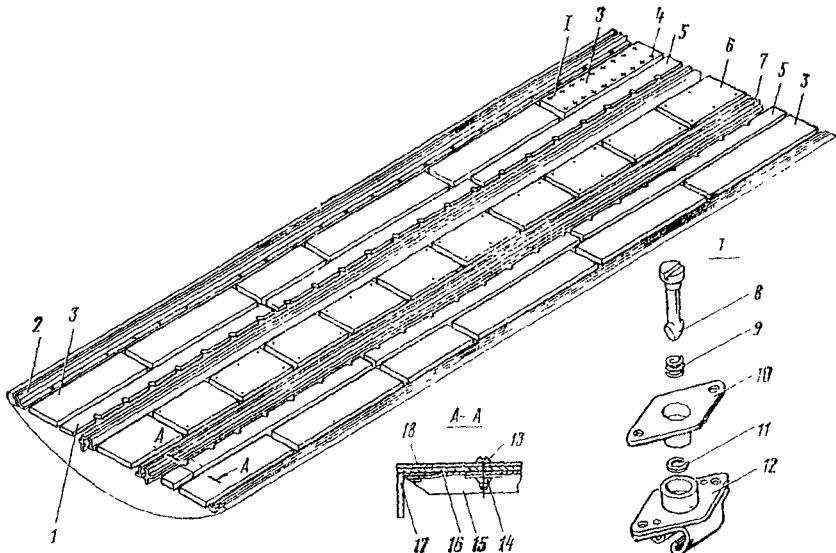


Рис. 2.3. Пол кабины фюзеляжа:

1 — обвод фюзеляжа нижний; 2 — балка склоновая; 3 — панели пола боковые силовые; 4 — узел крепления панели пола к каркасу; 5 — панели промежуточные между кожухом ленты транспортера и панелями боковыми; 6 — панели пола центральные; 7 — направляющие транспортера; 8 — штырь; 9 — пружина; 10 — фланец; 11 — шайба разрезная; 12 — корпус замка с пружиной; 13 — винт; 14 — гайка самоконтрящаяся; 15, 16, 17 — элементы каркаса пола поперечные; 18 — лист накладной панели промежуточный 5; А — А — узел крепления силового настила к каркасу пола;

А — А — узел крепления панелей промежуточных

Пол грузовой кабины (рис. 2.3) состоит из продольного набора тавровых профилей и настила, изготовленного из дюралюминиевых листов с шипами. Нижние части шпангоутов служат поперечным набором пола. На балках шпангоутов установлены литые стальные гнезда для швартовочных узлов. В продольный набор каркаса пола между шпангоутами 11—33 входят два продольных прессованных рельса специального сечения, которые являются направляющими для рабочих ветвей транспортера. Направляющими обратных ветвей транспортера являются профили швеллерного сечения, для прохода которых в нижних балках шпангоутов имеются специальные окна.

Настил пола состоит из силовых панелей боковых 3 и центральных 6. Части настила 5, расположенные между панелями 3 и направляющими транспортера 7, являются несъемными. Крепление их к каркасу пола осуществляется винтами 13 и гайками 14.

Крепление съемных силовых панелей 3 и 6 осуществляется узлами 4. Замок состоит из штыря 8, корпуса замка с пружиной 12, пружины 9, фланца 10 и шайбы 11. Поворотом на 90° штыря 8 панель фиксируется замком 12. Пружина 9 и шайба 11 предназначены для предотвращения выпадания штыря от вибраций.

Обшивка фюзеляжа выполнена в виде отдельных технологических панелей из дюралюминиевых листов толщиной 0,8—1,8 мм.

Листы обшивки крепятся к нормальным шпангоутам чечевицеобразными или потайными заклепками, а к типовым стрингерам точечной электросваркой и kleem.

Поперечные швы обшивки в основном выполнены встык на подкладных лентах.

Обшивка нижней части фюзеляжа между шпангоутами 11—28 изготовлена из биметаллических листов, состоящих из внутреннего дюралюминиевого и тонкого наружного титанового слоя. Такие листы меньше подвержены повреждениям. Герметизация всех вырезов фюзеляжа осуществляется резиновыми профилями и герметиком, заклепочные швы герметизируются только герметиком. В местах вырезов под центроплан крыла, окна, верхний люк и блистер штурмана обшивка усиlena дюралюминиевыми листами. Вырез под центроплан окантован гнутым дюралюминиевым профилем. Герметизация выреза осуществляется резиновым профилем, приклеенным к поверхности центроплана и к окантовывающему профилю, и герметиком. Участок стыка центроплана крыла с фюзеляжем закрыт зализом, состоящим из передней и задней несиловых и боковых силовых частей. Для доступа к агрегатам спецоборудования в передней, боковых и задней частях зализа имеются люки, закрываемые легкосъемными крышками. Хвостовая часть фюзеляжа заканчивается обтекателем, каркасом которого служат шпангоуты 46—49, диафрагмы и уголковые стрингеры. Хвостовой обтекатель приклепан к ободу шпангоута 45 и для доступа к деталям управления самолетом имеет легкосъемную крышку.

Остекление фюзеляжа

Остекление фюзеляжа состоит из фонаря кабины экипажа, юкои фюзеляжа и блистера штурмана.

Фонарь кабины экипажа (рис. 2.4) состоит из каркаса, сваренного из прессованных хромансилевых профилей таврового сечения, дюралюминиевой обшивки и остекления. Фонарь остеклен ориентированным органическим стеклом за исключением двух передних боковых стекол пилотов, изготовленных из триплекса. Между двумя стеклянными пластинами 21 и 23 прикреплена токопроводящая пленка 22. Стекла крепятся к каркасу фонаря прижимами 3, конфигурация которых зависит от конфигурации профилей фонаря.

Герметизация стекол достигается резиновыми профилями 4, 6, 20 и герметиком 19, а также силой прижима стекол к каркасу фонаря. Слева и справа на фонаре установлено по одной форточке, сдвигающейся назад по направляющим 9 и 15. Рукояткой прижима 14 и ручкой замка 16 форточка фиксируется в проеме фонаря. Герметизация форточки осуществляется резиновыми профилями 6. Положение форточки в проеме фонаря регулируется опорным роликом

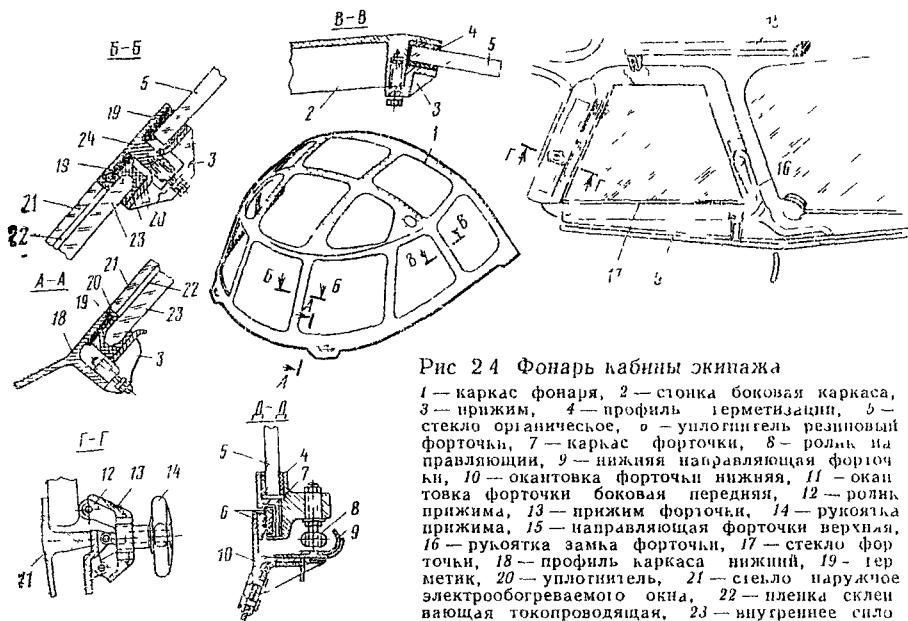


Рис 2.4 Фонарь кабинны экипажа

1 — каркас фонаря, 2 — стойка боковая каркаса, 3 — прижим, 4 — профиль герметизации, 5 — стекло органическое, 6 — уплотнитель резиновый форточки, 7 — каркас форточки, 8 — ролик на правляющий, 9 — нижняя направляющая форточкой, 10 — окантовка форточки нижняя, 11 — окантовка форточки боковая передняя, 12 — ролик прижима, 13 — прижим форточки, 14 — рукоятка прижима, 15 — направляющая форточки верхняя, 16 — рукоятка замка форточки, 17 — стекло форточки, 18 — профиль каркаса нижний, 19 — герметик, 20 — уплотнитель, 21 — стекло наружное паружющее токопроводящая, 22 — пленка склеивающая токопроводящая, 23 — внутреннее стекло электрически обогреваемого окна, 24 — стойка каркаса фонаря лобовая

8 и контргайками. Профиль нижней направляющей 9 изготовлен из прессованного дюралюминия. Прижим форточки шарнирно соединен с каркасом и упирается роликами в рамку форточки.

Окна фюзеляжа. В фюзеляже установлено по бортам девять окон: одно в кабине экипажа — окно радиста и восемь в грузовой кабине по четыре с каждой стороны. Окна в грузовой кабине имеют диаметр 390 мм и конструктивно выполнены одинаково. Окно радиста выполнено диаметром 340 мм.

Каждое окно (рис. 2.5) состоит из двух выпуклых органических ориентированных стекол 3, толщиной 4 мм и внутреннею 4 толщиной 3 мм. Полость между стеклами герметизируется резиновым профилем 5. Стекла прижимаются прижимами 1 к окантовке 2, представляющей собой штампованную гайку из дюралюминия Д16А, соединенную с наружной стороны кницами, диафрагмами и балочками с обшивкой, а с внутренней — со шпангоутами и стрингерами.

Полость между стеклами 3 и 4 соединяется штуцером 6 и переходником 7 с резиновой камерой 8, заполняемой осушеным воздухом.

В левом борту между шпангоутами 5 и 7 установлен блистер штурмана (рис. 2.6), представляющий собой сферическое стекло 1, закрепленное прижимами 3 через прижимное кольцо 4 в чашеобразной окантовке 5. Стекло окантовывается перед поставкой в чашку 5 резиновым уплотнителем 6. Окантовка блистера состоит из чашки

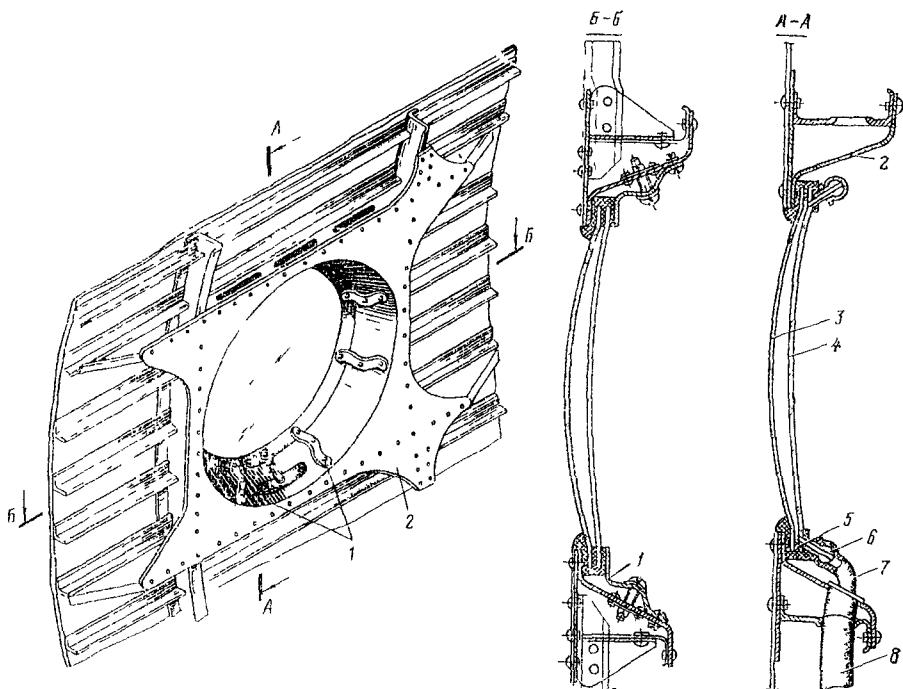


Рис. 2.5 Окно грузовой кабины

5, подкладного листа 2 и усиливающих диафрагм. Герметизация блистера 1 достигается резиновым профилем 6, герметиком 7 и силой прижима, передающейся через прижимное кольцо 4.

Двери и люки

Самолет Ан-26 оборудован входной дверью, аварийными и эксплуатационными люками. Входная дверь 7 (рис. 2.7) расположена на правом борту между шпангоутами 7 8 и 9 б. Размеры дверного проема 600×1400 мм. Окаймка двери 1 выштампovана из листового дюралюминия, склеpана с накладным химически фрезерованным листом и усиlena горизонтальными 2 и вертикальными 3 балками. Дверь подвешена на петлях 5 у шпангоута 9 и открывается внутрь кабины. На двери установлен штыревой замок 4 с наружной и внутренней ручками.

Дверь 7 состоит из штампованной дюралюминиевой чаши, внутренней обшивки и склеpанных с ними горизонтальных и вертикальных балок. Внутренняя обшивка имеет отверстия облегчения. Герметизация двери осуществляется резиновыми профилями, прижимающими к прилегающим поверхностям, покрытым герметиком.

Замок двери (рис. 2.8) состоит из штыря 13, пружины 3, упирающейся с одной стороны в гнездо 2 штыря 13, а с другой стороны в упор 4, внутренней 8 и наружной 12 ручек, тяг 5 и 9 кронштейнов и кинематического привода управления концевым выключателем. Штырь 13 замка центрируется в гнезде 2 и упоре 4 кронштейна 5. Пружина 3 отжимает штырь 13 в положение, соответствующее открытию замка. Управление концевым выключателем осуществляется тягой сигнализации 6 концевого выключателя 7. Фиксация штыря 13 в гнезде 1 снаружи осуществляется замком, встроенным в наружной ручке замка 12. На рисунке также показаны: обшивка двери внутренняя 10 и фланец ручки замка наружный 11.

Нижний аварийный люк (рис. 2.9) имеет проем 700×1020 мм. Он состоит из окантовки 8, наружной и внутренней крышек 3 и 5. Крышки связаны между собой двумя тягами 4 и открываются против полета двумя цилиндрами 7. Люк открывается поворотом качалок захватов замков 2 гидравлическими цилиндрами 7 и вручную рукояткой 1 через лючок 6.

Бортовые аварийные люки (рис. 2.10) имеют проемы размером 500×600 мм. Вырез под аварийный люк окантован штампованной дюралюминиевой обечайкой 1 и усилен подкладным листом, вертикальными 3 и горизонтальными 4 балками. Крышка бортового аварийного люка 2 открывается внутрь кабины. Она состоит из чашки и обечайки. В крышке люка имеется окно 5, по размеру и конструкции аналогичное обычному окну грузовой кабины. Замок крышки люка открывается изнутри ручкой 6.

Замок бортового аварийного люка (рис. 2.11) состоит из корпуса 6, штыря 1, внутренней 4 и наружной 9 ручек, кронштейнов 3 и 11, тяги 2, качалок 7 и осей 8 и 12. Аварийный люк

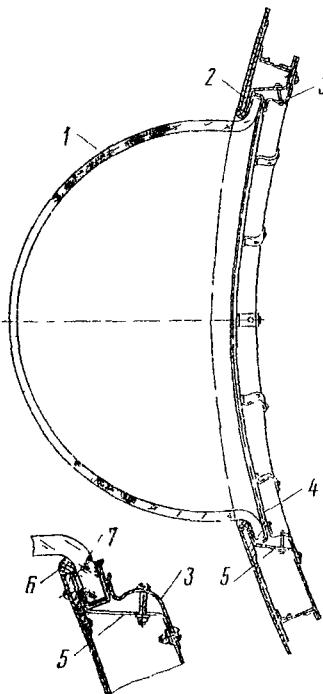


Рис. 2.6 Блистер штурмана

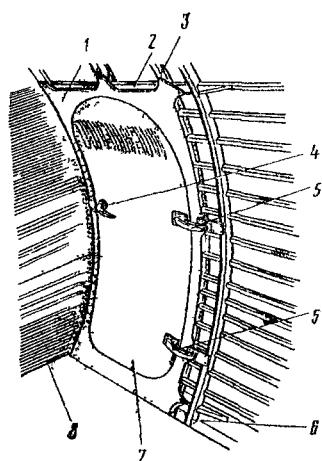


Рис. 2.7 Дверь входная

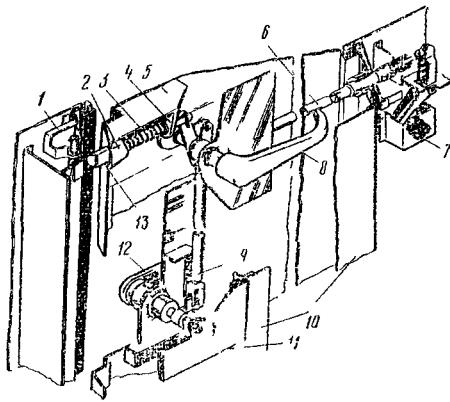


Рис. 28 Замок двери входной

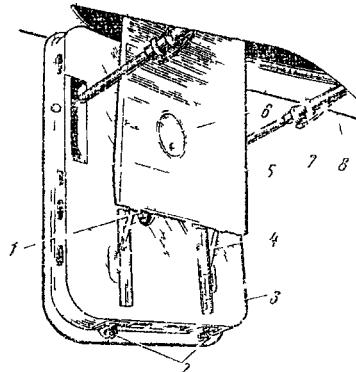


Рис. 29 Люк аварийный нижний

фиксируется в закрытом положении штырями, один из которых закреплен неподвижно на обечайке крышки люка. Штырь 1 перемещается поворотом качалок относительно оси 8. Тяга 2 и двухзвенник 5, соединенный шарниро с плечом 10 двухплечей качалки, при поднятии ручки 4 поворачивают рычаг 7 и замок открывается. При опускании ручки 4 дверь закрывается штырем 1

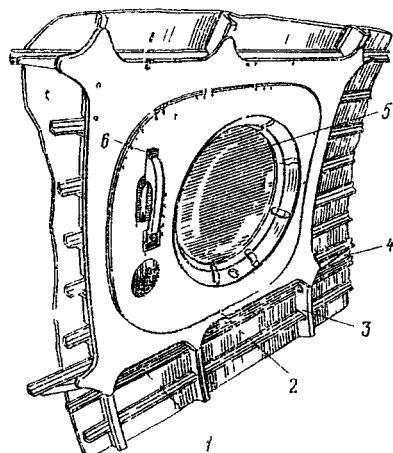


Рис. 210 Люк аварийный бортовой

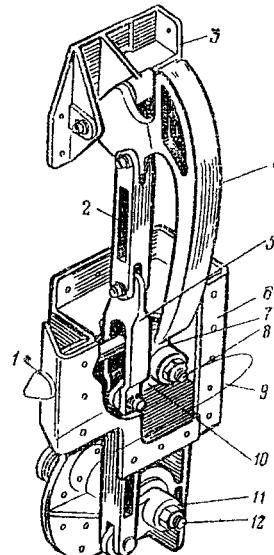


Рис. 211 Замок бортового аварийного люка

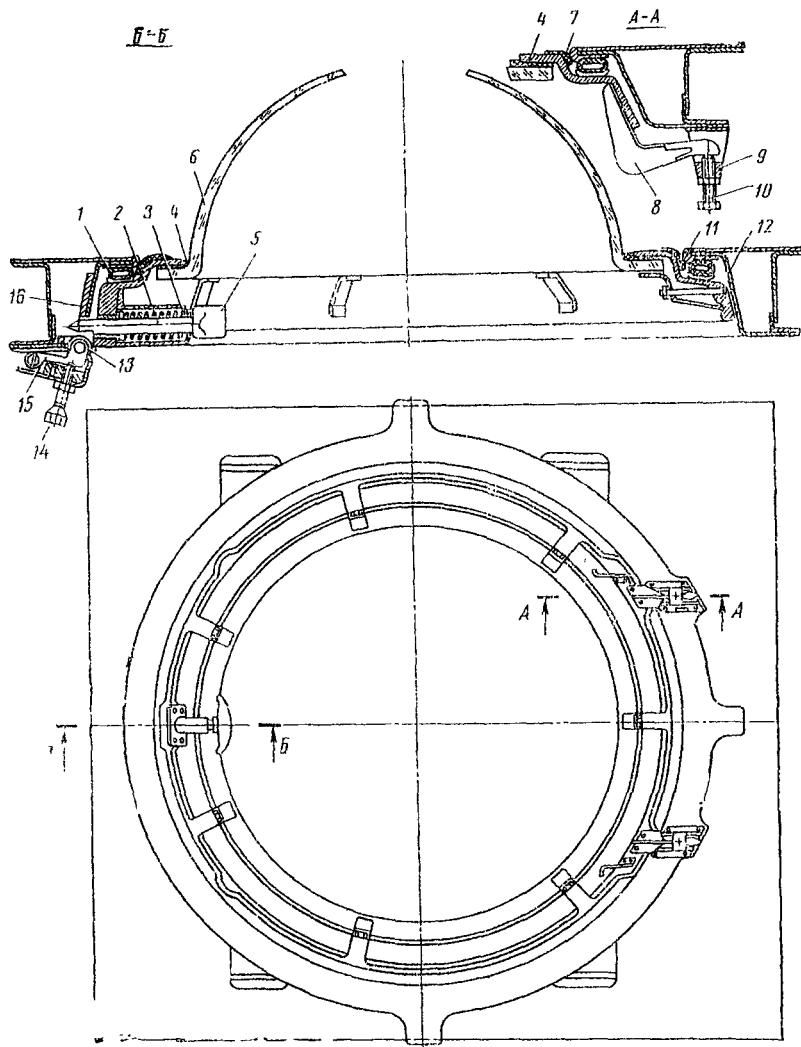


Рис. 2.12. Люк аварийный верхний

Люк аварийный верхний (рис. 2.12) установлен в кабине экипажа и служит выходом при вынужденной посадке самолета на воду.

Окантовка люка 12 представляет собой штампованную чашу, усиленную по контуру профилем 11. В закрытом положении крышка люка удерживается двумя упорами 8 и одним штырем 2. Для сохранения усилия обжатия резиновых уплотнителей 1 и 7 при их усадке в условиях эксплуатации установлены винтовые прижимы 10 и 14.

В некоторых вариантах самолетов в крышку 4 вмонтирован астрокупол 6, выполненный из ориентированного органического стекла.

При поджатии штыря 2 рычагом 15 через ролик 13 заворачиванием винтового упора 14 усилие на ручке 5 не должно превышать 5 кгс. Пружина 3 удерживает штырь 2 в закрытом положении замка.

Для удобства технического обслуживания планера, силовых установок и бортовых систем на самолете установлены эксплуатационные люки. На правом борту между шпангоутами 30 и 31 расположен люк для подключения наземного кондиционера, закрытого спаружи крышкой. Люк герметизируется по контуру резиновой прокладкой. В бортах фюзеляжа, зализах крыла, в нижней панели фюзеляжа и сверху расположены эксплуатационные люки. Вырезы в обшивке под люки усилены накладками или штампованными чашками и закрываются крышками.

Грузовой люк

Грузовой люк (рис. 2.13) расположен между шпангоутами 33—40 и в плане имеет форму вытянутого многоугольника. Длина проема люка 3400, ширина 2400 мм на участке шпангоутов 33—36 с постепенным сужением до 2100 мм у шпангоута 40. Проем закрывается рамой 8, которая заканчивается клиновидным наездом 7, плавно переходящим в хвостовую часть фюзеляжа при закрытом грузовом люке. Рама подвешена на трех кронштейнах 11 с каретками к переднему 12 и двумя боковым (задним) рельсам 9.

В закрытом положении (рис. 2.13, а) рама фиксируется двумя пороговыми 10, двумя рельсовыми 4, шестью левыми и шестью правыми боковыми замками 5. Открытие и закрытие пороговых, боковых и рельсовых замков осуществляется гидроцилиндрами. Герметизация проема грузового люка осуществляется резиновым профилем. При открытии грузового люка рама может занимать два положения: одно для наземной погрузки-разгрузки колесной техники, при котором задний обрез рамы с наездом опускается до упора в землю (рис. 2.13, б), другое для парашютного десантирования и погрузки грузов непосредственно с автомашины (рис. 2.13, в), при котором рама откатывается вперед под фюзеляж, полностью освобождая проем люка. Как при опускании, так и при откате под фюзеляж рама может быть остановлена в любом промежуточном положении.

Опускание рамы после открытия рельсовых 4 и боковых 5 замков происходит под действием собственного веса, а подъем производится двумя гидроцилиндрами 3, установленными на боковых балках проема грузового люка между шпангоутами 34 и 35. При этом кронштейны 11, установленные на переднем обрезе рамы, новорачиваются в закрытых пороговых замках 10. При опущенной раме путь между настилом рамы и порогом закрываются мостиком рамы, шарнирно закрепленным на пороге.

Каждый боковой рельс 9 состоит из двух частей — передней и задней, соединенных шарниром. Передние части рельсов 9 установлены неподвижно под скуловыми балками снаружи фюзеляжа на участке шпангоутов 29—34 и прикрыты боковыми обтекателями, переходящими сзади в подфюзеляжные гребни. К задним частям рельсов 9 крепятся штоки гидроцилиндров 3 подъема рампы 8. При закрытом положении рампы 8 задние части рельсов 9 удерживаются рельсовыми замками, а при опускании рампы опускаются вместе с ней. Откат и накат рампы 8 осуществляется гидроприводом, установленным под полом грузовой кабины у шпангоута 32, с помощью замкнутой роликовой цепи 14. Ведущая звездочка 16 установлена рядом с гидроприводом, ведомая 13 — между шпангоутами 23 и 24 под полом грузовой кабины. Верхняя ветвь роликовой цепи 14 закрыта трубчатым кожухом, нижняя ветвь цепи проходит в переднем рельсе рампы и соединена с передней кареткой трехшарнирного кронштейна 11, на котором подвешена передняя часть рампы 8. При откате рампы 8 каретки трехшарнирного кронштейна 11 катятся по переднему рельсу 12, а каретки задних кронштейнов 11 — по боковым рельсам 9. Откат рампы 8 возможен только при открытых пороговых 10 и боковых замках 5, рельсовые замки 4 при этом закрыты. Фиксация рампы 8 в полностью открытом или любом промежуточном положении осуществляется фрикционным тормозом гидропривода.

Рампа 8 грузового люка состоит из каркаса, силового настила, наружной панели и опоры. Сзади к рампе 8 шарнирно подвешен клиновидный наезд 7. Продольными элементами каркаса рампы являются две клепаные балки, на которых установлены кронштейны 11 навески рампы на замки порога 10, две боковые балки, имеющие излом у шпангоута 36, две центральные балки в передней части рампы, несущие на себе трехшарнирный кронштейн 11. Поперечными элементами каркаса служат клепаные балки, на концах которых сверху (кроме передней поперечной балки) установлены штампованные кронштейны для крепления вилок под крюки боковых замков 5. Балка, установленная в зоне шпангоута 37, несет на себе кронштейны 11 задних кареток рампы.

На поперечной балке, расположенной в зоне шпангоута 40, сзади по бокам установлены два замка 6 фиксации наезда рампы 8. Настил рампы состоит из продольных профилей, опирающихся на поперечные балки каркаса, и дюралюминиевых листов с шипами. Покрытие наружной поверхности настила — твердое анодирование. Наружная панель рампы 8 состоит из обшивки, разрезных стрингеров и двух съемных продольных лент. В панели имеются лючки для доступа к узлам и жалюзи для вентиляции внутренней полости рампы.

Опора рампы 8 состоит из гнутых прессованных профилей, обшитых биметаллическим (дюралюминий-титан) листом.

Наезд 7 рампы 8 имеет вид трехгранной призмы и состоит из настила, наружной панели, торцовой панели, торцовой и продольных балок. На продольных балках, являющихся продолжением про-

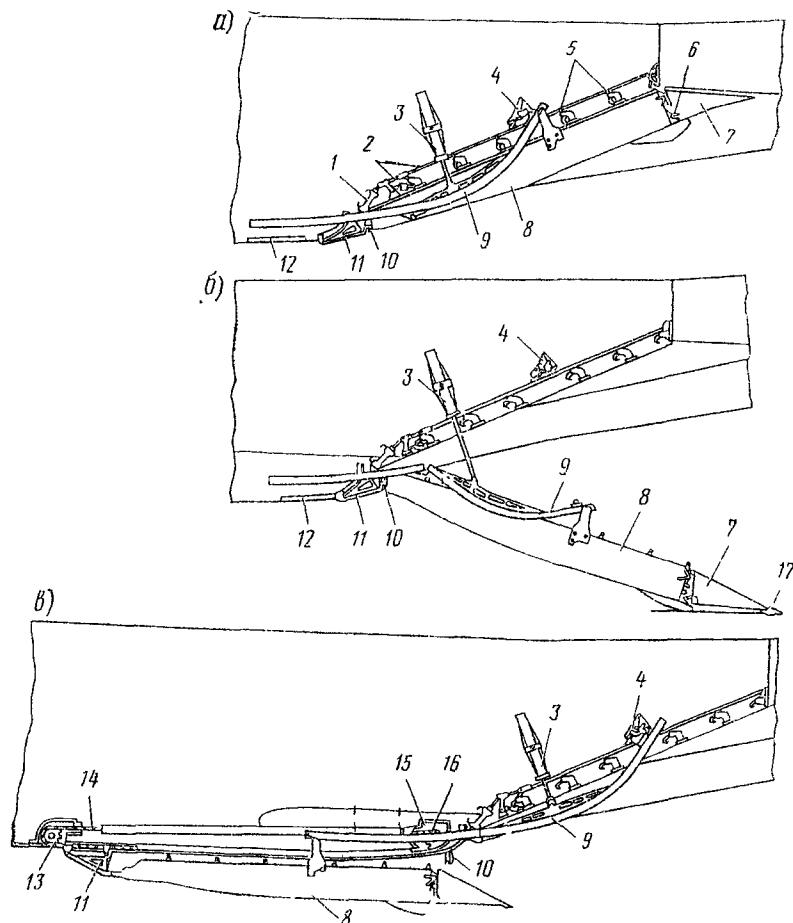


Рис 2.13 Схема работы рампы:

а — люк закрыт; б — рампа опущена для наземной погрузки и разгрузки; в — рампа сдвинута под фюзеляж.

1 — гидроцилиндр управления замками рампы боковыми; 2 — тяги замков боковых; 3 — гидроцилиндр подъема рампы; 4 — замок рельса бокового; 5 — замки рампы боковые; 6 — замок фиксации наезда; 7 — наезд; 8 — рампа; 9 — рельс боковой; 10 — замок порога; 11 — кронштейн подвески рамы трехшарнирный; 12 — рельс передний; 13 — звездочка ведомая механизма отката рампы; 14 — цепь тяговая; 15 — гидропривод отката рампы; 16 — звездочка ведущая; 17 — упор наезда

дольных балок рампы 8, установлены шарнирные узлы для соединения наезда 7 с рампой 8 и кронштейны с пальцами, входящими в зацепление с крюками замка 6 фиксации наезда 7. При загрузке техники с земли своим ходом под наезд рампы устанавливаются башмаки. По бортам между шпангоутами 35—36 установлены ниши для хранения башмаков в походном положении.

Механизмы грузового люка. Пороговые замки установлены на вертикальной стенке порогогрузовой кабины. Конструкция и схема работы замка показаны на рис. 2.14. Замок порога состоит из сер-

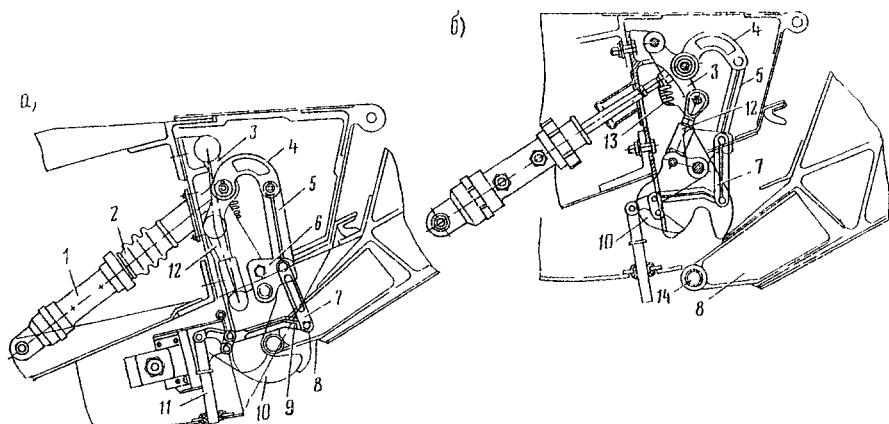


Рис. 2.14. Схема работы замка порога:

а — замок закрыт; б — замок открыт;
 1 — гидроцилиндр управления замком; 2 — чехол резиновый гофрированный; 3 — качалка; 4 — серьга; 5 — качалка; 6 — кронштейн; 7 — рычаг; 8 — кронштейн рампы; 9 — тяга; 10 — крюк замка; 11 — указатель механической сигнализации замка порога; 12 — палец кронштейна рампы; 13 — пружина; 14 — ось

ги 4, качалки 5, кронштейна 6, рычага 7, тяги механизма 9, крюка 10, поводка 1 и пружин 14.

Кронштейн 6 отлит из стали. Между ребрами кронштейна установлены стальной крюк 10 и качалка 3, соединенные поводком 12. К качалке крепится шток гидроцилиндра 1. При закрытом замке крюк фиксируется за счет обратной стрелы прогиба, образуемой качалкой 3 и поводком 12, которые удерживаются в этом положении двумя пружинами 14. Открытие замка осуществляется гидроцилиндром 1, шток которого, выдвигаясь, поворачивает качалку 3. В открытом положении крюк 10 удерживается пружинами. Закрытие замка осуществляется при втягивании штока гидроцилиндра 1. На корпусе замка смонтировано рычажно-нажимное устройство концевых выключателей и механический указатель 11 открытия и закрытия пороговых замков.

Рельсовые замки установлены на бортах фюзеляжа на специальных балках в зоне шпангоутов 36 и 37. Конструкция и схема работы замка показаны на рис. 2.15. Замок рельсовый состоит из крюка 10, качалки 14, защелки 5, пружины 9 и корпуса 11. Корпус замка 11 отлит из алюминиевого сплава. Между его щеками на оси закреплен стальной крюк 10. На выступающих из корпуса концах валика установлены качалки 7, к которым крепятся две пружины 9, стремящиеся повернуть крюк в открытое положение. В закрытом положении крюк фиксируется защелкой 5, установленной в корпусе на оси 4. На выступающих концах оси 4 установлены с одной стороны качалка 3, с другой — двуплечая качалка 14. К качалке 3 крепится конец пружины 2, которая стремится прижать защелку к крюку 10. На корпусе замка установлены концевые выключатели 15 и 16 системы сигнализации и управления грузолюком. Нажатие

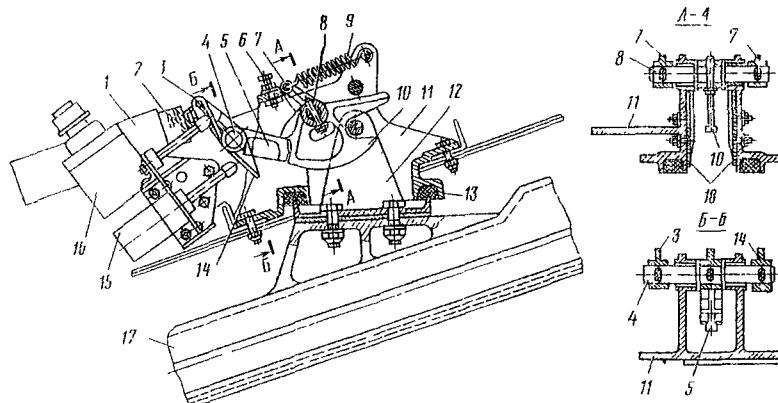


Рис. 2.15 Конструкция рельсового замка:

1 — гидроцилиндр открытия замка; 2 и 9 — пружины; 3 — качалка; 4 — ось защелки; 5 — защелка; 6 — упор крюка регулируемый; 7 — качалка; 8 — ось крюка; 10 — крюк; 11 — корпус замка; 12 — серьга рельса; 13 — прокладка из резины губчатой; 14 — качалка двуплечая; 15 и 16 — выключатели концевые; 17 — подвижной боковой рельс; 18 — накладки направляющие

штоков концевых выключателей осуществляется попаременно качалкой 14. Поворот защелки 5 для расфиксирования крюка происходит под действием штока гидроцилиндра 1.

Боковые замки (рис. 2.16) установлены на боковых балках проема грузового люка по шесть с каждой стороны. Все шесть замков одной стороны кинематически связаны между собой с помощью трубчатых тяг. Открытие и закрытие их осуществляется гидроцилиндром 1.

Все замки конструктивно одинаковы и различаются конфигурацией. Отличие конфигурации корпуса последнего, шестого, замка вызвано тем, что он крепится не к боковой балке, а к стенке шпангоута 40. Кроме того, крюк 16 третьего замка имеет удлиненный но-

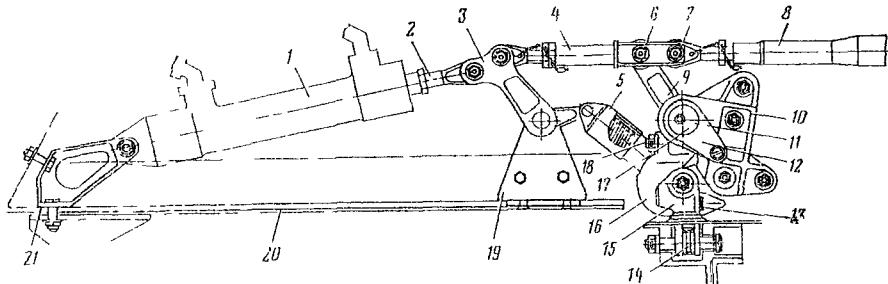


Рис. 2.16. Замок рампы боковой (закрытое положение):

1 — гидроцилиндр, 2 — шток гидроцилиндра; 3 — качалка промежуточная; 4 — тяга промежуточная; 5 — фиксатор пружинный; 6 — ось качалки; 9, 7 — ось тяги 8, 8 — тяга промежуточная между двумя рядом установленными замками; 9 — качалка; 10 — корпус замка; 11 — масленка оси крюка и качалки; 12 — серьга оси крюка; 13 — метка контрольная; 14 — пружина вилки; 15 — вилка; 16 — крюк замка; 17 — ось эксцентриковая; 18 — болт крепления крюка 16 к качалке 9; 19, 21 — кронштейны, 20 — рампа

сок, что обеспечивает подхват и подтяг рампы 20 в закрытое положение, а также плавное опускание задних кареток рампы 20 на рельсы при наличии остаточного давления в гермокабине в начале открытия грузового люка. Крюк 16 последнего замка у шпангоута 40 имеет укороченный носок и не имеет метки для контроля закрытия замка.

Замок боковой состоит из корпуса 10, крюка 16, пружинного фиксатора 5, качалок 3, 9 и тяги 4. В корпусе замка 10 на эксцентриковой оси 17 установлена качалка 9, к нижнему плечу которой шарнирно (болтом 18) крепится крюк 16. При закрытии замка крюк 16 захватывает ролик вилки 15. Последняя установлена в гнезде кронштейна рампы шарнирно (на болте) и в свободном состоянии отклоняется от борта пружиной 14. Шарнирная установка крюков и вилок обеспечивает их нагружение только осевыми усилиями без изгиба. В центре эксцентриковой оси 17 крюка 16 на лицевой стороне вмонтирована масленка 11 для смазки осей крюка и качалки 9. К промежуточной качалке крепится пружинный фиксатор 5, дополнительно фиксирующий боковые замки в открытом и закрытом положениях. Между шпангоутами 39—40 установлен механизм концевых выключателей, который соединен тягой с качалкой замка по шпангоуту 40. Крепление механизма выполнено легкосъемным двумя спецболтами.

Замки фиксации наезда рампы установлены на задней поперечной балке рампы слева и справа. По конструкции оба замка одинаковы (рис. 2.17). Замок фиксации наезда рампы состоит из корпуса 10, крюка 8, толкателя 6, коромысла 3, вилки-переключателя 2, защелки 7 и пружины коромысла 5. Корпус 10 замка отлит из алюминиевого сплава. Между щеками корпуса 10 установлены подпружиненные крюк 8 и защелка 7. Защелка 7 фиксирует крюк в закрытом положении. Привод защелки 7 осуществляется вилкой-переключателя 2, на одной оси с ней установлено коромысло 3, которое подпружинено пружиной 5 и соединено с толкателем 6. Пружина 5 удерживает вилку 2 в обоих крайних положениях, при которых упоры вилки 2 упираются в прилив корпуса 10 замка.

При закрытом грузовом люке замок закрыт, палец 9 кронштейна наезда 4 захвачен крюком 8 замка. Замок зафиксирован защелкой 7. При откапе рампы 1 под фюзеляж замок остается закрытым. Таким образом, при воздушном десантировании наезд 4

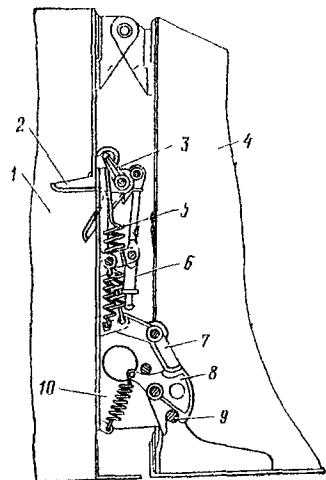


Рис. 2.17. Замок фиксации наезда рампы

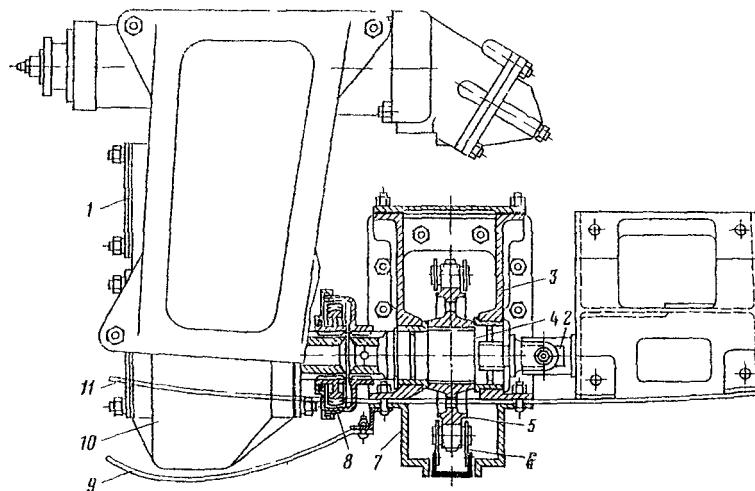


Рис. 2.18 Гидропривод и узел ведущей звездочки тяговой цепи

захвачен. При опускании рампы 1 ролик, установленный на борту фюзеляжа на балке грузового люка в зоне шпангоута 40, попадает в вилку 2 и поворачивает ее вверх. Толкатель 6 нажимает на хвостовик защелки 7, она поворачивается и освобождает крюк 8, который освобождает палец 9 наезда. При подъеме рампы 1 закрытие замка происходит в обратном порядке. Крюк 8 поворачивается под действием пальца 9 наезда.

Привод рампы (рис. 2.18) состоит из гидропривода 1, включающего в себя гидромотор, фрикционный гидротормоз и редуктор с корпусом 3, замкнутой тяговой цепи 6 и узлов ведущей 5 и ведомой звездочек.

Гидропривод и узел ведущей звездочки 5 установлены под полом грузовой кабины у шпангоута 32. Корпус 3 ведущей звездочки отлив из алюминиевого сплава, в отверстия корпуса запрессованы бронзовые втулки. Вал 4 и ведущая звездочка 5 стальные. Шлицевой хвостовик вала соединен со шлицевым хвостовиком вала гидропривода с помощью зубчатой муфты 8. С обратной стороны к валу ведущей звездочки 5 с помощью внутреннего шлицевого зацепления подсоединен вал механизма 2 включения дросселя и управления мостиком, который работает синхронно с ведущей звездочкой и при помощи винтовой пары и рычага натягивает трос и удерживает мостик в вертикальном положении при откате рампы. Узел ведомой звездочки, установленный под полом между шпангоутами 23 и 24, имеет устройство для натяжения цепи. Редуктор 10 выступает за контур фюзеляжа 11. Он закрыт обтекателем 9. Нижняя ветвь тяговой цепи 6 находится в прорези переднего рельса 7.

Крыло

Крыло является основной частью самолета, создающей подъемную силу и в значительной степени влияет на характеристики устойчивости и управляемости самолета. Оно является также основным силовым элементом конструкции самолета. К нему крепятся силовые установки, шасси, закрылки и элероны. Кроме того, крыло на транспортных самолетах является основной емкостью для размещения топлива. Крыло вместе с силовой установкой представляет собой основной рабочий орган самолета. Поэтому от совершенства крыла в основном зависят эксплуатационные характеристики самолета. Проектирование крыла, разработка его конструктивно-силовой схемы ведутся с учетом достижений в области аэромеханики и аэродинамики на основе освоения новых конструкционных материалов и передовых технологических процессов.

Основные параметры крыла при его проектировании определяются в соответствии с назначением самолета и принятой аэродинамической компоновкой. Площадь крыла пассажирского самолета выбирается исходя из условия обеспечения режима полета на заданной высоте, соответствующего максимальному аэродинамическому качеству, а также из обеспечения заданной скорости захода на посадку. Угол установки крыла также выбирается из условий удовлетворения вышеперечисленных условий. Поперечное V выбирается для получения удовлетворительной устойчивости и управляемости самолетом на всех расчетных режимах полета.

Крыло самолета Ан-26 (рис. 2.19) — высоко расположение, свободнонесущее, трапециевидной формы в плане с прямоугольным центропланом. Площадь крыла 75 м^2 . Внешние обводы крыла по сечениям в трапециевидной части образованы набором аэродинамических профилей различной толщины. Переходы от одного профиля к другому выполнены по линейному закону. Поперечное V крыла на участке между нервюрами 12 равно 0° , а на участках консолей равно -2° . Угол установки крыла $+3^\circ$. Крыло имеет разъемы по нервюрам 7 и 12. Делится центроплан на две средние (СЧК).

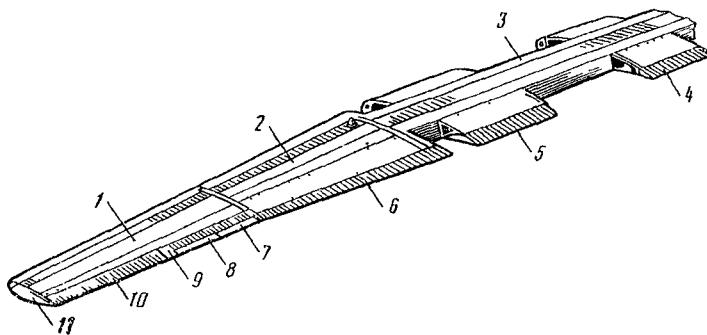


Рис. 2.19 Крыло

1 — часть крыла отъемная, 2 — часть крыла средняя, 3 — центроплан, 4 — 5 — закрылки однощелевые, 6 — закрылок двухщелевой, 7 — сервокомпенсатор, 8 — триммер, 9 — секция элеронов корневая, 10 — секция элеронов концевая, 11 — закопцовка крыла секции

и две отъемные части (ОЧК). Центроплан несет на себе два отключающихся однощелевых закрылка 4 и 5, а средние части крыла — два двухщелевых выдвижных закрылка 6. Отъемные части крыла имеют по две секции элеронов 9 и 10. Стыковка частей крыла между собой осуществляется с помощью профилей разъема (по панелям), фитингов (по полкам лонжеронов) и стыковых угольников.

По конструкции крыло кессонного типа состоит из двух лонжеронов, двадцати трех нервюр, обшивки и стрингеров, образующих панели, носовых и хвостовых частей и концевых обтекателей 11. Кессон крыла образован лонжеронами, нервюрами и панелями обшивки. В кессоне центроплана расположены десять мягких топливных баков. Кессоны средних частей крыла представляют собой герметизированные топливные баки-отсеки. Обшивка крыла имеет различную толщину на разных участках. Носки крыла для предотвращения обледенения имеют воздушный обогрев. В хвостовых частях крыла размещены валы управления закрылками и тяги управления элеронами.

Лонжероны крыла воспринимают значительную часть изгибающего момента и перерезывающую силу. При этом пояса лонжеронов нагружаются осевыми силами, а стенки — перерезывающими силами от изгиба и кручения. Стрингеры воспринимают осевые нагрузки от изгиба, подкрепляют обшивку и работают совместно с ней. Нервюры крыла связывают в одно целое элементы продольного набора и обшивку и воспринимают касательные напряжения от изгиба и кручения. Большинство элементов конструкции крыла выполнено из дюралюминиевых сплавов. Стыковка крыла с фюзеляжем и отдельных частей крыла между собой осуществляется болтами и гайками из легированной стали. К центроплану крыла крепятся узлы крепления силовой фермы двигателя и основного шасси, а также узлы навески однощелевых закрылков. К средней части крыла крепятся узлы навески двухщелевых закрылков. К отъемной части крыла крепятся узлы навески элеронов.

На нервюрах 5 и 6 (рис. 2.20) к переднему лонжерону 4 центроплана крепятся на болтах и заклепках узлы 1 крепления силовых ферм двигателей и передние узлы 2 крепления основного шасси. К заднему лонжерону 5 на эти же нервюры крепятся задние узлы 3 крепления основного шасси. Верхние узлы фермы двигателя крепятся на болтах к узлу 1 и переднему лонжерону 4. Нижние узлы двигателя крепятся к узлам 1 и 2. Таким образом усилия от фермы двигателя передаются одновременно на узлы 1 и 2 и от них по силовой контур крыла. К заднему лонжерону центроплана крепятся узлы крепления закрылков и винтового подъемника.

Однощелевой центроплановый закрылок подвешен на двух кронштейнах таким образом, что его ось вращения расположена ниже теоретического контура крыла. Это необходимо для создания профилированной щели специально подобранного сечения. Входное сечение щели образуется обшивкой носка закрылка и щитка, отклоняющегося вверх, одновременно с опусканием закрылка. На стенке переднего лонжерона отъемной части крыла расположены отвер-

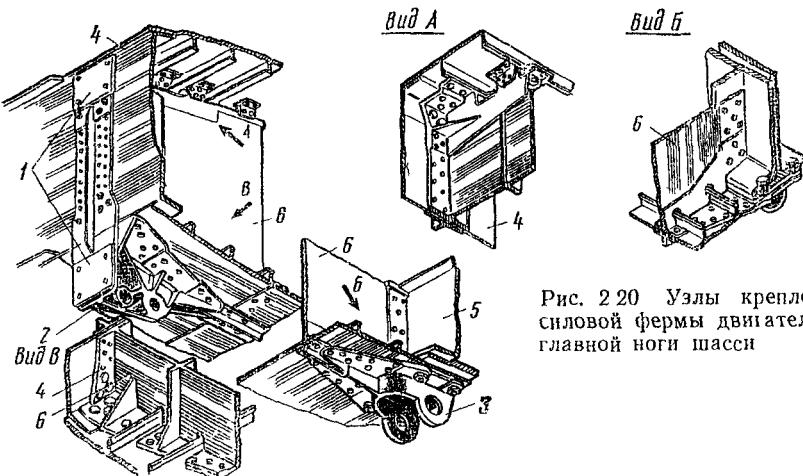


Рис. 220 Узлы крепления силовой фермы двигателя и главной ноги шасси

стия для выхода теплого воздуха из носка в обтекатель крыла. На стенке заднего лонжерона установлены узлы подвески элеронов.

Закрылки. В систему механизации центропланной части крыла (рис. 2.21) входят: закрылок 1, щиток 2, винтовой подъемник 3, тяга 4 щитка, качалка 5, направляющая 7 качалки и кронштейн 8 навески закрылка. Закрылок вращается вокруг оси, установленной в кронштейне 8, при возвратно-поступательном перемещении наконечника (подъемника 3), кинематически связанного с кронштейном на закрылке. При опускании закрылка вниз ролик 6, установленный на качалке 5, поднимается по пазу направляющей 7 вверх. При этом качалка 5 вращается вокруг оси против часовой стрелки и опускает тягу 4 вниз с некоторым угловым перемещением по часовой стрелке. Щиток 2, кинематически связанный с тягой 4 кронштейном, поворачивается вокруг своей оси и образует профилированную щель между закрылком и крылом.

После поворота закрылка на 10—12° ролик 6 выходит на поверхность направляющей, образованную радиусом, равным расстоянию от оси вращения закрылка до радиальной части направляющей. Поскольку при дальнейшем отклонении закрылка расстояние от оси закрылка до оси ролика остается неизменным, то ролик только обкатывается по направляющей и щиток 2 вместе с тягой 4 и качалкой 5 остается неподвижным. При уборке закрылок ролик 6 заходит в паз направляющей 7 и дальнейшее перемещение щитка 2 обусловливается профилем верхней части паза.

В систему механизации средней части крыла входят двухщелевые закрылки. Схема выпуска закрылка показана на рис. 2.22. При отклонении закрылка между хвостовой частью крыла и дефлектором, дефлектором и закрылком образуется двойная профилированная щель. Закрылок изготовлен из обшивки, нервюра и одного лонжерона. Нервюры — разрезные и стыкуются по лонжерону. Верхняя

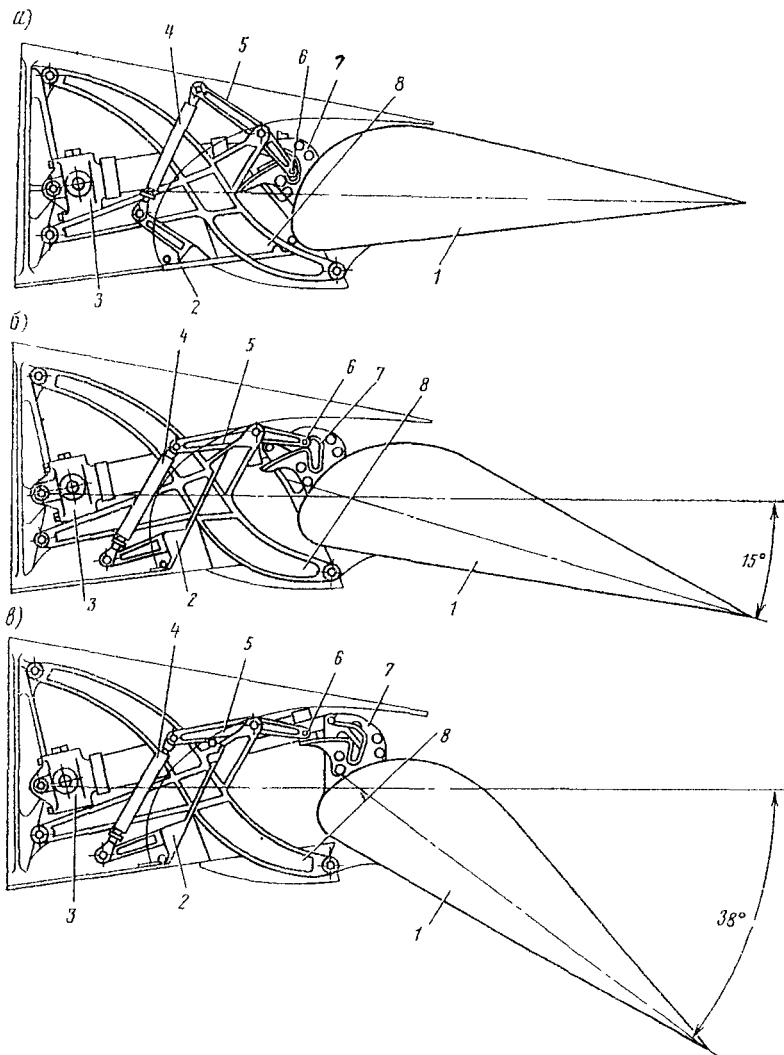


Рис. 2.21. Схема уборки и выпуска закрылка в центральной части крыла:

а — закрылок убран, б — закрылок отклонен на 15°; в — закрылок отклонен на 38°

полка лонжерона имеет вырезы в зоне монорельсов. В вырезах крепятся штампованные узлы, связывающие полки лонжеронов. На лонжероне закрылка установлены два кронштейна для крепления подъемников и четыре кронштейна для крепления кареток.

Каретка (рис. 2.23) состоит из двух штампованных рам 6, соединяемых через распор 2 болтами. Между рамами на осях установлены игольчатые подшипники 5, которые при выдвижении ка-

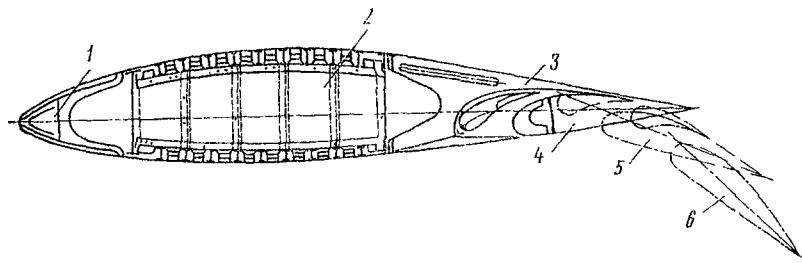


Рис. 2.22. Схема выпуска закрылка в средней части крыла:

1 — носок; 2 — кессон крыла; 3 — хвостовая часть; 4 — закрылок в убранном положении; 5 — закрылок во взлетном положении; 6 — закрылок в посадочном положении

тятся по полкам монорельса. Картетка крепится к кронштейну за-крылка четырьмя болтами. Верхние передние ролики установлены на качающихся и свободно ориентирующихся каретках 1. Ролики установлены на подшипниках 4, расположенных на осях 3.

Элероны (см. рис. 2.19). На самолете Ан-26 элероны выполнены разрезными для исключения больших шарнирных моментов в си-стеме управления, которые могут возникнуть вследствие деформа-ций крыла под действием аэродинамических сил. Каждый элерон состоит из двух частей. В целях облегчения управления на элеронах установлены сервокомпенсаторы. Для балансировки самолета по крену в горизонтальном полете на корневой части левого элерона установлен триммер. В силовой набор элерона входят лонжерон, нервюры и обшивки. Корневая и концевая части элеронов соеди-няются между собой осями. Один из концов оси вворачи-вается в кронштейн корневого элерона, а второй входит в ша-риковый подшипник кронштей-на концевого элерона. Этим достигается свобода переме-щения одной секции относи-тельно другой, что обеспечивает исключение деформаций элеронов и узлов навески в ре-зультате неточностей монтажа (осевых и угловых) при сборке самолета и в условиях эксплу-атации.

К носкам нервюр по разма-ху элерона крепится из стали весовой балансир, которым создается стопроцентная весо-вая балансировка. Элероны, кроме весовой балансировки, имеют осевую и аэродинами-ческую компенсацию.

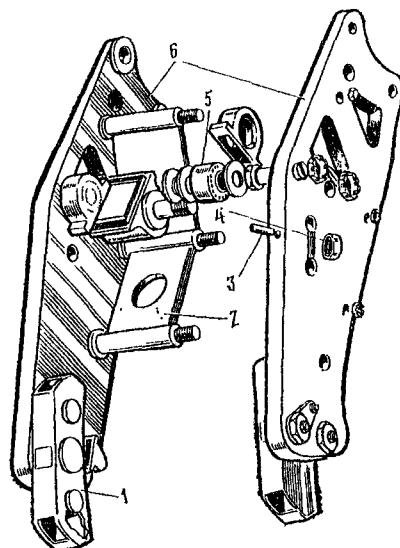


Рис. 2.23. Картетка закрылка

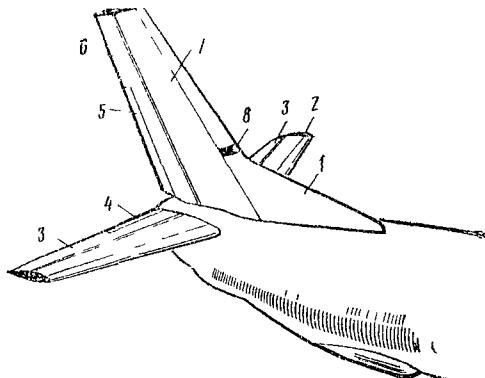


Рис 224 Хвостовое оперение самолета

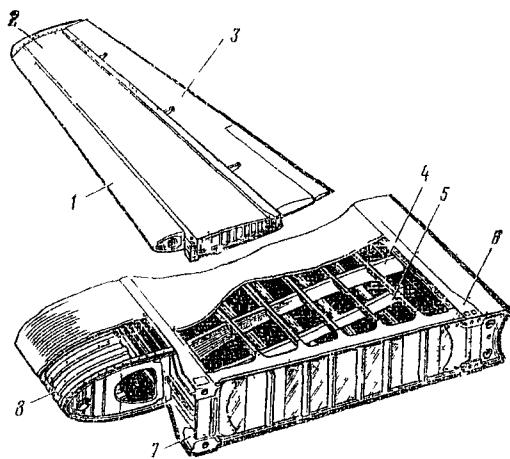


Рис 225 Консоль стабилизатора правая

Вертикальное оперение обеспечивает путевую (флюгерную) и совместно с крылом поперечную устойчивость самолета. Оперение обеспечивает получение необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех расчетных режимах полета, а также достаточную эффективность органов управления для вывода самолета в нормальный режим полета после непроизвольного превышения критических углов атаки.

Оперение на самолете Ан-26 выполнено свободнонесущим однокилем. Оперение состоит из двух консолей стабилизатора 2, двух половин руля высоты 3, киля 7, руля направления 6 и форкиля 1. На руле высоты 3 установлен триммер 4, на руле направления 6 установлен триммер-сервокомпенсатор 5. На кибе установлен светосигнальный огонь 8. Подфюзеляжные гребни, окантовываю-

Триммер элерона состоит из лонжерона, набора нервюр и обшивки, выполненных из стеклоткани и пенопласта, и крепится к элерону на трех узлах. На нижней части носка корневого элерона установлен на петлях лючок для доступа к механизму управления триммером. Сервокомпенсатор по конструкции аналогичен триммеру. Во избежание попадания влаги внутрь триммера и сервокомпенсатора узлы навески, болты, вилки и стыки между накладками герметизируются.

Хвостовое оперение

Аэродинамические поверхности самолета, являющиеся органами устойчивости и управляемости, относятся к хвостовому оперению. Хвостовое оперение (рис. 224) состоит из горизонтального и вертикального оперений. Горизонтальное оперение обеспечивает продольную устойчивость и управляемость.

щие рамку, в хвостовое оперение не входят и предназначены для формирования потока и уменьшения индуктивного сопротивления в хвостовой части фюзеляжа.

Стабилизатор (рис. 2.25) и киль (рис. 2.26) — двухлонжеронной конструкции с работающей дюралюминиевой обшивкой. Рули высоты 3 и направления однолонжеронной конструкции. Они имеют стопроцентную осевую балансировку и осевую аэродинамическую компенсацию. Угол поперечного V горизонтального оперения равен 19°. Стабилизатор состоит из двух симметричных отъемных консолей.

Каждая консоль стабилизатора 2 (см. рис. 2.25) состоит из верхней и нижней технологических kleesварных панелей, съемного носка 1, хвостовой части и концевого обтекателя. Верхняя и нижняя панели консоли стабилизатора состоят из продольного и поперечного силовых наборов и обшивки. Продольный силовой набор панели образован двумя полулонжеронами 6 и 7 и пятью стрингерами. Каждый полулонжерон состоит из стенки, выполненной из прессованного уголкового дюралюминиевого профиля, и пояса таврового сечения. На одном конце пояса имеется фитинг длястыковки с фюзеляжем. Стенка полулонжерона подкреплена вертикальными стойками, к которым крепятся полунервюры. Стыковка полулонжерона между собой осуществляется по горизонтальным полкам профилей стенок.

Стрингеры панелей стабилизатора расположены параллельно заднему лонжерону и по мере приближения к переднему лонжерону обрезаются так, что к нервюре 13 подходят всего три стрингера. Стрингеры выполнены из прессованных дюралюминиевых бульбоугольников.

Поперечный силовой набор состоит из девяти типовых и трех силовых полунервюр 4 и 5, концевой и корневой нервюры. Типовые полунервюры выштампованы из листового дюралюминия и имеют Г-образное сечение. Силовые полунервюры 2, 7 и 11, воспринимающие нагрузки от узлов руля высоты, усилены угольниками из дюралюминия.

Обшивка панелей стабилизатора выполнена из дюралюминиевых листов толщиной 1 мм. Стрингеры приварены к обшивке точечной электросваркой на kleю, после

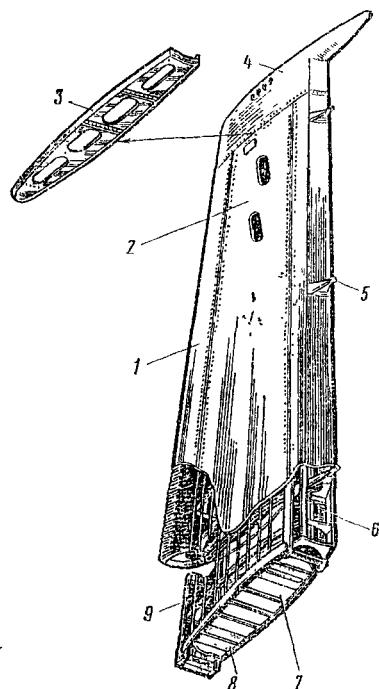


Рис. 2.26. Киль

сварки весь набор анодирован. К нервюрам и лонжеронам обшивка приклепана. На каждой консоли стабилизатора установлено по три узла 3 для навески руля высоты. Съемный носок 1 каждой консоли стабилизатора по аналогии со съемным носком крыла состоит из обшивки, гофра 8, приклепанного к обшивке, и набора днафрагм. В передней части верхняя и нижняя части гофра образуют профилированную щель, в которую через микроэжекторы подается горячий воздух. Обшивка носка и внутренних гофр выполнены из листового дюралюминия. Носок крепится к стабилизатору винтами с анкерными гайками по переднему лонжерону и нервюрами 1 и 13.

Хвостовая часть консоли стабилизатора состоит из обшивки, подкрепленной мембранными и уголками жесткости. Обшивка выполнена из листового дюралюминия. Концевой обтекатель 2 консоли стабилизатора изготовлен из листового дюралюминия и усилен восемью диафрагмами. С нижней стороны обтекателя имеются жалюзи для выхода теплого воздуха, обогревающего носок стабилизатора. Обтекатель крепится винтами к концевой нервюре стабилизатора. Стыковка консолей стабилизатора с фюзеляжем осуществляется по лонжеронам с помощью фитингов и болтов. Гнезда фитингов полулонжеронов на верхней поверхности стабилизатора после установки и затяжки болтов заполняются смазкой ЦИАТИМ-201 или техническим вазелином и закрываются крышками на винтах. Стыки консолей стабилизатора с фюзеляжем по передней кромке закрыты зализами из листового дюралюминия. Зализы крепятся винтами к обшивке фюзеляжа из стабилизатора.

Руль высоты, состоит из двух половин. Каждая половина руля высоты (см. рис. 2.24) состоит из двух технологических клеесварных панелей, соединенных в плоскости хорд, законцовочного профиля и балочки для навески триммера. Клеесварная панель состоит из полулонжерона, двадцати двух полунервюр, обшивки и балансировочного груза. Полулонжерон выполнен из пояса уголкового сечения, бульбостенки с продольными отверстиями для стыкового шомполя и стоек-книц для крепления полунервюр, которые выштампованы из листового дюралюминия и имеют Г-образное сечение. Нервюры 1б, 1, 1а, корневая и концевая нервюры — клепаные, швеллерного сечения. Корневые нервюры усилены профилями из дюралюминия. Они устанавливаются после соединения обеих панелей и крепятся к обшивке заклепками. На корневой нервюре имеется фланец управления рулем.

Обшивка панели выполнена из дюралюминиевых листов толщиной 0,8 мм, химически фрезерованных до 0,45 мм на участках между нервюрами. Полунервюры крепятся к обшивке точечной электросваркой на kleю, пояса лонжеронов — заклепками. В обшивке носка каждой половины руля высоты имеются три выреза для кронштейнов навески руля.

Грузы весовой балансировки, кроме груза, расположенного в корневой части руля, выполнены из двух половин, сстыкованных болтами в плоскости хорд, и крепятся к обшивке и нервюрам за-

клепками. Груз корневой части руля выполнен цельным. Собраные панели руля высотыстыстыкуются между собой по полулонжеронам с помощью шомпола, вкладываемого в отверстия бульбостенок, по носкам — болтами, стягивающими балансировочные грузы, и по задней кромке — с помощью законцовочного профиля и триммерной балочки. Законцовочный профиль изготовлен из магниевого сплава и установлен между нервюрами 3—13. Балочка для крепления триммера, выполненная из гнутого дюралюминиевого швеллера, установлена на участке от корневой нервюры до нервюры 3. На этом участке нервюры имеют укороченные хвостовики.

Триммер руля высоты состоит из лонжерона, носка, обшивки и пенопластового заполнителя. Лонжерон представляет собой гнутый дюралюминиевый профиль, внутрь которого вложены вкладыши из пенопласта и стеклоткани и стальные балансировочные грузы. Обшивка триммера изготовлена из стеклоткани и крепится к наполнителю, бобышкам носка и законцовке на kleю. Триммер крепится к рулю высоты с помощью узла, установленного на балочке руля, и двух кронштейнов.

Киль (см. рис. 2.26) состоит из левой и правой технологических клессварных панелей, съемного носка, основной части и концевого обтекателя. Конструктивно киль выполнен аналогично стабилизатору.

Задний стрингер установлен на расстоянии 200 мм от заднего лонжерона в корневом сечении киля и на расстоянии 100 мм в концевом сечении. Остальные стрингеры параллельны заднему и обрезаются по мере приближения к переднему лонжерону так, что к нервюре 14 подходят всего четыре стрингера.

Поперечный силовой набор панели состоит из десяти типовых полунервюров, трех силовых, корневой 7 и концевой 3 нервюр. Типовые полунервюры по нервюре 9 выштампованы из листового дюралюминия с отбортавкой для крепления обшивки и в плоскости хорд окантованы профилем. Остальные типовые полунервюры выштампованы из листового дюралюминия и имеют Г-образное сечение. Полунервюры 2, 8 и 13, воспринимающие нагрузки от узлов 5 навески руля направления, усилены угольниками из дюралюминия.

Корневая 7 и концевая 3 нервюры усиленные, перразрезные, балочного типа состоят из поясов и усиленных стойками стенок. Корневая нервюра имеет фитинги длястыковки с лонжеронами и фюзеляжем и технологический люк 8. Корневая и концевая нервюры устанавливаются после соединения левой и правой панелей киля, для чего в стенке корневой нервюры имеются два люка, а в стенке концевой нервюры — отбортованные отверстия. Обшивка 2 киля выполнена аналогично обшивке стабилизатора, химически фрезерована до 0,7 мм по нервюре 8 и до 0,5 мм по нервюре 14. Обшивка крепится к каркасу так же, как обшивка стабилизатора.

Узлы навески руля направления 5 по конструкции аналогичны узлам навески руля высоты. Узлы установлены на заднем лонжероне киля 6 по нервюрам 2, 8 и 13. Съемный носок расположен между нервюрами 3—14 и крепится винтами к усиленным носкам

этих нервюр и к поясам переднего лонжерона. Конструктивно носок киля аналогичен носку стабилизатора. Хвостовая часть киля состоит из обшивки, подкрепленной диафрагмами и уголками из дюралюминия. Обшивка изготовлена из листового дюралюминия.

Концевой обтекатель 4 киля состоит из обшивки, выполненной из стеклоткани, и набора диафрагм из стеклоткани. Обтекатель крепится винтами к поясу концевой нервюры. По бокам обтекатель имеет жалюзи для выхода воздуха, обогревающего носок киля. Стыковка киля с фюзеляжем осуществляется по лонжеронам и шпангоутам 40 и 43 с помощью фитингов и болтов. Стыковые фитинги выполнены аналогично фитингам стабилизатора.

Форкиль 1 (см. рис. 2.26) имеет в сечении треугольную форму и состоит из дюралюминиевой обшивки толщиной 0,8 мм, химически фрезерованной до 0,5 мм между диафрагмами продольных стрингеров и продольного гнутого профиля. Диафрагмы крепятся к обшивке заклепками, а стрингеры приварены точечной электросваркой на kleю. К задней диафрагме с помощью винтов и анкерных гаек крепится зализ, закрывающий стык форкиля с килем. Форкиль крепится к обшивке фюзеляжа при помощи дюралюминиевых уголков, приклепанных на герметике одной стороной к обшивке форкиля, другой же обшивке фюзеляжа. Зализ стыка форкиля с килем представляет собой дюралюминиевую обшивку, подкрепленную дюралюминиевыми профилями.

Руль направления 6 конструктивно выполнен так же, как руль высоты. Он состоит из левой и правой технологических панелей, надстройки и гнутого профиля для навески пружинного триммера-сервокомпенсатора. Конструкция панелей руля направления и метод их соединения аналогичны конструкции и методу соединения панелей руля высоты и отличаются только тем, что хвостовики нервюр приклепаны к обшивке и обшивка химически фрезерована в носовой части до 0,45 мм, а в хвостовой до 0,35 мм.

На корневой нервюре руля направления установлен штампованный узел с выступами для ограничения отклонения руля, гнездом для штыря механизма стопорения и гнездом под подшипник вала управления. Гнездо под второй подшипник вала управления расположено на штампованные кронштейне нервюры 1. Надстройка руля направления состоит из обшивки, выполненной из стеклоткани, бобышка и нервюр из пенопласта и стеклоткани. Она крепится к корневой нервюре руля на винтах. Профиль для крепления триммера-сервокомпенсатора швеллерного сечения выполнен из дюралюминия.

В обшивке носка руля направления имеются три выреза для кронштейнов его навески.

Триммер-сервокомпенсатор руля направления расположен на участке от корневой нервюры до нервюры 11а и состоит из дюралюминиевой обшивки, лонжерона швеллерного сечения, нервюр и законцовочного профиля. Триммер-сервокомпенсатор подвешен к рулю на пяти кронштейнах.

Основные технологические рекомендации по техническому обслуживанию планера

Уход за защитными покрытиями планера

Для сохранения защитных покрытий агрегатов самолета (фюзеляжа, крыла и оперения) необходим повседневный контроль и тщательный уход за этими покрытиями как во время работ на самолете, так и при его хранении. При этом следует:

1. Поверхность самолета очищать от пыли мягкой щеткой или чистой сухой тряпкой, с внутренней стороны удалять пыль пылесосом.

2. Следить за плотностью прилегания крышек и надежностью крепления люков. Особое внимание следует обращать на сохранение качества поверхности носков и хвостовиков крыла, элеронов и рулей, так как они выполнены из тонкой обшивки.

3. При работе на крыле и стабилизаторе верхние поверхности их должны быть закрыты сухими резиновыми ковриками, дорожками или мягкими матами.

4. Обслуживающий персонал, работающий на поверхностях крыла и стабилизатора, должен быть обут в чистую резиновую или мягкую обувь, не царапающую обшивку самолета.

5. Нельзя клать на обшивку инструмент, приспособления, аппаратуру, а также пропитанные маслом тряпки или ветошь.

6. При заправке самолета топливом через заливные горловины необходимо подкладывать под шланг заправщика предохранительный коврик.

7. После окончания работ на крыле и стабилизаторе необходимо удалять грязь чистой ветошью и теплой мыльной водой (3%-ный раствор нейтрального мыла). Разрешается мыть обшивку из шланга под давлением не более 0,5 кгс/см², причем попадание воды внутрь самолета недопустимо. При попадании воды внутрь самолета необходимо принять меры для устранения причин попадания воды. Влажные детали следует тщательно вытирать ветошью или специальными салфетками.

8. Масляные пятна разрешается удалять с поверхности самолета ветошью, смоченной неэтилированным бензином Б-70, после чего поверхность насухо протереть (без нажима) чистой ветошью.

9. При обледенении поверхности самолета лед удаляют на стоянке струей горячего воздуха: для герметической части самолета с температурой не выше 40° С, для остальной поверхности не выше 50° С; более высокие температуры воздуха недопустимы во избежание повреждения покрытия и герметизации самолета. Удалять лед скребками, обстукиванием и другими механическими действиями не допускается.

10. Нельзя допускать примерзания или прилипания мокрых чехлов к обшивке самолета. При длительной стоянке самолета чехлы следует периодически снимать и просушивать.

11. После полета необходимо в первую очередь осматривать места обшивки крыла и закрылков, обдуваемые горячими газами двигателей, места слива топлива, масла и дренажные точки. Нагар и потоки удаляются с поверхности самолета во избежание повреждения лакокрасочного покрытия и обшивки.

12. Все повреждения лакокрасочных покрытий самолета следует немедленно восстанавливать. Вовремя неустранимые небольшие повреждения могут привести к коррозии металла; кроме того, появление коррозии усложняет процесс восстановления лакокрасочного покрытия.

13. При проведении работ, связанных с восстановлением лакокрасочных покрытий, желательно применять пульверизатор. Категорически запрещается наносить покрытия на влажную или загрязненную поверхность. Перед нанесением лакокрасочных покрытий необходимо осторожно зачистить наждачным полотном № 220 поврежденный участок и края лакокрасочного покрытия этого участка, не нарушая оксидной пленки обшивки. Продукты зачистки удаляются волоссянной щеткой с последующей протиркой поврежденного участка чистой ветошью, смоченной бензином Б-70 или уайт-спиритом.

В процессе сушки загрунтованных и окрашенных поверхностей необходимо предохранять их от пыли. Пыль, осевшая на свежезагрунтованную или свежеокрашенную поверхность, придает покрытию шероховатость, ухудшает аэродинамические качества самолета и снижает защитные свойства покрытий. При работе с лакокрасочными материалами необходимо соблюдать меры противопожарной безопасности, так как они легковоспламеняются.

14. При обнаружении на обшивке или деталях коррозии они должны подвергаться специальной обработке по ее удалению. Коррозия алюминиевых сплавов сопровождается появлением на поверхности деталей пятен или отдельных слабо заметных точек.

Коррозия магниевых сплавов сопровождается вслучиванием лакокрасочного покрытия и появлением влажного солевого налета грязно-белого цвета. Коррозия стали — образование на поверхности деталей коричневато-красного налета (ржавчина). С деталей, изготовленных из алюминиевых сплавов или стали, коррозию удаляют жесткими волоссянными щетками. Если коррозия стали щетками не удаляется, то зачистку можно производить наждачным полотном № 220.

Необходимо помнить, что грубая зачистка металлической поверхности ухудшает способность этой поверхности сопротивляться коррозии, поскольку поверхность зачищенного участка является более шероховатой, а риски, остающиеся после зачистки, благоприятствуют образованию коррозии. После удаления коррозии зачищенный участок необходимо протирать ветошью, смоченной чистым бензином или уайт-спиритом.

При появлении на поверхности оцинкованных деталей серовато-белых пятен, являющихся признаком коррозии цинкового покрытия, детали не обрабатывают наждачным полотном, а ограничива-

ются протиркой их чистой ветошью, сначала смоченной чистым бензином, затем вазелиновым маслом МВП или авиамаслом МК-22 и окончательно сухой ветошью.

15. При температуре ниже $+12^{\circ}\text{C}$ вместо лакокрасочных покрытий разрешается законсервировать поврежденный участок поверхности детали смазкой ЦИАТИМ-201 или техническим вазелином. В течение зимы следует следить за этим участком и в случае необходимости смазку возобновлять.

Ремонт лакокрасочных покрытий

При ремонте лакокрасочных покрытий наружной обшивки пла-неров необходимо: удалять пыль волосяной щеткой или сухой салфеткой, масляные пятна и копоть салфеткой, смоченной бензином и сушить 20—30 мин при температуре $12-35^{\circ}\text{C}$; промыть поверхность последовательно теплой мыльной водой (3%-ный раствор нейтрального мыла) и чистой водой, затем протереть чистыми сухими салфетками и сушить при температуре $12-35^{\circ}\text{C}$ в течение 1—2 ч.

В случае повреждения лакокрасочного покрытия до слоя грунта восстановление его производится по следующей технологии: осторожно зачистить наждачным полотном № 220 края поврежденного лакокрасочного покрытия, не снимая слоя грунта; протереть поверхность увлажненной в бензине, а затем чистой салфеткой.

В зависимости от цветовой схемы окраски самолета нанести два слоя алюминиевой эмали ХВ-16 или два слоя белой эмали АС-1 сп, либо АС-131. Сушить первый слой эмали ХВ-16 следует при температуре $12-35^{\circ}\text{C}$ в течение 3—4 ч, второй слой 14—16 ч. Сушить первый слой эмали АС-1 сп или АС-131 необходимо при температуре $12-35^{\circ}\text{C}$ в течение 1—2 ч, второй слой 3—4 ч; после сушки нанести по эмали ХВ-16 (АС-1 сп или АС-131) слой лака АС-82 (АС-16) и сушить при температуре $12-35^{\circ}\text{C}$ в течение 10—12 ч.

В случае повреждения лакокрасочного покрытия до металла его восстановление производится по следующей технологии: осторожно зачистить наждачным полотном № 220 края поврежденного лакокрасочного покрытия; протереть поврежденный участок чистой салфеткой, увлажненной бензином, затем сухой чистой салфеткой; нанести два слоя грунта АГ-За (с добавлением 1,5% алюминиевой пудры во второй слой). Сушить каждый слой при температуре $12-35^{\circ}\text{C}$ в течение 1,5—2 ч; в зависимости от цветовой схемы окраски самолета нанести два слоя алюминиевой эмали ЭВ-16 или два слоя белой эмали АС-1 сп, либо АС-131. Сушить первый слой алюминиевой эмали ХВ-16 следует при температуре $12-35^{\circ}\text{C}$ в течение 3—4 ч, второй слой 14—16 ч. Сушить первый слой эмали АС-1 сп или АС-131 при температуре $12-35^{\circ}\text{C}$ в течение 1—2 ч, второй 3—4 ч.

Внутренняя поверхность обшивки, за исключением обшивки кессонной части крыла, покрыта грунтом АЛГ-14 и грунтом АГ-За с добавлением 1,5% алюминиевой пудры. Внутренняя поверхность

грузового отсека и хвостовая часть фюзеляжа покрыты грунтами АЛГ-14 и АГ-За с добавлением 1% алюминиевой пудры.

При повреждении грунта на внутренней поверхности обшивки необходимо: осторожно зачистить наждачным полотном № 220 края поврежденного участка и удалить продукты зачистки; протереть зачищенный участок салфеткой, смоченной бензином, и сушить в течение 30 мин; нанести первый слой грунта АГ-За и сушить при температуре 15—20° С в течение 3 ч или при температуре 50—60° С в течение 1 ч; нанести второй слой грунта АГ-За с добавлением в него 1,5% алюминиевой пудры и сушить при температуре 12—35° С в течение 2—3 ч; если лакокрасочное покрытие нарушено на внутренней нижней поверхности обшивки (под полом фюзеляжа), то дополнительно нанести два слоя зеленой эмали ХВ-16 или серой ХСЭ-23 и сушить каждый слой при температуре 12—35° С в течение 3—4 ч; нанести один слой лака ХСЛ и сушить при температуре 12—35° С в течение 12—14 ч.

Устранение коррозии

При обнаружении коррозии на деталях внутреннего набора из алюминиевых сплавов необходимо: удалить коррозию; нанести пульверизатором или кистью первый слой грунта АГ-За и сушить при температуре 12—35° С в течение 2—3 ч; нанести второй слой грунта АГ-За с добавлением в него 1,5% алюминиевой пудры и сушить при температуре 12—35° С в течение 2—3 ч.

При обнаружении коррозии на деталях внутреннего набора и на внутренней стороне обшивки из алюминиевых сплавов, имеющих лакокрасочные покрытия, необходимо удалить разрушенное лакокрасочное покрытие салфеткой, смоченной смывкой СД, и продукты коррозии; очищенное место протереть салфеткой, смоченной в бензине Б-70, затем сухой; нанести кистью или пульверизатором первый слой грунта АГ-За и сушить при температуре 12—35° С в течение 2—3 ч; нанести второй слой грунта АГ-За с добавлением 1,5% алюминиевой пудры и сушить при температуре 15—35° С в течение 2—3 ч; нанести два слоя перхлорвиниловой эмали соответствующего цвета. Сушить первый слой эмали при температуре 12—35° С в течение 3—4 ч, второй 24 ч.

При обнаружении коррозии на деталях из магниевых сплавов необходимо: удалить полностью продукты коррозии с деталей осторожной зачисткой шабером и наждачным полотном № 220; удалить продукты зачистки протиркой сухой ветошью; обезжирить поверхность чистой ветошью, смоченной бензином Б-70, а затем протереть насухо чистыми сухими салфетками; сушить в течение часа; нанести мягкой кистью или пульверизатором на зачищенные участки первый слой грунта АГ-10с и сушить его при температуре 5—11° С на протяжении 6 ч, при температуре 12—17° С — 4 ч и при 18—30° С — 3 ч; после просушки нанести мягкой кистью или пульверизатором второй слой грунта АГ-10с с добавлением 2% алюминиевой пудры; после просушки второго слоя грунта нанести

кистью или пульверизатором слой эмали ХВ-16 соответствующего цвета с добавлением 2% алюминиевой пудры, затем нанести кистью или пульверизатором второй слой эмали ХВ-16 соответствующего цвета с добавлением 2% алюминиевой пудры; после просушки нанести третий слой эмали ХВ-16 соответствующего цвета и сушить при температуре 5—11° С — 20, при 12—17° С — 16 и при 18—30° С — 12 ч.

Ввиду того, что эмаль ХВ-16 легко растворяет слой грунта АГ-10с, необходимо ее наносить двумя-тремя быстрыми легкими движениями кисти, чтобы не растворить и не сдвинуть нижние слои грунта. При нанесении последнего слоя эмали также важно не нарушить предыдущий слой.

Перед защитой болтов от коррозии необходимо удалить продукты коррозии, обезжирить двухкратной пропаркой салфеткой, смоченной бензином Б-70, головки и выступающие резьбовые части болтов вместе с гайками, после чего протереть чистой салфеткой или обдувать сухим сжатым воздухом.

Нанести кистью или пульверизатором два слоя грунта АГ-10с с добавлением 2% алюминиевой пудры во втором слое и сушить при температуре 10—15° С не менее 3—4 ч.

П р и м е ч а н и е. Если головки болтов выступают за наружную поверхность самолета, то в этом случае на них после грунтования двумя слоями грунта АГ-10с с добавлением 2% алюминиевой пудры наносят мягкой кистью или пульверизатором слой эмали ХВ-16.

У х о д з а о б ш и в к о й г е р м е т и ч е с к о й ч а с т и ф ѿ з е л я ж а

При эксплуатации самолета необходимо принимать меры по предупреждению механических повреждений обшивки фюзеляжа. Следует соблюдать особую осторожность при загрузке самолета; при установке самолета на подъемники и работах по техническому обслуживанию. Все приспособления (стремянки, трапы и др.), которые в процессе пользования соприкасаются с обшивкой самолета, должны иметь в местах, соприкасающихся с обшивкой, мягкую обивку.

Необходимо установить строгий контроль за состоянием обшивки самолета, обращая особое внимание на стыковые швы и места вырезов под окна, двери и т. п.

Все царапины, риски и потертости глубиной до 0,1 мм необходимо зачистить и покрыть соответствующим лакокрасочным покрытием. Если на обшивке фюзеляжа обнаружены царапины глубиной более 0,1 мм, их необходимо зачистить и покрыть соответствующим лакокрасочным покрытием; царапины глубиной более 0,1 мм или другие повреждения (если забоины глубже 0,5 мм) устраняются путем постановки накладки на обшивку. Каждый случай повреждения обшивки, связанный с ремонтом, подлежит отметке в формуляре самолета с указанием даты и характера повреждения и вида ремонта.

Уход за органическими стеклами

Стекла фонаря кабины экипажа и окон грузовой кабины должны предохраняться от ударов и механических повреждений, а при стоянке самолета должны быть защищены от длительного воздействия влаги и солнечных лучей. Они не должны подвергаться действию органических растворителей и их паров (ацетона, бензола, дихлорэтана, этилового спирта), вызывающих на поверхности стекла мелкие трещины («серебро»).

При уходе за деталями остекления необходимо руководствоваться следующими правилами: при стоянках самолета стекла кабины экипажа для предохранения их от воздействия солнечных лучей, дождя, снега, пыли и механических повреждений должны быть всегда закрыты водонепроницаемыми чехлами; при укрытии самолета чехлами следует не допускать ударов пряжек и других металлических частей чехлов о поверхности стекол; при попадании на стекла грязи и пыли необходимо протереть их чистой мягкой тканью, смоченной в воде и слегка отжатой, а затем протереть; жировые загрязнения удаляются со стекол (после удаления с них грязи и пыли) протиранием их тканью с тонким слоем пасты ВИАМ-2. При отсутствии пасты стекла протирают тканью, смоченной в мыльной воде (3—5%-ный раствор), затем влажной и, наконец, сухой тканью; при температуре ниже +5° С разрешается протирать стекла неэтилированным бензином. С внутренней стороны следует протирать стекла влажной тканью.

Приложение. При протирке стекол с внутренней стороны необходимо следить, чтобы вода не попадала за декоративные окантовки, на теплоизоляцию и каркас. Для протирки надо применять чистые хлопчатобумажные, льняные и байковые ткани, предварительно простиранные. Запрещается применять для протирки стекол шерстяные и шелковые ткани, вызывающие на стекле электрический заряд.

На деталях остекления из органического стекла допускаются во время эксплуатации следующие дефекты: волосяные царапины; неглубокие царапины-риски (но не в виде сплошной сетки) глубиной не более 0,1 мм; поверхностные мелкие трещины («серебро») в виде цепочки длиной не более 60 мм при длине каждой трещины до 6 мм и количестве не более одной цепочки на деталь или отдельные пятна площадью до 2 см² каждое в количестве не более трех по всей поверхности детали; мелкие заколы и забоины на поверхности органического стекла, появляющиеся в результате воздействия песчано-гравийной пыли при рулении самолета, механические повреждения, которые встречаются в виде отдельных рассредоточенных единичных и групповых очагов, глубиной не более 0,1 мм и не влияют на снижение прочности и прозрачности стекла.

Приложение При появлении мелких трещин («серебра») необходимо следить за их развитием. В случае, если «серебро» увеличивается по размеру и поражает стекло во многих местах и если общая поверхность поражения превышает 6 см² или появляется цепочка длиной более 60 мм, стекло подлежит замене.

При большом количестве царапин, мешающих видимости, необходимо произвести полировку стекла пастой ВИАМ-2. Полировать вручную тампонами из гигроскопической ваты следует с небольшим количеством пасты сначала вдоль царапины, затем поперек нее с лепким нажатием, не задерживаясь на одном месте во избежание нагрева поверхности стекла от трения.

Полировка допускается по всей поверхности стекла. Зачистка шкуркой царапин и рисок на стекле независимо от их расположения и размеров не допускается.

При окраске каркасов деталей остекления стекла оклеивают плотной бумагой, а прилегающую к каркасу зону стекла — липкой лентой или вторым слоем бумаги. При образовании слоя льда на стекле его следует удалять струей теплого воздуха температурой не выше +50° С.

Образование конденсата (запотевание) в межстекольном пространстве недопустимо, так как при полете самолета замерзание конденсата приведет к разрушению стекла и разгерметизации самолета.

Конденсат в межстекольном пространстве может образоваться по двум причинам: из-за нарушения герметичности компенсатора и герметичности места склейки внешнего и внутреннего стекол.

При нарушении герметичности резинового компенсатора его следует заменить, при этом необходимо продуть внутреннюю полость стекла воздухом и сразу надеть на штицер компенсатор. Установка для продувки стекла должна обеспечивать максимальную относительную влажность продуваемого воздуха не более 5 % при температуре +2° С, чистоту до 0,15 мг/м³. При установке резиновых компенсаторов следует следить, чтобы они свободно располагались между элементами конструкции (не скручивались и не комкались), хотя для этого необходимо наполнить предварительно компенсаторы воздухом на 0,5 объема.

При нарушении герметичности склейки внешнего и внутреннего слоев стекло подлежит замене.

Если по каким-либо причинам в данном аэропорту нельзя устранить запотевание окна, то допускается полет с запотеванием до места возможного ремонта, при этом следует строго следить за отсутствием воды в нижней части межстекольного пространства. Категорически запрещается полет на высоту при наличии воды в нижней части межстекольного пространства. При низкой температуре наружного воздуха (ниже —30° С) и работающем обогреве грузовой кабины допускается образование отдельных кристаллов инея на внутренней поверхности наружного стекла, при повышении температуры кристаллы инея должны исчезать без образования капель и потеков воды. При этом не должен заметно ухудшаться обзор через стекло.

При замене стекол в грузовой кабине и в окне радиста необходимо руководствоваться следующими правилами:

перед установкой стекол проверить прилегание контура стекла к контуру окантовки окна. Допускается неплотное прилегание стек-

ла к окантовке окна (без резинового герметизатора) с зазором 0,5 мм на длине 100 мм по периметру стекла; перед установкой тщательно приkleить герметизатор к стеклу окна;

При установке стекол с резиновым герметизатором следить за правильной установкой стекла по кривизне. Стекла с герметизатором должны ложиться во всех точках на окантовку, между торцом стекла и окантовкой должен быть зазор 0—1,5 мм, западание герметизатора не должно превышать (от теоретического контура фюзеляжа) 1 мм, а выступание 2,5 мм.

Прижатие стекла осуществляется следующим образом: предварительно завернуть все винты прижимов так, чтобы прижимное кольцо ложилось на поверхность герметизатора (для окна радиоста), а для окон грузовой кабины, чтобы прижимные пружины коснулись герметизатора; завернуть винты на три-четыре оборота, затяжку винтов производить попарно на взаимно перпендикулярных диаметрах. При попадании воды в кабину экипажа через форточки следует проверить равномерность прилегания форточки к каркасу фонаря. При обнаружении дефекта необходимо устранить его регулировкой опорных роликов.

Уход за крылом, хвостовым оперением, гондолами и люками

В процессе эксплуатации самолета необходимо:

следить за состоянием затяжки винтов крепления зализов и

щелевых лент по разъемам крыла, хвостового оперения, гондол двигателей с крылом, а также за затяжкой винтов крепления законцовок крыла и крышек люков и лючков, расположенных на поверхностях агрегатов самолета. Подтяжку винтов производить

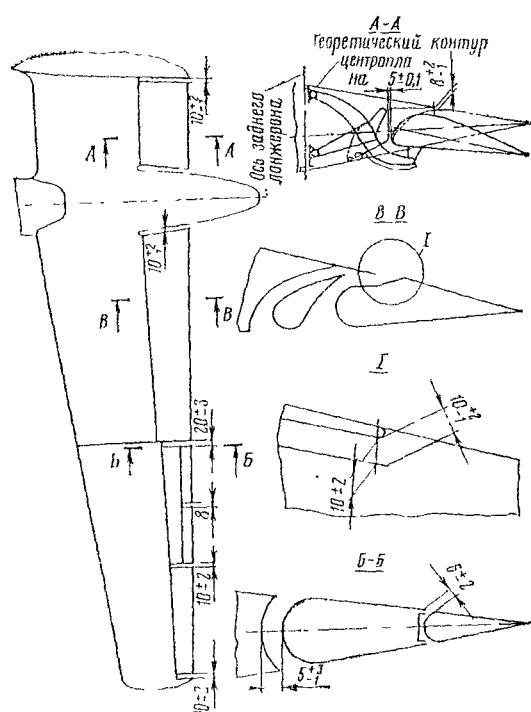


Рис. 227. Схема зазоров между агрегатами крыла

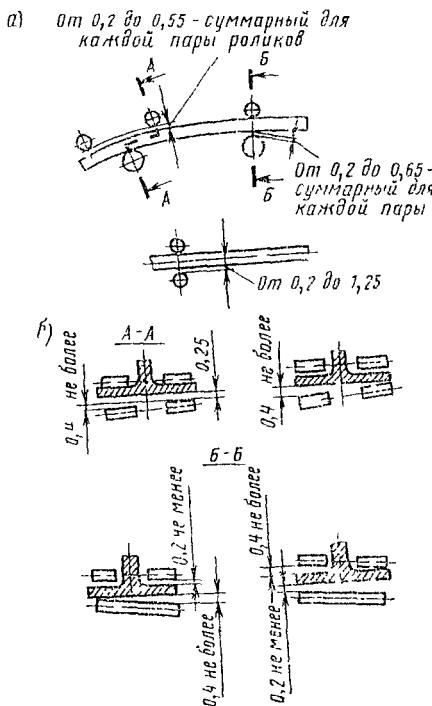


Рис 2.28. Схема зазоров между роликами кареток и монорельсами
 а — зазоры радиальные, б — зазоры боковые;
 А — А и Б — Б — допустимые перекосы роликов относительно положа монорельса

соответствующими отвертками, не допуская разработку шлицев на головках винтов. Винты с разработанными шлицами подлежат замене;

роверять состояние резиновой герметизации двери и крышек люков, не допуская порывов и других видов разрушения герметизации;

следить за целостью стекол аэронавигационных огней на консолях крыла, на хвостовом оперении и на фюзеляже;

при осмотре замков двери, верхнего аварийного люка экипажа и грузового люка убедиться, что замки работают без заеданий, а двери и люки плотно прилегают по всему контуру;

при осмотре крыла и хвостового оперения проверять зазоры между агрегатами крыла, элеронами и закрылками, агрегатами хвостового оперения и рулями. Зазоры должны укладываться в размеры, указанные на рис. 2.27 и 2.28;

следить за надежностью крепления кронштейнов навески рулей и элеронов, отсутствием люфтов на осевых болтах и за наличием смазки на них.

Затяжка болтовых соединений тарированными ключами и переходниками

Таблица 2.1

Место применения ключа с переходником	Диаметр болта, мм	Зев ключа, мм	M_{kp} на болте, кгс·см	Переходник		Ключ		M_{kp} на ключе, кгс·см
				№	Длина, мм	№	Длина, мм	
Стыковка силовых панелей по оси центроплана	12×1,5	19	575±58	24-9020-13	160	18-69-191*	380	405±41
Остекление фонаря: для первичной сборки через каждые 1000 ч	M5	8	15—20	24-9020-470 24-9020-471	торцовый	24-9020-450	160	18—17
	M5	8	20—25	24-9020-472 24-9020-473	80	24-9020-450	180	13—17
Затяжка болтов кронштейнов подвески гидроцилиндра (через каждые 1000 ч)	M8	12	155±15	24-9020-26	160	54491-03-022	300	101±10
Стыковка центроплана по шпангоуту 17	16×1,5	24	1430±143	24-9020-240-1 24-9020-240-2 24-9020-250	160	24-9020-500	530 (без насадка)	1100±110
Стыковка центроплана по шпангоуту 20	20×1,5	30	2850±285	24-9020-22	260	24-9020-500	530 (без насадка)	1900±190
	20×1,5	30	2850±285	24-9020-23	510	24-9020-500	530 (без насадка)	1450±145
Стыковка крыла по первюре 7	M10 12×1,5 14×1,5 16×1,5 M6	17 19 22 24 10	310±31 585±58 960±96 1430±143 64±6,5	24-9020-12 24-9020-13 24-9020-21 24-9020-16 24-9020-9	160 160 160 160 100	18-69-191 18-69-191 18-69-191 18-69-191 54491-03-022	380 380 380 380 300	220±22 405±41 675±68 1005±100 48±5

Стыковка нервюре 12	крыла по	M8	14	155 ± 15	24-9020-11	160	18-69-191	380	110 ± 11
		M10	17	310 ± 31	24-9020-12	160	18-69-191	380	220 ± 22
		$12 \times 1,5$	19	575 ± 58	24-9020-13	160	18-69-191	380	405 ± 41
		M6	10	$64 \pm 6,5$	24-9020-9 24-9020-160	100 160	54491-03-022 24-9020-500	300 530 (без насадка)	48 ± 5 1100 ± 110
Стыковка стабилиза- тора		$16 \times 1,5$	22	1430 ± 143					
		$20 \times 1,5$	27	2850 ± 285	24-9020-220	160	24-9020-500	1090 (с одним насадком)	2500 ± 250
Навеска руля на- правления		M8	14	155 ± 15	24-9020-11	160	18-69-191	380	110 ± 11
		M8	12	155 ± 15	24-9020-26	160	54491-03-022	300	101 ± 10
Стыковка киля		$16 \times 1,5$	22	1430 ± 145	24-9020-160	160	24-9020-500	530 (без насадка)	1100 ± 110
		$27 \times 1,5$	36	6720 ± 672	24-9020-230	160	24-9020-500	1650 (с двумя насадками)	6200 ± 620
		M6	10	$64 \pm 6,5$	24-9020-9	100	54491-03-022	300	48 ± 5
		M8	12	155 ± 15	24-9020-26	160	54491-03-022	380	110 ± 11
Фланец межбакового соединения		M8	14	170 ± 17	24-9020-15	100	54491-03-022	300	127 ± 13
		M10	12	93 ± 9	24-9020-26	160	54491-03-022	300	60 ± 6
Дренажный фланец топливного бака	M8	10		$64 \pm 6,5$	24-9020-9	100	54491-03-022	300	48 ± 5
Крепление фланца под- качивающего насоса к лонжерону	M6								

Продолжение

Место применения ключа с переходником	Диаметр болта, мм	Зев ключа, мм	M_{kp} на болте, кгс·см	Переходник		Ключ		M_{kp} на ключе, кгс·см
				№	Длина, мм	№	Длина, мм	
Крепление угольника подкачивающего насоса к топливному баку	M5	8	$38 \pm 3,5$	24-9020-8	100	54491-03 022	300	28 ± 2
Заливная горловина	M5	8	$38 \pm 3,5$	24-9020-8	100	54491-03-022	300	28 ± 2
Монтажный люк бака	M6	10	$64 \pm 6,5$	24-9020-9	100	54491-03-022	300	48 ± 5
Крепление гидроклапана централизованной заправки к верхней панели	M10	17	310 ± 31	24-9020-35	165	54491-03-022	300	200 ± 20
Крепление датчика топливомера	M6	10	$35 \pm 3,5$	24-9020-37	100	54491-03-022	300	27 ± 7
Фланец заправочного крана:								
для кессона	M6	10	$64 \pm 6,5$	24-9020-9	100	54491-03-022	300	48 ± 5
» бака (мягкого)	M8	14	93 ± 9	24-9020-15	100	54491-03-022	300	$70 \pm 6,5$
Крепление заправочного крана (для мягкого бака и кессона)	M8	14	70 ± 7	24-9020-15	100	54491-03-022	300	53 ± 5
Установка двигателя	$22 \times 1,5$	30	3000 ± 250	24-9020-870	160	24-9020-500	530 (без насадка)	2000 ± 230
	$20 \times 1,5$	30	850 ± 85	24-9020-27	160	18-69-191	380	620 ± 62
	M8	12	300 ± 30	24-9020-26	160	54491-03-022	300	196 ± 20
Крепление винта на валу редуктора	$16 \times 1,5$	24	1000 ± 1300	24-9020-915	200	24-9020-500	530 (без насадка)	799—944

Затяжка гайки маслопровода винта АВ-72	52×1,5	—	3000—5000	24-9020-890	350	24-9020-500	550 (без насадка)	1800—3000
Затяжка болтов стяжных хомутов винта АВ-72	20×1,5	27	2800—3000	24-9020-880	350	24-9020-500	530 (без насадка)	1500—1800
Крепление диска обтекателя втулки винта АВ-72	14×1,5	19	300—400	24-9020-25	70	18-69-191	380	211—281
Затяжка хомута обтекателя комля лопасти винта АВ-72	M8	14	250±50	24-9020-15	100	54491-03-022	300	187±37
Вилка навески руля высоты	M6	10	64±6,5	24-9020-9	100	54491-03-022	300	48±5
Дренажный коллектор топливных баков	16×1,5	24	130±13	24-9020-16	160	54491-03-022	300	85±8,5
Крепление поплавкового клапана дренажа к баку № 6	M5	8	55±5	24-9020-8	100	54491-03-022	300	41±4
Крепление дренажного узельника к баку № 4	M6	10	50±5	24-9020-9	100	54491-03-022	300	38±4

Уход за болтовыми соединениями

При осмотре крыла и оперения особое внимание следует обращать на затяжку болтовых соединений. Первым признаком ослабления болтов является металлическая лынь вокруг головки болта. Если ослаб один болт в сочленении, то необходимо проверить затяжку всех болтов с помощью ключа. При значительном ослаблении болтов их необходимо снять и проверить на отсутствие нахлела. Болты и детали, имеющие большой наклек, подлежат замене. Проверку затяжек гаек следует производить тарированными ключами. При применении тарированных ключей и переходников следует руководствоваться следующими рекомендациями:

затяжку гаек на определенные усилия производить по табл. 2.1; затяжку тарированным ключом производить совместно с переходником, при этом удлинение плеча тарированного ключа не допускается. Усилие к тарированному ключу прикладывать в середине рукоятки, при этом ключ и переходник располагать в одну линию; если переходник изогнутый, то прямую линию с ключом должен составлять хвостовик переходника, надеваемый на ключ;

болты, винты и гайки с повреждениями на резьбе, гранях, шлицах, с вытяжкой по длине и с неравномерной выработкой по диаметру заменить новыми;

вновь установленные болты, винты и гайки надежно закрепить и законтрить;

самопроизвольно отвернувшиеся болты, винты и гайки довернуть и надежно законтрить.

Уход за закрылками и рулевыми поверхностями

Уход за каретками и монорельсами закрылков. В процессе эксплуатации самолета нужно следить за состоянием закрылков, их обшивки и силовых элементов. При выпуске и уборке закрылков не должно быть никаких посторонних шумов, которые являются признаками загрязнения подвижных частей, недостатка смазки и значительных деформаций и перекосов. Для предупреждения заедания роликов при их перекатывании по монорельсам подшипники кареток необходимо смазывать смазкой ЦИАТИМ-201 в сроки, указанные в регламенте.

Замена закрылков и кареток. Значительные деформации закрылков и их приводов могут происходить вследствие технически неграмотного выполнения работ при замене закрылков или их кареток.

Закрылок снимается в выпущенном на 38° положении. Перед выпуском закрылка снимают коробочку на хвостовой части нервюры 1 закрылка, а на выпущенном закрылке — лючки в местах крепления подъемников и перемычки металлизации. Затем, вынув болты из вилок, отсоединяют подъемники. После отсоединения подъемников необходимо зафиксировать положение их вилок.

При снятии (установке) закрылков необходимо следить за тем, чтобы не возникало перекосов закрылка относительно монорельсов, особенно осторожно нужно перемещать закрылок, когда задние ролики кареток сошли с рельсов, а передние еще находятся на рельсах. В этом случае перекосы могут привести к разрушению подшипников и деформации болтов в каретках закрылка. Для замены кареток необходимо снять дефлектор, отвернуть гайки и вынуть болты крепления кареток с носками закрылка.

Перед установкой на закрылки в отверстия кареток устанавливают переходные втулки с внутренним диаметром 8 мм, затем каретки закрепляют на закрылке болтами диаметром 6 мм, не затягивая гаек. После этого закрылок устанавливают на монорельсы и проверяют, вписывается ли он в свое место. Если нужно, закрылок подгоняют, используя разность диаметров отверстий и болтов. Подогнанный таким образом по месту закрылок снимается, а отверстия под технологические болты выводятся на соосность скобой и кондуктором, рассверливаются и окончательно доводятся до диаметра 12,5 мм.

Поочередно после разделки каждого отверстия в них устанавливаются обезжиренные, смазанные грунтом АЛГ-14 болты диаметром 12,5 мм. К установленному на монорельсы закрылку подсоединяют вилки подъемников и устанавливают лючки в местах крепления подъемников.

Перекос закрылка устраняется регулировкой соответствующего подъемника карданом.

Проверка отклоненного закрылка производится угломером при углах отклонения на 15 и 38°. При проверке правильности установки закрылка между зализом крыла и закрылком центроплана и между закрылком и элероном допускаются «ножницы» до 2 мм. Зазоры между закрылками и остальными агрегатами самолета должны соответствовать указанным (см. рис. 2.27).

При навеске закрылков перекос кареток относительно монорельса и свисание роликов с монорельса не допускаются. Схема зазоров и допустимых перекосов роликов относительно полоза монорельса показана на рис. 2.28.

Обеспечение одинаковых зазоров слева и справа между роликами тележек производится поворотом эксцентрика с последующей его фиксацией шайбой-звездочкой.

Замена элеронов. Для снятия элеронов необходимо вскрыть лючки элеронов по узлам навески, снять отъемную часть обтекателя крыла, открыть откидные панели отъемной части крыла самолета.

Затем на левом корневом элероне отсоединить электроргут от мотора механизма управления триммером. Снимаются элероны после отворачивания гаек и извлечения болтов крепления вилок с кронштейнами навески элерона.

После снятия элеронов с кронштейнов снимаются вилки, установленные на отъемной части крыла.

Перед установкой отверстия в кронштейнах навески элерона и в вилках просверливаются до диаметра 5,6 мм, а затем разворачиваются в три перехода до диаметра 6 мм. Новые элероны устанавливаются на новых болтах, предварительно смазанных смазкой ЦИАНИМ-201.

При установке нового элерона проверяются зазоры (см. рис. 2.27) между хвостовой частью крыла и элеронами, между концевым элероном и закрылковой обтекателя крыла, между корневым элероном и закрылком, а также вписываемость элеронов и синхронность их отклонения, после чего размечается и удаляются припуски по торцам.

При проверке навески производится регулировка отклонения триммера и сервоомоментатора.

После установки лючков на панелях крыла и на элеронах проверяется отклонение элеронов: вверх $24 \pm 1^\circ$, вниз $16 \pm 1^\circ$.

Зазоры между агрегатами крыла должны быть следующими (см. рис. 2.27) между: корневым и концевым элеронами — 10 ± 2 мм; корневым элероном и закрылком — 20 ± 3 мм; концевым элероном и обтекателем крыла — 10 ± 2 мм. В плане между отсеками элеронов и закрылком допускается ступенька до 3 мм.

Замена стабилизатора и руля высоты. Для снятия стабилизатора необходимо снять зализы, отсоединить трубу обогрева, тягу управления триммером и вилку кардана, а также фидеры от приемной и передающей антенны, затем расстыковать передние и задние лонжероны. После установки нового стабилизатора затяжку гаек по стыковым узлам необходимо выполнять с крутящим моментом для гаек с резьбой: $16 \times 1,5$ — 1430 ± 143 кгс·см; $20 \times 1,5$ — 2850 ± 285 кгс·см.

Для замены руля высоты необходимо отсоединить болты на карданах управления руля, тяги управления триммерами и отвернуть болты крепления узлов руля высоты.

После установки руля высоты зазоры должны соответствовать указанным (см. рис. 2.28). Руль направления и киль заменяются так же, как руль высоты и стабилизатор. После замены рулевых поверхностей и триммеров, а также звеньев, обеспечивающих их отклонение, производится проверка углов отклонения при их управлении.

Глава III. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Общие сведения

В систему управления самолетом входят: управление рулями высоты и направления, элеронами, закрылками, триммерами рулей и элерона, и стопорение рулей, управление поворотом колес переднего шасси. Управление рулями и элеронами двойное, т. е. может осуществляться с мест обоих пилотов. Для обеспечения синхронности управления штурвал и педали левого пилота кинематически связа-

ны со штурвалом и педалями правого пилота. Штурвалы и педали смонтированы на общем пульте управления, установленном на полу кабины пилотов под приборной доской. На этом же пульте расположены редукционные тормозные клапаны и смонтированы механизмы их привода от педалей и механизм стояночного тормоза.

Штурвалы управления триммерами руля высоты, переключатели управления закрылками, триммерами руля направления и элерона, а также ручка стопорения рулей и элеронов размещены на центральном пульте пилотов. Ручка управления поворотом колес передней ноги расположена на левом пульте. Педали кинематически связаны с системой управления поворотом переднего шасси на взлете и посадке и системой торможения колес основного шасси. В систему управления рулями, элеронами и триммером руля высоты включены рулевые машины автопилота.

Управление рулями и элеронами — жесткое, управление триммером руля высоты и механизмами стопорения — тросовое, триммерами руля направления и элерона — электрическое; управление закрылками, тормозами и поворотом переднего шасси — гидравлическое.

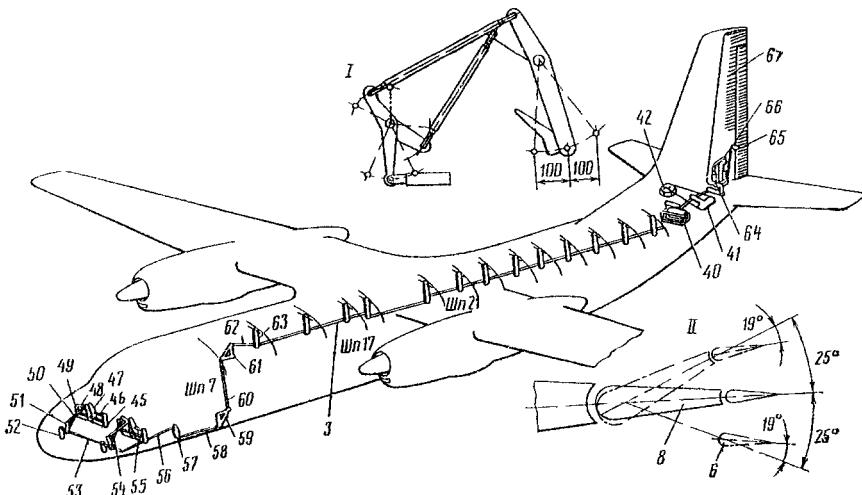
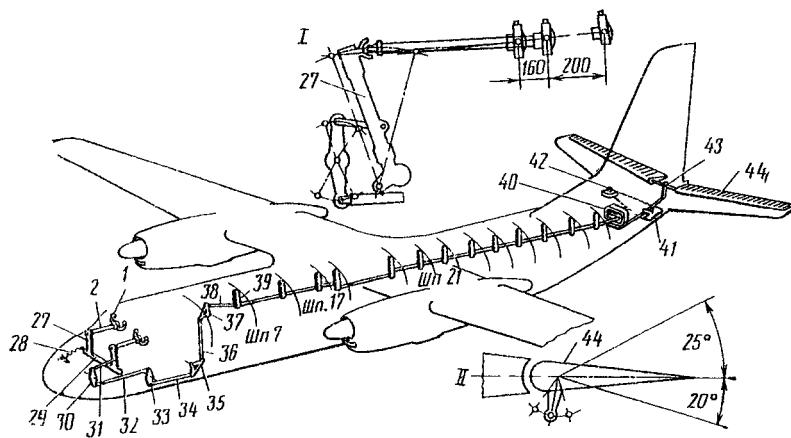
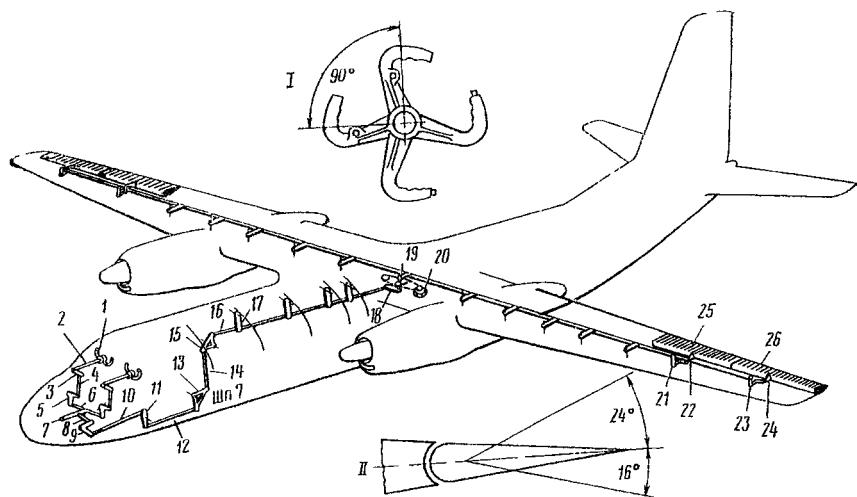
Проводка управления рулями и элеронами представляет собой систему тяг и качалок. Тяги от пульта управления до шпангоута 4 проложены выше уровня пола кабины пилотов, а между шпангоутами 4—7 — ниже уровня пола. По стенке шпангоута 7 тяги поднимаются вверх и далее идут под потолком фюзеляжа до заднего лонжерона крыла. Отсюда тяги управления рулями идут в хвостовую часть фюзеляжа, а тяги управления элеронами через вал гермоузла соединяются с тягами, идущими вдоль заднего лонжерона крыла к левому и правому элеронам. Тяги управления рулями на шпангоуте 40 проходят через общий гермоузел. На шпангоуте 43 тяги соединены с рулевыми машинами автопилота. Рулевая машина системы управления элеронами установлена на заднем лонжероне центроплана.

В фюзеляже все три проводки расположены рядом: слева — тяги управления рулем направления, посередине — тяги управления рулем высоты, справа — тяги управления элеронами.

Управление рулями и элеронами

Управление элеронами (рис. 3.1, а) предназначено для преобразования вращательного движения штурвала I в угловое отклонение элеронов II . При вращении штурвала на 90° один элерон отклоняется вверх на 24° , а второй — на 16° II . Передаточное число управления $\frac{\alpha_{шт}}{\alpha_{эл,л}} = 3,75$, а степень редукции $\frac{\alpha_{эл}}{\alpha_{эл,н}} = 1,5$, где $\alpha_{шт}$ — угловое отклонение штурвала, град; $\alpha_{эл}$ — угловое отклонение элерона вверх, град; $\alpha_{эл,н}$ — угловое отклонение элерона вниз, град.

Передаточное число используется для загрубления (уменьшения чувствительности) системы управления, а степень редукции —



для уравновешивания моментов, возникающих при отклонении элеронов вверх и вниз. Как известно из аэромеханики, градиент C_y при отклонении профиля не одинаков. Он больше при отклонении его вниз, чем при отклонении вверх. Вследствие этого, момент при отклонении элеронов вниз на 16° практически равен моменту при отклонении элерона вверх на 24° (по абсолютной величине).

Вращательное движение от штурвала 1 через трубу 2, передаточный механизм и качалку 3 преобразуется в поступательное движение тяги 4. Поскольку плечи качалок 3 и 5 не равны, то при поступательном движении тяги 4, поворачивается на некоторый угол. От качалки 5, совершающей вращательное движение, поступательно перемещаются тяги 6 от правой и левой половины пульта. Этими тягами создается жесткая связь между штурвалами правого и левого пилотов. Далее от тяги 6 угловое перемещение передается на качалку 7, к которой крепится тяга 8. От расположения точки крепления тяги 8 к качалке 7 и от степени редукции передаточного механизма зависит передаточное число системы управления элеронами.

Тягами 10, 12, 14, 16 и т. д. движение от штурвала 1 передается рычагу 18 гермоузла и через него тягами, расположенными вдоль заднего лонжерона на заднем лонжероне крыла, к механизмам управления элеронами 21 и 23. В механизмах установлены дифференциалы, которые при одинаковом перемещении тяг в обе стороны от нейтрального положения (по абсолютной величине) позволяют отклонять элероны вверх и вниз на различные углы. Элероны разбиты конструктивно на две секции — корневую и концевую. Механизмы управления секциями элеронов конструктивно одинаковы. Предельные отклонения элеронов ограничены регулируемыми упорами, установленными на кронштейнах концевых секций элеронов.

Управление рулем высоты. При управлении рулем высоты (рис. 3.1, б) поступательное перемещение 1 штурвала приводит к угловому отклонению руля высоты II. Крайние положения штурвала при его перемещении ограничиваются регулируемыми упорами. Отклонение руля высоты вверх и вниз ограничивается перемещением штурвала от себя на 160 мм (при этом руль высоты отклоняется вниз на 20°) и на себя на 200 мм, что соответствует отклонению руля высоты вверх на 25° .

Рис. 3.1. Схемы управления элеронами и рулем высоты:

элеронами (верхняя); рулем высоты (средняя); рулем направления (верхняя);
 1 — штурвал; 2 — труба штурвала; 3, 5, 7, 9, 11, 12, 13, 15, 30, 33, 35, 37, 47, 51, 52, 55, 59,
 61 — качалки; 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16, 31, 32, 34, 36, 38, 50, 54, 56, 58, 60, 62 — тяги; 17, 39 —
 качалки подвески тяг управления в фюзеляже; 18 — рычаг; 19 — гермоузел; 20 — машина
 рулевая автопилота; 21 — механизм управления внутренней секцией элерона; 22, 24 — узлы
 управления элеронами; 23 — механизм управления внешней секцией элерона; 25 — элерон
 внутренний; 26 — элерон внешний; 27 — колонка штурвальная; 28 — пружина загрузочная;
 29 — вал синхронизации управления рулем высоты; 40 — гермоузел на штангоуте 40, 41 —
 сектор узла управления рулем высоты от автопилота; 42 — машина рулевая автопилота на
 штангоуте 43; 43 — механизм управления рулем высоты; 44 — руль высоты; 45 — поводок
 педали; 46 — ось вращения педалей; 47 — качалка педали секторная; 48 — тяга тормозная;
 49 — узел крепления оси вращения педалей в трубе пульта опорной; 53 — вал синхронизации
 педалей; 55 — педаль; 64 — механизм управления рулем высоты; 65 — триммер сервоком-
 пессатор; 66 — тяга пружинная; 67 — руль направления

Поступательное движение штурвала 1, установленного на трубе 2, приводит к угловому перемещению штурвальной колонки 27 и вала синхронизации 29, который обеспечивает жесткую связь между штурвальными колонками правого и левого пилотов. К штурвальной колонке 27 левого пилота крепится тяга 31, которая при отклонении колонки 27 совершает поступательное движение и отклоняет двухлечую качалку 30. От нее движение через тяги 32, 34, 36, 38 и т. д., и через качалки 33, 35, 37 и т. д. передается к механизму управления рулем высоты 43, а от него — на отклонение руля высоты. При выходе из гермокабины проводка системы управления проходит через гермоузел 40 общий для управления рулем высоты и рулем направления. В проводку включена рулевая машина автопилота 42.

Передаточное число $\frac{P_{\text{шт}}}{P_p}$ зависит от точки крепления тяги 31 на штурвальной колонке 27 и от соотношения плечей двухлечих качалок, где $P_{\text{шт}}$ — нагрузка на штурвале; P_p — нагрузка на руле.

Тяги в фюзеляже подвешены на качалках 17, 39, 63. Управление рулем высоты в районе штурвальной колонки 27 загружено загрузочными пружинами 28.

Управление рулем направления. Схема управления рулем направления изображена на рис. 3.1, в. Руль управляет педалями. Прямолинейное перемещение педалей приводит к угловому отклонению руля направления. Педали тягами 50 и 54 шарнирно связаны с валом синхронизации педалей 53, который обеспечивает жесткую связь между педалями обоих пилотов. Рычаги 51 и 52 на валу синхронизации закреплены жестко в диаметрально противоположном направлении. Такое же размещение обеспечивает при отклонении одной из педалей вперед отклонение другой назад. Благодаря валу синхронизации 53 отклонение одной из педалей вызывает сразу же отклонение остальных трех педалей.

Вращение вала 53 приводит к поступательному перемещению тяги 56, которая, в свою очередь, через качалки 57, 59 и т. д. и тяги 58, 60, 62 и т. д. передает движение механизму управления рулем поворота 67, в котором поступательное перемещение тяг преобразуется в угловое отклонение руля направления. Ход педалей I и отклонения руля направления II в обе стороны от нейтрального положения одинаковы. В систему управления рулем направления включена рулевая машина автопилота 42. При достижении на педалях нагрузки, прерывающей заданную, начинает отклоняться триммер-сервокомпенсатор и рост нагрузки на педали будет уменьшаться.

Педали при управлении рулем поворота перемещаются благодаря усилию ног. Каждая педаль 55 закреплена шарнирно на двух поводках. При нажатии на верхнюю часть педали 55 она поворачивается на шарнирах поводков 45. При этом движение передается на головку тормозного клапана. Степень редуцирования давления в тормозном клапане пропорциональна величине перемещения его головки. Полный ход головки клапана равен 20 мм, что соответствует повороту педали на 15°.

Пульт управления

Пульт управления (рис. 3.2) представляет собой сложную пространственную ферму, жестко закрепленную в кабине пилотов. Основанием пульта управления служат опорная труба 23, закрепленная жестко на двух кронштейнах в пилотской кабине, а также кронштейны 1 и 55, на которых шарнирно закреплены валы 62 и 63. На трубе 23 жестко закреплены два двуплечих кронштейна с направляющими 13 и четыре кронштейна 7 навески педалей. Педали 61 попарно шарнирно закреплены на поводках 22 на двух осях 25, каждая из которых проходит через один в центре кронштейн и два кронштейна 7.

Педали 61, закрепленные на осях поводков 22, и секторные качалки 20 на подшипниках устанавливаются на ось навески педалей 25, которая неподвижно закреплена в кронштейнах, они на трубе 23 крепятся двумя болтами каждый.

Качалки 2 жестко закреплены на валу синхронизации конусными болтами. Вал 57 вращается в шариковых подшипниках, запрессованных в узлы 1 и 55. На валу 57 на подшипнике установленна двуплечая качалка руля высоты. В нижней части кронштейнов 1 на двух рычагах болтами шарнирно крепится вал 56 синхронизации штурвальных колонок.

Усилия от штурвалов 16 и штурвальных колонок 5 передаются через валы синхронизации 56 и 57 на узлы 1 и 55, а усилия от педалей на кронштейны 9 через опорную трубу 23.

В системе управления элеронами ось тяги совпадает с осью вращения вала синхронизации 56. Таким образом, при отклонении штурвальных колонок 5 тяги 55 перемещаться не будут. Они будут только вращаться вокруг своей оси.

Чтобы при этом не происходило скручивания тяг 55, одна из вилок, расположенная ближе к качалке 54, посажена на тягу на шариковом подшипнике.

Труба штурвала 6 (рис. 3.3) опирается на специальный подшипниковый узел, в направляющей 1, зажатой между шайбами 2 с выступами 4. Он состоит из сферического подшипника 3 и направляющих роликов, расположенных в двух сечениях под углом 120°. Ролики 5 являются направляющими при возвратно-поступательном движении трубы. Сферический подшипник 3 обеспечивает плавное вращение трубы 6 при управлении элеронами, а также небольшое покачивание ее в вертикальной плоскости при управлении рулем высоты.

Штурвал 16 (см. рис. 3.2) изготовлен из магниевого сплава и облицован поликрепом черного цвета; поверхность облицовки со стороны пилотов сделана ребристой. На штурвалах установлены кнопки «Радио» 15, «СПУ» 18, включение автопилота 17 и гашетка экстренного отключения автопилота. Подшипник 3 затягивается крышкой 4.

Механизм управления тормозными клапанами и стояночным торможением (рис. 3.4) состоит из трехплечей качалки 3, одно из

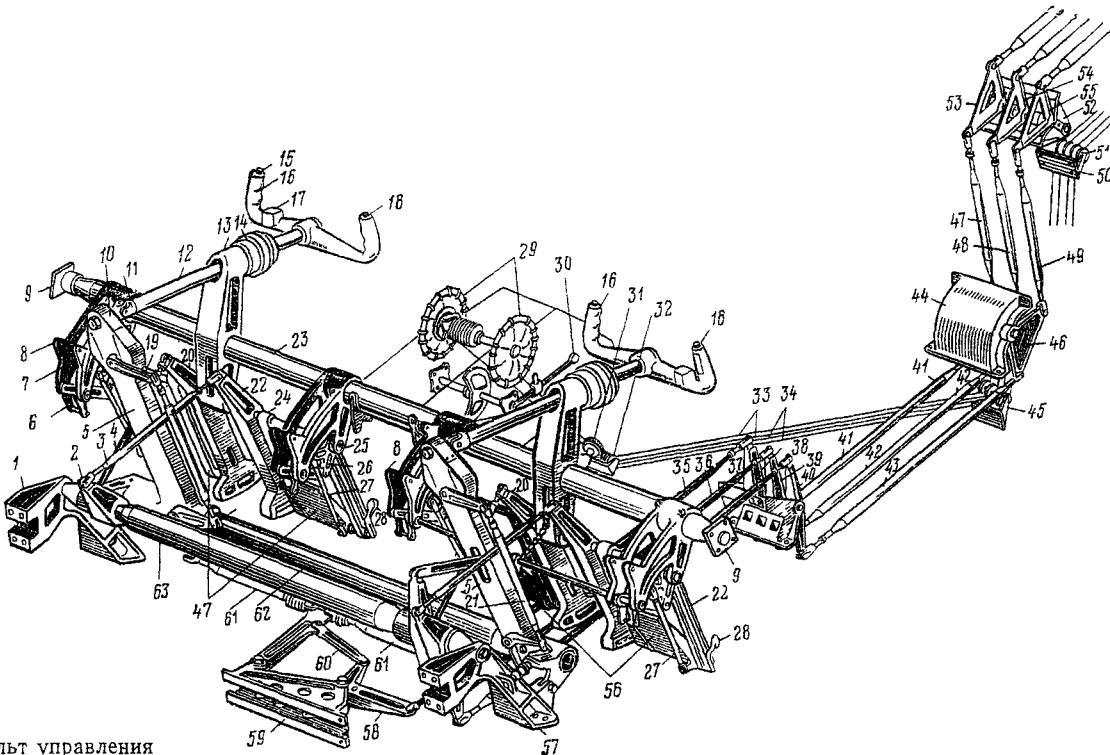


Рис 3.2 Пульт управления

1, 50 — кронштейны крепления пульта к шпангоуту 1, 2 — качалка левой педали на валу синхронизации 3 — тяга левой педали 4 — тяга правой педали, 5 — колонка штурвальная, 6 — упор планки трехплечей качалки тормозного клапана, 7 — кронштейн установки тормозного клапана, 8 — ушки крепления тормозного клапана, 9 — фланец крепления опорной трубы пульта, 10 — механизм управления элеронами на штурвальной колонке, 11 — кардан, 12 — труба штурвала, 13 — направляющая 14 — узел опорной трубы штурвала 15, 17, 18 — кнопки, 16 — штурвал, 19 — качалка системы управления элеронами 20 — качалка правой педали, 21, 35 47 — тяги управления рулем направления, 22 — качалка левой педали, 23 — труба пульта опорная, 24 — поводок педали, 25 — ось вращения педалей, 26 — качалка трехплечая управления тормозами, 27 — тяга тормозная, 28 — рычаг регулировки педали по росту летчика 29 — штурвалы управления триммерами руля высоты 30 — ручка стопорения рулей, 31 — кнопка стояночного торможения 32 — узел тросового управления на шпангоуте 4, 33 — тросы триммера руля высоты, 34 — тросы стопорения рулей 36 42 48, 60 61 — тяги управления элеронами 37 43 49 — тяги управления рулем высоты 38 53 — рычаги управления рулем поворота, 39 54 58 — качалки управления элеронами 40 46, 55 — качалки управления рулем высоты 44, 52 — узел крепления качалок, 45 — узел крепления тросовых проводок 56 — педали 57 — узел крепления пульта к каркасу пола, 59 — узел крепления к шпангоуту качалок управления элеронами, 62 — вал синхронизации штурвальных колонок, 63 — вал синхронизации педалей

плеч которой упирается в головку тормозного клапана 4, второе связано с педалью 8 и третье с планкой 12, соединенной с валиком 15 стояночного торможения. На пульте управления установлены четыре тормозных редукционных клапана 13 по одному над каждой педалью. Давление в тормозах колес пропорционально усилию нажатия на верхнюю часть педали 8 и зависящему от него ходу тормозного клапана 13. При нажатии на верхнюю часть педали 8 поворачивается связанная с ней трехплечая качалка 3, ролик верхнего плеча качалки 3 нажимает на гильзу тормозного клапана 13, преодолевая сопротивление пружины клапана, жидкость под давлением из гидросистемы поступает в тормоза, колеса затормаживаются. Ход гильзы клапана для полного торможения равен 20 мм, ему соответствует поворот педали на 15°.

Если снять усилие с педали 8, она под действием пружины клапана 13 вернется в исходное положение и колеса разстормозятся. Механизм стояночного торможения колес состоит из планок, перемещаемых нижними плечами качалок 3, и валика 15 с упорами 10, связанного рычагом 14 и тягой с кнопкой 1 стояночного тормоза. Чтобы колеса главных ног были заторможены длительное время на стоянке, необходимо одновременно нажать на носки педалей левого пилота.

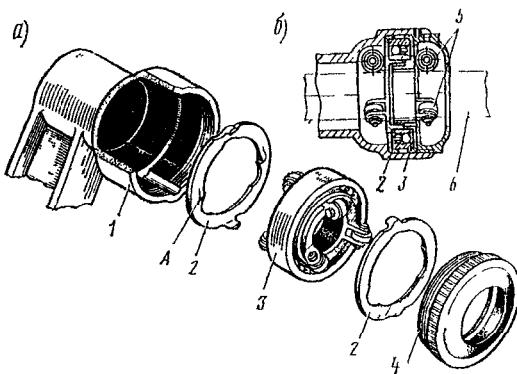


Рис. 33 Опорный узел трубы штурвала

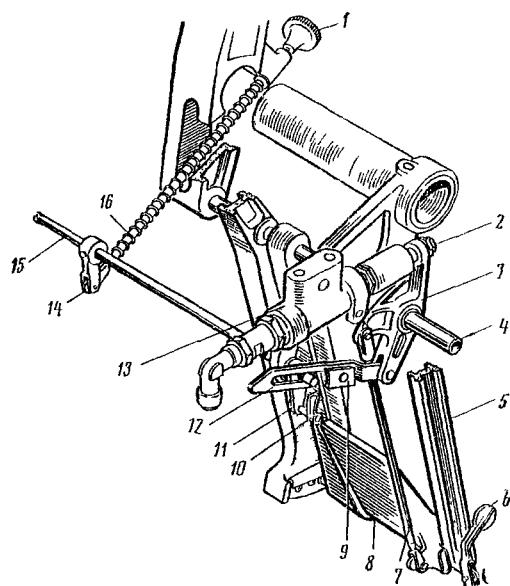


Рис. 34 Механизм управления тормозным клапаном и стояночным торможением

1 — кнопка стояночного торможения, 2 — болт регулировочный с на jakiным валиком, 3 — качалка трех плечая, 4 — ось вращения педалей, 5 — поводок педали, 6 — рычай регулировки педали, 7 — тяги 8 — педаль, 9 — накладка регулировочная, 10 — упор, 11, 14 — рычаги 12 — планка, 13 — клапан тормозной, 15 — валик 16 — пружина

При нажатии на педаль 8 тяга 7 повернет трехплечую качалку 3 по часовой стрелке. При этом обожмется головка тормозного клапана 13, а планка 12 переместится вправо. Если в это время вытянуть кнопку 1, то при повороте рычага, укрепленного на валике 15, по часовой стрелке упор 10 войдет в прорезь планки 12. Если после вытягивания кнопки отпустить педаль 8, то в упор 10 упрется регулировочная накладка 9.

Планка 12, стремясь возвратиться в исходное положение, застопорит упор 10, а упор будет удерживать планку. Тормозные клапаны останутся в нажатом состоянии, и колеса будут заторможены. Для растормаживания колес надо одновременно нажать на носки обеих педалей. Планки 12 освободят упоры 10, сжатая пружина 16 возвратит в исходное положение кнопку 1 и валик 15 с упорами.

Проводка управления

Штурвалы и педали соединены с рулями и элеронами системой тяг и качалок. Тяги 35, 36, 37 (см. рис. 3.2), соединяющие пульты управления, и качалки 38, 39, 40 узла на шлангоуте 4, расположены под съемным кожухом, прикрепленным к полу кабины пилотов. Узел крепится болтами, которые проходят через герметичную часть шлангоута 4, поэтому под гайки подкладываются специальные герметические шайбы. С качалкой 40 системы управления рулем направления через пружинную тягу соединен рычаг золотникового распределительного крана взлетно-посадочного управления поворотом колес передней ноги шасси. Между шлангоутами 4—7 проходят тяги управления под полом кабины. Для доступа к ним преду-

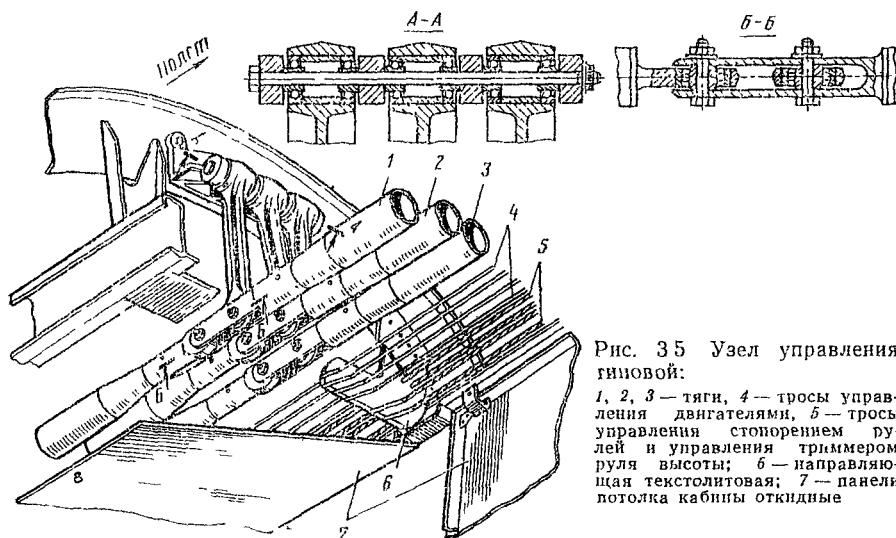


Рис. 3.5 Узел управления гидравликой:

1, 2, 3 — тяги, 4 — тросы управления двигателями, 5 — тросы управления стопорением рулей и управления триммером руля высоты; 6 — направляющая текстолитовая; 7 — панели потолка кабины откидные

смотрены боковые съемные панели пола. Тяги 47, 48, 49, соединяющие нижний и верхний узлы управления на шпангоуте 7, со стороны грузового помещения защищены откидным кожухом.

Нижний узел 44 на шпангоуте 7 крепится болтами к полу кабины и к стенке шпангоута. Кронштейн верхнего узла 15 на шпангоуте 7 крепится к двум балкам, приклепанным к обшивке фюзеляжа и к шпангоутам 7 и 8. Между шпангоутами 7—36 проводка управления проложена над потоком фюзеляжа, слева от плоскости симметрии самолета, в коробах с откидными панелями. На рис. 3.5 показан типовой узел управления, устанавливаемый на шпангоутах. На шпангоутах 17 и 21 они отличаются от типовых большей длиной качалок управления. В узлах управления на шпангоутах 21, 23, 25, 27, 29, 31, 33, 35, 38 установлено по две качалки проводки управления рулем высоты и рулем направления.

Гермовывод управления рулями установлен слева на шпангоуте 40. Он состоит из корпуса 3 (рис. 3.6), верхней и нижней крышек 4, валов 5, рычагов 2 и 6, которые крепятся к валам 5 конусными болтами 14. Верхний вал 5 — вал системы управления рулем направления, нижний — рулем высоты. Валы на подшипниках 17 уплотнены резиновыми кольцами 16 и защищены от пыли фетровыми кольцами 15.

Через гермовывод управления рулями проходят тросы 8 управления триммерами руля высоты и тросы 10 стопорения рулей. Герметизация выводов тросов осуществляется резиновыми сердечниками 9, установленными во фланце корпуса гермовывода. К кор-

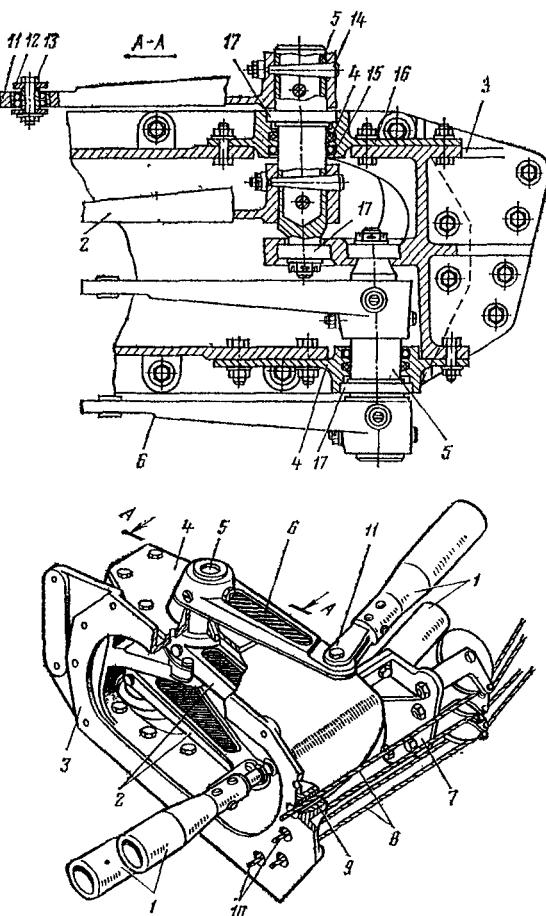


Рис. 3.6 Гермовывод тяг и тросов управления рулями на шпангоуте 40

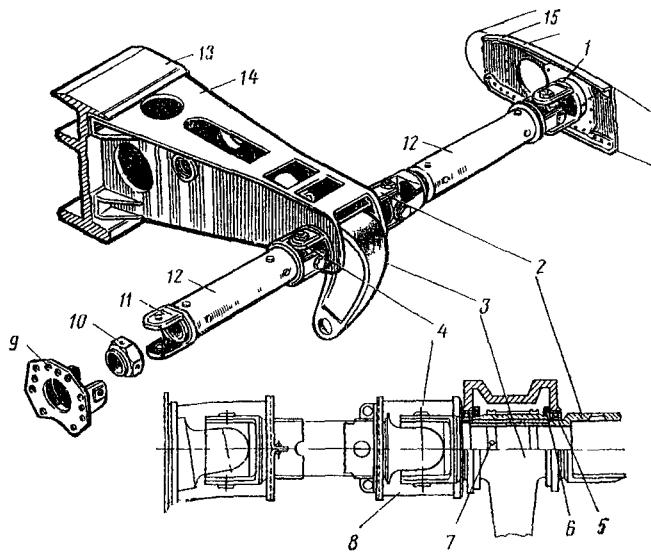


Рис 3.7. Установка вала руля высоты

пусу 3 гермовывода закреплен кронштейн 7 с роликами тросового управления. К гермовыводу подведены тяги управления 1 с вилками 11, которые закрепляются на рычагах 6 болтами 13 с втулками 12.

Вал руля высоты (рис. 3.7) состоит из стальных труб 12 и вилок 2 и 4, на которые наложен рычаг 3. Карданные вилки 1 и 9 прикреплены к корневым нервюрам 15 руля высоты и соединены с валом через кольца 10 и вилки 11. Вместе с этим вал закреплен в кронштейне 14, который крепится к шпангоуту 45 (13) фюзеляжа. Рычаг 3 установлен на шарикоподшипниках 5 с сальниками 6 и контрится от проворота винтом 7. Карданы закрыты резиновыми чехлами 8, армированными стальной проволокой.

При крайних положениях руля высоты рычаг 22 упирается в выступами в упор 19 (рис. 3.8), на котором наклеен резиновый буфер. Упор 19 является приливом кронштейна 15. Рычаг 22 имеет стальное гнездо. Руль высоты стопорится штырем стопора 17.

Стопорение рулей и элеронов на земле осуществляется для исключения их колебаний при порывах ветра. Стопорение рулей и элеронов происходит при поднятии ручки 30 вверх (см. рис. 3.2), и установке органов управления рулевыми поверхностями в нейтральное положение. При этом под действием усилий в тросовой проводке повернутся сектора-качалка 27 (см. рис. 3.8) и серьга 25. Поворот сектора 27 приведет к перемещению стопоров 1 и 17 и стопорению руля направления и руля высоты. При стопорении руля направления стопор 1 входит в гнездо корневой нервюры 3, при стопорении руля высоты стопор 17 входит в гнездо на рычаге 22 вала руля высоты. Стопорение элеронов происходит аналогично.

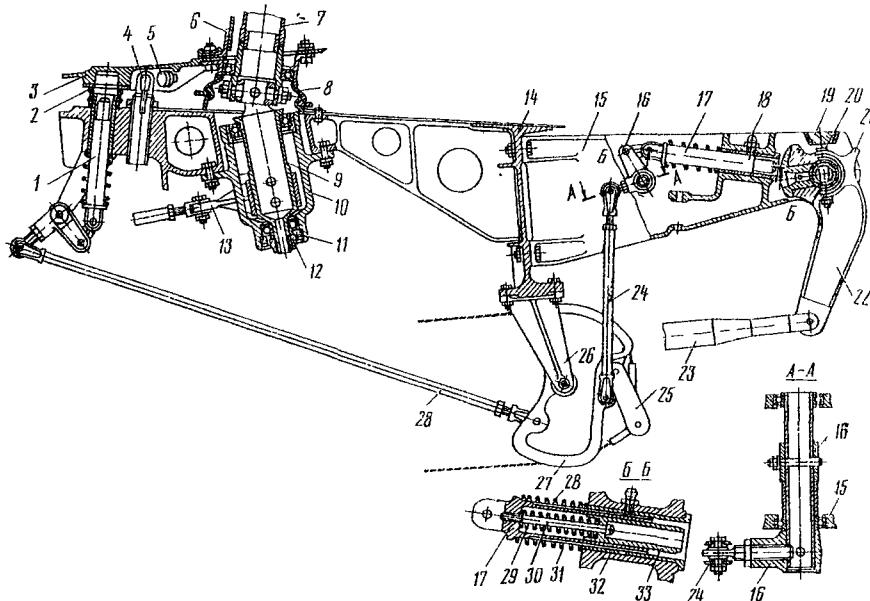


Рис. 3.8. Стопорение рулей и элеронов:

1 — механизм стопорный руля направления; 2 — чехол защищенный, 3 — первюра корневая руля направления, 4 — ограничитель отклонений руля, 5 — упор регулируемый; 6 — лонжерон руля, 7 — трубы вала руля направления; 8 — чехол защитный; 9 — цапфа вала руля направления; 10 — стакан; 11, 12 — гайки опорные, 13 — качалка, вала руля направления, 14 — шлангоут 45, 15 — кронштейн, 16 — качалка двуплечая, 17 — штырь стопора, 18 — масленка; 19 — упор, ограничивающий отклонение руля высоты, 20 — болг конусный; 21 — упор; 22 — рычаг вала руля высоты, 23 — тяга руля высоты, 24, 28 — тяга; 25 — серьга, 26 — кронштейн, 27 — сектор-качалка, 28, 29 — пружина стопора, 30 — болт, 31 — пружина возвратная; 32 — втулка бронзовая; 33 — стопор

Конструкция стопорного механизма всех трех стопоров одинакова (см. рис. 3.8). Он состоит из стопора 33, гильзы 17 с ушком, болта 30 и пружин 29 и 31. Стопорный механизм перемещается в бронзовой втулке 32, в которую набивается смазка через масленку 18. При стопорении рулей стопорный механизм, сжимая пружину 31, перемещается вправо и попадает в стопорное гнездо. При расстопоривании стопорный механизм под действием пружины 31 выходит из гнезда и расстопоривает рулевую поверхность. В случае обрыва троса стопорение не осуществляется, так как силовая связь между рукояткой стопорения и стопорными механизмами нарушится.

Установка стопора 33 в гильзе 17 вызвана желанием уменьшить нагрузки в троцовой проводке стопорения, когда стопорные гнезда не находятся против стопоров. Стопор 33 упирается в поверхность детали, в которой находится стопорное гнездо, гильза переместится вправо, пружина 29 сожмется. При осевом совпадении гнезда со стопором под действием пружины 29 стопор 33 входит в гнездо.

Управление триммером-сервокомпенсатором руля направления осуществляется либо электромеханизмом 7 (рис. 3.9), либо от пе-

далей. При управлении педалями движение на триммер-сервокомпенсатор передается через вал руля направления, который состоит из стальной щапфы 9 (см. рис. 3.8) и стальной трубы 7, соединенных карданом. Ось трубы 7 совпадает с осью вращения руля направления. Щапфа 9 вращается в шарикоподшипниках, запрессованных в литой стакан 10. Обоймы подшипников зажаты гайками 11 и 12, одна из которых 11 ввернута в стакан 10, а вторая 12 навернута на торец щапфы 9. Фланец стакана 10 четырьмя болтами крепится к кронштейну, установленному между 44 и 45 шпангоутами. Качалка 13 вала руля направления крепится к щапфе 9 двумя конусными болтами. Труба 7 установлена в руле на подшипниках и может проворачиваться относительно руля. Подшипники запрессованы в кронштейны корневой 3 и первой нервюры руля направления.

Поворог руля (см. рис. 3.9) передается через качалку 2, жестко связанную с валом, качалку 3, серьгу 12 и кронштейн 1, установленный на лонжероне руля. Если пружинная тяга 5 под действием усилий в проводке управления не меняет своей длины, то вся система (корпус 2, качалки 1, 3, 6, тяга 5, электромеханизм 7 и кронштейн 4) вместе с рулем отклоняется как единое целое. Триммер-сервокомпенсатор 9 относительно руля остается неподвижным. При включении электромеханизма 7 триммер-сервокомпенсатор 9 отклоняется как обычный триммер. Движение штока электромеханизма 7 через рычаг 6 и пружинную тягу 5 передается качалке 3. Поворот качалки 3 вокруг оси качалки приводит к повороту вала

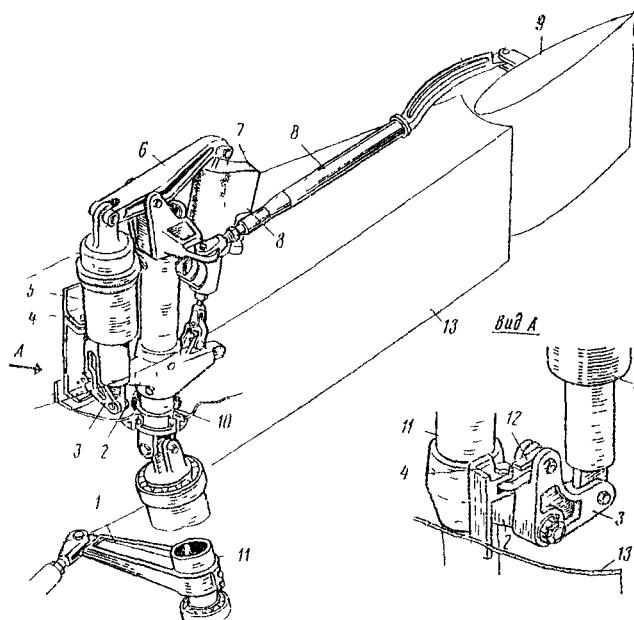


Рис. 3.9 Управление рулем направления с совмещенным триммером сервокомпенсатором:

1 — рычаг вала руля; 2 — корпус; 3, 6 — качалка; 4 — кронштейн на лонжероне руля; 5, 8 — тяга пружинная; 7 — электромеханизм МП-100М; 9 — триммер-сервокомпенсатор; 10 — вал руля; 11 — щапфа вала руля; 12 — серьга; 13 — обшивка руля

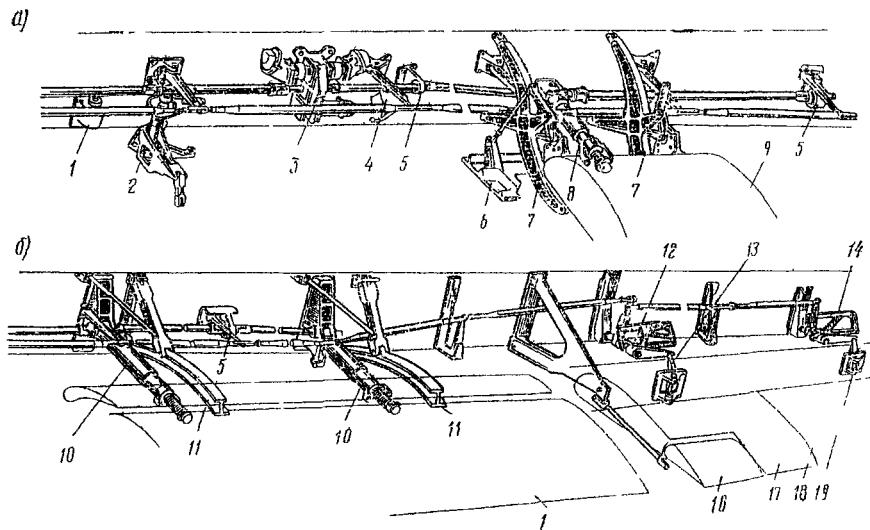


Рис. 3.10. Монтаж управления элеронами и закрылками на заднем лонжероне крыла:

а — монтаж в центроплане, б — монтаж в консольной части крыла;
 1 — машина рулевая автопилота, 2 — гермоузел и механизм стопорения элеронов; 3 — гидропривод закрылков, 4 — механизм концевых выключателей закрылков; 5 — опора трансмиссии закрылков; 6 — щиток однощелевого закрылка; 7 — кронштейны подвески закрылка; 8 — подъемник винтовой однощелевого закрылка; 9 — закрылок однощелевого, 10 — подъемники винтовые двухщелевого закрылка; 11 — монорельсы навески закрылков; 12, 14 — механизмы отклонения секций элеронов; 13, 19 — узлы на лонжеронах секций элеронов; 14 — сектор; 16 — сервокомпенсатор, 17 — секция элерона внутренняя; 18 — секция элерона внешняя

руля 10 относительно руля поворота 13. Поворот вала 10 через тягу 8 приводит к отклонению триммера.

Отклонение триммера-сервокомпенсатора 9 осуществляется за счет изменения длины пружинной тяги 5. При усилии на педалях, превышающих $15 \pm 2,3$ кгс, пружина в тяге начнет сжиматься или растягиваться (в зависимости от направления приложения нагрузки) и длина тяги изменится. Это приведет к повороту качалки 8 и отклонению триммера-сервокомпенсатора. При полном эксплуатационном обжатии пружины (ход тяги $\pm 24, 75, \pm 0,4$ мм) усилие на педалях должно быть равным $50 \pm 1,6$ кгс.

Управление закрылками. Выпуск и уборка закрылков (рис. 3.10, а) осуществляются гидроприводом 3 при помощи трансмиссионного вала и шести винтовых подъемников 8 и 10. Гидромоторы гидропривода приводят во вращение шлицевой вал редуктора и соединенный с ним трансмиссионный вал. С валом соединены оси ведущих шестерен винтовых подъемников. Управление системой осуществляется нажимным переключателем «Закрылки», установленным на центральном пульте пилотов; аварийный выпуск закрылков — перекидным переключателем «Аварийный выпуск закрылков», установленным там же. Рычаг переключателя

«Закрылки» блокируется поворотной шайбой с прорезью для предупреждения случайного непроизвольного нажатия. Шайба может быть повернута в одно из трех положений: в первом — шайба контира рычаг в нейтральном положении, во втором — допускает движение рычага в положение «Выпущены», в третьем — в положение «Убраны». Переключатель «Аварийный выпуск закрылков» защищен откидным колпачком.

Угол отклонения закрылков контролируется по указателю положения закрылков, установленному на центральном пульте. Датчик указателя находится в механизме концевых выключателей 4, который установлен на валу трансмиссии правее гидропривода.

Время выпуска закрылков на угол 38° от основной гидросистемы составляет 12,5—17 с, время уборки 7—11 с. Время выпуска от аварийной гидросистемы составляет 20—30 с. Вал трансмиссии привода закрылков вращается в подшипниках, запрещ-

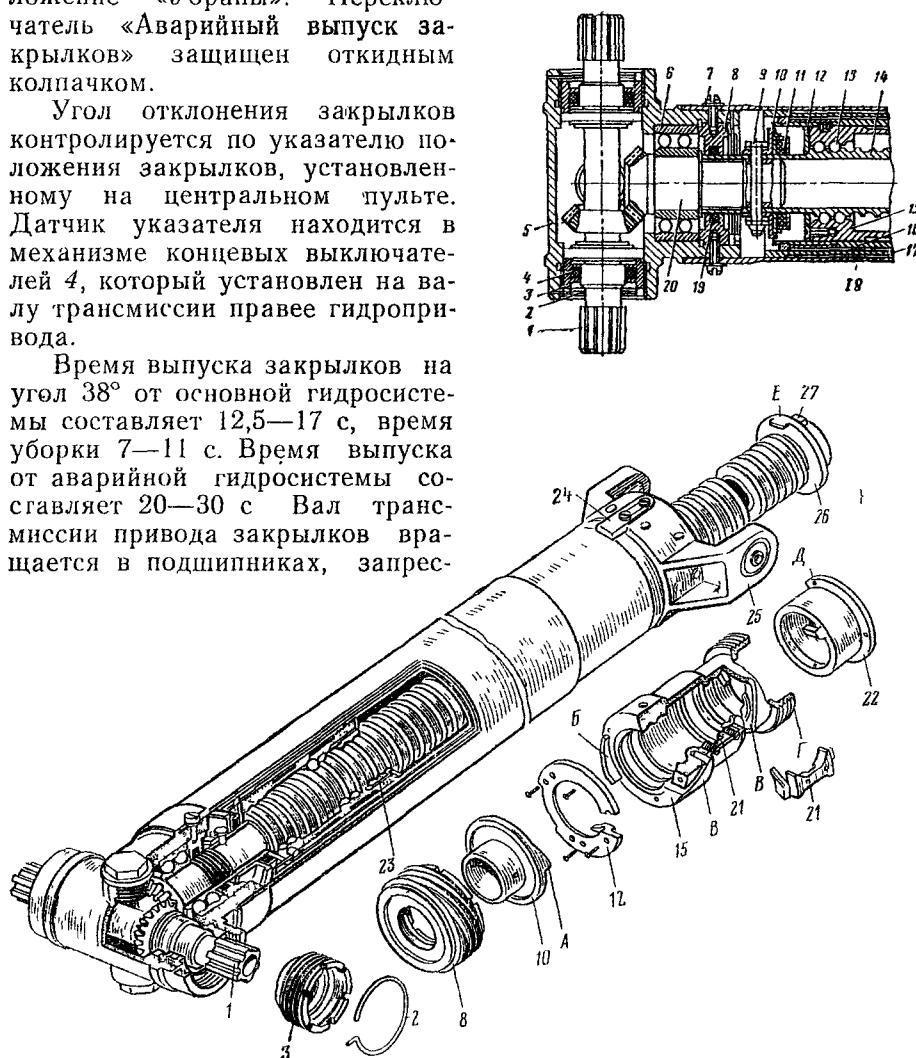


Рис. 311 Подъемник закрылка винтовой:

1 — валик ведущий с шестерней, 2 — кольцо пружинное стопорное; 3, 8 — гайки; 4, 19 — кольца уплотнительные резиновые, 5 — головка подъемника, 6 — подшипник, 7 — винт стопорный, 9, 27 — болты, 10, 22, 24, 26 — упоры; 11 — буфер резиновый; 12, 21 — отражатели шариков; 13 — шарик, 14 — винт ходовой; 15 — гайка шариковая; 16 — труба силовая; 17, 18 — кожухи защитные, 20 — шестерня ведомая, 23 — сальник; 24 — пластина контролевая; 25 — наконечник соединения с закрылком; 26 — упор; 27 — болт

снованных в опоры 5 на заднем лонжероне. В опорах вала установлены масленки для смазки подшипников в процессе эксплуатации. Вал состоит из нескольких частей, соединенных между собой карданными шарнирами. С винтовыми подъемниками 8 и 10 и с гидроприводом валы соединены шлицевыми скользящими соединениями. Карданные шарниры и шлицевые соединения обеспечивают нормальную работу трансмиссии при деформациях крыла в полете.

Вращение трансмиссионного вала передается на винтовые подъемники закрылков (рис. 3.11). Корпус его состоит из литой (магниевого сплава) головки 5 и дюралюминиевой трубы 18, прикрепленной к головке 5 винтами 7. Ведущий шлицевой валик 1 с шестерней установлен на подшипник в головке 5 корпуса подъемника. Положение шестерни регулируется гайками 3, которые контрятся пружинными стопорными кольцами 2. Ведомая шестерня 20 вращается на подшипнике 6, запрессованном в корпус и зажатом гайкой 8. Ходовой винт 14 связан с ведомой шестерней резьбовым соединением и болтом 9. Кроме того, болт 9 крепит упор 10 убранного положения с резиновым буфером 11, запрессованным в стальные шайбы. Винт 14 и гайка 15 имеют специальные профилированные резьбовые канавки, в которых при вращении винта перекатываются шарики 13, заменяя тем самым в винтовой паре трение скольжения трением качения. Шарики заполняют две отдельные секции на концах гайки и образуют два самостоятельных потока. Каждый поток состоит из 42 шариков диаметром 6,35 мм. В гайке имеются обводные канавки В. После того, как шарики пройдут определенное количество витков, они направляются отражателями 12 и 21 (для левой секции гайки) по обводному каналу снова в резьбовые канавки. Войлочный сальник 23 предохраняет шарики от загрязнения.

Шарики для каждого винтового подъемника подбираются так, чтобы их диаметры отличались не более чем на 5 мк. Осевой люфт шариковой гайки относительно винта при сборке не должен превышать 0,23 мм, радиальный люфт должен быть в пределах 0,14—0,23 мм. Силовая труба 16 соединена с шариковой гайкой резьбой и закончена штифтами. При вращении винта 14 шариковая гайка вместе с трубой перемещается вдоль винта. На конце трубы прикреплен на конечник с проушинами, в которые запрессованы шарикоподшипники. Этими проушинами подъемник крепится к кронштейну на лонжероне закрылка.

Упор 24 служит ограничителем для защитного кожуха 17. Упор 26 крепится к винту болтами 27. В крайнем вывинченном положении шариковой гайки выступ Е упора 26 упирается в выступ Д упора 22. Кулакковый механизм должен быть отрегулирован так, чтобы шариковая гайка при выпуске и уборке закрылков не доходила до механических упоров на величину не менее 3 мм.

Для определения этого запаса хода шариковой гайки на среднем кожухе 17 наносятся риски УПН (упор нижний) и УПВ (упор верхний). Риска УПВ наносится при крайнем завинченном положении гайки у торца кожуха 18 на выдвинутом до упора кожухе 17, а

риска У111 — при крайнем вывинченном положении гайки у торца кожуха 18 на задвинугом до упора кожухе 17.

Внутренняя полость головки подъемника на $\frac{2}{3}$ объема заполнена смазкой ЦИАТИМ-201 для смазывания редуктора и подшипников. Резиновые кольца 4 и 19 предохраняют смазку от вытекания. Винтовой подъемник однощелевого закрылка отличается от подъемника двухщелевого закрылка уменьшенным ходом, увеличенным передаточным числом редуктора подъемника и креплением подъемника к лонжерону центроплана (см. рис. 3.10).

На закрылке в средней части крыла внутренний подъемник имеет больший ход, чем внешний, что обеспечивается разной длиной подъемников (внутренний подъемник длиннее) и разницей в передаточных числах редукторов подъемников. Рабочий ход подъемников закрылков центроплана равен 226 мм, корневых подъемников закрылков средних частей крыла 643,5 мм, концевых подъемников 520,5 мм.

Управление поворотом колес передней ноги шасси

Управление передними колесами на самолете двойное: от штурвальчика, установленного в кабине экипажа на левом пульте, и от педалей управления рулем направления. Управление колесами специальным штурвалом используется при рулении самолета, а управление педалями — при разбеге и пробеге самолета. Включение и выключение системы поворота передних колес производится переключателем «Управ. передним колесом», установленным на левой панели приборной доски. Система управления передними колесами предназначена для облегчения управления самолетом при разбеге, пробеге и рулении.

Система управления поворотом передних колес состоит: из рулевого цилиндра, установленного на амортизационной передней стойке шасси, гидрокрана 2 управления поворотом передних колес, установленного в нише передней ноги шасси на шпангоуте 4 (1) (рис. 3.12), гидравлических агрегатов и трубопроводов, деталей системы управления.

Устройство механической связи управления колесами передней ноги шасси и обратной связи при взлете и посадке следующее. При отклонении педалей поворот золотника взлетно-посадочного управления гидрокрана 2 осуществляется через качалку, тягу, двухлечую качалку, пружинную тягу и рычаг. Колеса поворачиваются вправо или влево пропорционально отклонению педалей. Поворот колес происходит непрерывно вместе с перемещением педалей. Прекращение перемещения педалей приводит к прекращению поворота колес. Одновременно следящая система устанавливает золотниково-втулку гидрокрана в нейтральное положение относительно золотника (кран закрыт), и жидкость к рулевому цилиндру не поступает. Колеса остаются в развернутом положении. Пружинная тяга обеспечивает управление рулевого поворота в случае заклинивания гидрокрана. Угол поворота колес от педалей равен $10 \pm 1^\circ$.

Управление поворотом колес при рулении осуществляется от штурвала, установленного в кабине экипажа на пульте левого пилота. При повороте штурвала до упора в сторону требуемого разворота колес жидкость из линии нагнетания поступает в рулевой цилиндр и перемещает его по штоку поршня. Цилиндр шарнирно связан рычагом с цилиндром - амортизатором переднего шасси. Поворот колес в соответствующую сторону на необходимую величину определяется визуально по кривизне траектории движения самолета. Максимальный угол поворота колес вправо и влево от нейтрального положения $45 \pm 2^\circ$. При установке штурвала в нейтральное положение жидкость в рулевом цилиндре запирается и колеса фиксируются в нейтральном положении.

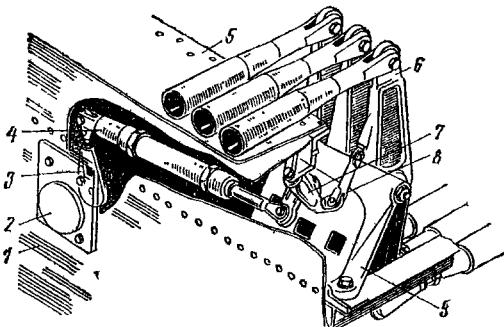


Рис. 3.12. Установка механизма управления поворотом колес:

1 — стена шланг-бута 4, 2 — гидрокран, 3 — рычаг гидрокрана командный; 4 — тяга пружинная; 5 — пол кабины пилотов; 6 — качалка управления рулем направления; 7 — качалка двуплечая; 8 — тяга; 9 — кронштейн

Основные рекомендации по техническому обслуживанию систем управления самолетом

В процессе эксплуатации самолета уход за системами управления заключается в основном в визуальном контроле фактического состояния элементов управления, отсутствии потертостей, трещин, рисок, царапин, забоин и других отдельных элементов систем управления, а также в смазке шарнирных узлов, скользящих поверхностей и цепей и регулировке зазоров и перемещений.

Уход за жесткой проводкой. Все осматриваемые элементы управления — тяги, качалки, ролики, тросы, подшипники, болты и металлизация — должны быть чистыми, не иметь следов коррозии, трещин, забоин, вмятин, царапин, заусенцев, острых кромок и прочих дефектов.

Границы гаек и головок болтов не должны иметь забоин и вмятин. Опорные поверхности болтов, гаек, шайб должны плотно прилегать к плоскостям соединяемых элементов. Зазор неплотного прилегания может быть не более 0,01 диаметра головки болта на площади, не превышающей $1/3$ опорной поверхности. Все гайки должны быть полностью затянуты и зашплинтованы. В болтовых соединениях тяг и подшипниках, запрессованных в тяги, не должно быть люфтов. Переходы металлизации не должны ограничивать перемещения элементов управления. Места крепления металлизации должны быть защищены до металлического блеска.

Все движущиеся и вращающиеся части управления не должны касаться и теряться о прилегающие детали (за исключением мест непосредственного сопряжения), при этом зазор между подвижными элементами должен быть не менее 10 мм, а между неподвижными — не менее 5 мм. Между вращающимися деталями вала трансмиссии управления закрылками допускаются следующие зазоры: между подвижными элементами — не менее 5 мм, а между неподвижными — не менее 3 мм.

Шарнирные соединения управления самолетом смазываются смазкой ЦИАТИМ-201. Смазке подвергаются все шарнирные и карданные соединения пульта управления рулями и элеронами, навески качалок и соединения качалок с тягами, механизмы стопорения (за исключением гнезда и стопорного пальца элеронов). Уход за жесткими системами управления должен обеспечить безотказную работу систем управления рулями и элеронами в межресурсный срок службы самолета. Он заключается в своевременной замене смазки и дефектных элементов систем, а также в ликвидации предпосылок, которые могут привести к выходу из строя элементов систем.

При техническом обслуживании жестких систем управления проверяется прогиб жестких тяг, их геометрические размеры, регулировка, запрессовка шарикоподшипников, зазоры между вилками и ушками на тягах, выработка тяг, состояние гермовыводов, плавность и легкость хода системы управления. Тяги, имеющие стрелу прогиба более 11 мм на длине 1 м, подлежат замене. Устанавливаемые тяги должны иметь тот же номер, что и снятые. Длина тяги, устанавливаемой взамен снятой, по расстоянию между осью болта вильчатого или ушкового стакана и торцом резьбового стакана должна быть выдержана в пределах ± 1 мм. Регулируемая тяга должна иметь весь диапазон регулировки хвостовика резьбового наконечника, ограниченного с одной стороны контрольным отверстием в резьбовом стакане тяги, а с другой — запасом резьбы хвостовика резьбового наконечника (не менее двух ниток). Величины минимальных зазоров между элементами управления показаны на рис. 3.13.

Качество запрессовки подшипников проверяется следующим образом. Наружная обойма не должна иметь люфта. Подшипник должен вращаться от руки без малейшего сопротивления по всей окружности и не иметь тенденции к самопроизвольному возвращению к какому-нибудь определенному положению вследствие неравномерного обжатия шарикоподшипника по контуру. В шарнирных сочленениях жестких систем управления проверяются следующие зазоры: суммарный зазор по оси болта между щечкой вилки и шайбой с обеих сторон (он должен быть не менее 0,2 мм); зазор между вилкой на тяге и ушком качалки в перпендикулярной к ним плоскости при крайних отклонениях рулей (он должен быть не менее 3 мм); зазоры между концом вилки на тяге и ушком качалки в плоскости их движения, а также между концом ушка качалки

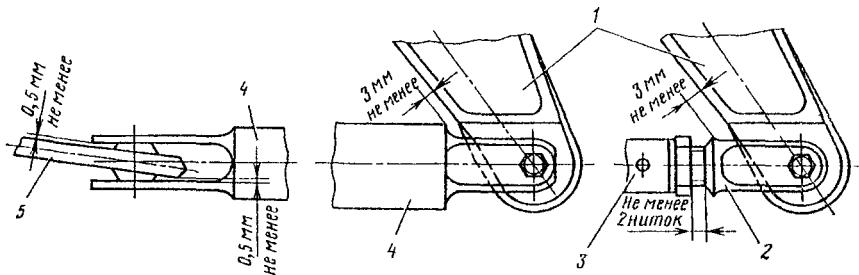


Рис. 3.13. Величины минимальных зазоров между элементами управления.
1 — качалки; 2 — вилка тяги; 3 — контрольное отверстие, 4 — тяга; 5 — ушко качалки

и ребром вилки на тяге (она должна быть гладкой, с плавными переходами).

Труба штурвала управления рулем высоты и элеронами прове-ряется на выработку. Выработка на трубе штурвала (см. рис. 3.2) под направляющими роликами допускается на глубину не более 0,4 мм от среднего диаметра трубы и только в одном месте. Если выработка глубиной 0,3—0,4 мм обнаружена в нескольких местах в одном сечении, то труба подлежит замене. В местах выработки не допускаются местные надиры, риски или вмятины с резкими переходами. Поверхность выработки трубы должна быть гладкой с плавными переходами.

Для определения глубины выработки необходимо обмерить диаметры трубы на концах выработки, определить средний диаметр и вычесть его из номинального.

При техническом обслуживании гермовыводов проверяют отсутствие люфтов в соединениях рычагов с валами, трещин в корпусах гермовыводов при помощи лупы пятикратного увеличения и переносной лампы, а также не ослабла ли затяжка хомута гермовывода узла управления элеронами и болтов на крышках гермовывода на штангоуте 40. После монтажа и регулировки элементы управления самолетом должны иметь плавный ход без заеданий.

При проведении регламентных работ, а также при замене одного или нескольких элементов в системе управления необходимо контролировать соответствие отклонения органов управления и рулевых поверхностей и замерять силы трения в системах управления. Допускаемые отклонения органов управления и рулевых поверхностей приведены в табл. 3.2, а усилия в табл. 3.3. Нейтральному положению рулей высоты должно соответствовать нейтральное положение штурвалов. При этом штурвалы правого и левого пилотов должны находиться в одной плоскости, перпендикулярной осям штурвалов. Отклонение штурвалов при нейтральном положении рулей высоты не должно превышать 3 мм.

Нейтральному положению руля направления должно соответствовать нейтральное положение педалей. При этом педали обоих пилотов должны находиться на одной прямой. Отклонение педалей

от оси не должно превышать 3 мм в вертикальной и горизонтальной плоскостях. При усилии на педалях $15 \pm 0,8$ кгс под действием пружиной тяги должен отклоняться сервокомпенсатор. При отклонении одной из педалей вперед до упора усилие на педали должно быть равным 67 ± 4 кгс, что соответствует полному отклонению сервокомпенсатора на $16^{\circ}30' \pm 1'$. На самолетах с совмещенным триммером-сервокомпенсатором при отклонении одной из педалей вперед до упора усилие на педали должно быть равным $50 \pm 1,4$ кгс, что соответствует полному отклонению триммера-сервокомпенсатора на $19^{\circ} \pm 1'$.

Механизмы регулировки педалей по росту пилотов должны работать без заеданий. При максимальных отклонениях рулей и элеронов не должно быть зазоров между опорами и ограничителями хода в системе управления, а также люфтов в направлении движения штурвалов и педалей.

Уход за тросовой проводкой. Чтобы обеспечить высокую надежность работы систем управления, триммерами рулей высоты, стопорения рулей и элеронов, подключения рулевых машинок автопилота, необходимо тщательно контролировать тросовые системы и своевременно устранять выявленные дефекты. Уход за тросовыми системами заключается в осмотре механизмов стопорения рулей и элеронов, проверке состояния тросовой проводки, роликовых цепей и других элементов, а также в проверке натяжения тросовой проводки, люфтов (их не должно быть) в системах управления, плавности и легкости хода при работе системы.

В механизмах стопорения должна быть выдержанна соосность осей гнезд и осей стопорных пальцев. Допускается смещение стопорного пальца относительно оси гнезда в продольном направлении не более чем на ± 2 мм.

В положении «Расстопорено» (нижнее положение рукоятки механизма управления стопорами) зазор между торцом стопорного пальца и наружной поверхностью гнезда должен быть в пределах 5 ± 1 мм. При положении «Застопорено» руль направления и элероны должны находиться в нейтральном положении, руль высоты — в крайнем нижнем положении, рычаги управления газом — в положении малого газа.

Гнезда и стопорные пальцы системы управления рулями должны быть смазаны смазкой ЦИАТИМ-201, а гнезда и пальцы системы управления элеронами должны быть чистыми, сухими, без смазки. Стопорные пальцы должны плотно, без зазоров, входить в стопорные гнезда.

При техническом обслуживании тросовой проводки необходимо проверить, нет ли заломов, вмятин (засечек), обрывов отдельных нитей или прядей тросов, нет ли трения тросов об элементы конструкции самолета. Касание и трение троса допускается лишь о текстилиевые направляющие. Обрывы нитей и прядей тросов не допускаются. При наличии такого обрыва трос подлежит замене.

При обнаружении следов коррозии трос необходимо протереть ветошью до удаления следов коррозии. Если при этом коррозия

не удаляется, трос подлежит замене. Снимать коррозию шкуркой запрещается. Поверхность тросов, соприкасающуюся с перемычками металлизации, необходимо зачистить до металлического блеска и после установки перемычек покрыть защищенное место бесцветным лаком. Протирать тросы разрешается только сухим обтирочным материалом. Смазывать их необходимо смазкой ЦИАТИМ-201 и только на участках прохождения их через текстолитовые направляющие и через гермовывод на шлангоуте 40. На других участках смазка тросов не допускается.

Натяжение тросов проверяется оттариованным тензометром и должно быть в пределах, указанных в табл. 3.1 или соответствовать графику (рис. 3.14). Новые тросы перед постановкой

(после вытяжки) пропитывают смесью, состоящей из 50% лака 17А и 50% льняного масла. Длительность пропитки 15—20 мин. Затем тросы сушат при температуре 40—45°С в течение 4—5 ч.

После регулировки натяжения тросов их резьбовые наконечники должны быть ввернуты в муфты тандеров на одинаковую длину и законтрены. Резьба наконечников не должна выходить из муфт более чем на 3 мм. При крайнем положении органа управления расстояние наконечника троса от точки его сбега с ролика должно быть не менее 50 мм.

При осмотре роликов тросовой проводки проверяют отсутствие перекоса между осью троса и плоскостью ролика. Зазор между тросом и ребордой ролика должен быть не менее 0,1 мм. Трение троса о реборду ролика не допускается. Устанавливать необходимый зазор между ребордой ролика и тросом рекомендуется смешением ролика с помощью шайб. Проверяют также отсутствие на ребордах роликов трещин, вмятин и выкрашиваний. Беговые рабочие дорожки роликов не должны иметь сильной по-тертости.

Таблица 3.1

Данные по натяжению тросовой проводки в системе управления

Система управления	Диаметр троса, мм	Натяжение троса при 20° С, кгс
Управление тремерами руля высоты	2,5	27±2,5
Стопорение рулей и элеронов	2,5	27±2,5
Рулевые машины автопилота	3,5	54 ₄

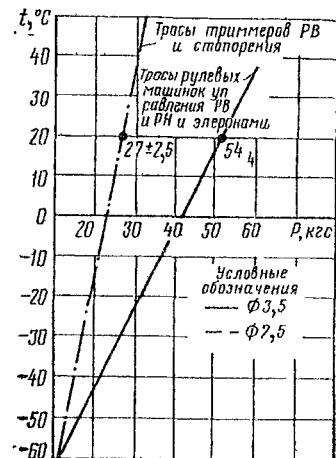


Рис. 3.14. График натяжения тросов

При осмотре гермовывода в местах прокладки тросов обращают внимание на резиновый сердечник. Если сердечник износился или набух, его заменяют. Не допускается излом осей тросов в местах прохождения их в сердечнике гермовывода. Смещение гермовыводов от осей тросов не должно превышать 3 мм.

При проверке работы системы управления триммерами руля высоты необходимо убедиться, что штурвалы левого и правого пилота вращаются легко, без заеданий и рывков. Люфты в механизмах штурвалов не допускаются. Не должно быть люфтов и в управлении от кронштейна крепления тяг на триммерах руля высоты до барабана, установленного на шпангоуте 45. Люфт на задней кромке триммера не должен превышать 1 мм.

Допускается холостой ход (люфт) штурвала механизма триммеров не более чем на $\pm 5^\circ$ оборота штурвала, что соответствует 5 мм линейного перемещения троса. При осмотре зубчатых цепей приводов от рулевых машинок автопилота необходимо с цепей и звездочек удалить старую смазку салфеткой, смоченной в обезвоженном керосине. Перемещая штурвал, педали и штурвалы управления триммерами в крайние положения, проверяют отсутствие выработки в звеньях и трещин в пластинах звеньев, не подрезает ли зуб звездочки звено цепи. При наличии вышеуказанных дефектов цепи подлежат замене. После осмотра, проверки и замены дефектных элементов цепей и звездочек последние необходимо смазать смазкой ЦИАТИМ-201.

Уход за управлением закрылками. При техническом обслуживании для обеспечения высокой степени надежности системы управления закрылками выполняют следующие работы:

1. Осматривают валы трансмиссии, карданы, болтовые соединения, винты подъемников и кронштейны тщательно проверяют, нет ли трещин в кронштейнах и выработки в карданных соединениях, особенно у гидропривода, ослаблений в болтовых соединениях, защиров или выработки на рабочей поверхности винтов подъемников. Детали с такими дефектами подлежат замене.

2. Проверяют работу системы управления закрылками, а именно: правильность показаний указателя положения закрылков УПЗ-1 (допустимая погрешность в показаниях УПЗ-1 $\pm 1^\circ$); правильность срабатывания концевых микровыключателей возле датчика положения закрылков, установленного у нервюры 2 правой половины крыла. При резких ударах ограничителей о микровыключатели последние регулируют, затем поворачивая гайку на датчике положения закрылков, устанавливают стрелку прибора УПЗ-1, расположенного на центральном пульте, на нуль; запас хода гаек на подъемниках закрылков при их крайних положениях должен быть не менее 3 мм, он определяется зазором между обрезом наружной трубы и рисками УПН (упор нижний) и УПВ (упор верхний), нанесенными на средней трубе.

3. Осматривают гидропривод: Люфтов между шлицевыми валиками гидропривода и карданными валами не должно быть. Трансмиссия должна вращаться в подшипниках легко, без заеда-

Таблица 3.2

Регулировочные данные управления самолетом

Органы управления	Направление отклонений	Отклонения		Примечание
		град	мм	
Элероны	Вверх	24 ± 1	110 ± 6	При повороте штурвала на $90 \pm 2^\circ$
	Вниз	16 ± 1	$73 \pm 5,5$	
Руль высоты » направления	Вверх	30 ± 1	155 ± 7	При отклонении соответственно правой или левой педали вперед до отказа
	Вниз	15 ± 1	$78,3 \pm 6$	
	Влево	25 ± 1	466 ± 20	
	Вправо	25 ± 1	466 ∓ 20	
Закрылки корневые » концевые	На взлете	15 ± 1	$286,4 \pm 19$	
	» посадке	38 ± 1	714 ± 19	
	» взлете	15 ± 1	229 ± 15	
	» посадке	38 ± 1	571 ± 15	
Триммеры: элерона руля высоты » направления	Вверх	15 ± 2	$45,9 \pm 7$	
	Вниз	15 ± 2	$45,9 \pm 7$	
	Вверх	25 ± 1	$48,7 \pm 2$	
	Вниз	15 ± 1	$29,4 \pm 2$	
	Влево	19 ± 3	47 ± 6	
	Вправо	19 ± 1 19 ± 1 19 ± 1	47 ± 6	
	Вверх	$9^\circ 30' \pm 30'$	$29,2 \pm 2,5$	
	Вниз	$14^\circ 30' \pm 45'$	$44,4 \pm 3,5$	
Сервокомпенсаторы элеронов	На пилота	—	240 ± 10	Как сервокомпенсатор При полном отклонении элерона вверх
	От »	—	120 ± 8	
Штурвал управления рулем высоты	На пилота	—	100 ± 4	Отклонения даны от нейтрального положения
	От »	—	100 ± 4	
Штурвал управления элеронами	Влево	90 ± 2	—	Отклонения даны от нейтрального положения
	Вправо	90 ± 2	—	
Педали управления рулем направления	На пилота	—	100 ± 4	То же
	От пилота	—	100 ± 4	

ний и биения. Подшипники не должны нагреваться. Допустимое биение трансмиссии — не более 2 мм, а допустимый нагрев трущихся поверхностей подъемника — не более 60°C .

Для замены отдельных элементов или узлов трансмиссии необходимо полностью выпустить закрылки; рассоединить болтовые соединения на участке, где необходима замена; снять вал трансмиссии и поставить новый. Перед установкой нового вала необходимо убедиться в отсутствии на нем рисок, вмятин, забоин и про-

Таблица 3.3

Предельно допустимые усилия перемещения в системе управления

Система управления	Усилия перемещения, кгс, не более	Примечание	Система управления	Усилия перемещения, кгс, не более	Примечание
Элеронами	6	При повороте штурвала на угол $90 \pm 2^\circ$	Рулем направления	14	—
Рулем высоты	7	Без учета усилий загрузочной пружины штурвала	Триммером руля высоты	3	—

гиба. На трубе допускается одна плавная вмятина глубиной не более 0,5 мм. Забоины и риски допускаются только в том случае, если их глубина не выходит за пределы допусков на толщину стенки трубы. Риски и забоины зачищают наждачным полотном № 200 и затем закрашивают бесцветным лаком.

Прогиб осей труб допускается не более 1 мм на 1 м длины. При установке нового участка вала применяются новые болты с увеличенным диаметром гладкой части при сохранении легкопрессовой посадки. После замены отдельных элементов или узлов трансмиссии проверяют работу микровыключателей МКВ-2А (в коробке).

Время выпуска и уборки закрылков на 38° — от основной системы должно равняться $12,5$ — 17 с. Время выпуска закрылков от аварийной гидросистемы на 15° — не более 40 с. При этом напряжение на борту самолета должно быть 28,5 В. Несинхронность отклонения одного закрылка относительно другого не должна превышать 1° .

Трущиеся места в трансмиссии, ходовой винт и внутренняя поверхность гайки в подъемниках закрылков должны быть густо смазаны смазкой ЦИАТИМ-201. Полость головки в подъемниках должна быть на $\frac{2}{3}$ заполнена смазкой. Полностью заполняются смазкой масленки, подшипники и внутренняя полость редуктора. Проверка регулировки системы управления самолетом в процессе эксплуатации производится в случае замены органов или элементов управления, регулировочные данные должны соответствовать данным, указанным в табл. 3.2. При максимальных отклонениях рулей и элеронов не должно быть зазоров между упорами и ограничителями хода в системе управления. Люфты в направлении движения штурвалов и педалей не допускаются.

Усилия перемещения в системе управления самолетов должны быть в пределах величин, указанных в табл. 3.3.

Замеры усилий перемещения системы управления производятся динамометром или приспособлением 34-9227-300 из комплекта наземного оборудования. При замерах направление усилия в системе управления рулем высоты P_1 должно выдерживаться параллельно оси трубы штурвала; в системе управления рулем направления усилие P_2 необходимо выдерживать непрерывно по касательной к дуге перемещения педали.

Глава IV. ШАССИ САМОЛЕТА

Общие сведения

Шасси предназначено для устойчивости и управляемости при передвижении самолета по земле, обеспечения разбега при взлете и пробега при посадке, для поглощения и рассеивания энергии, демпфирования ударных нагрузок, передающихся от земли на конструкцию самолета. Устойчивость самолета Ан-26 при передвижении по земле обеспечивается трехопорным, убирающимся в полете шасси с двумя основными и одной передней опорой, которые по оптимальной схеме скомпонованы относительно центра тяжести. Оптимальная схема выбиралась из условия удовлетворения противоречивых требований: обеспечения минимального радиуса разворота, обеспечения максимального запаса устойчивости по крену и крену и уменьшения массы.

На рис. 4.1 представлена схема размещения шасси самолета Ан-26. База шасси 7650, колея 7900 мм. Отношение базы к колее примерно равно единице, что обеспечивает хорошую устойчивость в наиболее опасном направлении от центра тяжести под прямым углом к линии, соединяющей оси передней и любой из основных амортизаторов. Этот угол у самолета Ан-26 равен 50° . Чем меньше угол, тем устойчивость самолета меньше. У самолетов, шасси которых убираются в фюзеляж, угол не превышает 25° – 30° .

Управляемость самолета на земле обеспечивается системой поворота передней опоры и раздельным торможением колес основного шасси. Демпфирование колебаний, поглощение и рассеивание энергии осуществляются амортизаторами и пневматиками колес. Минимальный радиус разворота по внешнему контуру наружного колеса 11 250 мм, что является вполне приемлемым для маневрирования самолета на рулежных дорожках и разворотах на полосах шириной 25 м и более.

Угол выноса передней ноги 8° , основного шасси $2,5^\circ$, что дает возможность более эффективно использовать амортизатор для поглощения энергии от тормозного момен-

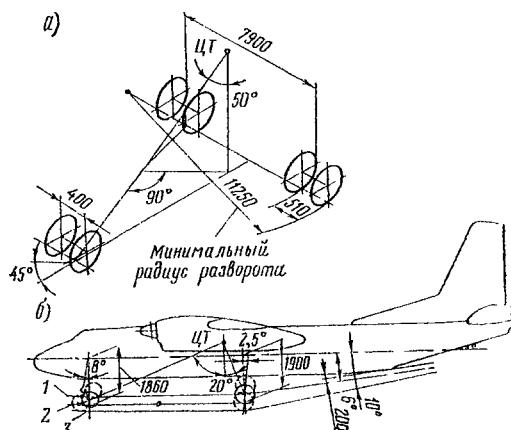


Рис. 4.1. Схемы расположения шасси:
а — в аксонометрии; б — в плане (вид сбоку);
1 — уровень земли при полном обжатии амортизатора; 2 — уровень земли при стоячном обжатии амортизаторов; 3 — уровень земли при полном разжатии амортизаторов

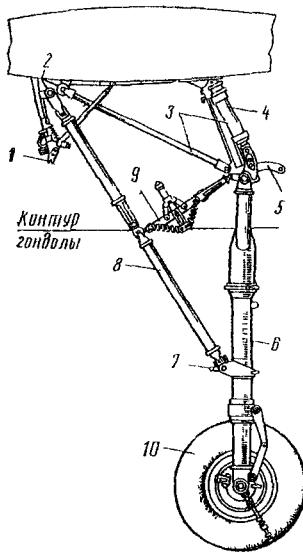


Рис. 4.2 Схема уборки основного шасси

1 — замок убранного положения; 2 — узлы крепления фермы силовой и замка 1; 3 — подкосы фермы шасси силовые; 4 — цилиндр уборки выпуска; 5 — рычаг управления створкой задней; 6 — амортизационная стойка; 7 — скоба подвески шасси на замок убранного положения; 8 — подкос склады вдающийся; 9 — распор замок выпущенного положения; 10 — колесо тормозное

положенных на стенке шпангоута. В убранном и выпущенном положениях стойки шасси фиксируются механическими замками. Фиксация шасси в выпущенном положении осуществляется скобой 4 в замке 3. В убранном положении скобой 6 шасси фиксируется в замке 1. Для установки колес 9, расположенных на общей вращающейся оси, при уборке шасси в линию полета имеется центрирующее устройство с рычагом 4. Подвеска колес осуществлена на рычаге 5. Уборка и выпуск шасси производится цилиндром 2.

Отсеки шасси закрываются створками при полностью убранном и выпущенном положениях стоек. При выпущенном положении стоеч открытами остаются только небольшие задние створки, расположенные непосредственно у амортизационных стоек.

Створки шасси открываются и закрываются механизмами, кинематически связанными с амортизационными стойками. Колеса переднего шасси свободно и принудительно ориентирующиеся. Для повышения маневренности самолета при рулежке, разбеге и пробеге

та, создаваемого тормозами колес. При полностью обжатом амортизаторе и сохранении зазора между точкой фюзеляжа и землей в 200 мм обеспечивается взлетный угол в 6°. При полностью разжатых амортизаторах, т. е. при посадке, посадочный угол составляет 10°, что вполне обеспечивает максимальное использование аэродинамического качества при взлете и посадке.

Стойка шасси основная

Главные стойки шасси установлены в гондолах двигателей и в полете убираются вперед в специальные отсеки под двигателями (рис. 4.2). Шасси крепится на узлах 2 к силовой ферме, образованной подкосами 3. Фиксация шасси в выпущенном положении осуществляется складывающимся подкосом 8 и распор-замком 9. В убранном положении шassi скобой 7 крепится в замке 1. Уборка и выпуск шassi осуществляется цилиндром 4. На каждой стойке установлены на общей неподвижной оси два колеса 10 с дисковыми тормозами и пневматиками. Колеса снабжены инерционными датчиками.

Передняя стойка установлена в носовой части фюзеляжа и в полете убирается вперед в отсек под кабиной экипажа (рис. 4.3). Шassi крепится на узлах, расположенных на стенке шпангоута 4. В выпущенном и убранном положениях фиксируются механическими замками. Фиксация шassi в выпущенном положении осуществляется скобой 4 в замке 3. В убранном положении скобой 6 шassi фиксируется в замке 1. Для установки колес 9, расположенных на общей вращающейся оси, при уборке шassi в линию полета имеется центрирующее устройство с рычагом 4. Подвеска колес осуществлена на рычаге 5. Уборка и выпуск шassi производится цилиндром 2.

Отсеки шassi закрываются створками при полностью убранном и выпущенном положениях стоек. При выпущенном положении стоеч открытами остаются только небольшие задние створки, расположенные непосредственно у амортизационных стоек.

Створки шassi открываются и закрываются механизмами, кинематически связанными с амортизационными стойками. Колеса переднего шassi свободно и принудительно ориентирующиеся. Для повышения маневренности самолета при рулежке, разбеге и пробеге

где они принудительно поворачиваются рулевым механизмом вправо и влево при рулении на угол до 45° и при разбеге и пробеге на угол до 10° от нейтрального положения.

Выпуск и уборка шасси, открытие замков, торможение колес главных стоек и поворот колес передней стойки осуществляются силовыми цилиндрами гидравлической системы самолета. В случае выхода из строя гидравлической системы замки убранного положения всех стоек шасси могут быть открыты вручную механической системой. При этом стойки выпускаются и устанавливаются на замки выпущенного положения под действием собственной массы и встречного потока воздуха. Силовые детали шасси выполнены из никелево-хромансилевой стали с термической обработкой до $\sigma_b = 160-180$ кгс/мм². Траверса передней ноги выштампovана из алюминиевого сплава.

При посадке самолет обладает большим запасом кинетической и потенциальной энергии, которая на предпосадочном планировании и пробеге должна быть поглощена и рассеяна. На самолете Ан-26 поглощение и рассеивание энергии осуществляется лобовым сопротивлением самолета, механизацией крыла, воздушными винтами, амортизаторами и тормозными устройствами шасси. Поглощая энергию удара при посадке, амортизаторы демпфируют ударные нагрузки, передающиеся от шасси на силовые узлы конструкции самолета. Значительная часть энергии, выделяемой при ударе, превращается в потенциальную энергию сжатого газа в амортизаторах и сжатого воздуха в пневматиках колес. Другая часть потенциальной энергии превращается в тепловую.

Благодаря амортизации вертикальная скорость самолета гасится постепенно при эксплуатационной перегрузке $n^2 = 1,7-2,1$. Кинетическую энергию самолета в основном гасят при пробеге самолета воздушные винты и тормозные устройства.

Эффективность торможения тормозными устройствами зависит от силы трения авиашин о взлетно-посадочную полосу (ВПП). Вначале эта сила расходуется на преодоление момента инерции колес, находящихся до касания их земли в состоянии покоя. После того, как колеса раскрутились, тормозной момент, прикладываемый к ним через тормозные устройства, должен способствовать превращению кинетической энергии самолета в тепловую тормозных устройств. Тормозной момент M_t должен быть меньше момента сцепления колеса с ВПП M_c :

$$M_t < M_c.$$

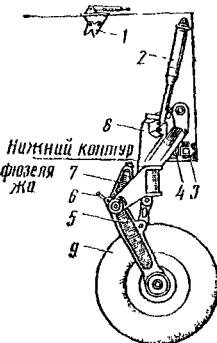


Рис. 4.3. Схема уборки переднего шасси:

1 — замок убранного положения; 2 — цилиндр уборки выпуска; 3 — замок выпущенного положения; 4 — скоба установки шасси на замок выпущенного положения; 5 — рычаг подвески колес; 6 — скоба подвески шасси на замок убранного положения; 7 — рычаг центрирующего устройства; 8 — амортизационная стойка; 9 — колесо нетормозное

При этом условии колеса будут вращаться и кинетическая энергия самолета будет превращаться в тепловую в тормозных устройствах.

В случае если $M_t > M_c$, тормозные устройства перестанут работать и поглощать кинетическую энергию. Она будет превращаться в тепловую только за счет аварийного износа авиашин. Чтобы такого явления не происходило, на колеса установлены датчики автомата «юза», которые срабатывают при достижении $M_t = M_c$. С точки зрения эффективности торможения желательно, чтобы $M_t = (0,9 \div 0,95) M_c$.

Колеса тормозные

На основном шасси установлены колеса КТ-157 с дисковыми гидравлическими тормозами и пневматиками полубаллонного типа. На каждом колесе установлен инерционный датчик, включенный в систему автоматического торможения. При отсутствии колес КТ-157 устанавливают колеса КТ-94/2 с шасси самолета Ан-24.

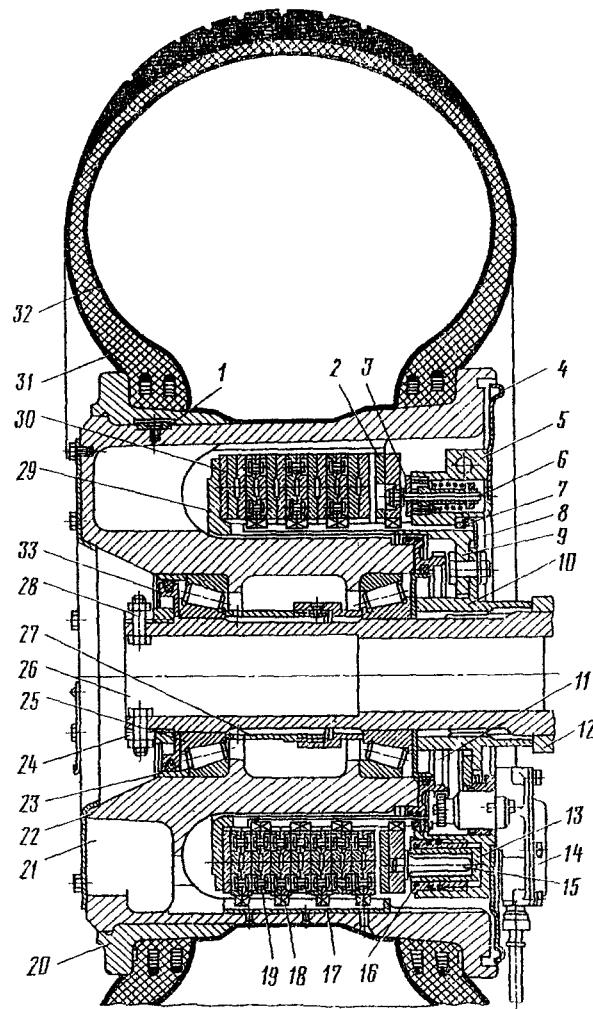
Конструкция колеса. Колесо состоит из барабана, тормозного устройства и пневматика. Барабан 22 колеса (рис. 4.4) представляет собой фасонную отливку из магниевого сплава. В ободе барабана профрезерован паз для вентиля камеры 32 пневматика. Наружный бурт 20 барабана выполнен съемным в виде двух полуреборд, изготовленных из алюминиевого сплава и соединенных между собой планками и болтами. В снаряженном колесе съемный бурт удерживается от осевого перемещения буртиками 1, которые крепятся к барабану винтами. На внутренней поверхности обода имеется швейцарский пазов, в которые запрессованы и приклепаны стальными заклепками хромансильевые направляющие 17.

В ступице барабана расточены гнезда для установки наружных обойм роликовых подшипников. На торцовую часть ступицы напрессована шестерня 11 привода инерционного датчика, на ободе которой снаружи проточена кольцевая канавка под стальное уплотнительное кольцо. На внутренней поверхности шестерни проточена канавка для войлочного сальника, защищающего полость подшипников от пыли и препятствующего вытеканию смазки.

Колесо установлено на оси 26 амортизационной стойки на двух конических роликоподшипниках 25 (117516Х1). Между внутренним подшипником и головкой 12 штока амортизационной стойки на оси установлен тормозной фланец 10, который удерживается от проворота шлицами. Между внутренними обоймами подшипников на оси установлены регулируемая по длине распорная втулка 27, состоящая из двух половин, соединенных на резьбе. Все установленные на оси детали закреплены гайкой 24, законтренной двумя болтами 28. Между гайкой и обоймой внешнего подшипника установлен обтюратор 33 с войлочным сальником. С внешней стороны к барабану колеса крепится винтами обтюратор 21, защищающий от грязи внутренние полости барабана.

Рис. 4.4. Колесо тормозное:

1 — шпонка; 2 — диск нажимной; 3 — крышка регулятора зазора; 4 — дефлектор внутренний; 5 — блок цилиндров; 6 — винт для регулировки зазора; 7 — кольцо стопорное; 8 — колпак; 9 — корпус тормоза; 10 — фланец тормозной; 11 — шестерня привода инерционного датчика; 12 — головка штока аморстойки; 13 — поршень; 14 — датчик инерционный УАЗ7А; 15 — стержень; 16 — гильза; 17 — направляющая; 18 — диск промежуточный; 19 — диск металлический; 20 — борт барабана наружный (реборда съемная); 21 — обтюратор наружный; 22 — барабан колеса; 23 — кольцо; 24 — гайка; 25 — подшипник роликовый опорный; 26 — ось колеса; 27 — втулка распорная; 28 — болт контровочный; 29 — фланец опорный; 30 — сектор биметаллический; 31 — покрышка; 32 — камера; 33 — обтюратор



Тормоз колеса состоит из корпуса 9, блока цилиндров 5, трех биметаллических дисков 19, четырех промежуточных дисков 18, нажимного диска 2. Корпус тормоза выполнен из стали. К опорному фланцу 29 корпуса крепятся с помощью валиков и штыревых замков восемь съемных биметаллических секторов 30, образующих одну рабочую поверхность трения из легированного чугуна. На цилиндрической поверхности корпуса профрезерованы шестнадцать равномерно расположенных по окружности пазов, в которые входят шлицы нажимного диска 2 пакета тормозных биметаллических дисков. Для посадки блока цилиндров 5 на цилиндрической части

корпуса тормоза сделаны проточка и кольцевая канавка для стопорного кольца 7.

Блок цилиндров 5 отлит из алюминиевого сплава и представляет собой фасонный диск с восемью резьбовыми тнездами, в которые ввернуты гильзы 16. Внутри каждой гильзы размещается поршень 13. Уплотнение гильз и поршней осуществлено резиновыми и фторопластовыми кольцами, расположеными в кольцевых канавках гильз. Полосги цилиндров (гильза) соединены между собой каналом в блоке цилиндров. В восьми ступенчатых колодцах блока установлены регуляторы зазора 6, закрытые крышками 3, которые крепятся к блоку болтами.

К блоку цилиндров винтами крепится обтюратор 4, защищающий от загрязнения внутренние полости колеса. Крепление блока цилиндров 5 на корпусе тормоза осуществлено разрезным стопорным кольцом 7, которое удерживается колпаком 8. Он крепится к корпусу тормоза винтами с контровочными шайбами. В блок цилиндров ввернут угловой штуцер для подсоединения тормозной системы самолета к тормозу колеса. Для прокачки и проверки давления в тормозной системе в блоке установлен специальный клапан.

Биметаллический диск 19 состоит из тридцати двух секторов, склеенных попарно на стальном кольце. Сектор представляет собой листовой каркас из стали, залитый с одной стороны чугуном. Каждый сектор имеет шлиц, который входит в паз корпуса тормоза. Этими шлицами биметаллические диски удерживаются от проворота. При этом диски имеют возможность перемещаться вдоль оси тормоза. Промежуточный диск 18 состоит из двадцати четырех секторов, каждый сектор представляет собой каркас из стали, к которому припечена металлокерамика. Шлицевыми выступами секторов промежуточные диски входят в направляющие 17 барабана колеса. При вращении колеса промежуточные диски вращаются совместно с колесом, имея возможность перемещаться вдоль направляющих барабана. Поверхности биметаллических и промежуточных дисков образуют между собой трикционные пары трения.

Нажимной диск 2 выполнен из стали, к нему крепятся восемь съемных биметаллических секторов.

В диске просверлено восемь отверстий для крепления регуляторов зазора 6 и восемь отверстий для запрессовки стержней 15, которые передают усилие от поршней 13 на нажимный диск 2. По внутреннему диаметру диск 2 имеет шлицы, которые входят в пазы корпуса тормоза. На специальном фланце, который закреплен на корпусе тормоза, установлен датчик 14, шестерня которого находится в постоянном зацеплении с шестерней 11, установленной на ступице барабана колеса.

Работа тормоза. При подаче давления в цилиндры тормоза поршни 13 со стержнями 15 и нажимным диском 2 перемещаются в осевом направлении. При этом выбирается первоначальный зазор между дисками, пакет дисков сжимается, в результате чего при вращении колеса на трикционных поверхностях возникают

силы трения и, следовательно, тормозной момент. Нажимный диск, перемещаясь при торможении, сжимает возвратные пружины (рис. 4.5) регуляторов зазора. Величина максимального сжатия пружин равна величине хода зажима, который ограничен упором и крышкой. При сбросе давления в цилиндрах возвратные пружины отжимают нажимный диск и поршни в исходное положение. При этом тормозные диски освобождаются и колесо растормаживается.

При износе трущихся поверхностей в процессе торможения нажимный диск перемещается на дополнительную величину, равную величине износа. При последующем растормаживании нажимный диск перемещается в обратном направлении только на величину сжатия пружин в процессе торможения. Так при работе тормоза автоматически выдерживается постоянство зазора в пакете дисков.

Противоюзовая автоматика

В случаях когда в процессе торможения тормозной момент становится больше крутящего момента колеса, т. е. когда начинается юз колеса, инерционный датчик включает электромагнитный кран тормозной системы, который частично стравливает напор из цилиндров тормоза, и колесо растормаживается. Таким образом, изменение напора в тормозе в процессе торможения меняется, не допуская юза колеса.

Инерционный датчик служит для подачи электрических импульсов на электромагнитный кран для растормаживания колес в момент их проскальзывания относительно грунта.

Основные технические данные датчика

Напряжение питания	27 В $\pm 10\%$
Угловое замедление колеса, на которое реагирует датчик	450 ± 50 рад/с ²
Продолжительность электрического импульса при резкой остановке валика	не менее 0,8 с
Максимально допустимая частота вращения валика	16 400 об/мин.
Максимально допустимый ток через контакты концевого выключателя:	
при активной нагрузке	10 А
при индуктивной нагрузке	5 А

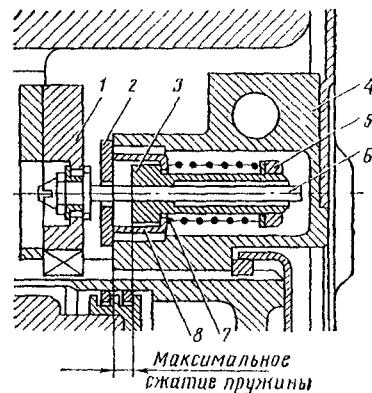


Рис. 4.5. Узел растормаживания с регулятором зазора:

1 — диск нажимный; 2 — крышка; 3 — зажим; 4 — блок цилиндров; 5 — гайка; 6 — стержень; 7 — пружина возвратная; 8 — упор

Механизм датчика смонтирован в корпусе 1 (рис. 4.6) и закрыт крышкой 13. В корпус запрессованы подшипники 4, на которых вращается приводной валик 6. На выступающем из корпуса конце валика установлена шестерня 5, входящая в зацепление с шестерней барабана колеса. На другом конце валика на подшипнике 7 установлен маховик 3. Связь маховика с валиком 6 осуществляется через фрикцион 11, корпус 9 которого подвижно установлен на валике.

Колодки фрикциона прижаты к маховику ленточной пружиной. В пазу валика 6 установлен толкатель 10, вращающийся вместе с валиком.

Выступы толкателя опираются на винтовые срезы торца корпуса 9.

В корпусе датчика установлен концевой выключатель, на кнопку которого при срабатывании датчика нажимает рычаг 12. На крышке датчика имеется трафарет, на котором указаны индекс датчика, номер его сборки и порядковый номер. Направление вращения валика указано стрелкой.

Датчик работает следующим образом. При вращении колеса шестерня 5 приводит во вращение валик 6 с толкателем 10. Выступы толкатаеля, упираясь в винтовые торцевые срезы корпуса фрикциона, передают вращение всему фрикциону и маховику, к которому прижаты колодки фрикциона

Рычаг 12 при этом не нажимает на кнопку концевого выключателя 2.

При торможении колеса, когда величина его углового замедления превысит величину, на которую отрегулирован датчик (что соответствует началу торможения колеса), маховик начинает обгонять валик 6, увлекая за собой корпус 9 фрикциона. При повороте корпуса 9 относительно валика выступы толкателя скользят по винтовым срезам торца корпуса. Толкатель отжимается в сторону крышки 13 и нажимает на рычаг 12.

Второе плечо рычага нажимает на кнопку концевого выключателя, который подает сигналы на растормаживание обоих колес.

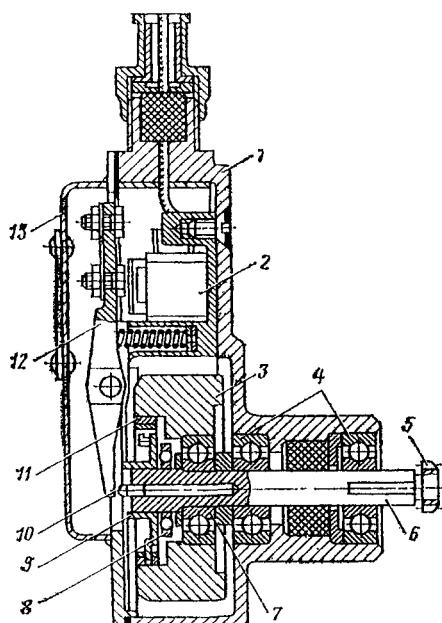


Рис. 4.6. Инерционный датчик:
1 — корпус датчика; 2 — выключатель концевой Д701; 3 — маховик; 4, 7, 8 — подшипники; 5 — шестерня; 6 — валик; 9 — корпус фрикциона; 10 — толкатель; 11 — фрикцион; 12 — рычаг; 13 — крышка

При дальнейшем повороте маховика с корпусом 9 относительно валика 6 рычаг, установленный на корпусе, упирается в выступ установленного толкателя и сжимает пружину фрикциона, уменьшая величину момента сцепления между маховиком и фрикционом. Корпус 9 останавливается, а маховик продолжает вращаться относительно валика, расходя кинетическую энергию на трение по фрикциону 11. Угловая скорость маховика уменьшается, и после того, как она станет равной нулю, корпус 9 фрикциона повернется в сторону, противоположную направлению вращения валика. Толкатель возвратится в исходное положение под действием пружины рычага 12, кнопка концевого выключателя освободится. Снова произойдет затормаживание колес.

Переднее шасси

Переднее шасси (рис. 4.7) — двухколесное, с рычажной подвеской колес и азотно-масляным амортизатором. Рычажная подвеска колес обеспечивает амортизацию не только вертикальных, но и горизонтальных ударов, возникающих при посадке и при движении самолета по аэродрому.

Передняя нога состоит из амортизационной стойки 12 с центрирующим устройством 19, двух нейтромозных колес 15, рулевого механизма, гидроцилиндр 6 которого выполняет также роль гасителя колебаний, гидроцилиндра 4 уборки-выпуска шасси, замка выпущенного положения, замка убранного положения 1 и механизмов управления створками отсека передней ноги. При выпущенном положении шасси угол наклона оси амортизационной стойки составляет 8° вперед от вертикали. В этом положении амортизационная стойка удерживается за скобу замком выпущенного положения, установленным в нижней части шпангоута 4.

В убранном положении нога удерживается крюком замка убранного положения 1 за скобу 16, закрепленную на рычаге подвески колес. Замок убранного положения крепится к полу кабины пилотов в верхней части отсека шасси.

Центрирующее устройство при отрыве колес передней ноги от земли устанавливает колеса в нейтральное положение. Рулевой цилиндр 6 обеспечивает поворот колес передней ноги в пределах 45° в обе стороны. Для предотвращения поворота колес в полете на амортизационной стойке установлен концевой выключатель, который при разжатом амортизаторе разрывает электропуть управления поворотом.

При уборке шасси жидкость из гидросистемы одновременно поступает в гидроцилиндр замка выпущенного положения и в гидроцилиндр 4 уборки-выпуска передней ноги. Замок открывается, нога начинает убираться, одновременно приводя в действие механизмы управления передними и средними створками, которые открываются и пропускают переднюю ногу в отсек шасси. В конце уборки скоба 16 входит в зев убранного положения, замок закрывается.

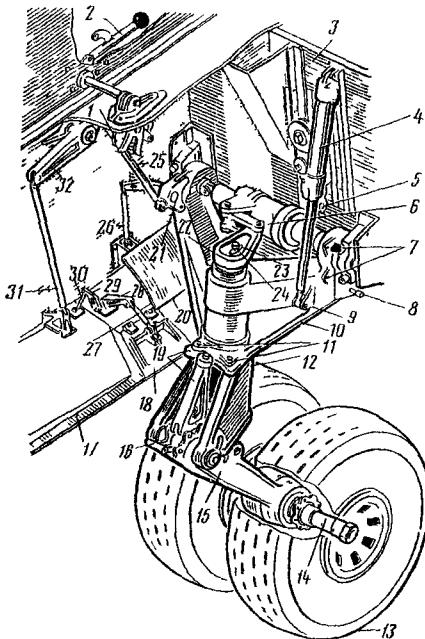


Рис. 47 Переднее шасси

1 — замок убранного положения, 2 — ручка аварийного открытия замка убранного положения, 3 — стена плангоута, 4 — гидроцилиндр уборки выпуска переднего шасси, 5 — механизм обратной связи, 6 — гидроцилиндр рулевой, 7 — приливы под кронштейн 21, 8 — палец привода задней левой створки, 9 — кронштейн крепления штока гидроцилиндра, 10 — траверса амортизационной стойки, 11 — ушки траперсы под павеску центрирующего кулака, 12 — амортизационная стойка, 13 — колесо ветромозое, 14 — ось колеса, 15 — рычаг подвески колес со стрелочным указателем обжатия амортизационной стойки, 16 — скоба подвески шасси на замок убранного положения, 17 — створка передняя, 18 — створка средняя, 19 — центрирующее устройство, состоящее из кулака, ролика и кронштейна, 20 — створка задняя, 21 — кронштейн механизма управления створками, 22 — хомут системы разворота колес, 23 — крышка амортизатора, 24 — штуцер зарядный амортизатора, 25, 26, 27, 30, 31 — гайки, 28, 29, 32 — качалки

вается, одновременно происходит за гытие всех створок отсека передней ноги

При выпуске шасси работа механизмов осуществляется в обратном порядке. В конце выпуска скоба амортизационной стойки входит в зев замка выпущенного положения, замок закрывается. Для смягчения ударов при остановке передней ноги на замки убранного и выпущенного положений в цилиндре уборки-выпуска встроены специальные демпфирующие устройства

Конструкция стойки. Амортизационная стойка передней ноги (см. рис. 47) состоит из траверсы 10, цилиндра амортизатора с плунжером, штока с головкой, буксами и уплотнительным пакетом, рычага 15 с осью колеса 14, шатуна и центрирующего устройства 19.

Амортизатор передней ноги азотно-масляного типа с торможением на прямом и обратном ходе образован внутренними полостями цилиндра и штока и заполнен строго определенным количеством масла и азота

Основные технические данные амортизатора

Максимальный ход штока	160 мм
Стояночная усадка по штоку амортизатора	80—125 мм
Начальное давление азота (технический азот 2 го сорта)	15^{+1} кгс/см ²
Рабочая жидкость	АМГ 10
Объем заливаемого масла	1500 см ³

Траверса 2 (рис. 4.8) амортизационной стойки выштампovана из алюминиевого сплава и в верхней части имеет две проушины, в которых закреплены болтами 4 стальные цапфы 5 для крепления передней ноги в разъемных подшипниках 7, установленных на штангоуте 4 в кронштейнах 6. Внутренние концы цапф заканчиваются вилками 3, к которым крепятся концы штока рулевого цилиндра. Слева на траверсе имеется ушко 9 (см. рис. 4.9) для подсоединения штока цилиндра уборки-выпуска передней ноги, а сзади — ушко с запрессованными в него бронзовыми втулками для крепления скобы установки передней ноги на замок выпущенного положения. Кроме того, по бокам траверсы установлены два стальных пальца 8 с роликами для привода механизма управления малыми створками отсека передней ноги и по паре ушков 7 для установки рычагов 21 механизмов управления большими створками. В нижней части спереди траверсы имеют два ушка 11 с запрессованными в них стальными втулками для крепления профилированного кулачка 19 центрирующего устройства. В центральном отверстии траверсы, установлен цилиндр амортизатора.

Цилиндр амортизатора в нижней части имеет вильчатый кронштейн для установки рычага 15 подвески колес. В отверстия кронштейна запрессованы бронзовые втулки, для смазки которых на проушинах кронштейна установлены масленки. После установки на цилиндр траверсы 10 с подшипниками и сальниками весь пакет зажимается гайкой. Сверху во внутреннюю расточку

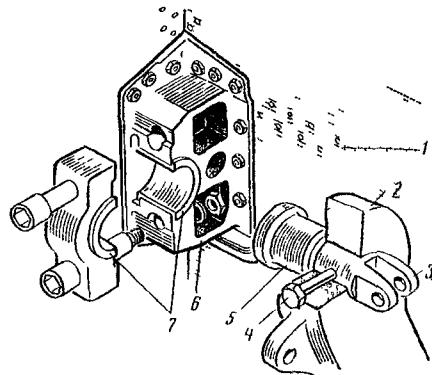


Рис. 4.8. Правый узел крепления шасси к фюзеляжу:

1 — стена отсека шасси задняя, 2 — траверса амортизационной стойки, 3 — вилка крепления цилиндра демпфера, 4 — болт, 5 — цапфа, 6 — кронштейн крепления шасси; 7 — подшипник

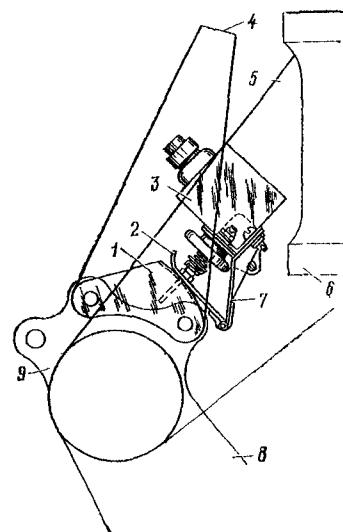


Рис. 4.9 Установка концевого выключателя на амортизационной стойке переднего шасси

1 — кронштейн, 2 — скоба, 3 — выключатель концевой ДИ 702, 4 — рычаг центрирующего устройства, 5 — кронштейн цилиндра амортизатора, 6 — цилиндр амортизатор, 7 — пружина, 8 — рычаг подвески колес, 9 — ушко скобы подвески шасси на замок убранныго положения

цилиндра вставлен хомут 22 рулевого механизма, закрепленный шестью штифтами. Они удерживаются от выпадания кольцом, закрепленным на цилиндре винтами. Верхняя часть хомута закрыта крышкой 23 с отверстием для зарядного клапана 24.

Рычаг 15 подвески колес на нижнем конце имеет головку для установки оси колес, на верхнем конце — два гребня с отверстиями для крепления рычага центрирующего устройства 19 и скобы 16 подвески ноги на замок убранного положения. На внешней стороне правого гребня рычага 15 установлен кронштейн 19 (см. рис. 4.7), который при отрыве колес передней ноги от земли нажимает через скобу 2 (рис. 4.9) на штырь концевого выключателя 3, выключающего систему поворота колес. Концевой выключатель закреплен на правой проушине кронштейна цилиндра амортизатора. Скоба 2, шарнирно подвешенная на пружине 7, защищает штырь концевого выключателя от изгибающих нагрузок.

Центрирующее устройство 19 амортизационной стойки состоит из стального штампованного рычага, установленного на рычаге 15 подвески колес, ролика и профилированного кулачка. Кулачок установлен на ушках траверсы на поперечных шлицах, что обеспечивает возможность регулировки центрирующего устройства. Ролик на двух бронзовых втулках установлен на оси, которая вставлена в отверстие рычага и законтрена болтом.

При отрыве колес от земли нижняя головка рычага подвески колес опускается и ролик прижимается к профилированному кулачку. При этом ролик скатывается в углубление кулачка и колеса передней ноги устанавливаются в нейтральное положение. Ось колес передней ноги выполнена из толстостенной стальной трубы и фиксируется от осевого смещения в подшипниках двумя тайками.

Работа амортизатора

При ударе колес о землю рычаг подвески колес поворачивается и через шатун перемещает вверх шток (рис. 4.10). При этом жидкость, находящаяся в штоке, выталкивается в полость цилиндра через центральное и боковые отверстия в поршне плунжера, отжимая плавающий клапан в верхнее положение. Жидкость, попавшая внутрь плунжера, вытекает в полость цилиндра через боковые отверстия в трубе плунжера. Происходит дополнительное сжатие азота, находящегося в верхней части амортизатора. Торможение штока на прямом ходе осуществляется за счет гидравлического сопротивления калиброванных отверстий поршня и иглы штока. Игла спрофилирована так, что при перемещении штока величина кольцевого зазора по мере обжатия амортизатора постепенно уменьшается. Поэтому при малых перемещениях штока (например, при рулежке) толчки, действующие на шток, демпфируются в основном сжатием азота, что обеспечивает более мягкую амортизацию толчков при рулении самолета.

При обратном ходе штока амортизатора жидкость из полости цилиндра проталкивается в полость штока за счет энергии сжатого азота. При этом клапан 4 прижимается к поршню и перекрывает

отверстия в поршне. Жидкость перетекает только через калиброванные отверстия в клапане. На проталкивание жидкости при обратном ходе расходуется больше энергии, чем при прямом ходе. Вследствие этого шток тормозится более интенсивнее, предотвращая резкие качки носовой части самолета.

Колеса переднего шасси

На передней ноге установлены два нетормозных колеса К2-105 с пневматиками полубаллонного типа размером 700×250. Колеса вращаются в подшипниках рычага амортизационной стойки вместе с осью. Барабан 2 колеса (рис. 4.11) представляет собой фасонную отливку из магниевого сплава. Бурт барабана выполнен съемным в виде двух полуреборд 1, выштампованных из алюминиевого сплава и соединенных между собой двумя планками на болтах. Съемный борт удерживается от осевого перемещения буртиками на ободе барабана, а от поворота шпонками 9, которые крепятся к барабану винтами. С внешней стороны в барабане имеется отверстие для вентиля камеры пневматика.

В ступицу барабана с обеих сторон запрессованы стальные втулки 5, которыми барабан опирается на ось 8. К барабану восьмью болтами крепится шлицевой фланец 13, шлицы которого входят в зацепление со шлицами оси. Для предотвращения попадания пыли и грязи на шлицевое соединение и подшипник в торце шлицевого фланца проточена кольцевая канавка, в которую вложено резиновое кольцо, прижимающееся к торцу тайки 4. Ог осевого смещения барабан 2 удерживается гайкой 6, навернутой на конец оси и упирающейся в торец стальной втулки барабана.

Для предотвращения попадания грязи внутрь барабанов колес на них с обеих сторон установлены противогрязевые щетки.

Механизм управления поворотом колес переднего шасси

Механизм управления поворотом колес переднего шасси предназначен для улучшения маневренности самолета на земле. Управление колесами построено по принципу необратимой бу-

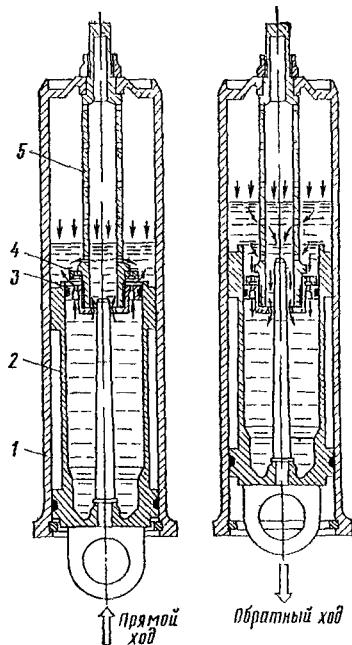


Рис. 4.10 Схема работы амортизатора:

1 — цилиндр амортизатора; 2 — шток; 3 — поршень плунжера; 4 — клапан плавающий; 5 — труба плунжера

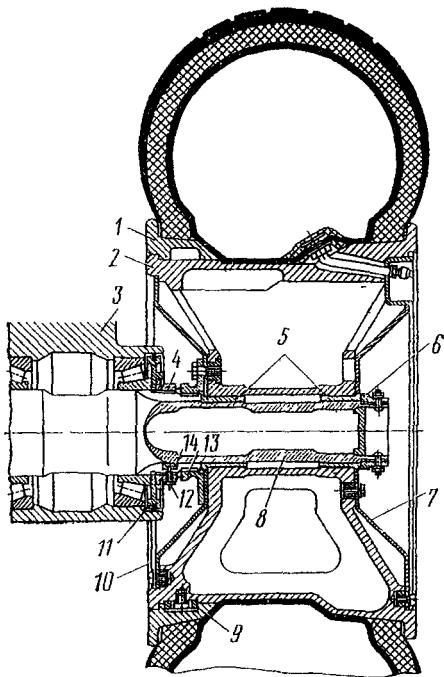


Рис 4.11 Установка колес переднего
шасси.

1 - реборда съемная, 2 - барабан колеса; 3 - рычаг подвески колес; 4 - гайка; 5 - втулка стальная, 6 - гайка; 7 - обтюратор внешний, 8 - ось колеса; 9 - шпонка, 10 - обтюратор внутренний; 11 - обтюратор подшипника роликового; 12 - винг стопорный, 13 - фланец шлицевой; 14 - вкладки

сованы бронзовые втулки. Болт удерживается от поворота в проушинах цилиндра выступом на верхней проушине, который входит в лыску на головке болта.

Второй конец поводка с помощью валика 12 и сферического подшипника 10 соединен с хомутом 7. Валик удерживается в поводке стопорной пластиной 14.

Система обратной связи состоит из качалки 2, валика 6 с двумя шкивами 8 и 9 и тросовой проводки. Качалка 2 установлена на оси 17 на двух шарикоподшипниках. Ось закреплена штифтом 16 в кронштейне 3, установленном на стенке шпангоута 4. Ролик 1 качалки входит в паз гайки-буксы рулевого цилиндра. Валик 6 установлен на двух шарикоподшипниках в расточках кронштейна 19, который закреплен болтами на стенке шпангоута 4. На этом же кронштейне установлен кран 4.

Шкив 9 соединен с сектором качалки 2 двумя тросами, которые закреплены в канавках шкива с помощью шариковых наконечни-

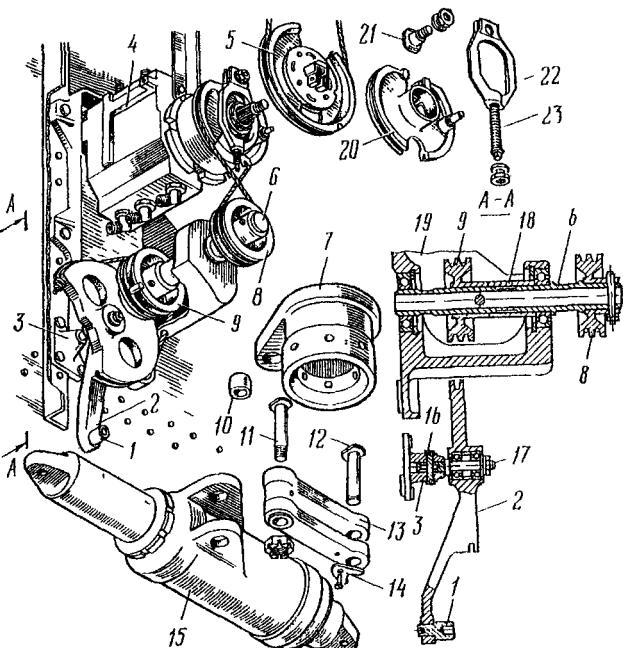
стерной системы, в которой на штурвал и педали никакой нагрузки от колес не передается. Пилот преодолевает только силы трения, возникающие в проводке.

Максимальная скорость, поворота колес зависит только от гидросистемы (насколько быстро жидкость поступает или вытекает из гидроцилиндра управления), а не от скорости вращения штурвала. Если вращать штурвал быстрее, чем это позволяет гидросистема, то возникает только ощущение «тяжелого» управления. Скорость поворота колес от этого не увеличивается.

Рулевой механизм состоит из гидроцилиндра 15 (рис. 4.12), поводка 13, хомутика 7, установленного на верхней части цилиндра амортизационной стойки, и следящей системы (обратной связи) рулевого гидроцилиндра с управляющим золотниковым распределительным краном 4. Поводок 13 рулевого механизма крепится в проушинах рулевого цилиндра болтом 11. В отверстие под болт с обеих сторон запрессованы стопорные кольца 12.

Рис 4 12 Рулевой механизм

1 — ролик, 2 — качалка с сектором, 3 — кронштейн, 4 — кран РГ8/А, 5 — шкив рулевого управления краном РГ8/А, 6 — валик, 7 — хомут амортизационной стойки, 8, 9 — шкивы промежуточные, 10 — подшипник сферический, 11 — болт, 12 — валик, 13 — поводок, 14 — пластина стопорная, 15 — цилиндр рулевой, 16 — штифт, 17 — ось, 18 — втулка распорная, 19 — кронштейн, 20 — шкив крана распределительного, 21 — упор троса, 22 — рамка, 23 — винт регулировочный



ков. Натяжение тросов регулируется резьбовым наконечником с гайкой на верхнем тросе. Шкив 8 соединен со шкивом 20 тросом, натяжение которого регулируется винтом 23. При движении самолета по земле с выключенной системой управления передней ногой рулевой цилиндр работает как гаситель колебаний. Колебания хомута 7 через поводок 13 передаются корпусу рулевого цилиндра, который перемещается по штоку. При этом жидкость перетекает из одной полости цилиндра в другую и обратно через штуцера в корпусе цилиндра и дроссель гидросистемы, который создает необходимое демпфирование.

При включенной системе управления передней ногой жидкость под давлением поступает из крана 4 в левую или правую полость рулевого цилиндра, корпус которого, скользя по штоку, с помощью поводка поворачивает в нужную сторону хомут и амортизатор с колесами.

Замок выпущенного положения (рис 4 13) установлен спереди на стенке шлангоута 4. Корпус замка состоит из двух направляющих щек 1 и фланца 13 для крепления замка к стенке шлангоута. К корпусу крепится болтами кронштейн 4, выштампованный из алюминиевого сплава. Между щеками корпуса на оси 11 установлен крюк 2, на котором имеется пружина 19, удерживающая крюк в открытом положении. Концы пружины закреплены на болте 12, установленном в отверстиях щек. Болт 12 является ограничителем, в который упирается выступ крюка при его полном открытии.

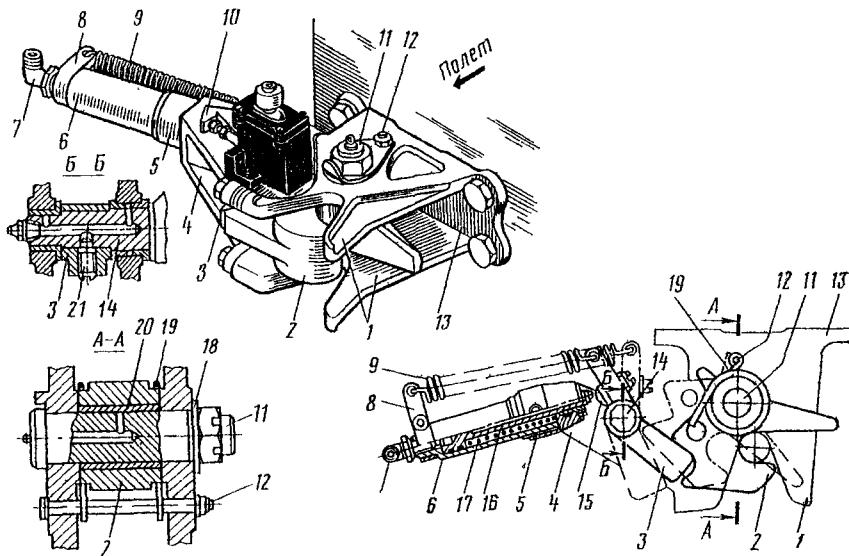


Рис. 4.13. Замок выпущенного положения.

1 — щеки направляющие; 2 — крюк; 3 — защелка; 4 — кронштейн; 5 — головка гидроцилиндра; 6 — корпус гидроцилиндра; 7 — штуцер; 8 — хомут; 9, 17, 19 — пружины; 10 — рычаг; 11 — ось крюка; 12 — болт; 13 — фланец; 14 — валик; 15 — болт регулировочный; 16 — шток; 18 — шайба, 20 — втулка, 21 — винт стопорный

В осевое отверстие крюка запрессована бронзовая втулка 20, которая при повороте крюка скользит по неподвижной оси 11. Смазка соединения осуществляется по осевому и радиальному каналам оси через масленку, ввернутую в головку оси. В прорези кронштейна 4 установлена защелка 3, которая прижимается к крюку двумя пружинами 9. Пружины крепятся к хвостовику защелки и хомуту 8 гидроцилиндра.

Гидравлический цилиндр одностороннего действия служит для открытия замка при уборке шасси. Цилиндр состоит из корпуса 6, ввернутого в головку, и штока 16 с поршнем. Головка цилиндра выполнена вместе с кронштейном 4. В отверстие головки запрессована бронзовая направляющая с сальником. На шток надета пружина 17, отжимающая его в сторону штуцера 7, через который жидкость из гидросистемы поступает в цилиндр. В конец штока запрессован наконечник, который при выдвижении штока упирается в регулировочный болт 15 защелки. На корпусе замка установлен концевой выключатель гель, сигнализирующий о закрытии замка выпущенного положения. Управление концевым выключателем осуществляется рычагом 10, отлитым как одно целое с валиком 14.

Зашелка неподвижно посажена на валик 14, который может свободно поворачиваться в отверстиях кронштейна 4. Валик удерживается от выпадания стопорным винтом 21. В отверстия кронштейна 4 под валик запрессованы бронзовые втулки.

Основные технические данные цилиндра

Внутренний диаметр	26 мм
Максимальный ход штока	18 »
Рабочее давление	155 кгс/см ²

Р а б о т а з а м к а. При уборке шасси жидкость из гидросистемы подается к штуцеру 7 цилиндра замка и перемещает поршень, сжимая пружину 17. Наконечник штока 16, упираясь в регулировочный болт 15, поворачивает защелку, которая выходит из зацепления с крюком и освобождает его. Под действием пружины 19 крюк поворачивается до упора в болт 12, освобождая скобу амортизационной стойки. При сбрасывании давления из гидроцилиндра пружина 17 возвращает шток в исходное положение. Крюк удерживается в открытом положении пружиной 19.

При выпуске шасси скоба амортизационной стойки передней ноги попадает в направляющие щеки 1 и нажимает на хвостовик крюка, который поворачивается и захватывает скобу. Защелка фиксирует крюк в закрытом положении. Рычаг 10 нажимает на штырь концевого выключателя, и в кабине экипажа загорается зеленая лампа, сигнализирующая о том, что передняя нога шасси полностью выпущена и замок закрыт.

Замок убранного положения установлен под полом кабины пилотов, в верхней части отсека передней ноги. Корпус 2 замка (рис. 4.14) выштампован из алюминиевого сплава и имеет направляющую щеку 14 для скобы подвески передней ноги. В корпусе замка установлены крюк 16 и защелка 13. Хвостовик крюка имеет ролик 12.

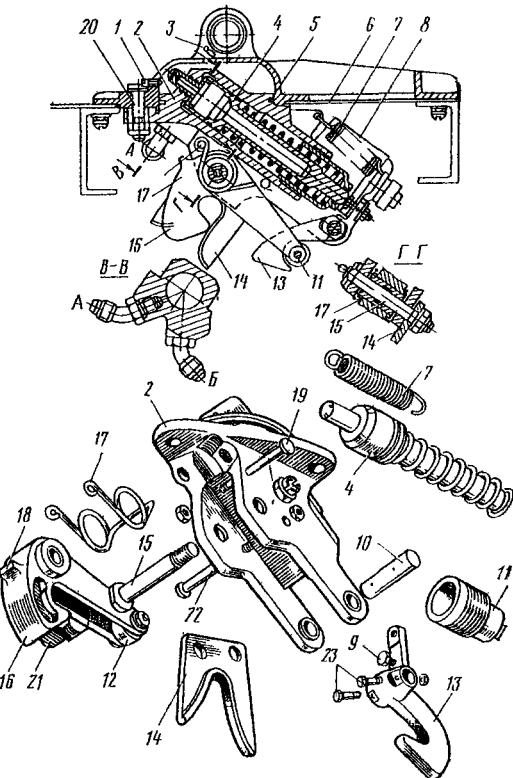


Рис. 4.14. Замок убранного положения

1 — винт стопорный; 2 — корпус замка; 3 — кронштейн механизма ручного открытия замка; 4 — поршень со штоком; 5 — кольцо уплотнительное; 6 — пол кабины экипажа; 7 — пружина защелки; 8 — выключатель концевой ДП-702; 9 — винт регулировочный; 10 — валик; 11 — крышка гидроцилиндра; 12 — ролик; 13 — защелка; 14 — щека направляющая; 15 — ось крюка; 16 — крюк; 17 — пружина крюка; 18 — упор; 19, 20, 22 — болты; 21 — штырь; 23 — винт

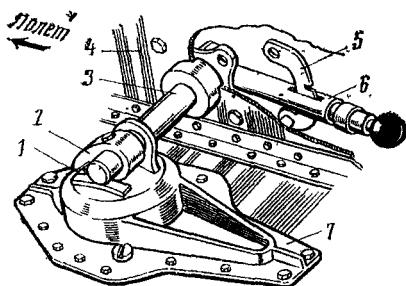


Рис. 4.15. Механизм ручного открытия замка:

1 — шток гидроцилиндра замка; 2 — толкатель; 3 — вал; 4 — стена пульта правая; 5 — скоба; 6 — ручка; 7 — кронштейн

На крюке установлена пружина 17, удерживающая крюк в открытом положении. Концы пружины закреплены на болте 19. Осью крюка является болт 15, в осевое отверстие крюка запрессована бронзовая втулка. Смазка втулки осуществляется по осевому и радиальному каналам болта через масленку, ввернутую в его головку.

Зашелка установлена на валике 10, который удерживается от выпадания двумя винтами 23. В отверстия корпуса под валик запрессованы бронзовые втулки. Зашелка удер-

живается в закрытом положении пружиной 7. В расточке корпуса замка, закрытого крышкой 11, смонтирован гидравлический цилиндр одностороннего действия, открывающий замок при выпуске шасси. На шток цилиндра надета пружина, обеспечивающая обратный ход штока. Оба конца штока выступают из цилиндра наружу: верхний — через отверстие в корпусе, нижний — через отверстие в крышке. Нижний конец при выдвижении штока упирается в регулировочный винт 9 защелки. На верхний конец штока на jakiает толкатель механизма ручного открытия замка. В верхнюю часть цилиндра ввернуты входной и выходной штуцера, оси которых смешены на 12 мм по оси цилиндра.

Основные технические данные цилиндра

Внутренний диаметр	30 мм
Максимальный ход штока	13,5 »
Рабочее давление	155 кгс/см ²

На корпусе замка установлен концевой выключатель 8, сигнализирующий о закрытии замка при уборке шасси, когда штырь 21 крюка нажимает на шток концевого выключателя.

Механизм аварийного ручного открытия замка (рис. 4.15) состоит из ручки, трубы с толкателем и кронштейна.

Кронштейн установлен на чопу кабины под центральным пультом. Снизу к кронштейну крепится корпус замка. Ручка установлена около правого пилота на боковой стенке центрального пульта. Для аварийного открытия замка ручку нужно снять с защелки и потянуть вверх до упора. При этом толкатель нажмет на верхний конец штока замка. В этом положении ручка также фиксируется защелкой.

При выпуске шасси жидкость из гидросистемы подается к штуцеру А (см. рис. 4.24) и перемещает поршень вниз. После открытия замка поршень открывает отверстие штуцера Б, через которое

жидкость поступает к гидроцилиндру уборки-выпуска передней ноги. Последовательная подача жидкости сначала к цилиндру замка, а затем к цилиндру уборки-выпуска обеспечивает снятие шасси с замка.

Механизм управления створками переднего шасси

Отсек передней ноги шасси закрывается двумя передними, двумя средними и двумя задними створками. Передние и средние створки закрывают отсек при выпущенном и убранном положениях шасси, задние только при убранном положении. В закрытом положении створки являются частью поверхности фюзеляжа. Передние створки открываются наружу, средние и задние — внутрь отсека шасси.

На левой передней створке имеется специальный замок, позволяющий отсоединять створку от тяги механизма управления. Управление передними створками отсека передней ноги осуществляется двумя одинаковыми механизмами, связывающими створки с траверсой амортизационной стойки.

Каждый механизм состоит из рычага 6 (рис. 4.16), установленного на траверсе, качалки 1, тяг 5 и 20. Качалка 1 на двух шарикоподшипниках установлена на хромансилевом пальце 2, который вставлен в гнездо штампованной из алюминиевого сплава плины, закрепленной болтами на стенке отсека передней ноги. Для обеспечения необходимой жесткости узла свободный конец пальца 2 поддерживается кронштейном 4, который закреплен на поперечных профилях потолка отсека передней ноги. Тяга 5 выполнена из хромансилевой трубы, тяга 20 — из дюралюминиевой. Каждая тяга на одном конце имеет регулировочный наконечник.

При уборке рычаг 6 поворачивается вместе с амортизационной стойкой, толкает тягу 5 и поворачивает качалку 1. Происходит постепенное открытие створки, согласованное с уборкой ме-

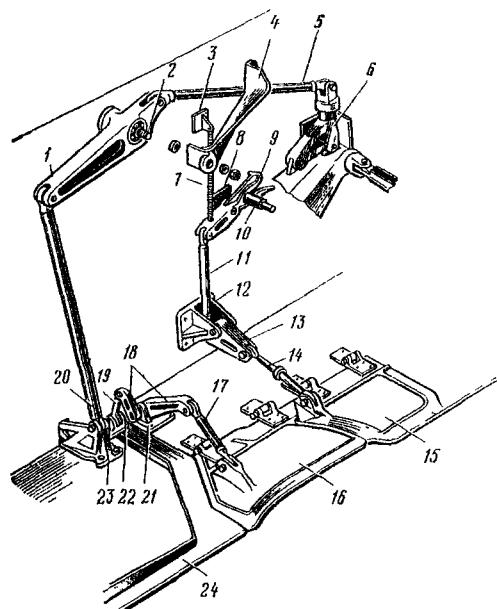


Рис. 4.16. Механизм управления створками:
1, 13, 18 — качалки двуплечие; 2 — палец; 3, 4, 8, 12, 21, 22, 23 — кронштейны; 5, 11, 14, 17, 19, 20 — тяги; 6 — рычаг амортизационной стойки; 7 — пружина; 9 — кулиса; 10 — палец амортизационной стойки; 15 — створка задняя; 16 — створка средняя; 24 — створка передняя

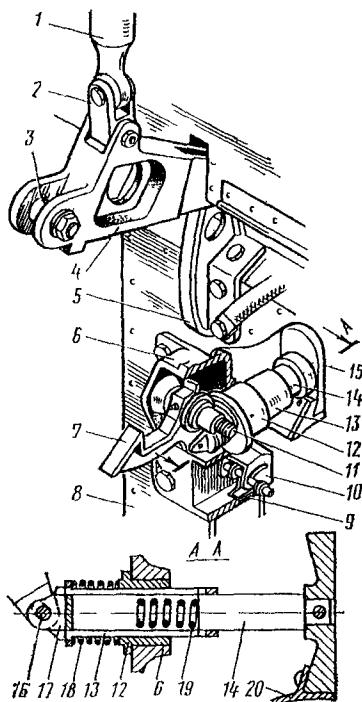


Рис. 4.17 Замок для открытия передней левой створки на земле

1 — тяга механизма управления створкой, 2 — кардан, 3, 11 — болты, 4 — качалка, 5 — кронштейн подвески створки, 6 — корпус замка, 7 — крюк, 8 — створка, 9, 18, 19 — пружины; 10 — защелка, 12 — втулка направляющая, 13 — цилиндр, 14 — шток, 15 — рукоятка; 16 — валик, 17 — вилка, 20 — упор

из цилиндра 13, штока 14 с рукояткой 15 своими проушинами подсоединен к хвостовику крюка с помощью валика 16. Этим же валиком закреплена вилка 17, вставленная внутрь цилиндра и являемая упором для пружины 19. На цилиндр надета пружина 18, отжимающая крюк в закрытое положение. Пружина упирается в буртик цилиндра 13 и в направляющую втулку 12 корпуса. Внутрь цилиндра вставлен шток 14, радиальные выступы которого скользят в продольных пазах цилиндра. Этим предотвращается проворачивание штока в цилиндре. На штоке закреплена рукоятка с упором 20.

Зашелка 10 удерживает рукоятку в утопленном положении при закрытом замке. Для открытия замка необходимо нажать на защелку, сжимая пружину 9, при этом пружина 19 вытолкнет рукоят-

редней поги. Полное открытие створки на угол 85° соответствует повороту качалки 1 на угол 72° . Дальнейший поворот рычага 6 вызывает поворот качалки 1 в обратном направлении, при этом происходит постепенное закрытие створки.

Замок для открытия передней левой створки. Замок установлен на передней створке в зоне ее заднего кронштейна подвески (рис. 4.17). Замок состоит из корпуса 6, крюка 7, качалки 4 и механизма привода крюка. Качалка 4 выштампана из алюминиевого сплава и установлена на одной оси с кронштейном 5 подвески створки. В отверстия качалки под ось запрессованы бронзовые втулки. К качалке 4 с помощью кардана 2 крепится тяга 1 механизма управления левой створкой. На свободном конце качалки установлен стальной болт 3, в зацепление с которым при закрытом замке входит крюк 7.

Корпус 6 замка отлит из алюминиевого сплава и прикреплен болтами к створке. В корпусе установлены крюк 7 и механизм привода крюка. Крюк отлит из стали, осью крюка служит болт 11, который входит в бронзовые втулки. В хвостовике крюка имеется овальное отверстие для подсоединения механизма привода. Механизм привода состоит

ку из гнезда створки. Крюк 7 выводится из зацепления с болтом 3 при вытягивании рукоятки.

Механизм управления средними створками. Управление средними створками механическое с приводом от передних створок. Каждая створка управляет отдельным механизмом (см рис 4 26). Механизм управления состоит из вала с неподвижно закрепленной двуплечей качалкой 18, тяги 19, связанной с кронштейном 22, закрепленным на передней створке, и тяги 17, соединенной со средней створкой 16. Вал с качалкой 18 установлен в кронштейне 21 нижней панели отсека. Для регулировки положения створок в тяге 17 имеется резьбовой наконечник.

При выпуске передней ноги открываются большие створки. Движение от большой створки передается через тягу 19 на вал с качалкой 18 и тягу 17, под действием которой средняя створка открывается внутрь. По окончании выпуска шасси передние створки закрываются, соответственно закрываются средние створки.

Управление и сигнализация уборки и выпуска шасси

Управление гидравлическим краном уборки-выпуска шасси электродистанционное. Переключатель уборки-выпуска установлен справа на центральном пульте. Во избежание случайной уборки шасси на земле в электрическую цепь уборки включен концевой выключатель, установленный на двухзвеннике правой главной ноги. При обжатии амортизационной стойки массой самолета электрическая цепь уборки разрывается.

При выходе из строя электроцепи выпуска можно выпуск пропасти вручную, для чего необходимо потянуть за ручку, расположенную в грузовой кабине справа вверху у шпангоута 21. Доступ к ручке осуществляется через откидную панель потолка. При выходе из строя гидросистемы замки убранного положения можно открыть вручную. Ручка открытия замков главных ног расположена в грузовой кабине, в коробке потолка справа у шпангоута 17. Ручка открытия замка передней ноги расположена в кабине пилотов справа на центральном пульте.

В случае аварийного выпуска шасси при ручном открытии замков убранного положения слив жидкости из цилиндра уборки-выпуска обеспечивается через сливной вентиль, расположенный в нижней части центрального пульта. Для контроля за уборкой и выпуском шасси на самолете имеется световая и звуковая сигнализация.

На замках убранного и выпущенного положения каждой стойки шасси установлены концевые выключатели 1, 4, 5, 11, сигнализирующие о том, что шасси выпущено или убрано и зафиксировано замком выпущенного или убранного положения. Сигнал от концевых выключателей поступает на пилотажно-посадочный сигнализатор 9. Когда шасси выпущено, на сигнализаторе 9 горят зеленые сигнальные лампы 8, когда шасси убрано, горят красные сигнальные лампы 6. Убранное и выпущенное положение каждой ноги

шасси сигнализируется отдельной сигнальной лампой на пилотажно-посадочном сигнализаторе. Лампы убранного положения ног расположены на фоне силуэта самолета и имеют красные светофильтры. Лампы выпущенного положения расположены ниже и имеют зеленые светофильтры.

Слева на пилотажно-посадочном сигнализаторе имеется световое табло «Выпусти шасси», которое в случае перевода двигателей на малый газ при убранном шасси включается микровыключателями, связанными с рычагами управления двигателями. Одновременно включается сирена, установленная справа на стенке шпангоута 7. Так как микровыключатели включены в электроцепь последовательно, то при переводе на малый газ рычага одного двигателя сигнализация не включается.

Справа на пилотажно-посадочном сигнализаторе расположено табло «Выпусти закрылки», в нижней части сигнализатора — ручка управления шторками сигнальных ламп. Эта же ручка является кнопкой проверки исправности всех ламп. При нажатии на кнопку все исправные лампы должны загореться. Управление золотниковым распределительным краном поворота колес передней ноги на рулежном режиме осуществляется рукойткой, расположенной на левом пульте, а на взлетно-посадочном режиме — от педалей управления рулем направления. На рулежном режиме угол поворота колес в обе стороны составляет 45° , на взлетно-посадочном режиме — 10° .

Распределительный кран включается на рулежный или взлетно-посадочный режим работы переключателем, расположенным слева внизу на левой панели приборной доски. Выше переключателя расположены лампы сигнализации включения рулежного или взлетно-посадочного режима. Во избежание поворота колес при убранном положении шасси в случае непроизвольного включения системы поворота электроцепь управления поворотом дополнительно разрывается концевым выключателем, установленным на амортизационной стойке передней ноги.

Управление тормозами колес осуществляется педалями, аварийное торможение — рычагами на центральном пульте. Выключатель и сигнальные лампы автомата торможения расположены на щитке выключателей под средней панелью приборной доски.

Основные рекомендации по техническому обслуживанию шасси

При эксплуатации самолета на шасси выполняется перечень работ, способствующих поддержанию его в течение межремонтного ресурса в исправном состоянии. К основным из них относятся: дефектация с целью обнаружения трещин, царапин, забоин, коррозии, ослабления крепления агрегатов, нарушение герметичности магистралей гидросистемы; определение технического состояния колес и тормозных устройств; проверка кинематики уборки и выпуска шасси, открытие и закрытие замков, открытие и закрытие

створок с целью определения усилий прижима, зазоров, люфтов, а также времени перемещения органов приземления из одного крайнего положения в другое; проверка зарядки пневматиков и амортизаторов; регулировка зазоров и усилий прижима; смазка подшипников и шарнирных соединений; замена колес и авишнин; техническое обслуживания тормозных устройств.

Периодичность выполнения перечисленных выше работ изложена в регламенте по техническому обслуживанию самолета АН-26, а порядок выполнения работ в технологических указаниях по техническому обслуживанию шасси.

Техническое обслуживание амортизаторов шасси. Проверяют герметичность уплотнительных узлов амортизаторов и величину осадки амортизаторов замером выхода штока. Нарушение герметичности уплотнительных узлов происходит из-за большого износа манжет или появления на штоке глубоких рисок. Риски на штоке могут появиться из-за попадания песка под уплотнительные манжеты. В случае незначительного подтекания гидросмеси необходимо подтянуть гайку, снимающую пакет уплотнительных манжет, или заменить манжеты новыми. При подтягивании гайки манжета необходимо сбросить давление азота в амортизационной стойке.

При наличии глубоких рисок (глубиной более 0,1 мм и длиной более 20 мм) на поверхности штока или при нарушении хромированной поверхности штока необходимо амортизатор сдать в ремонт. Подтекание гидросмеси или утечка азота из полости амортизатора приводит к падению давления и осадке амортизатора больше нормальной. Утечка азота может произойти из-за плохой герметичности зарядного клапана. В этом случае необходимо проверить герметичность амортизатора нанесением мыльной пены на места возможной утечки азота. При обнаружении утечки необходимо ее устранить подтягиванием зарядного клапана, заглушки, заменой прокладок или заменой зарядного клапана. Перед заменой прокладок под клапаном, заглушкой или при замене самого клапана необходимо полностью сбросить давление азота в амортизаторе.

Заливка и зарядка амортизатора. Для дозаливки амортизаторов необходимо поднять самолет гидроподъемниками до открытия колес от земли. Затем медленно сбросить давление азота до нуля, после чего вывернуть зарядные клапаны. Перед дозаливкой выдержать амортизаторы без движения 15—20 мин для отстоя гидросмеси (исчезновения пены) и полного удаления азота. Дозаливка маслом АМГ-10 производится при полностью обжатых амортизаторах, для чего самолет плавно опускают на гидроподъемниках вниз до полной осадки амортизаторов. Количество залитого масла АМГ-10 определяется по уровню зарядного клапана (для главных опор) и верхнему торцу плунжера (для передней опоры).

При зарядке амортизаторов необходимо руководствоваться данными амортизаторов, приведенными в табл. 4.1.

После дозаправки масла АМГ-10 необходимо выдержать амортизатор в течение 2—5 мин для полного удаления азота из нижней части амортизатора, затем ввернуть зарядные клапаны на место,

Таблица 4.1

Основные технические данные амортизаторов шасси

Показатель	Основное шасси	Переднее шасси
Тип амортизатора	Масляно-азотный	Масляно-азотный
Расчетный полный ход амортизатора по штоку, мм	300 ± 2	160 ± 1
Начальное давление азота (замеряется при отсутствии нагрузки на амортизатор), кгс/см ²	27^{+1}	15^{+1}
Количество заливаемого масла АМГ-10, см ³	6350	1500
Стойночная усадка по штоку, мм	180—240	—
Видимая часть штока, мм	60—130	—
Величина стойночного обжатия, определяемая по указателю обжатия, мм	—	50—135

Примечание Стойночная усадка амортизаторов дана в зависимости от взлетной массы самолета

подзарядить амортизатор азотом до давления 3—5 кгс/см² и поднять самолет на гидроподъемниках для полной зарядки амортизаторов азотом. Производится зарядка сжатым азотом приспособлением 4296А-11 и контролируется по показаниям манометра. Повторная проверка производится после опускания самолета по величине выхода штока из цилиндра амортизатора для главных ног по указателю обжатия для передней ноги.

В процессе эксплуатации самолета, а также после дозарядок амортизаторов шасси маслом АМГ-10 и азотом контроль давления в амортизаторах шасси производится следующим образом. В амортизаторах основного шасси контроль следует производить в следующей последовательности: замерить высоту видимого зеркала штока стойки; приспособлением 4296А-11 замерить давление в амортизаторе; величину давления, замеренную в амортизаторе, сравнить с давлением в табл. 4.2 при соответствующем обжатии штока; при отклонении замеренной величины давления произвести дозарядку амортизатора азотом, как указано выше. В зимнее время давление азота в амортизаторах должно быть такое же, как летом.

В амортизаторе переднего шасси контроль необходимо осуществлять в следующей последовательности: по шкале указателя заме-

Таблица 4.2

Зависимость обжатия амортизаторов главной ноги шасси от давления азота в амортизаторе

Давление в амортизаторе, кгс/см ²	Размер видимого зеркала штока (B), мм	Давление в амортизаторе, кгс/см ²	Размер видимого зеркала штока (B), мм
27^{+1}	$312^{+2,5}$	$72,5 \pm 3,5$	102
60 ± 2	132	$75,5 \pm 3,5$	97
$61,5 \pm 2$	127	$78,5 \pm 4$	92

рить обжатие стойки; приспособлением 4296А-П замерить давление в амортизаторе; величину давления, замеренную в амортизаторе, сравнить с давлением при соответствующей величине обжатия по шкале указателя; при отклонении замеренной величины давления в амортизаторе от необходимого давления произвести дозарядку амортизаторов азотом, как указано выше.

Зависимость обжатия амортизатора передней ноги шасси от давления азота в амортизаторе следующая:

Давление в амортизаторе, кгс/см ²	15+1	29±2	31±2	33±2,5	36±2,5	39±2,5	43±3
		47±3	52±3	58±3	65±3		

Отжатие по шкале указателя, мм	0	80	85	90	95	100	105	110	115	120	125
--	---	----	----	----	----	-----	-----	-----	-----	-----	-----

Техническое обслуживание авиашин заключается в их дефектации и проверке давления. Проверяют техническое состояние и давление воздуха в авиашинах в соответствии с регламентом. Недостаточное давление в авиашинах колес приводит к чрезмерному обжатию их при посадке и рулении самолета, к повреждению камеры и бортов покрышки и проворачиванию авиашины на барабане колеса. Правильность зарядки авиашин проверяют визуально по величине обжатия авиашин на стоянке. Для авиашин колес переднего шасси величина обжатия должна быть равна 30—45 мм при давлении воздуха в авиашине $4^{+0,5}$ кгс/см², для авиашин колес главного шасси величина обжатия 60—85 мм при давлении зарядки $6^{+0,5}$ кгс/см².

Если обжатие авиашин превышает допустимую величину, необходимо дозарядить их сжатым воздухом до нормального давления. Дозарядку следует производить специальным приспособлением с редуктором, отрегулированным на давление до 10 кгс/см². Разность давления в одной паре колес не должна превышать 0,2 кгс/см². Проверка дозарядки давления воздуха в пневматиках производится приспособлением с манометром. При внешнем осмотре проверяют техническое состояние покрышек колес: на них не должно быть проколов, трещин, порезов, потертостей до корда и вспучиваний. При наличии указанных дефектов покрышки подлежат замене. В процессе эксплуатации крышки необходимо предохранять от попадания на них бензина, масла, кислот и щелочей, которые разрушают резиновый слой покрышек.

Техническое обслуживание колес

При их обслуживании проверяют техническое состояние барабанов и тормозов колес для обнаружения трещин и механических повреждений, надежности крепления тормозных дисков, герметичности тормозных цилиндров, отсутствия люфтов в креплении инерционных датчиков. Колеса с дефектами подлежат замене. В разобранных колесах проверяют уплотнения и подшипники. Перед осмотром подшипников колес их промывают в обезвоженном керосине. При

осмотре проверяют наличие на них трещин, выкрашивания металла на роликах и втулках и цветов побежалости на роликах и обоймах. В случае обнаружения дефектов подшипники заменяются новыми. При сборке колеса подшипники смазывают свежей смазкой НК-50.

Демонтаж и монтаж колес. Для демонтажа тормозных колес не обходимо поднять самолет гидроподъемниками (или гидродомкратами поочередно каждую ногу шасси), чтобы колеса не касались земли. Демонтаж каждого колеса следует производить в следующем порядке: отсоединить гидропроводку к тормозу и электропроводку к автомату торможения; расконтрить и отвернуть торцовую гайку 24 (см. рис. 4.14); снять колесо (тормоз остается на оси); снять тормозной барабан с тормозным фланцем 10.

Монтаж колес производят в обратном порядке. Для предотвращения поломки зубчатого зацепления датчиков УА-27А автомата торможения колес необходимо: перед монтажом колеса снять датчик автомата торможения 14; установку датчика производить после установки колеса и затяжки наружной гайки 24 на оси; при установке датчика колесо слегка поворачивать, чтобы зубья шестерни датчика вошли в зацепление с зубьями шестерни колеса. Перед снятием тормозного фланца 10 необходимо предварительно нанести метки на оси колес и фланце для обеспечения при монтаже совпадения подогнанного шлицевого соединения, а также установки штуцера на тормозном барабане в положение, удобное для соединения с гидропроводом.

При замене неисправного автомата торможения необходимо обратить внимание на направление вращения автомата. Стрелка на корпусе датчика должна быть обращена в сторону, противоположную направлению вращения колеса при движении самолета вперед.

Регулировка осевого зазора подшипников колес с регулируемой распорной втулкой. Перед установкой распорной втулки необходимо проверить соответствие маркировки втулки с внутренними кольцами подшипников. Они должны быть маркированы номером и индексом колеса. В случае несоответствия маркировки необходимо произвести проверку и при необходимости перерегулировку распорной втулки. Длина распорной втулки должна быть больше расстояния между торцами внутренних колец роликоподшипников на величину осевого эксплуатационного зазора 0,18—0,25 мм. Замер расстояния между внутренними кольцами роликоподшипников и установку длины распорной втулки следует производить специальным мерителем-шаблоном. При отсутствии специального шаблона разрешается производить замер универсальными средствами измерения с ценой деления 0,01 мм.

Замер зазора между внутренними кольцами роликоподшипников и распорной втулкой необходимо производить в горизонтальном положении колеса, прижимая внутреннюю обойму верхнего подшипника осевым усилием 10 кгс, создаваемым нажимом руки. Колесо с установленной распорной втулкой 27 следует установить на ось 26, не допуская забоин на сопрягаемых деталях и заклиниваний войлочного кольца обтюратора. Гайку 24 и оси 26 нужно

затянуть до упора тарированным ключом 24-9020-910 с $M_{kp} = 2000-200$ кгс·см (при обязательном прокручивании колеса) и законтрить. При правильной регулировке осевого зазора и отсутствии большого трения в узлах должен ощущаться малозаметный осевой люфт (проверяют покачиванием колеса перендикулярно плоскости оси), а колесо должно проворачиваться от руки.

Регулировка осевого зазора подшипников тормозных колес без распорной втулки. При установке колес с подшипниками без распорной втулки следует руководствоваться следующим. Загтяжку подшипников колес производить гайкой оси 24. При регулировке зазора необходимо затягивать гайку подшипников до такой степени, пока не почувствуется дополнительное сопротивление вращению колес. После этого для обеспечения эксплуатационного зазора в роликоподшипниках колеса следует отвернуть гайку в обратную сторону на $1/6-1/8$ оборота, что соответствует зазору 0,18—0,25 мм, и законтрить.

Для демонтажа нетормозных колес необходимо поднять гидроподъемниками или гидродомкратом носовую часть самолета до отрыва колес от земли. Демонтаж колес следует производить в следующем порядке: расконтрить и отвернуть торцовую гайку; снять

Таблица 43

Узлы смазки основного шасси

№ поз. на рис. 4.19	Смазываемый узел	Смазочный материал	Число точек смазки	Способ нанесения смазки
1	Болт	ЦИАТИМ-201	2	Набить масленку
2	Нижний кардан	То же	4	То же
3	Болт	»	2	»
4	Средний кардан	»	4	»
5	Кардан	»	8	»
6	Узлы подвески створки	Масло веретенное АУ	12	Заливкой
7	Тяга	То же	2	»
8	Замок	ЦИАТИМ 201	4	Набить масленку
9	Узел подвески подкоса	То же	4	То же
10	» стойки	»	4	»
11	Тяга	Масло веретенное АУ	2	Заливкой
12	Болт	ЦИАТИМ-201	2	Набить масленку
13	»	То же	2	То же
14	»	»	2	»
15	Тяга (на рисунке не видно)	Масло веретенное АУ	4	Заливкой
16	Узел подвески створки (на рисунке не видно)	То же	4	То же
17	Замок (распор)	ЦИАТИМ-201	10	Набить масленку
18	Верхнее звено шлиц-шарнира	То же	4	То же
19	Шарнирный болт (на рисунке не видно)	»	2	»
20	Нижнее звено шлиц-шарнира (на рисунке не видно)	»	4	»
21	Подшипники колес	НК-50	8	Набивкой

Таблица 4.4

Узлы смазки переднего шасси

№ поз. на рис. 4.28	Смазываемый узел	Смазочный материал	Число точек смазки	Способ нанесения смазки
1	Цилиндр	ЦИАТИМ-201	2	Набить масленку
2	Рычаг центрирующего механизма	То же	1	То же
3	Траверса	»	3	»
4	Кардан	Масло веретенное АУ	2	Заливкой
5	Тяга	То же	4	»
6	»	»	4	»
7	Кронштейн	ЦИАТИМ-201	1	Набить масленку
8	Замок	То же	1	То же
9	Узел подвески стойки	»	2	»
10	Рычаг	»	1	»
11	Ось	»	1	»
12	Верхняя ось (болт)	»	1	»
13	Палец	»	2	»
14	Нижняя ось	»	1	»
15	Верхняя »	»	1	»
16	Нижняя »	»	1	»
17	Подшипники оси колес	НК-50	2	Набивкой
18	Замок	ЦИАТИМ-201	2	Набить масленку
19	Узлы подвески створки	Масло веретенное АУ	4	Заливкой
20	Болт	ЦИАТИМ-201	2	Набить масленку
21	Тяга	Масло веретенное АУ	4	Заливкой
22	»	То же	4	»
23	Кулиса	ЦИАТИМ-201	2	Набить масленку

колесо вместе с фланцем. Монтаж каждого колеса производят в обратном порядке. При этом установку колес производят так, чтобы несбалансированные точки на шинах левого и правого колес располагались в диаметрально противоположных положениях. Допустимое смещение несбалансированных точек в любую сторону допускается не более 25° . Несбалансированная точка отмечена нашине несмываемой краской в виде круга и должна находиться рядом с вентилем камеры.

Смазка шасси. Смазка шарнирных и подвижных узлов переднего шасси осуществляется в соответствии с табл. 4.3 и рис. 4.18, а главных шасси в соответствии с табл. 4.4 и рис. 4.19. Для смазки применяются: смазка ЦИАТИМ-201 (ГОСТ 6267—59) или ЦИАТИМ-203 (ГОСТ 8773—58); масло веретенное АУ (ГОСТ 1642—50) или трансформаторное (ГОСТ 982—56); смазка НК-50 (ГОСТ 5573—50).

Регулировочные работы

При замене цилиндров подъемников или амортизационных стоек необходимо проводить регулировку механизмов управления створками шасси и проверку запаса хода штоков цилиндров подъ-

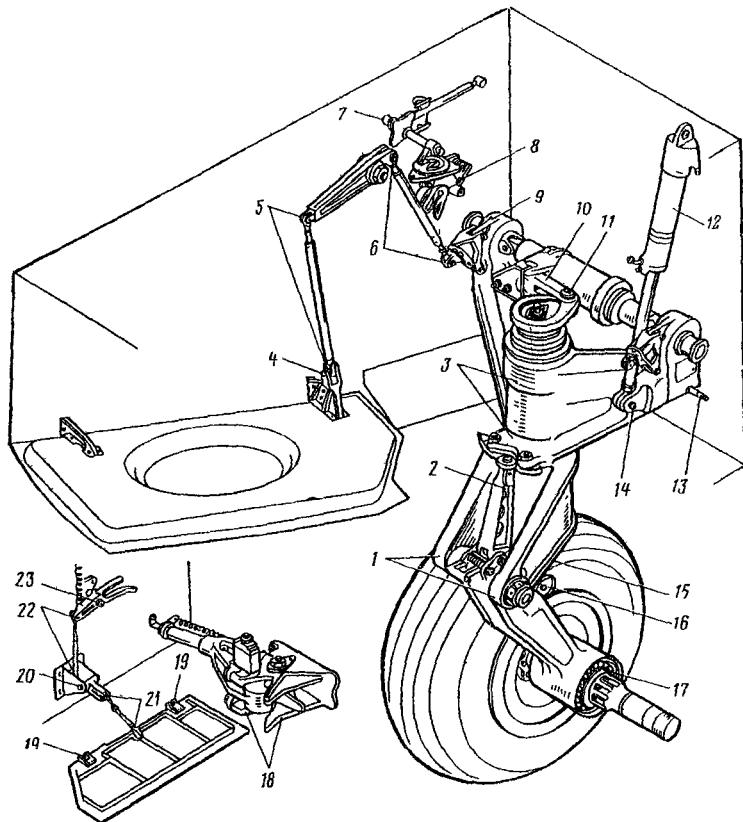


Рис. 4.18. Места смазки переднего шасси

ёмников. Несоблюдение правил регулировки и проверки запаса хода механизмов управления створками и проверки запаса хода штоков цилиндров уборки-выпуска шасси может привести либо к поломке элементов механизмов управления створками вследствие возникновения больших усилий при закрытии створок, либо к вибрации в полете и последующему разрушению этих элементов и узлов навески створок вследствие неплотного прилегания створок и их отсоса в полете.

Регулировка механизмов управления створками и проверка запаса хода штоков цилиндров-подъёмников производится на самолете, выведенном на гидроподъёмниках.

Допустимый выход задних кромок больших створок за контур фюзеляжа не должен превышать 4 мм.

После регулирования механизма управления створками должно быть обеспечено: вписывание створок в контур фюзеляжа при установленной передней ноге шасси на замок убранного положения и стравленном давлении в цилиндре уборки-выпуска; допустимое

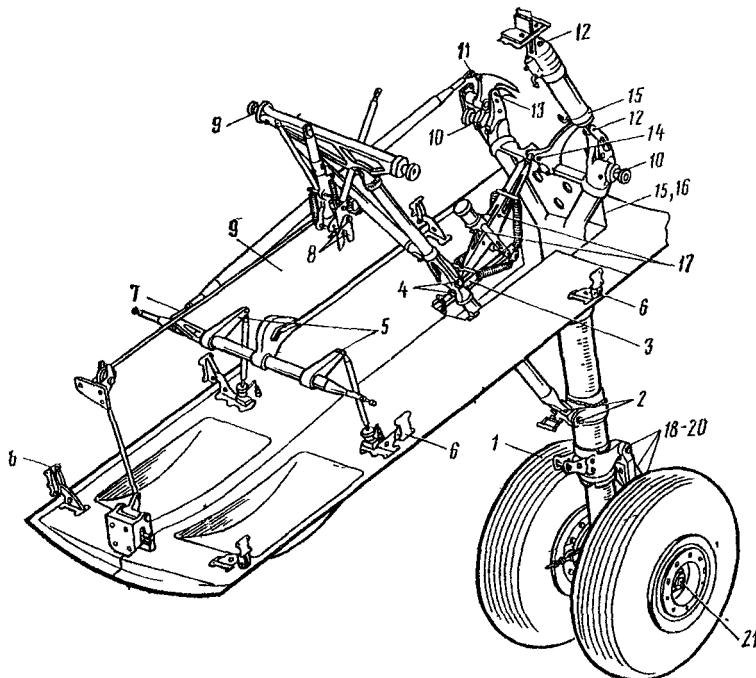


Рис 4.19 Места смазки основного шасси

несовпадение контуров — ± 1 мм; зазоры между пневматиками колес и створками во всех положениях передней ноги шасси должны быть не менее 20 мм; расстояние между концами створок — не более 200 мм при аварийном срыве передней ноги шасси с замка убранного положения. В начальный момент демпфирования (нога зависла у замка выпущенного положения) створки должны быть прикрыты

Величина демпфирования регулируется запасом хода цилиндра уборки-выпуска.

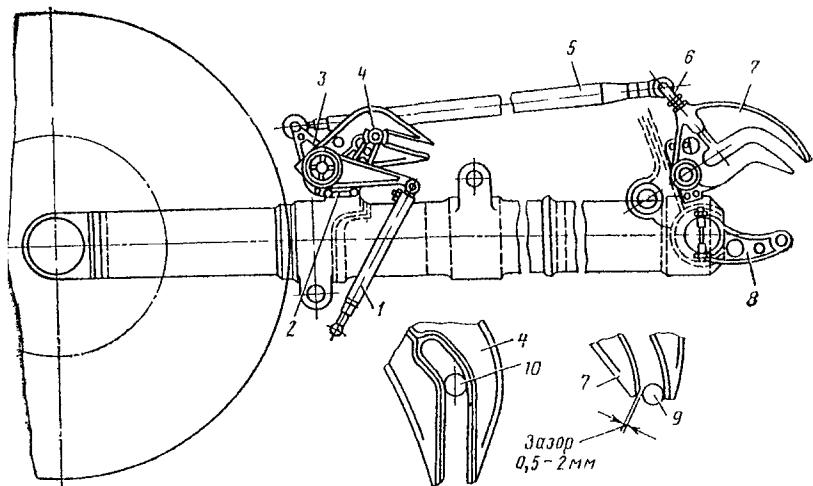
При увеличении запаса хода цилиндра на выпуск уменьшается величина демпфирования и расстояние между створками в момент зависания передней ноги шасси. Запас хода силового цилиндра при давлении в гидросистеме 150 кгс/см² на выпуск или уборку шасси — не менее 2 мм

Механизм управления створками главного шасси необходимо регулировать в такой последовательности (рис 4.20).

1. Отсоединить направляющие трубы от карданов замков, снять трубы

2. Отсоединить тягу 5 от рычага 3 и наконечника 6 кулисы 7.

3. Отрегулировать положение ролика 10 на рычаге 2 амортизационной стойки. Для этого необходимо: убрать шасси и завести ролик 10 в паз кулисы 4. Кулиса не должна поворачиваться при



Положение роликов 10 и 9 относительно кулисы 4 и 7 в начальный момент открытия створок при выпуске ноги

Рис 4 20 Схема регулировки механизма управления створками основного шасси

прохождении ролика по прямому участку паза; устраниТЬ поворог кулисы 4 перестановкой ролика 10 по шлицам рычага 2.

4. Выпустить шасси, подсоединить тягу 5 к рычагу 3 и наконечнику 6 кулисы 7.

5. Отрегулировать длину тяги 5: медленно убрать шасси, завести ролик 10 в паз кулисы 4. Ролик должен входить в паз без натяга; устраниТЬ натяг вворачиванием или выворачиванием регулировочного наконечника тяги 5.

6. Отрегулировать положение ролика 9 на рычаге 8 амортизационной стойки: зафиксировать стойку в положении конца открытия створок при выпуске шасси (ролик 10 выходит на прямой участок кулисы 4), замерить зазор между роликом 9 и кулисой 7, отрегулировать зазор в пределах 0,5—2 мм перестановкой ролика по шлицам рычага 8.

7. Отрегулировать прилегание створок при убранном положении шасси: убрать шасси и установить на замок убранного положения; присоединить тягу 1 к замку створок, закрыть створки; отрегулировать прилегание створок изменением длины тяги 1 так, чтобы давление в гидросистеме в линии уборки в момент установки стойки на замок убранного положения было равно 120—130 кгс/см²

8. Отрегулировать прилегание створок при выпущенном положении. Для этого следует: выпустить шасси и установить на замок выпущенного положения; вворачивая и выворачивая наконечник 6 кулисы 7, отрегулировать прилегание створок так, чтобы горизон-

тальное усилие, приложенное к оси колес, для установки (дождя) стойки на замок выпущенного положения, после механического (ручного) срыва с замка убранного положения не превышало 10 кгс. При выворачивании наконечника б натяжение створок увеличивается, при вворачивании уменьшается.

9. Установить направляющие трубы на тяги 1, присоединить трубы к карданам замков. Закрыть створки.

10. Убрать и выпустить шасси от ручного гидронасоса.

11. Убрать и выпустить шасси от самолетной гидросистемы.

Запас хода цилиндров уборки-выпуска проверяется в положениях «Шасси выпущено» и «Шасси убрано» при выпуске и уборке от наземных источников питания. Величина запаса хода необходима для создания соответствующего усилия прижима створок механизмом управления створками и выбора люфтов. Прижим створок необходим для предотвращения их отсоса в полете силами разрежения, которые в зависимости от скорости и высоты полета могут достигать нескольких сотен килограммов на квадратный метр площади

Регулировка системы управления поворотом колес

Регулировку следует производить в случаях: замены рулевого цилиндра и крана РГ8/А; замены деталей следящей системы; несоответствия положения ноги положению управляющих элементов; в сроки, установленные регламентом технического обслуживания самолета.

Для регулировки необходимо с помощью фиксатора 24-9220-50 зафиксировать обжатие стойки, которое должно быть 40—50 мм по указателю (для выведения ролика центрирующего механизма из зацепления) и приподнять колеса 13 над землей не менее чем на 30 мм. При установленных в нейтральном положении колесах и штурвале рулевого управления, застопоренных педалях и при подаче давления в гидросистему рулевого и взлетно-посадочного управления колеса не должны поворачиваться от нейтрального положения более чем на $\pm 1^\circ$. Нейтральное положение колес определяется центрирующим механизмом при необжатом штоке амортизационной стойки.

В случае поворота колес на угол более допустимого необходимо: проверить отсутствие люфтов в следящей системе; проверить совпадение установочных рисок на торцах выходных валиков крана РГ8/А; при несовпадении нейтрального положения колес и педалей подрегулировать длину тяги управления от педалей; при несовпадении нейтрального положения колес и штурвала подрегулировать тандерами тросов управление от штурвала.

Угол поворота ноги ($10 \pm 1^\circ$) от педалей регулируется изменением длины рычага крана РГ8/А, угол поворота ноги ($45 \pm 2^\circ$) от штурвала не регулируется.

Регулировка натяжения тросов

Натяжение тросов следящей системы следует производить: за тяжкой гайки верхнего троса, соединяющего промежуточный шкив с сектором качалки, тарированным ключом $M_{kp}=4 \pm 5$ кгс·см; за тяжкой регулировочного винта рамки нижнего троса, соединяющего промежуточный шкив со шкивом крана РГ8/А, тарированы ключом $M_{kp}=7 \pm 0,5$ кгс·см. Тросовая проводка должна иметь предварительное натяжение 15^{+5} кгс. Перед затяжкой резьбу трущиеся поверхности смазывают смазкой ЦИАТИМ-201.

Проверка работы сигнализации системы управления колес заключается в проверке концевого выключения ДП-702 и сигнализации. Концевой выключатель ДП-702 регулируют так, чтобы блокировка системы управления поворотом колес выключалась при обжатии амортизационной стойки на ход штока 25 ± 2 мм. После регулировки, при полностью разжатом амортизаторе, в нейтральном положении колес необходимо проверить запас хода и величину обжатия штока выключателя после щелчка. Запас хода шток должен быть не менее 2,5 мм, обжатие штока выключателя после щелчка — не менее 2,5 мм.

При включении выключателя в положение «Взлет — Посадка» при необжатом штоке амортизатора загорается желтая лампочка сигнализации подготовки системы управления колес от педалей при обжатом на величину не менее 25 ± 2 мм дополнительно загорается зеленая лампочка сигнализации включения системы управления от педалей. При включении переключателя в положении «Руление» и обжатии амортизатора на величину не менее 25 ± 2 мм загорается зеленая лампочка сигнализации включения системы управления передней ногой от штурвала. После регулировки производится проверка работы системы от педалей и от штурвала. Угол поворота ноги от штурвала должен быть $\pm 45 \pm 2^\circ$, а от педалей — $\pm 10 \pm 1^\circ$.

Глава V. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Общие сведения

Гидравлическая система самолета предназначена для уборки и выпуска шасси, поворота колес переднего шасси, торможения колес основного шасси, выпуска и уборки закрылков, привода стеклоочистителей, аварийного включения золотников флюгирования воздушных винтов и останова двигателей, открытия и закрытия аварийного люка, отката-наката и подъема-опускания рампы грузового люка. В качестве рабочей жидкости в системе используется минеральное масло АМГ-10. Гидравлическая система состоит из основной и аварийной систем и системы ручного насоса. Основная система применяется в нормальных условиях эксплуатации самолета и обеспечивает обслуживание всех механизмов и устройств, работающих от гидросистемы. Максимальное давление в основной системе 155 ± 5 кгс/см². Источниками давления в основной системе

служат два шестеренчатых насоса, установленные на двигателях. Каждый насос обеспечивает постоянную подачу рабочей жидкости в количестве 16—19 л/мин.

Включение насосов на рабочий режим для подачи жидкости в гидросистему производится автоматом разгрузки на короткое время при выполнении рабочей операции и для подзарядки аккумуляторов, когда давление в системе падает ниже 120 ± 5 кгс/см². Остальное время насосы работают на холостом режиме, при котором подаваемая ими рабочая жидкость перепускается в гидробак. Противодавление у насосов на этом режиме не превышает 15 кгс/см².

Установленные в системе гидроаккумуляторы предотвращают частое переключение насосов на рабочий режим и обеспечивают напор в системе, необходимый для затормаживания колес при стоянке самолета. Газовые камеры гидроаккумуляторов заряжаются техническим азотом первого или второго сорта: гидроаккумулятор тормозов до давления 60 ± 3 кгс/см², гидроаккумулятор общей сети — до 85 ± 5 кгс/см².

Аварийная система используется для выпуска закрылков, торможения колес, открытия аварийного люка экипажа и аварийного управления откатом и накатом рампы при выходе из строя основной системы. Максимальный напор в аварийной системе 160 ± 15 кгс/см². Источником давления является электроприводной насос управляемой производительности. При необходимости насос аварийной системы может быть включен для питания основной системы. В этом случае обеспечивается возможность питания от аварийной системы всех механизмов и устройств, подключенных к гидросистеме. Система ручного насоса обеспечивает открытие и закрытие пороговых и боковых замков, откат и накат рампы, открытие замков рельсов, подъем рампы и дозаправку гидробака.

Основная и аварийная системы и системы ручного насоса имеют один общий гидробак. Штуцер отбора жидкости в основную систему введен в бак несколько выше дна, штуцер аварийной системы и системы ручного насоса — вровень с дном. Это обеспечивает запас жидкости (около 8 л), необходимый для работы аварийной системы в случае потери жидкости из основной системы. Для улучшения условий работы насосов и повышения высотности системы в гидробаке поддерживается избыточный напор $1 \pm 0,1$ кгс/см² за счет подачи сжатого воздуха, отбираемого от компрессоров двигателей.

Полная емкость бака — 37 л. В бак заливается 27—28 л рабочей жидкости при отсутствии напора в системе. Для заполнения всей гидросистемы необходимо около 65 л жидкости. Приемные клапаны аэродромного питания гидросистемы расположены на общей чанели на левом борту гондолы правого двигателя.

Управление тормозами от основной и аварийной систем, управление стеклоочистителями, аварийное включение золотников флюгирования воздушных винтов и останова двигателей, управление колесами передней ноги и кольцевание основной системы с аварий-

ной производится с помощью гидравлических кранов и редукционных клапанов, установленных в кабине экипажа. Управление уборкой и выпуском шасси, уборкой и выпуском закрылков, включение системы поворота колес, управление откатом и накатом рамы и управление замками порога выполняется дистанционно с помощью электрогидравлических кранов. Включение кранов производится выключателями, расположенными в кабине экипажа. Включение насоса аварийной системы осуществляется автоматически при включении какого-либо потребителя аварийной системы, имеющего электродистанционное управление. Кроме того, в кабине экипажа имеется отдельный выключатель для включения насоса аварийной системы.

Напорные магистрали гидросистемы, работающие при рабочем давлении, выполнены из нержавеющей стали. Все сливные и напорные магистрали, работающие при пониженном давлении в сечениях торможения и аварийного флюгирования, а также напорные магистрали малого сечения (6×1 мм), выполнены из алюминиевого сплава.

Гидравлическая система условно разделена на следующие участки. источников давления (основной и аварийный), наддува гидробака, уборки-выпуска шасси, поворота колес передней ноги, тормозов, выпуска-уборки закрылков, стеклоочистителей, аварийного флюгирования, открытия и закрытия аварийного люка, отката и наката рампы, управления замками порога и боковыми замками, управления замками рельсов рампы, подъема и опускания рампы, ручного насоса.

Агрегаты гидросистемы расположены в основном в отсеках переднего и основного шасси, под задним зализом центроплана, в кабине экипажа и в грузовой кабине. Доступ к агрегатам, расположенным в отсеках шасси, обеспечивается при открытии створок, доступ к агрегатам, расположенным под зализом центроплана, обеспечивается через люки с откидными панелями в боковых стенах зализа и через съемные панели в верхней части зализа.

Агрегаты соединены между собой трубопроводами. Трубопроводы из отсека передней ноги и кабины экипажа к центроплану проложены между 5—20 шпангоутами под полом двумя симметрично расположенными трассами (на расстоянии около 800 мм от плоскости симметрии самолета). Между шпангоутами 20 и 21 они поднимаются по правому и левому бортам фюзеляжа и через гермовыводы подходят к агрегатам, установленным под задним зализом центроплана. Монтаж трубопроводов от центроплана до отсеков главных ног шасси выполнен по заднему лонжерону центроплана. Трубопроводы магистралей управления пороговыми и боковыми замками рампы, подъема и отката рампы, а также ручного насоса проложены по бортам под полом грузовой кабины между шпангоутами 20 и 34.

Крепление трубопроводов гидросистемы на самолете выполнено колодками из резины с наполнителем из пробковой крошки, а в отдельных местах — хомутами.

Работа гидравлической системы

Основные данные гидросистемы

Рабочая жидкость	АМГ-10
	(ГОСТ 6794—53)
Давление в основной системе	155 ± 5 кгс/см ²
» » аварийной системе	160 ± 1 »
» » наддува гидробака	$1 \pm 0,1$ »
» » стояночного торможения колес	60 ± 5
Емкость гидросистемы	65 л
Количество жидкости в гидробаке:	
при заряженных до 140—150 кгс/см ²	
гидропневматических аккумуляторах	22 л
при разряженных гидропневматических акку- муляторах	27—28 »

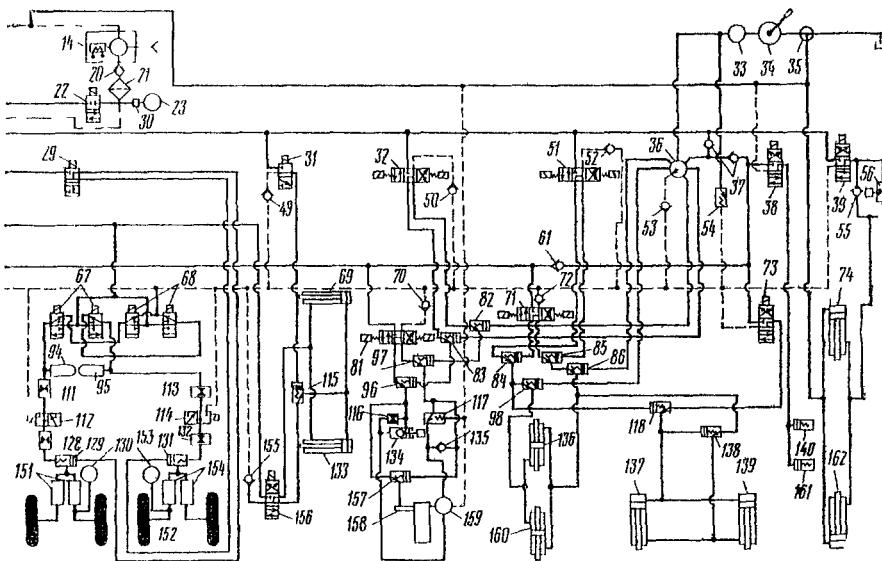


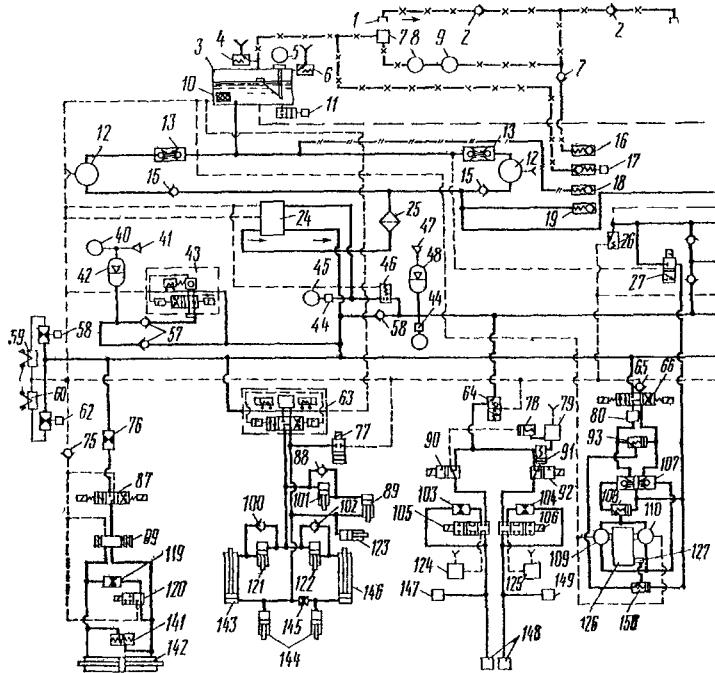
Рис. 5.1. Принципиальная схема гидравлической системы:

1 — щупец отбора воздуха от противообледенительной системы; 2 — клапан обратный МЭ-1866; 7 — редуктор участка наддува Н5810-700М; 8 — фильтр 723900-47; 9 — фильтр-осушитель 12 — гидронасос 623АН; 13 — клапан разъемный 670200; 14 — станция насосная НС-14; 15 — ратные; 16 — щупец наддува бортовой 24-5603-19; 17 — клапан стравливания 24-5603-10; 21, 25, 33 — фильтры; 22, 77 — краны вентильные 652600А; 23, 45 — датчики манометра 31 — кран электромагнитный ГА-192; 29 — клапан редукционный УГ-100У; 30, 44, 59 — демпферы; 35 — гидрокран 26-5613-0; 36 — кран распределительный 26-5660-0; 38, 39, 73 — гидрокраны пневматические аккумуляторы 24-5637 0 и 24-5636-0; 43 — кран электромагнитный ГА-140; 76 — краны дроссельные ГА-230; 59, 60 — приводы стеклоочистителя ГА211-05-5; 53 — краны огни УГ 92/2; 69, 133 — гидроцилиндры аварийного люка 26-5621-0; 74, 162 — подъемники 80 — клапан ограничения расхода 24 5633-0, 82, 83, 84, 85, 86, 93, 96, 97, 98, 108, 115, 118, 129, переднего шасси; 90, 92 — краны флюгирования Э756-470; 94, 95 — выключатели гидравлического замка 24-4205-400 убранныго положения переднего шасси; 103, 104 — дроссель 24-5663-17; 105, ГМ-36; 111, 113, 128, 132 — дроссели УГ-100-200; 112, 114 — краны электромагнитные УЭ-24-1/2; 116 — краны вентильные 652600А; 121, 122 — замок 26-4105-1 убранныго положения основного шасси; 123 — кран 26 6200 25; 126 — гидропривод закрылоков 24-5615-0; 127 — гидротормоз 24-5615 40; 130, 153 — краны вентильные 652600А; 137, 139 — цилиндры управления боковыми замками 26-5660 0; 140, гидроцилиндры рулевой 24-4202-100; 143, 146 — гидроцилиндры 26-4103-0 уборки и выпуска 24-5603-314; 147, 149 — автоматы дозировки топлива АДТ-24; 148 — регулятор оборотов воздушного винта; 158 — тормоз 26-5655 0

Зарядка газовой камеры гидроциклического
аккумулятора техническим азотом, II сорта по
ТУМХП 4280-57 до давления:

в основной системе	85 ± 5 кгс/см ²
» тормозной	60 ± 3 »

Основная система источников давления. В систему входят следующие агрегаты: гидробак 3 (рис. 5.1) с установленными на нем предохранительными клапанами 4 и 6, датчиком маслометра 5, фильтром 10 и сливным краном 11, клапаны разъема 13, гидронасосы 12, обратные клапаны 15, 57, 58, фильтр 25, автомат разгрузки 24, датчик давления 44 с демпфером 45, перепускной клапан 46, гидропневматический аккумулятор 48, кран электромагнитный 43,



998А-4-Т; 3 — гидробак; 4, 6 — клапаны предохранительные 634300М; 5 — датчик масломера тель 24-5603-290; 10 — фильтр Н5812-0 в гидробаке; 11 — кран гидробака сливной 600400-15, 20, 28, 37, 49, 50, 52, 53, 55, 57, 58, 61, 65, 70, 72, 75, 88, 100, 102, 135, 155 — клапаны об-18 — штуцер бортовой всасывания 1882А-4-Т; 19 — штуцер бортовой нагнетания 1923А-1-Т ИД-240; 24 — автомат разгрузки ГА-77Н; 26 — краны предохранительные ГА42-00 ЗК; 27 феры; 32, 51, 66, 71, 81, 87 — краны электромагнитные ГА-163А-16; 34 — насос ручной НР-01-11 629600-1; 40 — баллон газовый 24-5639-0; 41, 47 — клапаны зарядные 800600-М; 42, 48 — гидро-46 — клапан перепускной 24-5619М-0; 54 — клапан предохранительный Н5810-25М; 56, 58, 62 Электромагнитный ГА-142-1; 64 — клапан редукционный ГА-159-5; 67, 68 — клапаны редук-римпы 24-5649-0; 78, 91 — клапаны подпорные 24-5640-190; 79 — бачок дренажный 24-5601-480-131, 138, 157 — клапаны челюстные 24-5623-0; 89 — гидроцилиндр 24-4203 50 уборки-выпуска ские УГ-34/2; 99 — кран распределительный РГ-8А поворота колес переднего шасси; 101 — 106 — клапаны отсечные 24-5608-1; 107 — гидроразомок 24-5620-0; 109, 110, 159 — гидромоторы 116 — дроссель 2975А-11; 117 — редуктор ГА-213; 119 — дроссель 24-5627-0; 120 — кран элект-замок 24-4202-100 вынужденного положения переднего шасси; 124, 125 — бачки дренажные датчики манометра ИД-150; 134 — клапан согласующий 638600АМ; 136, 160 — цилиндры 161 — цилиндры 24-5648-0 замка рельса; 141 — клапан предохранительный 24-5638-02; 142 основного шасси; 144 — гидроцилиндр распоров стоеч основного шасси; 145 — дроссель душного винта; 150 — тормоз; 151, 154 — дозаторы; 152 — колеса; 156 — кран электромагнит-

гидропневматический аккумулятор 42 с газовым баллоном 40, бортовые приемные клапаны всасывания 18 и нагнетания 19, штуцер наддува 16 и клапан стравливания 17. Подача рабочей жидкости в основную систему осуществляется двумя шестеренчатыми насосами 12, расположенными на двигателях.

Питание к насосам поступает из гидробака 3 по линиям всасывания. Гидробак установлен в наиболее высокой точке гидросистемы для обеспечения статического напора жидкости и для ее подачи самотеком к насосам 12 во время заливки и работы гидросистемы. Гидробак заправляется жидкостью не полностью. Во время работы гидросистемы уровень жидкости в гидробаке меняется из-за перехода части жидкости в гидроаккумуляторы при зарядке системы, в рабочие цилиндры при выдвижении штоков и в тормозные цилиндры при торможении. Кроме того, в небольших пределах уровень жидкости в баке изменяется вследствие температурных изменений ее объема.

Количество жидкости в гидробаке контролируется по масломеру 5 с поплавковым датчиком, установленным в гидробак. Дистанционная связь датчика с указателем масломера электрическая. Помимо этого количество жидкости в гидробаке можно контролировать с помощью масломерной линейки, закрепленной на крышке горловины бака. Этой же линейкой периодически проверяется правильность показаний масломера. Заборное отверстие штуцера всасывающей линии основной системы расположено выше дна бака 3. Это сделано для того, чтобы в случае потери жидкости в основной системе в гидробаке 3 оставалось около 8 л жидкости, необходимой для работы аварийной системы.

От заборного штуцера всасывающие линии разветвляются, проходят по заднему лонжерону центроплана к клапанам разъема 13, установленным на противопожарных перегородках двигателей. С насосами они соединяются гибкими шлангами. Рабочая жидкость от насоса, пройдя через шланг высокого давления и обратный клапан 15, установленный на противопожарной перегородке, поступает в линию нагнетания. Под задним зализом центроплана линии нагнетания правого и левого насосов объединяются в общую линию, снабженную комплектом агрегатов, необходимых для поддержания и регулирования требуемого рабочего давления в общей сети. К ним относятся автомат разгрузки 24, гидроаккумулятор тормозов 48, гидроаккумулятор 42 с баллоном 40, перепускной клапан 46. К общей сети подключены все потребители гидросистемы.

Очистка жидкости, поступающей в общую линию нагнетания, от механических примесей осуществляется фильтром 25. После него жидкость поступает в автомат разгрузки 24, из которого в зависимости от величины давления в общей сети направляется в общую сеть или на слив в гидробак 3.

При достижении давления в общей сети 155 ± 5 кгс/см² автомат разгрузки 24 переключает насосы 12 на холостой режим работы, т. е. запирает линию давления общей сети и направляет жидкость из насосов в гидробак 3. В этом случае давление за насосами 12 не

превышает величины $5-15$ кгс/см², необходимой для преодоления гидравлического сопротивления трубопроводов. Это сделано для того, чтобы насосы работали с минимальной нагрузкой, когда гидроагрегаты не функционируют. При снижении давления в общей сети до 120 ± 5 кгс/см² автомат разгрузки 24 соединяет насосы с линией давления общей сети и система заряжается до давления 155 ± 5 кгс/см².

Для предохранения системы от чрезмерного повышения давления в случае отказа переключающего устройства в автомате разгрузки 24 имеется предохранительный клапан, открывающийся при давлении 170^{+10} кгс/см². В этом случае насосы будут работать в аварийном режиме, так как они длительное время работают под нагрузкой и происходит перегрев рабочей жидкости.

Зарядка гидроаккумулятора гормозов из общей сети происходит через обратный клапан. Разрядка гидроаккумулятора 48 в общую сеть возможна только через перепускной клапан 46 при давлении в аккумуляторе более 117 кгс/см². При давлении меньше указанного перепускной клапан перекрывает линию аккумулятора — общая сеть. Дальнейшая разрядка аккумулятора становится возможной только в сети торможения, аварийного люка и аварийного флюгирования. Такое подключение гидроаккумулятора обеспечивает возможность работы его как на общую сеть, так и на сети торможения, аварийного люка и аварийного флюгирования. При этом сохраняется преимущество для сетей торможения, аварийного люка и аварийного флюгирования, так как при потере давления в основной сети в аккумуляторе сохраняется давление, достаточное для аварийного флюгирования, открытия или закрытия аварийного люка или торможения колес.

Когда для работы какого-либо потребителя потребуется жидкость, она будет поступать из гидроаккумуляторов 42 и 48 до тех пор, пока давление в них не снизится до 120 ± 5 кгс/см². При этом давлении в работу включаются насосы 12 и подают жидкость потребителю, поддерживая давление в гидроаккумуляторе или даже повышая его, если потребление жидкости меньше подачи ее насосами. Если потребление жидкости кратковременно превышает подачу ее насосами (например, при выпуске шасси), давление в гидроаккумуляторе 48 может упасть до 117 кгс/см², а в общей сети — до 30-60 кгс/см². Однако по окончании этого периода давление в общей сети будет доведено до нормальной величины 155 ± 5 кгс/см², обеспечивающей переход насосов на холостой ход.

Зарядка газовой полости гидроаккумулятора 48 автоматически до давления 60 ± 3 кгс/см², необходимого для получения из аккумулятора максимального объема жидкости для сети торможения при неработающих насосах. Для повышения количества жидкости, поступающей в общую сеть при снижении давления с 155 ± 5 до 120 ± 5 кгс/см², и, следовательно, для увеличения интервалов между переводами насосов на рабочий режим в общей сети установлен второй аккумулятор 42, объем газовой полости которого увеличен за счет подключения к нему баллона 40. Гидроаккумуляторы 42 и

№8 конструктивно одинаковы, за исключением фитингов жидкостной и газовой полостей.

Гидроаккумулятор 42 подключен таким образом, что разрядка его в общую сеть происходит всегда при снижении давления в сети ниже давления в жидкостной полости аккумулятора. Разрядка аккумулятора происходит при давлении в сети, превышающем давление в аккумуляторе, за исключением периода уборки шасси. На это время электромагнитный кран 43, установленный в линии зарядки аккумулятора, перекрывает линию, исключая расходование жидкости из общей сети на заполнение гидроаккумулятора. Таким образом, гидроаккумулятор 42, разряжаясь при уборке шасси, сокращает время уборки. Давление зарядки газовой полости аккумулятора общей сети, равное 85 ± 5 кгс/см², выбрано из условия максимального сокращения времени уборки шасси. Подключение к его газовой полости баллона 40 увеличивает ход поршня аккумулятора при зарядке жидкостной камеры и, следовательно, ее эффективный объем. В связи с более высоким давлением зарядки и увеличенным за счет баллона объемом газовой камеры аккумулятора 42 количество жидкости, поступающей из него в общую сеть при снижении давления 155 ± 5 до 120 ± 5 кгс/см², в 2,5 раза больше, чем количество жидкости, поступающей из аккумулятора 48.

Контроль за работой основной гидросистемы осуществляется по двухстречному указателю манометра, один датчик 44 которого («Давление в основной системе») подсоединен к общей сети нагнетания насосов после автогомата разгрузки, второй датчик 60 («Давление в аккумуляторе») — к аккумулятору 48. Жидкость от потребителей и от автомата разгрузки 24 сливается в гидробак по сливной (обратной) линии через фильтр 10, предназначенный для очистки жидкости от крупных механических частиц. Помимо этого, фильтр способствует уменьшению пенообразования, так как скорость движения жидкости на выходе из фильтроэлемента в бак понижается.

Для подключения гидросистемы к наземной гидроустановке при аеробогающих самолетных насосах на левом борту правой гондолы установлены бортовые приемные клапаны. Клапан 19 (меньшего размера) служит для подключения шланга нагнетания наземной установки, клапан 18 (большего размера) — для подключения шланга всасывания. Сжатый азот от аэродромного источника питания (баллона) подается на зарядку азотных камер гидроаккумуляторов через зарядные клапаны 41 и 47, установленные вблизи аккумуляторов. При зарядке азотом давление жидкости должно быть полностью сброшено.

Аварийная система источников давления состоит из аварийной насосной станции 14, фильтра 21, вентильного крана 22, предохранительного клапана 26. Питание аварийной системы осуществляется птунжерным насосом 14 (см. рис. 5.1), имеющим автономный привод от электродвигателя.

Включение электроприводного аварийного насоса 14 происходит автоматически при включении выключателя аварийного выпуска

закрылок, нажатии рукояток аварийного торможения, аварийном открытии люка экипажа и аварийном управлении откатом и накатом рампы. Кроме того, аварийный насос может быть включен отдельным выключателем. При включении насоса загорается лампочка сигнализации на средней панели приборной доски. Фильтрация жидкости, поступающей из аварийного насоса в сеть аварийной системы, осуществляется фильтром 21, контроль за давлением — по указателю манометра.

Поскольку аварийный насос 14 работает кратковременно, каких-либо устройств для его разгрузки в аварийной сети нет. При включении насоса 14 давление в аварийной сети изменяется в соответствии с нагрузкой включенного потребителя. После завершения рабочей операции расход жидкости потребителем прекращается и подаваемая насосом жидкость стравливается в сливную магистраль через предохранительный клапан 26, отрегулированный на открытие при повышении давления более 160^{+15} кгс/см². Такой режим работы вызывает максимальную нагрузку аварийного насоса, поэтому он должен быть кратковременным. Слив жидкости при работе аварийной системы происходит в общую сливную магистраль основной системы.

При открытии вентиля кольцевания 22 линия нагнетания аварийной системы сообщается с линией нагнетания насосов 12. В этом случае при работе насосной станции 14 жидкость из аварийной системы будет поступать в основную систему. На таком режиме при неработающих насосах основной системы обеспечивается возможность управления всеми механизмами гидросистемы. Включение и выключение насоса 14 для этого производится выключателем «Аварийная насосная станция» на панели выключателей под приборной доской. При открытом вентиле кольцевания давление в аварийной сети регулируется автоматом разгрузки 24 и при достижении в основной сети давления 155 ± 5 кгс/см² жидкость из аварийного насоса направляется в гидробак так же, как это происходит при работе насосов 12. При этом давление в аварийной сети практически падает до атмосферного.

Кольцевание основной и аварийной систем выполнено для повышения надежности и обеспечения удобства эксплуатации гидросистемы. В случае отсутствия наземного гидроагрегата проверку гидросистемы можно произвести от насоса аварийной системы. Производительность аварийного насоса 14 значительно ниже производительности насосов основной системы, поэтому время срабатывания потребителей при работе от аварийной системы увеличивается. Питание аварийного насоса жидкостью осуществляется из гидробака 3, общего для основной и аварийной систем. Заборный штуцер аварийной системы расположен вровень с дном гидробака.

Гидробак 3, гидравлический фильтр 25, автомат разгрузки 24, электроприводной насос 12, гидравлический фильтр 21, предохранительный клапан 26 и датчик давления 23 расположены под задним зализом центроплана. Клапаны разъема 13 и обратные клапаны 15 расположены на передних силовых шпангоутах в правой и левой

гондолах двигателей. Гидропневматический аккумулятор 42 с баллоном 40, электромагнитный кран 43 и обратные клапаны 57 установлены на заднем силовом шпангоуте гондолы левого двигателя со стороны хвостового отсека.

Гидропневматический аккумулятор тормозов 48, датчик 60, перепускной клапан 46 и обратный клапан 58 установлены в отсеке переднего шасси, бортовые приемные клапаны всасывания 18 и нагнетания 19 — на бортовой панели гидросистемы на левом борту правой гондолы двигателя, кран кольцевания 22 — на левом пульте в кабине экипажа.

Наддув гидробака. Участок наддува гидробака (см. рис. 5.1) состоит из следующих агрегатов: редуктора 7, штуцера наддува 16, клапана стравливания 17, фильтра воздушного 8 и фильтра осушителя 9 и предохранительных клапанов 4 и 6. Наддув поддерживает в гидробаке избыточное давление, необходимое для работы насосов в полете. Кроме того, повышенное давление в гидробаке позволяет подводить жидкость к насосам по трубопроводам относительно небольшого диаметра.

Воздух для наддува отбирается после десятих ступеней компрессоров обоих двигателей. Осушка воздуха и очистка его от механических примесей осуществляется фильтром-осушителем 9 с силикагелевым поглотителем и фильтром 8. Давление воздуха, поступающего в гидробак, снижается редукционным клапаном 7 до $1 \pm 0,1$ кгс/см². Для защиты от чрезмерного повышения давления на гидробаке установлены два предохранительных клапана 4 и 6, открывающихся при избыточном давлении $1,5 \pm 0,3$ кгс/см².

Для улучшения работы насосов наземного гидроагрегата давление наддува гидробака может создаваться от аэродромного источника через штуцер 16, расположенный на панели бортовых приемных клапанов гидросистемы. Воздух в штуцер должен подаваться под давлением 1—7 кгс/см². На бортовой панели расположен также клапан 17 для стравливания давления из гидробака. Перед открытием горловины гидробака необходимо предварительно стравить давление.

Обратные клапаны 2, редуктор 7, фильтры 8 и 9 установлены на левом борту правой гондолы двигателя в нише шасси, клапан стравливания 17 и бортовой штуцер наддува 16 — на бортовой панели аэродромного питания гидросистемы на левом борту правой гондолы двигателя.

Участок уборки и выпуска шасси состоит (см. рис. 5.1) из следующих основных агрегатов: крана ГА-142, цилиндров замков убранныго положения шасси 101, 121, 122, цилиндра выпущенного положения шасси 123, гидроцилиндров механизмов распора 144 основного шасси, цилиндров уборки-выпуска шасси 89, 143, 146, вентиля 77, дросселя 145 и обратных клапанов 88, 100 и 102.

Участок уборки-выпуска шасси подключен к общей системе источников давления и обеспечивает уборку и выпуск переднего и главного шасси. Управление осуществляется электромагнитным краном 63. Кран шасси 63, получая соответствующий сигнал, откры-

вается и подает жидкость под давлением из линии нагнетания общей сети в линию уборки или в линию выпуска шасси. Другая линия в это время сообщается краном со сливной магистралью для слива жидкости в гидробак из полостей силовых цилиндров шасси. При обесточивании крана 63 линия нагнетания источников давления перекрывается, а обе линии шасси сообщаются со сливной магистралью. Для достижения синхронности движения основных шасси установлен в линии выпуска правой стойки шасси дроссель 145, так как эта линия короче линии, идущей к левой главной ноге.

Для предупреждения непроизвольного включения или случайной перекладки переключателя шасси 3 (рис. 5.2) через нейтральное положение на выпуск после уборки шасси или на уборку после выпуска рычаг переключателя контролируется поворотной шайбой с прорезью, разворачивающейся в одно из трех положений: в первом рычаг контролится в нейтральном положении, во втором допускается движение рычага на выпуск шасси, в третьем — на уборку.

Уборка шасси. Электрическая цепь уборки шасси (см. рис. 5.2) может работать только в том случае, если она замкнута концевым выключателем 6, установленным на амортизационной стойке правой стойки шасси. Он замыкается при полностью выдвинутом штоке амортизатора. Таким образом, при стоянке на земле, когда амортизатор обжат, цепь уборки шасси разомкнута. При отрыве колес от земли цепь уборки замыкается. Для уборки шасси при отказе концевого выключателя 6 на центральном пульте установлен нажимный выключатель 4, при включении которого электропитание подается на кран шасси независимо от концевого выключателя.

Перед уборкой шасси необходимо убедиться, что электроцепи управления поворотом колес передней ноги обесточены: зеленые лампы сигнализации включения управления передней ноги не горят. При установке переключателя шасси 3 в положение «Уборка» плюс постоянного тока подается на кран 63 (см. рис. 5.1) шасси (на электромагнит уборки) и на кран 43 зарядки аккумулятора 42 (на закрытие крана). Жидкость из крана 63 поступает одновремен-

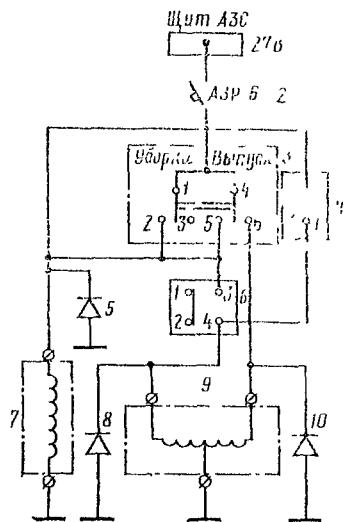


Рис. 5.2. Электросхема уборки-выпуска шасси

1 — шина на щите АЗС; 2 — выключатель АЗР 6, 3 — переключатель 2ПННГ 15К уборки выпуска шасси, 4 — выключатель ВЛГ-15К отключения блокировки шасси, 5, 8, 10 — диоды Д214; 6 — выключатель концевой ДП-702 блокировки уборки шасси на земле, 7 — кран электромагнитный ГА 140 зарядки гидропневматического аккумулятора 42 (см. рис. 5.1); 9 — кран электромагнитный ГА142/1 уборки выпуска шасси

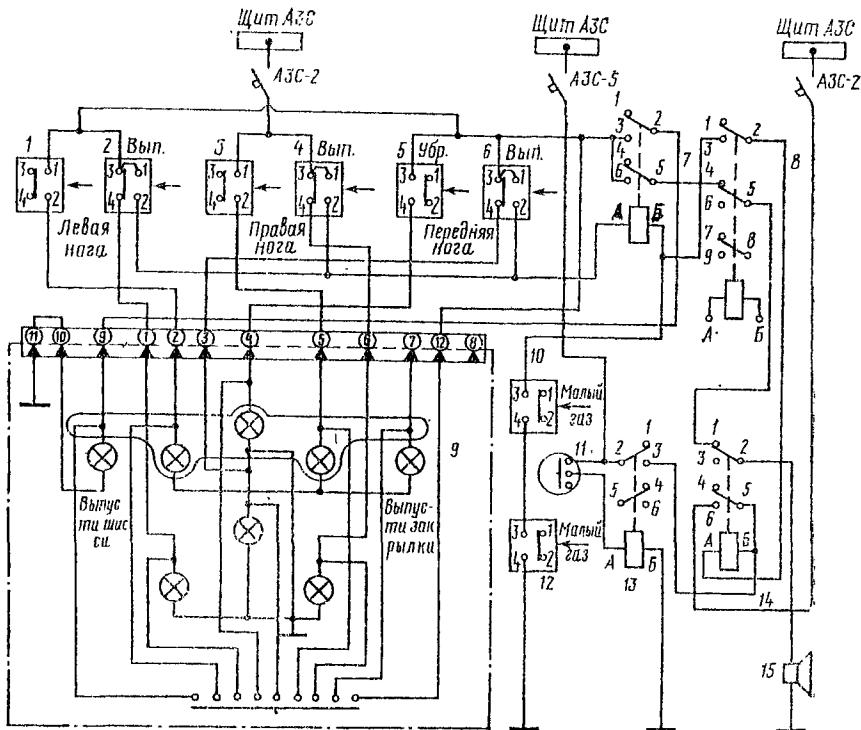


Рис. 5.3. Электросхема сигнализации шасси:

1 — выключатель концевой ДП-702 сигнализации убранного положения левого шасси; 2 — выключатель концевой ДП-102 выпущенного положения левого шасси; 3 — выключатель концевой ДП-702 убранного положения правого шасси; 4 — выключатель концевой ДП-102 выпущенного положения правого шасси; 5 — выключатель концевой убранного положения передней ноги; 6 — выключатель концевой ДП-102 выпущенного положения передней ноги; 7 — реле сигнализации шасси; 8 — реле сигнализации закрылок; 9 — пилотажно-посадочный сигнализатор ППС-2МВК; 10, 12 — выключатели концевые КВ-9А сигнализации убранного положения шасси на секторах газа; 11 — кнопка отключения сирены; 13 — реле промежуточное; 14 — реле отключения звуковой сигнализации; 15 — сирена С-1

по в цилиндр открытия замка 123 выпущенного положения и цилиндр 89 уборки-выпуска передней ноги, в цилиндры 144 распора и цилиндры 143 и 146 уборки-выпуска главного шасси. Начинается уборка шасси. Вначале размыкаются концевые выключатели 2, 4 и 6 (рис. 5.3) сигнализации выпущенного положения и гаснут зеленые лампы «Шасси выпущено». После полной уборки шасси срабатывают концевые выключатели 1, 3, 5 сигнализации убранного положения шасси, которые включают красные лампы сигнализации убранного положения. При этом запираются все замки убранного положения шасси и зажигаются красные лампы «Шасси убрано».

Через 3—5 с после загорания всех ламп «Шасси убрано» переключатель шасси 3 (см. рис. 5.2) должен быть переведен в нейтральное положение и закончен. При этом краном 63 (см. рис. 5.1) линии уборки и выпуска шасси сообщаются со сливной магистралью, а краном 43 открывается линия зарядки аккумулятора 42 из

общей сети нагнетания. При уборке шасси подъем ног происходит резко, поэтому при наземной обработке шасси следует тщательно проверять установку самолета на гидроподъемниках.

Выпуск шасси. При установке переключателя 3 (см. рис. 5.2) в положение «Выпуск» «плюс» постоянного тока подается на кран 63 (см. рис. 5.1). Жидкость из крана поступает одновременно к цилиндрям замков 101, 121 и 122 убранного положения шасси. Подача жидкости в цилиндры замков убранного положения. При этом в каждом цилиндре замка канал для прохода жидкости к цилиндуру уборки-выпуска открывается только после открытия замка. Такая последовательность подачи жидкости обеспечивает открытие замка, нагруженного только массой ноги без догрузки его цилиндром уборки-выпуска. Кроме того, подача жидкости в цилиндры главных ног через цилиндры замков убранного положения обеспечивает практическое синхронное открытие замков главных ног.

После открытия замков убранного положения ноги шасси выпускаются под действием собственной массы (а в полете, кроме того, от встречного потока воздуха) и освобождают концевые выключатели 1, 3, 5 убранного положения шасси (см. рис. 5.3). Каждый концевой выключатель сигнализации в этот момент отключает свою красную лампу. Жидкость под давлением поступает в цилиндры ног на выпуск, помогая тем самым выпуску ног. Для предотвращения резкого удара при выпуске в цилиндре каждой ноги смонтировано дроссельное устройство, включающееся в конце хода для торможения выпуска.

Когда ноги полностью выпущены, запираются замки выпущенного положения и нажимаются концевые выключатели 2, 4 и 6 сигнализации выпущенного положения. Каждый концевой выключатель включает свою зеленую лампу сигнализации выпущенного положения шасси и разрывает свою линию питания табло «Выпусти шасси» и сирены 15. После выпуска трех стоек питание этого табло и сирены полностью отключится. Через 3—5 с после загорания всех ламп «Шасси выпущено» переключатель шасси 3 (см. рис. 5.2) должен быть переведен в нейтральное положение и законтрен. При этом линии выпуска шасси сообщаются со сливной магистралью.

Прерванная уборка или выпуск шасси. При необходимости во время уборки шасси можно перейти на выпуск и, наоборот, во время выпуска перейти на уборку шасси. Для этого переключатель шасси 3 следует поставить в положение «Нейтрально», выдержать 3—5 с и затем установить в требуемое положение — «Выпуск» или «Уборка». Сигнализация при этом работает в соответствии с движением стоек шасси.

Аварийный выпуск шасси при обесточенном кране ГА142/1. При обесточенном электрокране 63 (см. рис. 5.1) можно произвести выпуск шасси от основной системы, включив кран 63 вручную нажатием его кнопки. Рукоятка механизма нажатия кнопки электрокрана выведена в грузовую кабину фюзеляжа в правый короб на потолке между шпангоутами 21—22. Для доступа к рукоятке сле-

дует открыть в этом месте участок панели. Выпуск шасси производится вытягиванием на себя рукоятки и удерживанием ее в этом положении до окончания выпуска всех стоек шасси. Вытягивание рукоятки следует производить с усилием 8—10 кгс до упора. При вытягивании рукоятки усилие через рычаг механизма передается на золотник крана, поэтому прилагать к рукоятке усилие, значительно прерывающее указанную величину, запрещается.

Работа гидросистемы и сигнализации шасси при управлении электрокраном вручную происходит так же, как и при обычном выпуске.

Аварийный выпуск шасси при отказе гидросистемы. Аварийный выпуск шасси производится открытием вручную замков убранных положения передней и главных стоек с помощью рукояток и тросовой проводки. Для того чтобы обеспечить беспрепятственный выпуск жидкости из цилиндров уборки-выпуска (из полостей уборки) при любом положении золотника крана, шасси, перед аварийным выпуском следует открыть вентиль 77 (см. рис. 5.1) сброса давления из линии уборки, расположенной в кабине экипажа на центральном штурвале. При аварийном выпуске шасси переключатель шасси должен находиться в положении «Нейтрально».

Проверка исправности ламп сигнализации шасси. Для проверки исправности ламп сигнализации следует нажать кнопку «Контроль ламп», расположенную на пилотажно-посадочном сигнализаторе под лампами «Шасси убрано», «Шасси выпущено». При нажатии на эту кнопку должны загораться три красные лампы «Шасси убрано», три зеленые лампы «Шасси выпущено» и табло «Выпусти шасси».

Участок поворота колес переднего шасси

Участок поворота колес переднего шасси подключен к общей сети основной гидросистемы. Применяются два режима управления: рулевой и взлетно-посадочный. При отключенном управлении — на режиме самоориентации — дроссель 119 (см. рис. 5.1) обеспечивает гашение автоколебаний («шимми») переднего шасси. При рулевом режиме управляемый поворот колес может производиться на весь конструктивный угол поворота $\pm 45^\circ$. При взлетно-посадочном режиме угол управляемого поворота ограничен диапазоном $\pm 10^\circ$. Управление на этом режиме связано с перемещением тяг управления рулем направления, и поворот происходит пропорционально отклонению руля, достигая максимальной величины при его полном отклонении.

Участок поворота колес состоит из электромагнитного крана 87 для включения требуемого режима управления, комбинированного золотникового распределительного крана 99, дросселя 119, электромагнитного крана 120 и дросселя 76. Для защиты механизма поворота от перегрузки и возникновения чрезмерных давлений в полостях рулевого цилиндра 142 при боковом ударе от наезда колес на препятствие линии подвода жидкости к цилинду 142 за-

кольцованы через двусторонний предохранительный клапан 141, перепускающий жидкость из одной полости цилиндра в другую.

Электромагнитный кран 87 трехпозиционный. При обесточенных электромагнитах клапаны крана 87 перекрывают линию чтания. При подаче тока на обмотку одного из электромагнитов соответствующий клапан открывается, сообщая сеть нагнетания с линией рулежного режима управления. При подаче тока на обмотку второго электромагнита сеть нагнетания сообщается с линией взлетно-посадочного режима управления. При обесточивании каждый клапан возвращается в исходное положение.

Комбинированный золотниковый распределительный кран 99 работает как золотниковое устройство, образуя с рулевым цилиндром гидроусилитель, поворачивающий колеса соответственно положению штурвала управления поворотом при подаче давления в канал рулевого управления или соответственно положению педалей руля направления при подаче давления в канал взлетно-посадочного управления. Штурвал управления поворотом соединен тросами с золотником рулевого управления крана

99. Педали через тяги управления рулем направления соединены с золотником взлетно-посадочного управления. Золотниковая втулка крана, общая для золотников, соединена качалками обратной связи с рулевым цилиндром 142. Дроссель 119 работает как демпфирное устройство, образуя совместно с рулевым цилиндром 142 гаситель автоколебаний («шимми»). Дроссель 76 установлен перед краном 87 для ограничения скорости поворота колес передней ноги.

На режиме демпфирования электротромуханизмы кранов 87 (см. рис. 5.1) и 120 обесточены. При повороте колес передней ноги жидкость из одной полости рулевого цилиндра перетекает в другую полость через открытый кран 120 и дроссель 119. Это позволяет колесам свободно ориентироваться при движении самолета по земле, а перепад давлений, создаваемый дроссельным устройством при перетекании жидкости, предотвращает возникновение автоколебаний колес. При включении крана 87 на режим «Руление» или

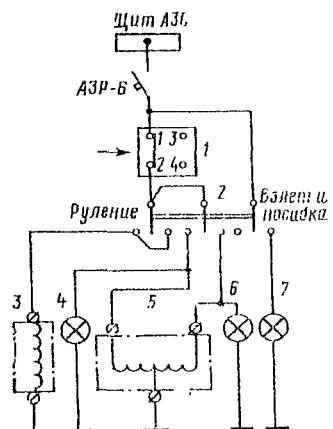


Рис. 5.4. Электросхема поворота колес переднего моста:

1 — выключатель концевой ДП-702 блокировки управления поворотом колес в полете; 2 — переключатель ЭППНЧ-15К включения рулежного или взлетно-посадочного режима работы; 3 — кран электромагнитный КЭМ включения системы поворота колес; 4 — лампа сигнализации включения рулежного режима; 5 — кран электрогидравлический ГА163/16 включения рулежной или взлетно-посадочной системы поворота колес; 6 — лампа сигнализации включения взлетно-посадочного режима; 7 — лампа сигнализации готовности системы управления поворотом колес на взлетно-посадочный режим.

«Взлег-посадка» одновременно подается питание на кран 120 и канал перепуска жидкости через дроссель 119 перекрывается.

Электрическая схема управления поворотом колес показана на рис. 5.4. Цепь рулежного управления может работать только в том случае, если она замкнута концевым выключателем 1, установленным на амортизаторе передней ноги. Выключатель замыкается только при обжатии амортизатора. При отрыве передней ноги от земли цепь управления передней ногой размыкается.

Включение рулежного режима происходит переводом переключателя управления 2 в положение «Руление». При этом: подается «плюс» постоянного тока на электромагнит рулежного управления краном 5 и жидкость под давлением подается к каналу рулежного управления краном 99 (см. рис. 5.1); подается «плюс» постоянного тока на электромагнит крана 3 (см. рис. 5.4) и канал демпфирования перекрывается; загорается зеленая лампа 4 сигнализации включения рулежного управления.

Для поворота колес необходимо повернуть в соответствующую сторону штурвал поворота. При этом в кране 99 (см. рис. 5.1) возникает рассогласование золотника рулежного управления и золотниковой втулки следящей системы. Жидкость поступает в цилиндр, поворачивая колеса вслед за штурвалом. Поворот будет длиться до тех пор, пока механизм обратной связи следящей системы не поставит золотниковую втулку в новое положение, согласованное с положением управляющего золотника. В связи с тем, что величина рассогласования золотника и золотниковой втулки ограничена упорами в кране 99, свободный поворот штурвала рулежного управления возможен в пределах небольшого угла, необходимого для рассогласования золотников. Дальнейший поворот штурвала происходит только согласованно с поворотом передней ноги, т. е. следящая система рулежного управления выполнена по замкнутому типу.

Выключение рулежного режима производится переводом переключателя 2 (см. рис. 5.4) в положение «Нейтрально». Цепь питания кранов 3 и 5 разрывается, и гаснет лампа сигнализации 4. Сеть обеспечивает разворот колес передней ноги из одного крайнего положения в другое при непрерывном повороте штурвала за 3—4 с (когда самолет установлен на подъемниках и амортизатор передней ноги обжат специальным приспособлением).

Взлетно-посадочный режим управления. Электрическая цепь взлетно-посадочного управления, как и цепь рулежного управления, может работать только при обжатом амортизаторе передней ноги. Цепь взлетно-посадочного управления включается при установке переключателя управления 2 (см. рис. 5.4) в положение «Взлет-посадка».

При этом: подается «плюс» постоянного тока на электромагнит взлетно-посадочного управления крана 5, и жидкость под давлением подается к каналу взлетно-посадочного управления крана 99 (см. рис. 5.1); подается «плюс» постоянного тока на электромагнит крана 3 (см. рис. 5.4) и канал демпфирования перекрывается; за-

горается зеленая лампа 6 сигнализации включения взлетно-посадочного управления.

Поворот колес на взлетно-посадочном режиме происходит при перемещении педалей управления рулем направления. Работа системы на этом режиме аналогична работе на рулевом режиме, за исключением того, что величина рассогласования управляющего золотника и золотниковой втулки следящей системы не ограничена, так как следящая система взлетно-посадочного управления выполнена по незамкнутому типу. Это сделано для того, чтобы работа системы не накладывала никаких ограничений на отклонения руля направления. Передаточное отношение механизмов управления золотником подобрано так, что при максимальном отклонении педалей колеса передней ноги поворачиваются на угол $\pm 10^\circ$.

Таким образом, поворот колес на режиме взлетно-посадочного управления происходит согласованно с отклонением руля направления и выполняется автоматически при перемещении педалей. Отсутствие замкнутой обратной связи может привести к некоторому запаздыванию колес при чрезмерно быстрой перекладке руля направления, так как скорость разворота колес ограничена расходом жидкости, поступающей в цилиндр. Совместный поворот колес и руля повышает управляемость самолета на земле, особенно в первой половине разбега и в конце пробега, когда эффективность руля направления мала и исключается необходимость применения тормозов для выдерживания направления. Все это облегчает управление самолетом при взлете и посадке.

Включение взлетно-посадочного режима управления колесами должно производиться перед взлетом и посадкой самолета (после выпуска шасси). При взлете, после отрыва переднего шасси от земли, концевой выключатель 1 открывает цепь управления и стойка беспрепятственно устанавливается центрирующим устройством в нейтральное положение, необходимое для последующей уборки шасси. Лампа сигнализации 6 при этом гаснет.

При посадке переключатель управления 2 устанавливается в положение «Взлет-посадка» заранее, а цепь управления включается концевым выключателем 1 после касания передней ногой земли и обжатия амортизатора. На режиме взлетно-посадочного управления поворот колес передней ноги из одного крайнего положения в другое обеспечивается за 2—3 с (когда самолет установлен на подъемниках). Управление на взлетно-посадочном режиме может применяться и при рулении, когда поворот ноги на $\pm 10^\circ$ достаточно для маневрирования. Включение режима взлетно-посадочного управления производится при установке переключателя в положение «Нейтрально». Цепь питания кранов 3 и 5 разрывается, лампа сигнализации 6 гаснет.

Участок тормозов колес

На самолете торможение колес обеспечивается как от основной, так и от аварийной гидросистем. Нормальное торможение от основной системы производится нажатием педалей левого или пра-

вого пилота. Торможение от аварийной системы производится нажатием рукояток аварийного торможения, расположенных на центральном пульте. При нормальном и аварийном торможении обеспечивается как совместное, так и раздельное торможение колес правой и левой стойки шасси.

В системе нормального торможения имеется устройство для автоматического сбрасывания давления в тормозах при возникновении юза колес.

Длительное (стояночное) торможение осуществляется фиксацией педалей левого пилота в частично нажатом положении с помощью защелки. Для повышения надежности сети тормозов подача жидкости от тормозных клапанов нормального и аварийного торможения выполнена по отдельным трубопроводам вплоть до челночных клапанов, установленных в отсеках главных ног шасси.

Участок нормального торможения. Сеть нормального торможения питается от гидроаккумулятора 48 (см. рис. 5.1) и состоит из четырех тормозных редукционных клапанов 67 и 68 (по два у каждого пилота), двух электромагнитных кранов 112 и 114 автомата торможения, двух электрогидравлических выключателей 94 и 95, двух дросселей 111 и 113, двух дросселей 128 и 132, двух челночных клапанов 129 и 131, четырех дозаторов 151 и 154, двух датчиков 130 и 153 дистанционного манометра и трубопроводов.

Редукционные клапаны 67 управления торможением от педалей левого пилота включены в сеть торможения последовательно после соответствующих (правого и левого) клапанов 68 правого пилота. Магистрали торможения колес левой и правой ног выполнены одинаково. Обе магистрали начинаются от редукционных клапанов 67 левого пилота и проложены под полом слева до шлангоута 20, далее по левому борту поднимаются до гермовыводов в центроплане. Затем магистрали расходятся по заднему лонжерону крыла к гондолам двигателей.

В отсеке шасси смонтированы электрогидравлические выключатели 94 и 95, дроссели 111 и 113, электромагнитные краны 112 и 114, дроссели 128 и 132 и челночные клапаны 129 и 131, с помощью которых к магистрали нормального торможения подключается магистраль аварийного торможения. От фройника, ввернутого в челночный клапан 129, давление торможения подводится к датчику 130 манометра тормозов и к двум дозаторам 151. Затем по двум раздельным трубопроводам на амортизационной стойке давление подводится к тормозам внутреннего и внешнего колес. Дозаторы 151 защищают тормозную систему от падения давления при выходе из строя любого из трубопроводов на амортизационной стойке ноги.

Редукционные клапаны 67 и 68 основной системы торможения регулируются так, чтобы при нажатии педалей до упора давление в тормозах составляло $95 \pm 5 \text{ кгс/см}^2$. Регулировка редукционных клапанов правого и левого пилотов одинакова. Защелка фиксации педалей левого пилота регулируется так, чтобы величина давления при стояночном торможении составляла 55—65 кгс/см².

Подключение сети тормозов непосредственно к аккумулятору 48 обеспечивает работу тормозов даже в случае падения давления в общей сети гидросистемы. Расходование жидкости из этого аккумулятора в общую сеть возможно при снижении напора в ней до 117 кгс/см². При дальнейшем падении напора в общей сети перед пускной клапан 46 перекрывает линию разряда аккумулятора 48 в общую сеть и жидкость из аккумулятора может быть использована только для торможения и аварийного флюгирования винтов и останова двигателей. Имеющейся в аккумуляторе 48 жидкости при напоре 117 кгс/см² достаточно для выполнения 10—12 торможений колес обеих ног.

Сеть торможения обеспечивает быстрое действие системы, при котором время затормаживания колес от начала нажатия педали до получения максимального давления в тормозах составляет не более 1,2—1,5 с. Время растормаживания не превышает 1,5 с.

Торможение педалями левого пилота. Давление из аккумулятора 48 (см. рис. 5.1) подводится одновременно к четырем редукционным клапанам: к двум клапанам левого пилота 67 и к двум правого 68. При нажатии на левую или правую педаль левого пилота сдвигается шток соответствующего редукционного клапана 67, который перекрывает обратную линию и затем передает жидкость из линии нагнетания в линию торможения с давлением, приблизительно пропорциональным ходу педали. Далее жидкость под давлением поступает в трубопровод линии торможения и через дроссели 111 и 113, электромагнитные краны 112 и 114, дроссели 121 и 132, челночные клапаны 129 и 131 и дозаторы 151 и 154 подается в тормозные цилиндры колес. Челночные клапаны 129 и 132 системы находятся в положении, при котором линии аварийной сети торможения отключены от тормозов. Величина давления в тормозах контролируется по показаниям двухстрелочного указателя манометра.

При снятии нагрузки с педали шток клапана 67 возвращается в исходное положение. При этом линия нагнетания закрывается, а трубопровод, идущий к тормозам, соединяется с обратной линией, по которой жидкость из тормозов колес сливается через соответствующий клапан 68 правого пилота в линию слива и далее в бак. Колеса при этом растормаживаются. Следует помнить, что усилие, необходимое для нажатия штока тормозного клапана 67, примерно пропорционально величине хода штока и практически не зависит от наличия давления в линии нагнетания.

Торможение педалями правого пилота осуществляется так же, как и торможение педалями левого. Однако жидкость из тормозного клапана 68 правого пилота поступает в линию торможения через соответствующий клапан 67 левого пилота. При растормаживании жидкость из редукционного клапана 68 сливается непосредственно в линию слива.

Стояночное торможение осуществляется нажатием педалей левого пилота и фиксацией их защелкой. При этом штоки редукционных клапанов 67 удерживаются в частично нажатом положении,

при котором давление в тормозах составляет 55—65 кгс/см². При исправной системе торможения и заряженных гидроаккумуляторах обеспечивается стояночное торможение самолета не менее 24 ч.

Автомат торможения предназначен для предупреждения юза колес при торможении более интенсивном, чем допускается по условиям сцепления колес с поверхностью взлетно-посадочной полосы, т. с. по условиям нагрузки на колеса и по состоянию аэродрома. Автомат торможения включен в сеть нормального торможения.

Электромагнитные краны 112 и 114 (см. рис. 5.1) в обесточенном положении свободно пропускают жидкость, поступающую от тормозных клапанов к тормозам. При подаче электропитания на краны 112 и 114 линии торможения от тормозных клапанов перекрываются, а давление из тормозов колес сбрасывается в сливную линию. Для включения автомата торможения необходимо выключатель «Автомат торможения колес» поставить в положение «Включено» и нажать на педаль так, чтобы в линии торможения создалось давление 4—8 кгс/см², необходимое для включения гидравлических выключателей 94 и 95.

Если при дальнейшем нажатии на педаль в тормоза будет подано давление, при котором тормозной момент превысит момент трения колес в данный момент, то начнется проскальзывание покрышек и скорость вращения колес снизится. При этом инерционный датчик, установленный на колесе, замкнет контакты электропитания кранов 94 и 95 и загорится лампа сигнализации работы автомата тормозов. Давление в тормозах снизится, колеса раскрутятся, инерционный датчик разомкнет контакты, краны 112 и 114 обесточатся и пропустят жидкость под давлением в тормоза. Если давление в тормозах будет вновь превышать допустимую величину, то процесс будет повторяться до тех пор, пока не будет обеспечено достаточное сцепление колес с покрытием аэродрома или не будет уменьшено усилие нажатия на тормозные педали.

Если давление в тормозах не превышает допустимой величины, определенной условиями сцепления колес с покрытием аэродрома, автомат торможений не оказывает влияния на работу тормозов, поскольку инерционные датчики регулируются так, что плавное снижение скорости вращения колес вследствие снижения скорости самолета не приводит к срабатыванию датчиков на включение электроцепей питания кранов 112 и 114.

Установленные в сети торможения дроссели 111 и 113 и 128 и 132 предназначены для поддержания определенного, наиболее выгодного темпа сброса и подъема давления в тормозах при работе автомата. Следует помнить, что автомат торможения предупреждает возникновение юза только при резком замедлении скорости вращения раскрученного колеса, поэтому нажатие на тормозные педали должно производиться только после приземления самолета. Кроме того, следует по возможности избегать чрезмерного нажатия на тормозные педали, вызывающего частое сраба-

тывание автомата. При уменьшении нажатия частота срабатывания автомата тормозов уменьшается, при этом эффективность торможения возрастает, снижаются динамические нагрузки на амортизационные стойки главных ног и резко уменьшается расход жидкости на торможение.

При подозрении на неисправность работы автомата тормозов (не загорается лампа сигнализации при интенсивном нажатии на педали в начале пробега, когда нагрузка на колеса мала) или при явной неэффективности тормозов и продолжительном горении ламп сигнализации автомата тормозов (что свидетельствует о неисправности инерционных датчиков) следует выключатель «Автомат торможения» поставить в положение «Выключено» и тормозить так, как это выполняется при отсутствии автомата тормозов, либо применить аварийную систему торможения.

Сеть аварийного торможения питается от того же аккумулятора 48 (см. рис. 5.1), который используется для питания системы нормального торможения. Однако для надежного затормаживания колес в случае отсутствия давления в аккумуляторе при нажатии левой или правой тормозной рукоятки микровыключатель 5 (рис. 5.5) включает аварийный электроприводной насос 8 и в аварийной сети создается давление, которое по отдельному трубопроводу подается к редукционному клапану 29 (см. рис. 5.1) аварийного торможения. После освобождения обеих рукояток аварийный насос выключается.

Сеть аварийного торможения состоит из редукционного клапана 29 и двух трубопроводов, проложенных от клапана 29 до членочных клапанов 129 и 131 подключения аварийной системы торможения к тормозам. Прокладка трубопроводов аварийного торможения выполнена так же, как и прокладка трубопроводов основного торможения: в фюзеляже (под полом), справа от плоскости симметрии самолета симметрично трассе основного торможения, затем за шпангоутом 20 по борту с выходом в центроплан, далее по заднему лонжерону крыла к отсекам шасси и клапанам 129 и 131.

Рукоятки аварийного торможения установлены на центральном пульте. При нажатии рукоятки усилие через систему рычагов передается на соответствующий шток редукционного клапана 29, который, сдвигаясь, перекрывает обратную линию и затем выпускает жидкость из линии нагнетания в линию торможения с дав-

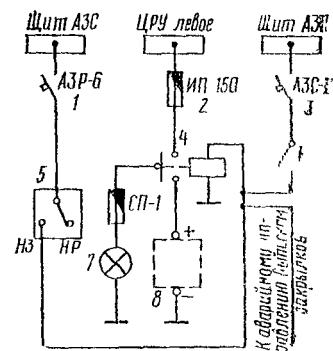


Рис. 5.5. Электросхема включения насоса NC-14 при аварийном торможении:

1 — АЗР-6; 2 — предохранитель инерционный ИП-150; 3 — автомат защиты сети АЗС-2; 4 — контактор КМ-600Д; 5 — микровыключатель В602 включения аварийного насоса; 6 — выключатель В-45 включения аварийного насоса; 7 — лампа сигнализации включения насоса; 8 — насос электроприводной NC-14

лением, приблизительно пропорциональным ходу рукоятки. Челночные клапаны 129 и 131 переключаются и пропускают жидкость к тормозам колес из аварийной линии торможения. В начале движения рукоятки на затормаживание срабатывает микровыключатель 5 (см. рис. 5.5) запуска аварийного насоса.

Работа редукционного клапана (см. рис. 5.1) 29 аналогична работе клапана 72. Однако в корпусе клапана 29 блокировано два редукционных устройства: одно для управления тормозами колес левой стойки, второе для управления тормозами колес правой стойки. Упоры рычажного механизма аварийного торможения регулируются так, чтобы при полном нажатии рукояток в тормозах создавалось давление 95 ± 5 кгс/см², равное максимальному давлению при основном торможении. При освобождении рукоятки под действием пружин штоки клапанов 29 возвращаются в исходное положение. При этом линия нагнетания перекрывается, а линия торможения сообщается со сливной магистралью. Микровыключатель 5 (см. рис. 5.5) выключает при этом аварийный насос 8. Для более четкого возврата рукояток в исходное положение и исключения их свободного хода рычажный механизм каждой рукоятки снабжен возвратной пружиной.

Челночные клапаны 129 и 131 (см. рис. 5.1) остаются в положении, при котором трубопроводы торможения аварийной системы сообщаются с тормозами колес, до очередного торможения от основной системы. Одновременное торможение основной и аварийной систем не увеличивает эффективности тормозов и не должно допускаться во избежание перекрытия тормозных магистралей челночными клапанами (в среднем положении). Кроме того, поскольку при аварийном торможении автомат торможения не работает, величину нажатия рукояток необходимо строго контролировать, не допуская блокировки колес, что особенно важно в начале пробега, когда нагрузка на колеса мала и сцепление колес с поверхностью эродрома невелико. Необходимо учитывать и то, что для создания одного и того же давления в тормозах потребное усилие на рукоятках аварийного торможения значительно меньше усилия на педалях основного торможения.

Участок управления закрылками

Система основного управления закрылками питается от общей сети гидросистемы и обеспечивает выпуск и уборку закрылков. Система аварийного управления закрылками питается от аварийной системы и обеспечивает только выпуск закрылков. При работе основной или аварийной системы управления закрылками обеспечивается фиксирование закрылков в любом положении после установки переключателя управления в нейтральное положение. При исправной гидравлической системе выпуск закрылков на землю на полный угол происходит за 12,5—17 с, уборка — за 7—11 с. При работе от аварийной системы выпуск закрылков происходит за 20—30 с. При работе только одного гидронасоса время

выпуска закрылков практически не изменяется, а время уборки увеличивается примерно вдвое.

Система основного управления закрылками состоит из трехпозиционного электромагнитного крана 66 (см. рис. 5.1), гидрозамка 107, челночных клапанов 108 и 150, клапана ограничения расхода жидкости 80, гидропривода закрылков 126, состоящего из зубчатого редуктора, фрикционного тормоза 127, двух реверсивных гидромоторов 109 и 110 и трубопроводов. Гидропривод 126 крепится к заднему лонжерону центроплана справа, вблизи плоскости симметрии самолета, и приводит во вращение трансмиссию закрылок.

Для аварийного выпуска закрылков используются двухпозиционный кран 27, челночные клапаны 93 и 150, гидрозамок 107 и гидропривод 126 основной системы. Все агрегаты сети управления закрылками расположены под задним зализом центроплана. Для надежного удерживания закрылков в любом положении их фиксация осуществляется с помощью гидрозамка 107, запирающего каналы питания и слива обоих гидродвигателей 109 и 110, и механического фрикционного тормоза 127, который при отсутствии давления в трубопроводах управления закрылками затормаживает валы зубчатого редуктора гидропривода.

Клапан ограничения расхода жидкости 80 установлен в трубопроводе выпуска закрылков и предназначен для уменьшения скорости их выпуска. При уборке закрылков жидкость проходит через клапан в обратном направлении практически беспрепятственно, поэтому скорость уборки закрылков клапаном не уменьшается. Положение закрылков контролируется по указателю, расположенному на центральном пульте пилотов. Управление закрылками осуществляется переключателем нажимного типа 2 (рис. 5.6), рычаг которого, как и рычаг переключателя управления шасси, контролируется поворотной шайбой с прорезью для предупреждения случайного, непроизвольного срабатывания. Шайба может быть повернута в одно из трех положений: в первом — шайба контролирует рычаг в нейтральном положении, во втором — допускает движение рычага в положение «Выпуск», а в третьем — в положение «Уборка».

При установке переключателя 2 в положение «Выпуск» «плюс» подается на кран 66 (см. рис. 5.1). Жидкость из крана поступает в трубопровод выпуска закрылков и направляется к гидрозамку 107 через клапан 80, ограничивающий расход жидкости на выпуск закрылков в пределах $14^{+2,5}$ л/мин (практически независимо от нагрузки гидродвигателей), что необходимо для обеспечения заданной скорости выпуска.

Одновременно через челночный клапан 108 жидкость из линии выпуска закрылков поступает на растормаживание фрикционного тормоза 127. Давлением в линии выпуска открываются клапаны гидрозамка 107, и жидкость направляется к гидродвигателям 109 и 110, которые через зубчатый редуктор приводят во вращение трансмиссию закрылков. Жидкость из гидродвигателей сливается

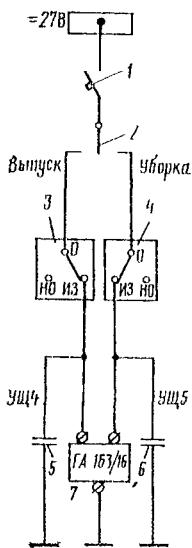


Рис. 5 б Электрическая схема управления закрылками.

1 — автомат за-
щиты сети АЗС б,
2 — переключа-
тель управления
закрылками
ППГ 15к; 3 — вы-
ключатель кон-
цевой выпущен-
ного положения
закрылок А812 В,
4 — выключатель
концевой убран-
ного положения
закрылок; 5, 6 —
коиндикаторы,
7 — кран элек-
трического гидрав-
лического управле-
ния закрылков

установленным в механизме концевых выключателей. После полной уборки закрылков рычаг переключателя должен быть законтррен в нейтральное положение.

Пассивное резервирование автомата защиты сети 1 осуществляется конденсаторами 5, 6.

Выпуск закрылков от аварийной системы включается при включении выключателя перекидного типа на центральном пульте. При этом включается электроприводный насос 14 (см. рис. 5.1) и подается электропитание на обмотку крана 27. Жидкость под давлением подается через челночный клапан 108 и линию выпуска за-

по линии уборки закрылков через открытый гидрозамок 107 и кран 66 в сливной трубопровод.

Электроцепь питания крана 66 размыкается при установке переключателя 2 (см. рис. 5.6) в нейтральное положение при любом промежуточном положении закрылков, а при полном выпуске закрылков дополнительно размыкается концевым выключателем 3 выпущенного положения, установленным в механизме концевых выключателей закрылков. При этом подача жидкости из напорной магистрали в линию управления закрылками прекращается и трубопровод выпуска закрылков сообщается со сливной магистралью. Давление из трубопроводов сети (см. рис. 5.1) закрылков, расположенных между агрегатами 66 и 107, сгравливается, гидрозамок 107 перекрывает обе линии питания гидромоторов, препятствуя их вращению, а фрикционный тормоз 127 механически стопорит трансмиссию закрылков. Этим обеспечивается надежное удерживание закрылков от самопроизвольного перемещения.

При уборке закрылков направление потока жидкости и вращения гидродвигателей обратное направлению при выпуске. Жидкость на растворение механизированного тормоза гидропривода подается в этом случае через челночный клапан 108 из линии уборки закрылков. Клапан 80 пропускает жидкость в обратном направлении с незначительным сопротивлением, и поэтому расход жидкости при уборке закрылков примерно равен подаче насосов. В остальном взаимодействие элементов гидравлической сети при уборке закрылков тождественно взаимодействию их при выпуске.

Электроцепь питания крана 7 (см. рис. 5.6) при уборке закрылков размыкается при установке переключателя 2 в нейтральное положение, а при полной уборке закрылков размыкается концевым 4 выключателем убранныго положения,

крылков к гидромоторам 109 и 110. Одновременно через челночный клапан 150 давление подается на растормаживание фрикционного тормоза 127 гидропривода 126. Для обеспечения беспрепятственного отвода жидкости из гидродвигателей давление из линии аварийного выпуска закрылков подается в средний штуцер гидрозамка 107 и открывает его. Таким образом, слив жидкости при аварийном выпуске закрылков в общую сливную магистраль происходит через кран 66 основного выпуска закрылков.

Для прекращения аварийного выпуска закрылков выключатель устанавливается в положение «Выключено». При этом электродвигатель насоса 14 и кран 27 обесточиваются. Давление из магистралей аварийного выпуска закрылков сбрасывается и трансмиссия стопорится гидрозамком 107 и механическим тормозом 127, как при нормальном выпуске закрылков. При выпуске закрылков на максимальный угол электроцепь питания крана 27 дополнительно размыкается концевым выключателем выпущенного положения, установленным также в механизме концевых выключателей. Однако, если выключатель аварийного управления закрылками не выключить, то насос 14 будет продолжать работать. Поэтому после выпуска закрылков выключатель должен быть выключен и законтрен. Одновременное включение переключателя основного управления и выключателя аварийного управления закрылками не допускается.

Участок стеклоочистителей

Сеть стеклоочистителей питается от общей сети основной гидросистемы и состоит из двух дроссельных кранов 58 и 62 (см. рис. 5.1) и двух гидроприводов 59 и 60 с механизмами. Каждый дроссельный кран управляет своим механизмом. Гидропривод состоит из гидроцилиндра и поршня с зубчатой рейкой, передающей движение поршня на приводной валик. Кроме того, в гидроприводе имеется устройство, переключающее направление потока жидкости в конце хода поршня и обеспечивающее тем самым возвратно-вращательное движение валика на угол $51 \pm 6^\circ$. На шлицах валика гидроприводов 59 и 60 закреплен рычаг механизма стеклоочистителя.

Для включения механизма стеклоочистителя следует повернуть против часовой стрелки маховицок крана 58 или 62, который откроет доступ жидкости под давлением в соответствующий гидропривод щетки. При дальнейшем открытии крана расход жидкости, поступающей к гидроприводу, увеличивается и движение щеточного механизма ускоряется. При полном открытии дроссельного крана максимальная скорость движения щеточного механизма составляет до 200 двойных ходов в минуту. Для остановки стеклоочистителя следует закрыть кран 58, повернув его маховицок по часовой стрелке до упора.

Для ограничения максимальной скорости движения механизма стеклоочистителя при полном открытии дроссельного крана 58 в агрегате имеется приспособление для регулировки максималь-

го расхода жидкости после установки крана на самолет. Включать щетки для работы по сухому стеклу более двух-трех двойных ходов запрещается. При более длительной работе (например, при регулировке на земле) стекло следует смачивать водой.

Участок аварийного флюгирования воздушных винтов и останова двигателей

Гидравлическая цепь аварийного флюгирования воздушных винтов и останова двигателей питается непосредственно от гидроаккумулятора 48 (см. рис. 5.1), что обеспечивает питание этой сети даже в случае отказа источников напора.

Жидкость, поступающая в сеть флюгирования, проходит через редукционный клапан 64, где напор снижается до 60 ± 5 кгс/см², и подводится к двум кранам 90 и 92 флюгирования левого и правого винтов и останова двигателей. От кранов флюгирования трубопроводы проложены к отсечным клапанам 105 и 106, расположенным на противопожарных перегородках, и далее к золотникам агрегатов 147, 148 и 149. Трубопровод слива из каждого крана 90 и 92 выведен через подпорные клапаны 78 и 91 в дренажный бачок 79. При исходном положении рукояток кранов 90 и 92 магистрали флюгирования сообщены с трубопроводом слива. Трубопровод от агрегатов 147, 148 и 149 двигателя сообщен через отсечные клапаны 105 и 106 и бачки 124 и 125 с атмосферой.

Отсечные клапаны 105 и 106 установлены для предупреждения повышения давления в трубопроводе флюгирования из-за негерметичности клапана крана флюгирования и закупорки сливной линии. Отсечный клапан перепускает небольшое количество жидкости (до 300 см³/мин) в бачок 124 (125) без повышения давления в золотниках агрегатов 147, 148 и 149. Отсечные клапаны предупреждают также произвольное флюгирование винтов и останов двигателей в случае закупорки трубопровода флюгирования на участке от крана флюгирования до отсечного клапана и последующего температурного расширения жидкости.

Для аварийного флюгирования винта и останова двигателя необходимо рукоятку соответствующего крана 90 (92) расконтрить поворотом против часовой стрелки, оттянуть вверх, развернуть против часовой стрелки и оставить ее в оттянутом положении. Клапаны крана 90 при подъеме рукоятки вначале перекроют сливную линию, а затем сообщат линию давления с линией флюгирования. Жидкость под напором поступит к отсечному клапану 105, имея расход значительно больше 300 см³/мин, перебросит золотник отсечного клапана 105 в положение, при котором линия сброса в бачок 124 окажется закрытой, а линия от крана флюгирования сообщается непосредственно с золотником агрегата 147, отсекающим подачу топлива в двигатель, и с золотником агрегата 148, включающим систему флюгирования винта.

При длительном выдерживании крана флюгирования в открытом положении возможно повышение напора в линии флюгирова-

ния до 93 кгс/см². Это происходит вследствие внутреннего перетекания жидкости в редукционном клапане 64 и допускается по условиям работы сети флюгирования. При возвращении рукоятки крана 105 в исходное положение канал подачи жидкости из напорной линии в линию флюгирования перекрывается, и затем линия флюгирования сообщается со сливным трубопроводом. При этом давление из золотников агрегатов 147 и 148 стравливается и они возвращаются в исходное положение. При расфлюгировании часть жидкости из золотников агрегатов 147 и 148 сливается через подпорный клапан 91 в дренажный бачок 79. После установки золотника отсечного клапана в исходное положение некоторое количество жидкости отводится через дренаж в атмосферу. Подпорные клапаны 78 и 91 регулируются на открытие при напоре 1,5±0,3 кгс/см², они предназначены для предотвращения вытекания жидкости из трубопроводов флюгирования, исключая тем самым попадание в трубопроводы воздуха и накопления в них влаги.

Клапаны агрегатов 78 и 90 герметичны, и утечки жидкости в дренажный бачок не происходит ни при исходном положении рукоятки крана, ни в положении «Зафлюгировано». Однако для того, чтобы дренажный бачок не переполнялся и в нем не возникало противодавление при несвоевременном удалении из него жидкости после многократного срабатывания системы в процессе проверок или в случае нарушения герметичности клапанов, из верхней части бачка выведен дренажный трубопровод под фюзеляж между шпагоутами 5 и 6. Дополнительно двумя отверстиями диаметром около 0,7 мм осуществлен дренаж из внутренней полости бачка в кабину.

Участки подъема и опускания рампы и управления замками рельсов грузового люка

Подъем и опускание рампы производится только на земле обычно при неработающих двигателях. Поэтому сеть подъема и опускания рампы питается от электроприводного насоса 14 (см. рис. 5.1) аварийной системы или от сети ручного насоса. Сеть управления замками рельсов питается от основной системы или от сети ручного насоса.

Основные агрегаты этих сетей: гидрокраны 38 и 39 с ручным управлением, дроссельный кран 56, цилиндры-подъемники рампы 74 и 162, гидроцилиндры 140 и 161 рельсовых замков.

Управление подъемом и опусканием рампы осуществляется со щитка наземного управления у выпускающего. Для опускания рампы необходимо открыть сначала боковые (бимсовые) замки, а затем рельсовые замки. Боковые замки открываются гидроцилиндрами при открытии вручную крана 73. Рельсовые замки открываются гидроцилиндрами 74 и 162 при открытии вручную крана 38. После этого рампа опускается под действием собственной массы. В первый момент, пока масса рампы не воспринимается гидроцилиндрами 74 и 162, она опускается ускоренно, а после об-

разования в зоне шпангоута 40 щели, равной 100—300 мм, дальнейшее движение рампы замедляется. При этом жидкость из гидроцилиндров 74 и 162 вытесняется через дроссельный кран 56 и кран 39 в линию слива. Для останова рампы в любом промежуточном положении достаточно закрыть дроссельный кран 56. Во всех остальных случаях дроссельный кран должен быть открыт. После опускания рампы рукоятку крана 38 нужно установить в положение «Нейтрально», при этом рабочие полости гидроцилиндров замков рельсов сообщаются с линией слива.

Для подъема рампы от электроприводного насоса 14 нужно включить насос, а рукоятку крана 39 установить в положение «Подъем рампы». Закрытие замков рельсов после полного подъема рампы происходит механически. После закрытия замков рельсов электрическая блокировка обеспечивает закрытие боковых замков. При отсутствии давления в системе насоса 14 подъем рампы может быть произведен от ручного насоса 34 через кран управления 36. Для останова рампы в промежуточном положении при подъеме необходимо закрыть дроссельный кран 56, выключить электроприводный насос 14, а в случае подачи давления от ручного насоса прекратить работать ручным насосом 34.

Участок отката и наката рампы

Сеть отката и наката рампы питается от основной и аварийной систем и от сети ручного насоса. Во всех случаях обеспечивается фиксирование рампы в любом промежуточном положении после установки переключателя управления в нейтральное положение. Откат и накат рампы при питании от аварийной системы происходит дольше по времени, чем при работе от основной сети.

Агрегаты сети отката и наката рампы (рис. 5.1): электромагнитный кран 81, челночный клапан 157, два челночных клапана 96 и 97 и гидропривод рампы с гидравлическим фрикционным тормозом 158 и реверсивным гидродвигателем 159, редуктор 117, согласующий клапан 134, дроссель 116, цилиндры 137 и 139 боковых замков. Для аварийного управления откатом и накатом рампы используется трехпозиционный электромагнитный кран 32, два челночных клапана 82 и 83 и все агрегаты основной системы, кроме электромагнитного крана 81.

Надежная фиксация рампы в любом промежуточном положении осуществляется с помощью механического фрикционного тормоза 158, который при отсутствии давления в трубопроводах управления рампой затормаживает валы зубчатого редуктора гидропривода. При откате и накате рампы рельсовые замки должны быть закрытыми. Это обеспечивается электроблокировкой: концевые выключатели замыкают электроцепи основного и аварийного управления откатом и накатом рампы только при закрытых рельсовых замках.

Управление откатом и накатом рампы осуществляется штурманом со щитка сброса при помощи двухпозиционного перекидно-

го переключателя управления рампой. При установке переключателя в положение «Открыто» питание подается на электромагнитный кран 71 открытия боковых и пороговых замков грузового люка от основной системы. Замки открываются, срабатывают концевые выключатели замков порога, и электропитание подается на электромагнитный кран 81 управления рампой от основной системы.

Открытие боковых замков происходит медленнее, чем открытие пороговых замков, за счет подачи давления жидкости одновременно в обе полости гидроцилиндров 137 и 139. Перемещение штока цилиндра осуществляется за счет разности площадей. При включении электромагнитного крана 81 жидкость, пройдя через него, направляется через членочные клапаны 96 и 157 на распормаживание тормоза и одновременно через редуктор 117, понижающий напор до 50 кгс/см², к гидродвигателю 158 привода рампы, который через зубчатый редуктор приводит в движение механизм рампы.

При откате рампы в начальный момент движение происходит медленно за счет дросселирования жидкости, которая сливается из гидродвигателя 159 через дроссель 116. После поворота звездочки цепи на полтора оборота согласующий клапан 134 выключает дроссель 116, и движение рампы происходит ускоренно, при этом слив жидкости происходит через согласующий клапан 134, членочный клапан 96, электромагнитный кран 81 и обратный клапан 70 в сливную магистраль.

Электроцепь питания крана 81 размыкается при установке переключателя управления рампой в положение «Нейтрально» (при любом положении рампы). При полном откате рампы электроцепь управления дополнительно размыкается концевым выключателем, установленным в механизме концевых выключателей. При этом подача жидкости из основной системы в сеть управления рампой прекращается и линии управления рампой сообщаются со сливной магистралью.

Фрикционный тормоз механически стопорит привод рампы. Этим обеспечивается надежное удерживание рампы от самопривольного перемещения под действием внешних нагрузок. Для наката рампы переключатель на щитке сброса устанавливается в положение «Закрыто». Электропитание подается на кран 81, а жидкость через кран 81, членочный клапан 96, дроссель 116 к гидродвигателю 159 и гидротормозу 158. Гидротормоз растормаживается, происходит накат рампы. В конце хода рампы происходит дросселирование жидкости через дроссель 116, при этом скорость рампы значительно уменьшается.

Электроцепь питания крана 81 размыкается при установке переключателя управления в нейтральное положение. При полном накате рампы электроцепь дополнительно размыкается концевым выключателем, установленном в механизме концевых выключателей. После полного наката рампы переключатель должен быть закончен в нейтральном положении.

Для аварийного отката рампы переключатель аварийного управления грузовым люком на щитке штурмана устанавливается в положение «Открыто». Электропитание подается на электроприводный насос 14 (см. рис. 5.1) и, если рельсовые замки закрыты, на электромагнитный кран 51 аварийного открытия пороговых и боковых замков. После открытия пороговых и боковых замков электропитание подается на электромагнитный кран 32 аварийного управления рампой. Жидкость под давлением поступает через челночные клапаны 82 и 97 на редуктор 117 в линию отката рампы, к челночному клапану 157 и гидродвигателю 159. Дальше сеть работает, как и при подаче жидкости от крана основного управления. Слив жидкости в общую сливную магистраль при аварийном управлении рампой происходит через кран 81 основного управления.

После отката рампы переключатель устанавливается в положение «Выключено», при этом насосная станция 14 и кран 32 обесточиваются, давление в магистрали аварийного управления рампой сбрасывается, и привод рампы стопорится механическим тормозом, как при нормальном управлении рампой. Для наката рампы переключатель аварийного управления рампой устанавливается в положение «Закрыто». При этом (если рельсовые замки закрыты) электропитание подается на электромагнитный кран 32 аварийного наката рампы. После окончания наката рампы через концевой выключатель закрытого положения рампы питание подается на кран 51 аварийного закрытия пороговых замков. Пороговые и боковые замки закрываются.

При аварийном полном откате и накате рампы электроцепи питания крана 32 аварийного управления рампой размыкаются концевыми выключателями, установленными в механизме концевых выключателей. Однако если переключатель «Аварийное управление рампой» не включить, то насосная станция будет продолжать работать. Поэтому после окончания отката или наката рампы переключатель должен быть установлен в нейтральное положение. Одновременное включение переключателей основного и аварийного управления рампой не допускается.

Управление рампой может также производиться от сети ручного насоса. При установке рукоятки крана включения 35 (см. рис. 5.1) в положение «Из гидробака» к ручному насосу 34 подводится рабочая жидкость. Рукоятка крана управления 36 устанавливается в положение «Откат рампы». Линия нагнетания ручного насоса подключается к линии отката рампы. Приводить в действие ручной насос можно лишь при открытых боковых и пороговых замках. При этом происходит откат рампы до требуемого положения. Для наката рампы рукоятка крана 36 устанавливается в положение «Накат рампы». При этом линия нагнетания ручного насоса подключается к линии наката рампы и при подаче жидкости ручным насосом происходит накат рампы.

Управление пороговыми и боковыми замками осуществляется от основной системы, аварийной системы и сети ручного насоса.

При работе от основной и аварийной систем подача жидкости на открытие и закрытие пороговых и боковых замков производится электромагнитными кранами 51 и 71 (см. рис. 5.1). От системы ручного насоса жидкость на открытие и закрытие пороговых и боковых замков направляется распределительным краном 36 и на открытие боковых замков — краном 73, имеющим ручное управление. Электропитание подается на краны 51 и 71, от переключателей управления откатом и накатом рампы, как описано выше.

В сеть основного управления пороговыми и боковыми замками входят: электромагнитный кран 71, четыре челночных клапана 84, 85, 86 и 98, два цилиндра замков порога 136 и 160 и обратный клапан 72, два цилиндра боковых замков 137 и 139, кран 73. При включении крана 71 на открытие или закрытие замков жидкость через этот кран и челночные клапаны поступает в цилиндры, которые приводят в движение механизм открытия или закрытия пороговых и боковых замков.

В обесточенном положении кран 71 сообщает линии открытия и закрытия замков со сливной магистралью, а линию давления запирает.

Открытие и закрытие пороговых и боковых замков от аварийной системы происходит аналогичным образом, но жидкость подается в цилиндры от крана 51.

Участок управления аварийным люком

Управление аварийным люком экипажа осуществляется от основной и аварийной систем. Открытие и закрытие аварийного люка от основной системы производится с места правого пилота краном 156 (см. рис. 5.1) с ручным управлением. От аварийной системы с места левого пилота возможно только открытие люка электромагнитным краном 31. Открытие люка при управлении от основной системы производится двумя цилиндрами 69 и 133 при установке рукоятки крана 156 в положение «Открыто». При открытии люка на щитке пилота загорается сигнальная лампа.

При установке крана 156 в положение «Закрыто» жидкость поступает по линии закрытия цилиндрам 69 и 133, которые закрывают люк.

При нейтральном положении рукоятки кран 156 запирает линию давления, а линии открытия и закрытия люка соединяется со сливной магистралью. Управление аварийным люком от аварийной системы осуществляется выключателем «Аварийное открытие люка», установленном на левом пульте в кабине экипажа. При включении выключателя подается электропитание на электроприводный насос 34 и на электромагнитный кран 31, направляющий жидкость в магистраль открытия люка. Подключение линии аварийной системы к агрегатам управления люком осуществляется с помощью челночного клапана 115.

Одновременное открытие аварийного люка от основной и аварийной систем не допускается.

Участок ручного насоса

Линия всасывания ручного насоса подключена к линии всасывания аварийного электроприводного насоса 14 (см. рис. 5.1). Кроме того, питание ручного насоса может осуществляться из отдельной емкости. Включение питания из гидробака или из отдельной емкости осуществляется краном включения 35. Фильтрация рабочей жидкости после ручного насоса осуществляется фильтром тонкой очистки 33. Для предохранения гидросистемы от чрезмерного повышения давления в линии нагнетания от ручного насоса установлен предохранительный клапан 54, отрегулированный на напор открытия 162—167 кгс/см².

От ручного насоса жидкость через фильтр тонкой очистки поступает на кран управления 36. Установкой рукоятки крана в соответствующее положение линия нагнетания ручного насоса может быть соединена со следующими линиями: открытия замков порога грузового люка; закрытия пороговых и боковых замков; открытия боковых замков; отката рампы; наката рампы; ручного управления открытием замков рельса и подъема рампы; дозаправки гидробака.

Для дозаправки гидробака рукоятку крана включения 35 необходимо установить в положение «Из емкости», шланг с фильтром на конце опустить в емкость с чистой рабочей жидкостью, переключатель крана управления 36 установить в положение «В гидробак». Уровень гидросмеси в гидробаке контролируется по указателю масломера МЭ1866 на пульте левого пилота. При отсутствии электропитания на самолете контроль количества жидкости в гидробаке производится мерной линейкой, установленной в крышке горловины бака.

Агрегаты гидросистемы

Основные технические данные гидравлического фильтра 8Д2966018-2Г

Рабочая жидкость	АМГ-10 (ГОСТ 6794—53)
Рабочее давление	210 ⁺¹⁰ ₋₇ кгс/см ²
Максимальный расход	60 л/мин
Диапазон рабочих температур:	
рабочей жидкости	от —60 до +120° С
окружающей среды	от —60 до +100° С
Тонкость фильтрации	12—16 мк (допускаются частицы до 25 мк в количестве до 1%)

Гидравлическое сопротивление чистого фильтра при максимальном расходе и температуре рабочей жидкости и окружающей среды +25±10° С не более 1,8 кгс/см²

Давление открытия перепускного клапана при нормальном перепаде давления на фильтроэлементе 7⁺²₋₁ кгс/см²

Масса сухого фильтра 2,5 кг

Электроприводной насос НС-14 (рис. 5.7) состоит из поршневого насоса переменного расхода с торцовыми распределителем рабо-

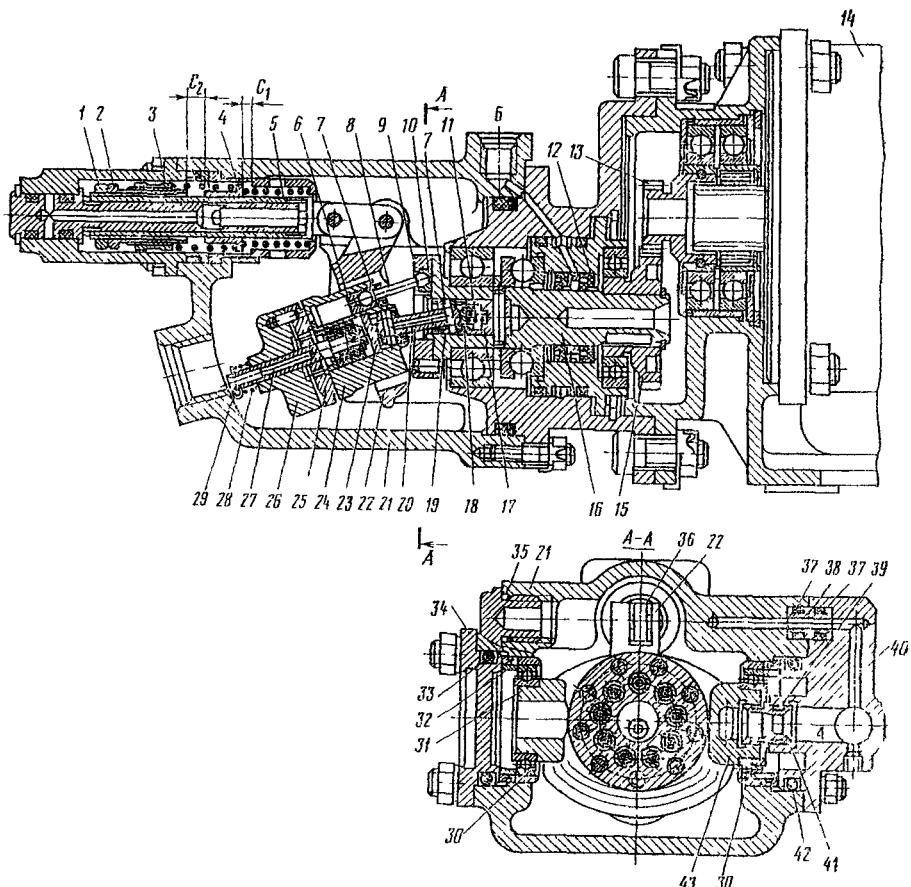


Рис 5.7 Насос электроприводной НС-14:

1, 2, 3 — гайки регулировочные; 4 — втулка упорная; 5 — сервоцилиндр; 6 — поршень; 7 — втулка шлицевая; 8 — шток; 9 — кольцо упорное; 10 — подшипник сферический; 11, 28 — пружины; 12 — узел уплотнительный; 13 — шестерня ведущая; 14 — электродвигатель; 15 — шестерня ведомая; 16 — вал насоса; 17 — втулка упорная; 18, 23 — подшипники; 19 — штифт; 20 — валик карданный; 21 — корпус качающего узла и сервопривода; 22 — поводок с кольцом; 24 — блок цилиндров; 25 — распределитель торцовой (золотниковый); 26 — люлька; 27 — ось блока цилиндров; 29 — пластина сторонная; 30 — подшипник; 31, 43 — цапфы хомута; 32 — кольцо распорное; 33, 35, 37, 39, 42 — кольца резиновые уплотнительные; 34, 40 — крышки корпуса качающего узла; 21; 36 — серьга; 38, 41 — втулки

чей жидкости, электродвигателя постоянного тока и редуктора 14. Качающий узел насоса состоит из золотникового распределителя 25, блока цилиндров 24, вала 16 и кольца 9. В кольцо 9 запрессовано девять сферических подшипников 10, в которые опираются штоки 8 поршней 6. По штокам 8 передается осевая сила от поршней 6 на сферический подшипник 10. Крутящий момент от вала 16 на блок поршней 24 передается через карданный валик 20, на который на прессованы две шлицевые сферические втулки. Сферические втулки

на валике 20 фиксируются штифтами 7. Валик 20 прижимается к подпятникам 18 и 23 пружиной 11.

Торцовый распределитель 25 фиксируется на люльке 26 штифтом и центрируется относительно блока 24 валиком, который за-прессован в блоке 24 на двух шариковых подшипниках. Прижим торцового распределителя 25 к блоку 24 осуществляется пружиной 28, с одной стороны упирающейся в стопорную пластину 29, а с другой стороны в люльку 26. При работе насоса сила прижима увеличивается давлением рабочей жидкости.

Поворот качающего узла для изменения подачи рабочей жидкости осуществляется сервоцилиндром 5, который серьгой 36 шарнирно связан с поводком 22. Поводок шарнирно закреплен в корпусе 21 на цапфах 31 и 43, которые установлены на подшипниках 30. В крайнее правое положение сервоцилиндр 5 отжимается пружинами. В крайнее левое положение он перемещается под действием напора жидкости. Регулировка усилия, необходимого для перемещения сервоцилиндра 5 вправо, осуществляется гайкой 3. Подвод рабочей жидкости к сервоцилинду 5 осуществляется от распределителя 25 по каналу А, просверленному в корпусе цапфы 43, крыльце 40 и в корпусе 21. Герметизация канала в местах стыка достигается установкой втулок 38 и 41 и уплотнительными резиновыми кольцами 37 и 39.

Вал насоса 16 центрируется в двух радиальных шарикоподшипниках. Осевые усилия воспринимаются торцовым шарикоподшипником. Привод вала 16 осуществляется от ведомой шестерни 15, которая находится в зацеплении с ведущей шестерней 13, установленной на валу электродвигателя 14. Соединение шестерни 13 с валом электродвигателя шлицевое. К штуцеру В подводится дренаж от уплотнительного узла между насосом и редуктором.

Работа насоса. При вращении блока 24 поршневые отверстия поочередно сообщаются с дуговыми отверстиями всасывания и нагнетания в золотниковом распределителе 25. Благодаря перекосу оси вала 16 и оси блока 24 при вращении последнего поршни 6 совершают возвратно-поступательное движение. При этом в тех цилиндрах, где поршни 6 выдвигаются из блока 24, происходит всасывание рабочей жидкости, а в цилиндрах, где поршни 6 вдвигаются в блок 24, — вытеснение ее под напором в расходную линию.

Регулирование расхода в зависимости от напора осуществляется за счет изменения угла наклона блока 24 сервоцилиндром 5, нагруженным двумя последовательными пружинами. При достижении напора 150 кгс/см² сервоцилиндр 5 перемещается влево, сжимая пружины. При дальнейшем движении сервоцилиндра 5 зазор C_1 выбирается. При напоре 210 кгс/см² выбирается зазор C_2 , после чего производительность при дальнейшем росте давления сохраняется постоянной. Изменение производительности происходит при уменьшении напора. Расход при напоре 210 кгс/см² выбирается из условия обеспечения расхода жидкости, необходимого

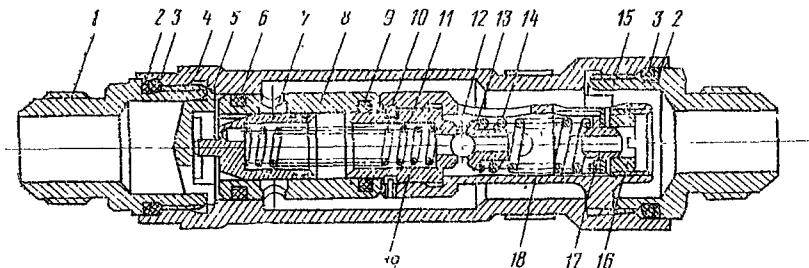


Рис. 5.8. Клапан предохранительный ГА142-00-3К:

1 — штуцер подвода напора; 2 — манжет второпластовый; 3, 6, 9 — кольца уплотнительные резиновые; 4 — корпус; 5 — упор; 7 — поршень; 8 — гильза; 10 — штифт; 11 — седло; 12 — шарик; 13 — седло; 14, 19 — пружины; 15 — штуцер слива; 16 — гайка; 17 — упор; 18 — корпус шарикового клапана

для смазки подшипников и отвода тепла от насоса НС-14. Расход жидкости при напоре 150 кгс/см² является номинальным.

Предохранительный клапан ГА142-00-3К служит для предохранения системы от повышения давления сверх допустимой величины. Он установлен в сети аварийного напора. В дюралюминиевый корпус 4 (рис. 5.8) клапана вставлена гильза 8, внутри которой с малым зазором установлен сервопоршень 7. Сервопоршень 7 прижат к упору 5 пружиной 19, которая другим концом упирается в седло 11. Седло вставлено в корпус 18 и закреплено в нем штифтом 10. Отверстие в седле 11 закрыто шариком 12, который прижимается к седлу пружиной 14.

Клапан работает следующим образом. Напор в полости между сервопоршнем 7 и седлом 11 благодаря отверстию в сервопоршне 7 равен напору в системе, пока он не превышает 160⁺¹⁵ кгс/см². Как только напор в системе превысит указанную величину, жидкость отожмет шарик 12 от седла и начнет стравливаться в сливную магистраль. При этом напор в полости между поршнем 7 и седлом 11 упадет. Когда сила, возникающая из-за разности давлений по обе стороны поршня, станет больше усилия пружины 19, поршень отодвинется в сторону седла 11 и соединит сеть со сливом.

При увеличении расхода жидкости через клапан до 8 л/мин поддерживаемое клапаном давление в системе возрастает до 170 кгс/см². При падении давления в системе ниже 145 кгс/см² шарик 12 прижмется к седлу и тем самым прекратит стравливание жидкости из полости между поршнем 7 и седлом 11. Напор по обе стороны поршня выровняется, и пружина 19 переместит поршень к упору 5, отключив систему от линии слива.

Электромагнитный кран ГА163/16. На самолете установлено шесть кранов: по одному в сети управления поворотом колес и в сети управления закрылками и четыре в системе управления грузовым люком. Агрегат (рис. 5.9) представляет собой трехпозиционный электромагнитный кран прямого действия с двумя клапанами управляемыми устройствами, управляемыми электромагнитами.

Основные технические данные:

Рабочее давление	до 210 кгс/см ²
Подпор в линии слива	20 кгс/см ² , не более
Режим работы крана под током	длительный
Напряжение питания	27 В ± 10%

Комбинированный золотниковый распределительный кран РГ8/А. Агрегат (рис. 5.10) состоит из двух поворотных золотников 5 и 11, помещенных в общей золотниковой втулке 9, которая может поворачиваться в гильзе 10 относительно продольной оси. Золотник 11 кинематически соединен с ручкой рулевого управления, расположенной на левом пульте, а золотник 5 — с тягами управления рулем направления. Золотниковая втулка 9 соединена обратной связью с рулевым гидроцилиндром передней ноги. Золотник 4 служит для подключения выходных каналов крана к каналам одного из золотников 5 или 11, к которому подведено давление из гидросистемы.

На корпусе золотника установлено пять штуцеров. Два штуцера D_1 и D_2 (эти буквы выбиты на корпусе агрегата у соответствующих штуцеров) соединяются с сетью нагнетания гидросистемы.

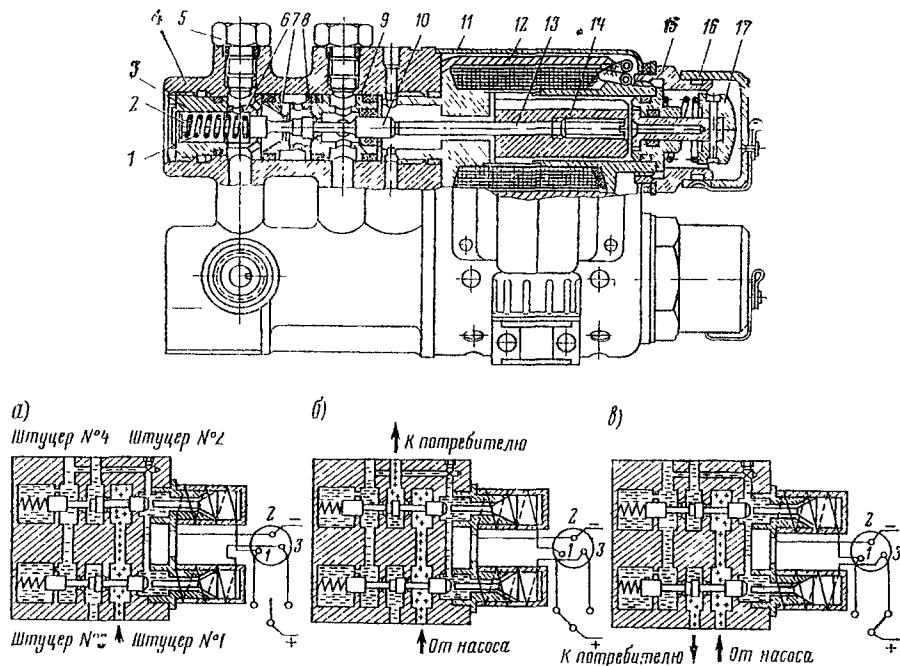


Рис. 5.9. Кран электромагнитный ГА-163/16:

а — электромагниты выключены; б — включен контакт 1; в — включен контакт 3,
 1 — пружина; 2 — упор; 3 — гайка; 4 — корпус; 5 — заглушка технологическая; 6 — гильза;
 7 — седло; 8 — втулка; 9 — гильза; 10 — золотник; 11 — кожух; 12 — корпус электромагнита;
 13 — толкатель; 14 — якорь электромагнита; 15 — корпус кионки; 16 — колпачок; 17 — кнопка
 ручного включения

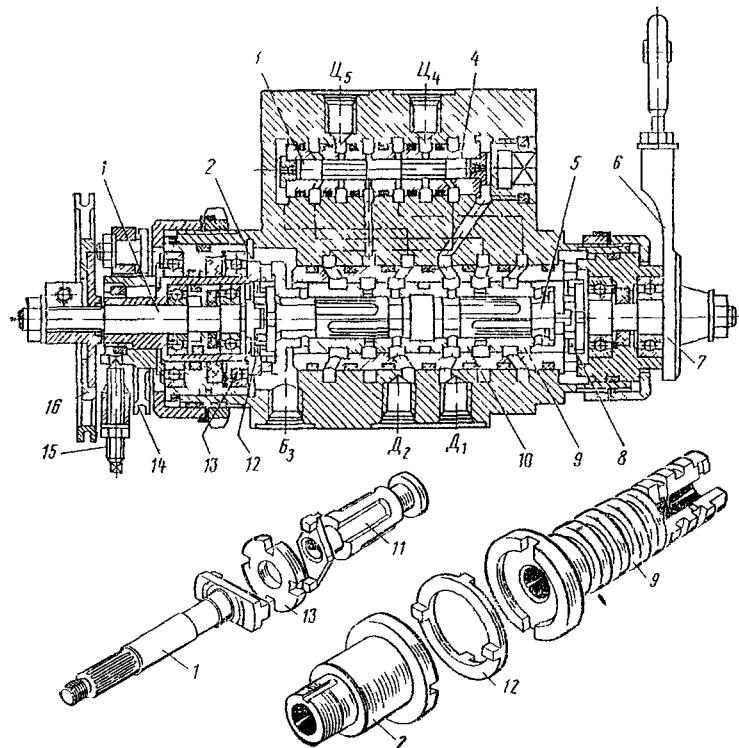


Рис 5 10 Кран комбинированный золотниковый распределительный РГ8/А
 1 7 — валы приводные, 2 стакан, 3 10 — гильзы 4 — золотник переключающий 5 — золотник взлетно посадочного управления 6 — рычаг взлетно посадочного управления 8 13 — муфты соединительные, 9 — втулка золотниковая, 11 — золотник рулевого управления 12 — кольцо соединительное 14 — шкив обратной связи 15 — винт регулировки натяжения троса обратной связи 16 — шкив рулевого управления

При подаче давления к штуцеру D_1 управление подачей жидкости в рулевой цилиндр осуществляется золотником 5, а при подаче давления к штуцеру D_2 — золотником 11. Штуцер B_3 соединяется со сливным трубопроводом гидросистемы. Штуцеры Π_4 и Π_5 соединяются с рулевым цилиндром передней ноги.

Рабочие поверхности золотников 4, 5 или 11, золотниковой втулки 9, гильз 3 и 10 обработаны по высокому классу чистоты с большой степенью точности, что обеспечивает надлежащую герметичность по сопряженным соединениям. При работе крана жидкость движется только по сверлениям и каналам. Соединение приводных валов 1 и 7 с золотниками 11 и 5 и стакана 2 с золотниковой втулкой 9 выполнено с помощью кольца 12 и муфты 8 и 13, исключающих передачу осевых и радиальных усилий на золотники и золотниковой втулке со стороны рычага 6 и шкивов 14 и 16. Рабочие каналы, пазы в золотниках и окна в золотниковой втулке выполнены симметрично относительно оси. Каждому пазу или участку золотника, находящемуся под давлением, соответствует

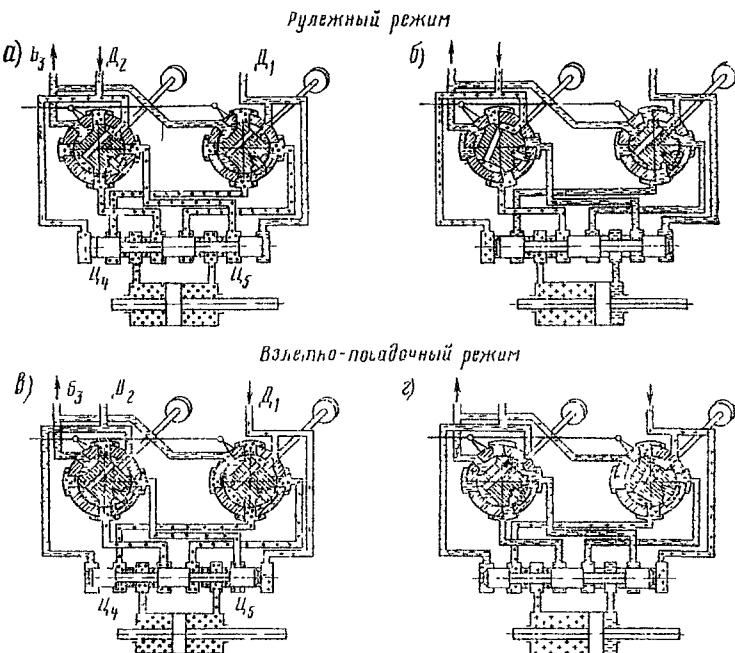


Рис 5.11 Схема работы крана РГ8/А:

а, в — золотники в нейтральном положении, б — отклонен золотник рулежного управления; г — отклонен золотник взлего посадочного управления

на противоположной стороне такой же паз или участок, находящийся под тем же давлением. Этим достигается уравновешивание на золотниках и золотниковой втулке радиальных и осевых усилий, возникающих от давления жидкости. Благодаря этому моменты, необходимые для разворота каждого из золотников и золотниковой втулки, весьма незначительны.

Жидкость, подведенная под давлением к одному из штуцеров D , (рис. 5.11) через сверление в корпусе крана, и каналы в гильзе и в золотниковой втулке поступает в кольцевую проточку на внутреннем конце соответствующего новоротного золотника и далее поступает в два диаметрально противоположных продольных паза золотника. Два других продольных паза золотника сообщены с кольцевой проточкой на его внешней стороне. Внешние концы проточек обоих золотников всегда соединены со сливной линией через штуцер B_3 . При нейтральном положении участки золотника между продольными пазами давления и слива перекрывают окна в золотниковой втулке и препятствуют перетеканию жидкости из пазов давления в пазы слива. При повороте относительно втулки золотник открывает окна в золотниковой втулке, обеспечивая

возможность прохода жидкости под давлением к одному из выходных штуцеров, например Γ_4 , и от штуцера Γ_5 на слив.

При взаимном смещении от нейтрального положения золотника и золотниковой втулки в противоположном направлении жидкость под давлением поступает к штуцеру Γ_5 , а штуцер Γ_4 соединяется со сливным штуцером B_3 . Принцип работы обоих поворотных золотников одинаков.

Установленный в агрегате переключающий золотник 4 (см. рис. 5.15) управляет давлением, подводимым к его торцам по внутренним каналам от штуцеров Δ_1 и Δ_2 . При подаче давления к штуцеру Δ_1 золотник 4 устанавливается в положение, обеспечивающее проток жидкости к штуцерам Γ_4 и Γ_5 от золотника 5 . При подаче давления к штуцеру Δ_2 золотник 4 перемещается в противоположную сторону, обеспечивая проток жидкости к штуцерам Γ_4 и Γ_5 от золотника 11 .

Различие в работе золотников 5 и 11 заключается в том, что имеющиеся на приводных деталях упоры ограничивают взаимное смещение золотника 11 и золотниковой втулки в пределах угла $\pm 5^\circ$, необходимого для открытия каналов. Это нужно для подачи замкнутой обратной связи при развороте передней ноги шасси от ручки рулевого управления. Разворот золотника 5 относительно золотниковой втулки на всех рабочих режимах практически не ограничен. Благодаря этому положение колес передней ноги не оказывает влияния на перемещение руля направления, с которым кинематически связан золотник 5 . Однако для обеспечения правильной установки крана и облегчения отыскания нейтрального положения на золотниковой втулке имеются упоры, ограничивающие относительный разворот золотника 5 и втулки в пределах $\pm 75^\circ$. При установке агрегата на самолет золотник не должен доходить до этого упора при крайнем положении, когда колеса передней ноги развернуты полностью в одну сторону, а руль направления на максимальный угол в противоположную сторону.

Основные технические данные

Рабочее давление	до 150 кгс/см^2
Диаметр отверстий штуцеров	6 мм
Кругящий момент, необходимый для поворота каждого золотника	48 $\text{кгс}\cdot\text{см}$, не более
Кругящий момент, необходимый для поворота золотниковой втулки	90 $\text{кгс}\cdot\text{см}$, не более
Максимальное рассогласование золотника рулевого управления относительно золотниковой втулки	$\pm 5^\circ$
Угол свободного поворота золотника взлётно-посадочного управления относительно золотниковой втулки (до соприкосновения с упором)	$\pm 75^\circ$
Давление перекладки золотника, переключающего каналы рулевого и взлётно-посадочного управления	10 кгс/см^2 , не более

Предохранительный клапан (рис. 5.12) предназначен для защиты сети от чрезмерного повышения давления и механизмов по-

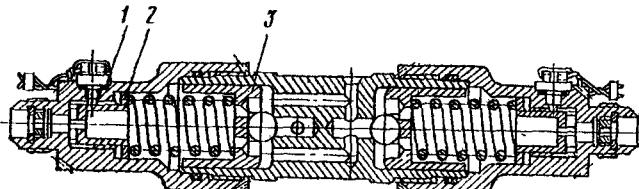


Рис. 5.12. Клапан предохранительный:

1 — винт стопорный;
2 — упор регулировочный; 3 — поршень

ворота колеса от чрезмерной перегрузки при боковом ударе колес, который может произойти при рулении по аэродрому с неровным покрытием, при наезде на препятствие, при переходе скользящей развернутой ноги с обледенелого участка аэродрома на грунт и т. п.

Агрегат представляет собой блок из двух одинаковых предохранительных клапанов, обеспечивающих перепуск жидкости в обоих направлениях. Если жидкость течет слева направо, то регулировка давления осуществляется правым клапаном, а шарик левого клапана работает как обратный клапан. Если жидкость течет справа налево, роли клапанов меняются.

Особенность предохранительного клапана состоит в том, что он поддерживает постоянный перепад давления в широком диапазоне расходов (от 0 до 30 л/мин), что необходимо для защиты механизмов передней ноги от перегрузки при наезде на препятствие или при значительной скорости разворота ноги.

Давление начала открытия клапана определяется усилием затяжки пружины и площадью отверстия, перекрытого шариком. По мере увеличения расхода жидкости величина подъема шарика от седла должна увеличиваться. В обычном клапане это приведет к существенному повышению давления, поскольку обжатие пружины увеличивается, а эффективная площадь шарика, на которую действует давление, уменьшается. Для исключения такого явления жидкость, прошедшая через шариковый клапан, пропускается через отверстия поршня, и перепад давлений на поршне дополнительно нагружает пружину. Величина и количество отверстий в поршне подобраны таким образом, что давление на клапане практически не меняется при увеличении расхода жидкости до 30 л/мин.

Основные технические данные

Давление открытия	150 ± 5 кгс/см ²
Гидравлическое сопротивление при расходе жидкости от 0 до 20 л/мин и температуре $25 \pm 10^\circ\text{C}$	140—170 кгс/см ²

Двухпозиционный электромагнитный кран КЭБ предназначен для включения системы поворота колес. При включении электромагнита кран перекрывает линию, по которой жидкость перетекает из одной полости рулевого гидроцилиндра в другую на режиме самоориентирования. Агрегат представляет собой кран золотни-

кового типа прямого действия, управляемый электромагнитом (рис. 5.13). В корпус крана запрессована стальная гильза, внутри которой размещен стальной золотник, пригнанный к гильзе с малым зазором. С одного конца на корпус навинчен колпак, поддерживающий пружину, которая через опору отжимает золотник вверх. На другой конец корпуса навинчен электромагнит.

При включенном электромагните золотник находится в крайнем верхнем положении и соединяет штуцер *А* со штуцером *Б*. При включении электромагнита его шток отжимает золотник вниз и штуцеры *А* и *Б* перекрываются.

Основные технические данные

Рабочее давление	до 150 кгс/см ²
Напряжение питания электромагнита	27 В
Минимальное напряжение, при котором гарантировается срабатывание электромагнита	22 В
Режим работы электромагнита	длительный

Агрегаты участков подъема и опускания рампы, управления замками рельсов и пороговыми замками грузового люка

Гидропривод предназначен для отката и наката рампы грузового люка. Агрегат представляет собой зубчатый редуктор с установленными на нем гидромотором и гидротормозом (рис. 5.14). Основные детали редуктора: корпус, ведущая шестерня, две промежуточные шестерни, ведомая шестерня со штифтами для звездочки. Корпус отлит из магниевого сплава, шестерни — из стали.

Основные технические данные

Передаточное число	54,5
Частота вращения ведущего вала	3000 об/мин
Номинальный крутящий момент: на входном валу при давлении в гидросистеме 150 кгс/см ²	2 кгс·м, не менее
на выходном валу при к. п. д. 0,92	100 кгс·м

Гидроцилиндр замка рельса предназначен для открытия замка рельса.

Основные технические данные

Номинальное рабочее давление	150 кгс/см ²
Температура рабочей жидкости	от +80 до —60° С
Давление в начале хода штока	6—12 кгс/см ²
Давление в конце хода штока	12—20 кгс/см ²
Усилие на штоке при давлении 150 кгс/см ²	230 кгс
Усилие на штоке при давлении 120 кгс/см ²	160 кгс
Минимальное давление, при котором обеспечивается возврат тока в крайнее убранное положение	5 кгс/см ²

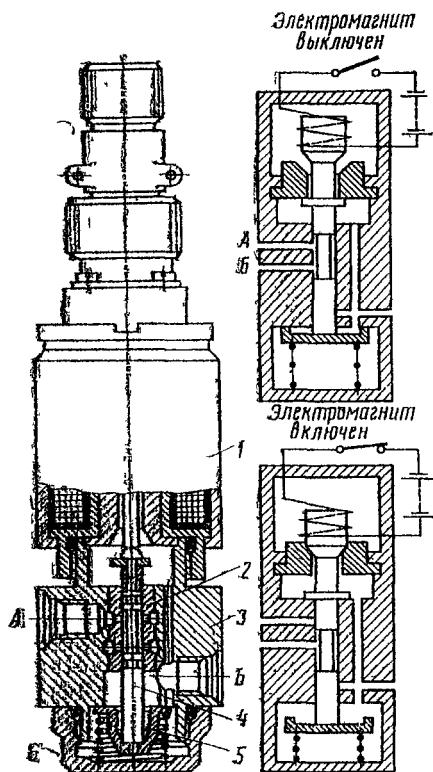


Рис. 5.13 Кран двухпозиционный К3-5:

1 — электромагнит, 2 — гильза, 3 — корпус, 4 — заслонка, 5 — опора, 6 — колпак

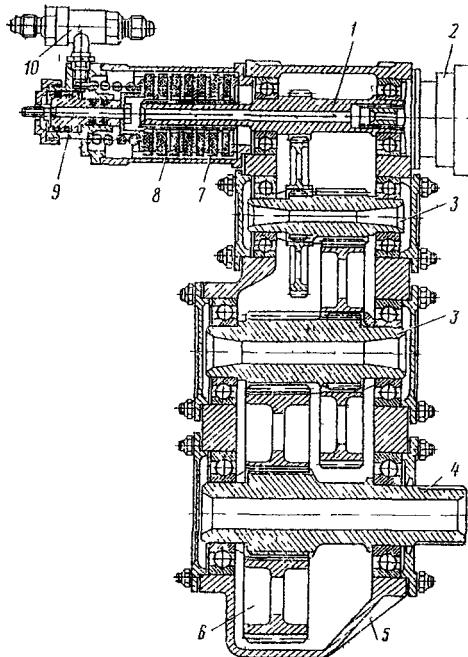


Рис. 5.14 Редуктор гидропривода

1 — шестерня ведущая, 2 — гидромотор ГМ 36Т, 3 — шестерни промежуточные, 4, 6 — шестерни ведомые, 5 — крышка корпуса, 7 — диск цепо- движный текстолитовый, 8 — диск стальной, 9 — гидроцилиндр тормоза, 10 — клапан чехонечный 24 5622 0

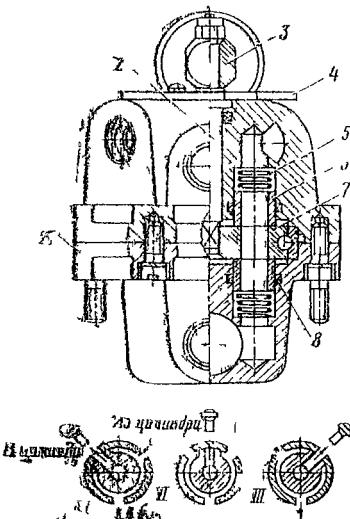


Рис. 5.15 Кран распределительный трехпозиционный 629600 1.

I, III — рабочие положения, II — нейтральное положение,
1 — корпус, 2 — ось, 3 — рукоятка, 4 — пластина стопорная, 5 — пружина, 6 — втулка, 7 — золотник, 8 — кольцо уплотнительное

Гидроцилиндр замков порога предназначен для открытия и закрытия замка порога

Основные технические данные

Номинальное рабочее давление	150 кгс/см ²
Рабочая жидкость	АМГ-10
Температура окружающей среды	±60°С
Температура рабочей жидкости	от +80 до -60° С
Усилие, развиваемое на штоке при давлении 120 кгс/см ²	450 кгс
Номинальное эксплуатационное усилие, развиваемое на штоке при давлении 150 кгс/см ²	625 кгс

Гидроцилиндр подъема рампы предназначен для подъема рампы.

Основные технические данные

Рабочее давление	150 кгс/см ²
Рабочая жидкость	АМГ-10
Температура окружающей среды	±60° С
Температура рабочей жидкости	от -60 до +80° С
Усилие, развиваемое на штоке при давлении 120 кгс/см ²	620 кгс
Максимальное усилие, развиваемое цилиндром на штоке при давлении 150 кгс/см ²	860 кгс

Распределительный трехпозиционный кран 629600-1 предназначен для управления цилиндрами аварийного люка. Его устройство и схема работы показаны на рис. 5.15.

Основные технические данные

Рабочее давление	до 220 кгс/см ²
Давление в сливной магистрали	до 30 кгс/см ²
Гидравлическое сопротивление для каждой пары соединенных каналов при расходе жидкости 40 л/мин	3 кгс/см ² , не более
Усилие переключения ручки при давлении 220 кгс/см ²	5 кгс, не более

Гидроцилиндр 26-5666-0 предназначен для открытия и закрытия боковых замков.

Основные технические данные

Номинальное рабочее давление	150 кгс/см ²
Рабочая жидкость	АМГ-10
Диапазон температур окружающей среды	±60° С
Диапазон температур рабочей жидкости	от +80 до -60° С
Усилие, развиваемое на штоке при давлении 150 кгс/см ²	680 кгс
на вталкивание	1400 кгс
на втягивание	490 кгс
на вталкивание	1000 кгс
на втягивание	

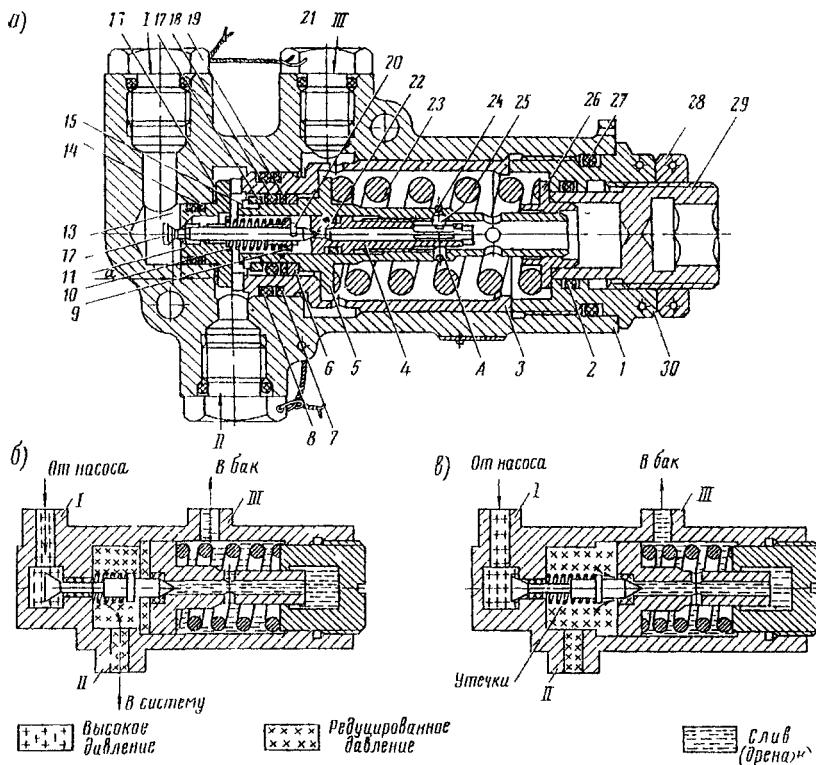


Рис 5 16 Редуктор IA-213

а — разрез; б — работа на систему, в — работа в качестве предохранительного клапана;
 1 — корпус; 2, 8, 13, 18, 22, 27 — кольца уплотнительные, 3 — втулка, 4, 11 — седла, 5 — поршень, 6, 7, 14, 19 — кольца, 9 — фланец, 10, 23 — пружины; 12 — клапан, 15 — кольцо разрезное, 16, 17 — шайбы, 20 — шплинт, 21 — гильза; 24 — кольцо стопорное, 25 — фиксатор; 26 — направляющая, 28 — гайка, 29 — винт, 30 — опора

Редуктор ГА2-213 устанавливается на самолете для снижения давления рабочей жидкости, поступающей в сеть отката рампы, до величины 50 кг/см². Основными элементами редуктора (рис. 5. 16) является корпус 1, поршень 5 с гильзой 21 и пружиной 23, клапан 12 с двумя рабочими конусами и седлами 11 и 4, из которых седло 11 шеподвижно относительно корпуса 1, а седло 4 связано с подвижным поршнем 5. Под левый торец фланца седла 11 подложен набор шайб 16, который подобран таким образом, что обеспечивает осевой люфт седла в пределах 0,1—0,2 мм при затянутой опоре 30 (во избежание зажима деталей при температурных деформациях)

Стальная цементированная гильза 21, вставленная с небольшим зазором в расточку корпуса 1, правым торцом опирается на торец втулки 3, которая удерживается опорой 30. В гильзу 21 левым концом входит ступенчатый поршень 5, который направляется брон-

зовым кольцом 6. Правый конец поршня с небольшим зазором входит в отверстие бронзовой направляющей 26, которая служит опорой для пружины 23. Таким образом, поршень 5 направляется двумя узкими поясками.

Подвижное уплотнение поршня 5 с гильзой 21 состоит из резинового кольца 18 и шайбы-прокладки 19 из фторопласта. Шайба 17, удерживаемая разрезным кольцом 15, предохраняет уплотнение от смещения влево. Правым торцом своего фланца поршень 5 опирается на торец пружины 23, уравновешивающей силу гидравлического давления на рабочую площадь поршня 5.

В центральное отверстие поршня 5 с небольшим зазором вставлено стальное седло 4, осевое отверстие которого со стороны левого торца имеет острую кромку и служит седлом для правого конуса клапана 12. Эта пара деталей образует предохранительный клапан редуктора. Вращением седла 4 обеспечивается необходимое первоначальное открытие клапана 12 на 2 мм.

В таком положении седло 4 крепится через отверстие A фиксатором 25 и стопорным кольцом 24. Регулировка величины редуцированного давления производится винтом 29 (путем изменения сжатия пружины 23). Винт 29 крепится гайкой 28. Для обеспечения постоянного прижима клапана 12 к седлу 4 в случае отсутствия гидравлического давления в системе предусмотрена пружина 10, которая через фланец 9 и шплинт 20 давит на клапан 12 слева направо, упираясь в торец седла 11.

Полость высокого давления штуцера I соединяется с полостью редуцированного давления штуцера II через малую кольцевую дроссельную щель, открываемую левым конусом клапана 12. Все внутренние и внешние уплотнения осуществлены резиновыми уплотнительными кольцами, полости высокого давления — кольцами 8, 13, 18, 22, полости низкого давления — кольцами 2 и 27. Резиновые кольца уплотнений высокого давления от выдавливания в зазор защищены фторопластовыми кольцами 7, 14, 19.

Схема работы редуктора приведена на рис. 5.16. б, в. Высокое давление, подводимое в агрегат через штуцер I, малую кольцевую дроссельную щель, открываемую левым конусом клапана 12, поступает к штуцеру II, соединенному с потребителем. Эта полость, (слева от поршня 5) является полостью редуцированного давления. Пока в гидросистеме нет давления, усилием пружины 23 поршень 5 отжат в крайнее левое положение. Вместе с ним занимает крайнее левое положение и клапан 12, прижимаемый пружиной 10 к седлу 4. Клапан 12 своим левым конусом открывает максимальный проход для жидкости из полости высокого давления в полость редуцированного давления.

При повышении давления в штуцере I одновременно повышается давление в полости редуцированного давления. При этом жидкость под давлением, проникая через кольцевую дроссельную щель в полость слева от поршня 5, перемещает его вместе с клапаном 12 вправо. Повышение редуцированного давления прекратится, как только левый конец клапана 12 сядет в седло 11 и тем самым пре-

кратит подпитку полости редуцированного давления, что соответствует нейтральному положению клапана 12.

С этого момента дальнейшее повышение давления в штуцере I почти не влияет на величину редуцированного давления, которое остается равным силе пружины при нейтральном положении, деленной на площадь поршня 5.

Величина редуцированного давления зависит от расхода через редуктор: при увеличении его редуцированное давление понижается. Это объясняется тем, что для пропуска большего количества жидкости при одном и том же перепаде давления (входное давление минус редуцированное) требуется большее открытие кольцевой щели левого конуса клапана 12. Этому соответствует более левое положение клапана 12 с поршнем 5, при котором пружина 23 имеет меньшее сжатие, т. е. меньшую силу. Следовательно, и редуцированное давление, равное силе пружины, деленной на площадь поршня, тем меньше, чем больше открытие, т. е. чем больше расход жидкости. Редуцированное давление зависит также от величины входного давления по тем же причинам.

При снижении редуцированного давления (например, при увеличении расхода потребителем) сила давления ослабевает, поршень 5 вместе с клапаном 12 смещается влево, левый конус клапана выходит из седла II, открывая кольцевую дроссельную щель и производя подпитку полости редуцированного давления. Давление восстанавливается и, действуя через поршень 5 на пружину 23, возвращает поршень вместе с пружиной в нейтральное положение.

При повышении редуцированного давления (например, в результате виагренных перетечек при отсутствии потребления жидкости) сила давления на поршень увеличивается и поршень, сжимая пружину 23, перемещается вместе с клапаном 12 вправо и открывает сообщение полости редуцированного давления соливом через внутреннюю полость седла 4, поршня 5 и штуцер 3 (см. рис. 5.16, а). Таким образом, правый конус клапана 12 совместно с седлом 4, поршнем 5 и пружиной 23 выполняет роль предохранительного клапана для полости редуцированного давления, который открывается при давлении, превышающем установленное редуцированное давление.

Основные технические данные

Подводимое (входное) рабочее давление	до 160 кгс/см ²
Температура окружающей среды	±60° С
Редуктор допускает регулировку на любую величину редуцированного давления в пределах	от 50 до 180 кгс/см ²

Согласующий клапан 638600АМ (рис. 5.17) используется в сети управления рампой при откате для кольцевания дросселя после одного оборота звездочки цепи рампы. Клапан состоит из толкателя 3 и золотника клапана 9. При перемещении толкателя 3 влево золотник клапана 9 отходит от гнезда и сообщает штуцеры 12 и 13.

Система наддува гидробака

Для проверки работоспособности и герметичности системы наддува на земле, а также для улучшения работы насосов от наземного гидроагрегата на бортовой панели приемных клапанов установлен штуцер 8, через который можно осуществлять наддув гидробака 20 от наземного источника давления. Для стравливания воздуха из гидробака на бортовой панели расположен клапан 9. Обратные клапаны 2, редуктор 16, фильтр 15 и фильтр-осушитель 13 установлены на левом борту правой гондолы в нише основной стойки шасси. Клапан стравливания 9 и бортовой штуцер наддува 8 установлены на бортовой панели аэродромного питания гидросистемы на левом борту правой гондолы.

Обратный клапан Н5810-270 предназначен для перекрытия трубопровода при обратном потоке воздуха в системе наддува гидробака. Фильтр-осушитель 24-5603-290 служит для удержания влаги, поступающей вместе с воздухом в систему наддува гидробака. Воздушный фильтр 721800А пужен для очистки воздуха от механических примесей. Воздух очищается с помощью фильтровального пакета, состоящего из металлических сеток и войлочных колец.

Редуктор Н5810-700М предназначен для поддержания постоянного избыточного давления в гидробаке независимо от изменения давления воздуха, поступающего в редуктор от двигателей или от наземного источника. В корпусе редуктора смонтирован входной (обратный) клапан 1 (рис. 5.1), предотвращающий проток воздуха в обратном направлении.

Основные данные редуктора Н5810-700М

Давление на входе от 2 до 7 кгс/см²
 Входной клапан открывается при давлении не более 0,25 кгс/см²
 Давление на выходе 1±0,1 кгс/см²

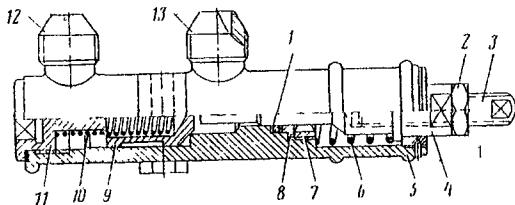


Рис. 5.17. Клапан согласующий:

1 — кольцо; 2, 7 — гайки; 3 — толкатель с резиновыми винтами; 4 — шток, 5 — корпус, 6, 10 — пружины, 8 — втулка, 9 — золотник клапана; 11 — заглушка; 12, 13 — патчера.

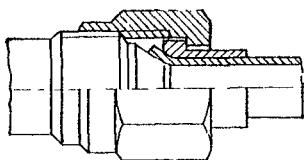


Рис. 5.18 Соединение трубопроводов

баке стравливается в атмосферу. Клапан 24-5603-10 предназначен для стравливания давления в

Трубопроводы и шланги гидросистемы предназначены для подвода жидкости к агрегатам гидросистемы. Трубопроводы изготавливаются из алюминиево-магниевого сплава АМгМ и нержавеющей стали 1Х18Н10Т. Трубопроводы из сплава АМгМ применяются в сливных и всасывающих магистралях, работающих при небольших давлениях. Трубопроводы из стали 1Х18Н10Т используются в магистралях с высоким давлением. Трубопроводы соединяются между собой и крепятся к штуцерам агрегатов (рис. 5.18) с помощью ниппельных соединений. Герметичность соединения обеспечивается плотным прилеганием раструба к конусу штуцера.

На рис. 5.19 представлен график зависимости момента затяжки (M_{kp}) соединений трубопроводов от их диаметра.

К элементам конструкции трубопроводы крепятся с помощью колодок и хомутов. Трубопроводы гидравлической системы для отличия окрашиваются в серый цвет и маркируются цветными кольцами, цифровыми и буквенными обозначениями, указывающими, к какой системе и к какой линии принадлежит трубопровод. Цветные кольца наносят непосредственно на трубопровод, а цифровые и буквенные обозначения ставятся на трафаретах, прикрепленных к трубопроводам. Маркировка трубопроводов сводится в трафарет-таблицу, которая устанавливается на самолете. В местах, имеющих значительные взаимные перемещения деталей конструкции, вместо трубопроводов установлены шланги.

Некоторые рекомендации по техническому обслуживанию гидросистемы

Безотказная работа гидравлической системы может быть гарантирована лишь при своевременном выполнении определенного комп-

Если расхода воздуха на выходе из редуктора нет, допускается повышение давления на $0,25 \text{ кгс}/\text{см}^2$ сверх величины $1 \pm 0,1 \text{ кгс}/\text{см}^2$ в течение 30 мин. Предохранительный клапан 634300М предназначен для защиты бака от разрушения при повышении давления наддува выше $1,5 \pm 0,3 \text{ кгс}/\text{см}^2$. В этом случае золотник отходит от седла, в результате чего избыток давления в

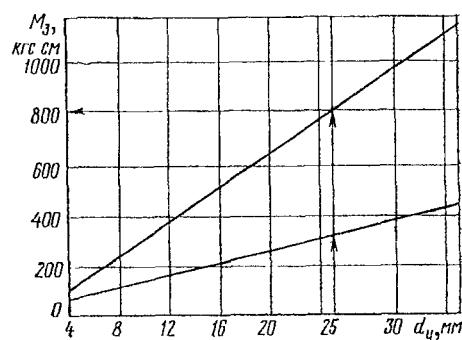


Рис. 5.19 График зависимости момента затяжки соединений от диаметра трубопроводов из стали 1Х18Н10Т

лекса работ в соответствии с регламентом по техническому обслуживанию.

Основными видами работ технического обслуживания гидравлической системы являются: замена рабочей жидкости, которая производится согласно регламенту технического обслуживания самолета, а также при обнаружении загрязнения рабочей жидкости в процессе эксплуатации; проверка всех систем в сроки, предусмотренные регламентом технического обслуживания, а также при замене какого-либо агрегата.

Техническое обслуживание фильтров и гидропневматических аккумуляторов. В гидроаккумуляторах тормозов и основной системе проверяют величину давления азота в азотной камере. Давление азота в гидроаккумуляторе тормозов, расположенному в нише передней ноги шасси, должно быть 60 ± 3 кгс/см². Давление в гидроаккумуляторе основной системы, расположенному в левой гондоле двигателя, должно быть 85 ± 5 кгс/см². При необходимости гидроаккумуляторы дозаряжают. Для зарядки применяют технический азот второго сорта (по ТУМХП 4280-54).

Промывка фильтроэлементов основной и аварийной сетей выполняется в сроки, предусмотренные регламентом технического обслуживания. Промывают фильтроэлементы в соответствии с «Инструкцией по ультразвуковой очистке фильтроэлементов из никелевой сетки саржевого плетения».

Проверка работы системы уборки и выпуска шасси производится в следующем порядке: поднимают самолет гидроподъемниками; подключают наземный гидроагрегат к приемным клапанам бортовой панели; убирают и выпускают шасси. Силовые цилиндры и механизмы шасси должны работать плавно, без рывков и заеданий, сигнализация срабатывать четко, а шасси надежно становиться на замки выпущенного и убранного положения. В соединениях трубопроводов и агрегатов не должно быть течи.

Проверка системы выпуска и уборки закрылков производится в следующем порядке: подключают наземный гидроагрегат к приемным клапанам бортовой панели; убирают и выпускают закрылки. При выпуске и уборке закрылков гидропривод должен работать плавно, без рывков и заеданий, не должно быть чрезмерного нагрева корпуса гидропривода. В крайних и промежуточных положениях закрылки должны надежно фиксироваться. Кроме того, согласно регламенту технического обслуживания проверяется износ фрикционных дисков тормоза гидропривода закрылков. Толщина колец подбирается такой, чтобы ход штока цилиндра составлял 2 мм. При эксплуатации допускается увеличение хода вследствие износа дисков до 4 мм. Величина износа проверяется замером хода резьбового конца болта на корпусе при оттягивании болта технологической гайкой до упора поршня в крышку.

В системе торможения колес шасси при замене какого-либо агрегата или в сроки, указанные в регламенте технического обслуживания, выполняются следующие работы: регулирование клапана УГ-92; регулирование давления стояночного торможения; регули-

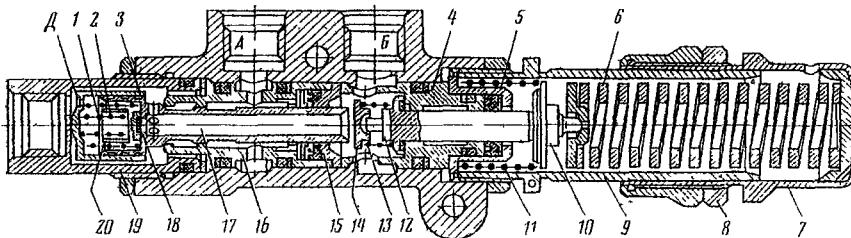


Рис. 5.20. Клапан гормозной УГ92/2:

1 — пружина обратного клапана; 2 — пружина золотника; 3 — демпфер; 4, 9, 15, 20 — направляющие; 5 — обойма; 6, 11 — пружины; 7, 16 — гильзы; 8 — ограничитель; 10 — упор; 12 — клапан; 13 — пружина тарельчатого клапана; 14 — клапан тарельчатый; 17 — золотник; 18 — клапан обратный; 19 — упор

рование клапана аварийного торможения УГ-100У; проверка работы автомата торможения.

Клапан УГ92/2 регулируется при помощи направляющей 9 (рис. 5.20). Вращением направляющей 9 обеспечивается зазор в 1 мм между гильзой и нажимным роликом рычажного механизма. Максимальное давление в тормозах должно составлять 95 ± 5 кгс/см². Время затормаживания с момента нажатия на педаль до получения максимального давления и время растормаживания должно быть не более 1,5 с.

Величина давления стояночного торможения (55—65 кгс/см²) регулируется перемещением болта 2 (см. рис. 3.4) на ограничительной планке пульта ножного управления. Клапан аварийного торможения регулируется вворачиванием или выворачиванием болта 1 (рис. 5.21). При его выворачивании редуцированное давление уменьшается, при вворачивании увеличивается. Максимальное давление должно быть равно 95 ± 5 кгс/см². Время затормаживания колес с момента нажатия на рукоятку до получения максимального давления в тормозах и время растормаживания колес с момента отпуска рукоятки до полного стравливания давления должно быть не более 1,5 с.

Работа автомата торможения проверяется вращением приводного валика датчика в сторону, соответствующую вращению шестерни при движении самолета вперед. В момент резкой остановки валика на центральной доске должна мигнуть лампочка сигнализации желтого цвета, одновременно посыпаться щелчок от срабатывания двух кранов автоматического торможения. Давление в тормозах должно резко понизиться до величины, близкой к нулю.

Проверка участка управления поворотом колесами передней ноги шасси производится при замене агрегатов или в сроки, указанные в регламенте технического обслуживания, в следующей последовательности:

1. Поднимают самолет гидроподъемниками.
2. Специальной струбциной обжимают амортизационную стойку шасси так, чтобы вывести центрирующий ролик из зацепления с

центрирующим кулачком. Концевой выключатель электроцепи управления передних колес должен быть включен. При этом сама стойка должна быть обжата на величину не менее 40 мм по указателю, а зазор между покрышкой колеса и грунтом должен быть не менее 40 мм.

3. Подключают наземный гидроагрегат к панели бортовых приемных клапанов гидросистемы и создают давление в системе 155 кгс/см².

4. Ставят переключатель «Поворот переднего колеса» в положение «Руление» и убеждаются, что загорелась сигнальная лампа «Включено от штурвала».

5. Отклоняя штурвал управления поворотом на полный угол, разворачивают колеса влево и вправо. Колеса должны плавно, без рывков и заеданий отклоняться в каждую сторону на угол $45 \pm 2^\circ$.

6. Ставят переключатель «Поворот переднего колеса» в положение «Взлет-посадка» и убеждаются, что загорелись сигнальные лампы «Подготовлено от педалей» и «Включено от педалей».

7. Расстопоривают руль направления и, отклоняя педали из положения управления, разворачивают колеса влево и вправо. Они должны плавно, без рывков и заеданий, отклоняться в каждую сторону на угол $10 \pm 1^\circ$.

8. Проверяют блокировку управления поворотом колес, для чего: ставят переключатель «Поворот переднего колеса» в положение «Взлет-посадка»; разворачивают колеса от педалей в любую сторону на угол $10 \pm 1^\circ$; снимают струбцину с обжатой амортизационной стойки и убеждаются в том, что колеса стали в нейтральное положение и погасла сигнальная лампа «Включено от педалей», а сигнальная лампа «Подготовлено от педалей» горит; ставят переключатель «Поворот переднего колеса» в положение «Выключено» и убеждаются в том, что сигнальная лампа «Подготовлено от педалей» погасла.

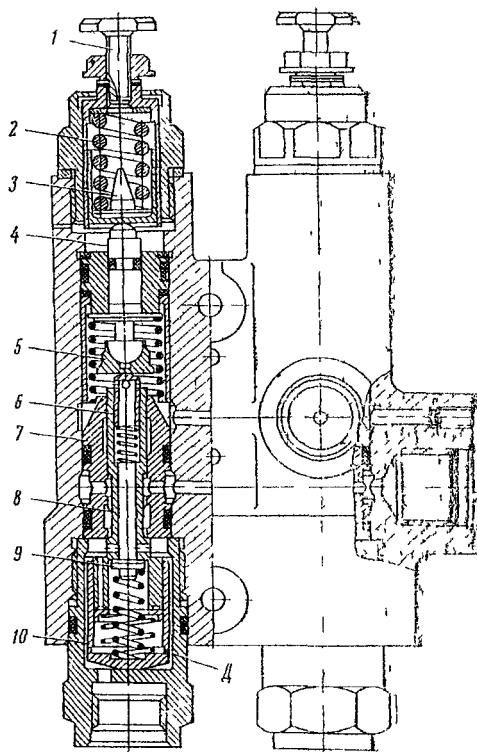


Рис 5.21 Клапан редукционный УГ100У:
1 — болт регулировочный; 2 — пружина; 3 — шайба;
4 — плунжер, 5 — подшипник, 6 — стакан; 7 — гильза; 8 — золотник, 9 — клапан обратный, 10 — демпфер

Углы разворота колес передней ноги шасси (для системы управления поворотом с краном РГ-8А) регулируют в последовательности:

1. Поднимают самолет гидроподъемниками и с помощью специальной струбцины-обжимают амортизационную стойку так, чтобы вывести центрирующий ролик из зацепления с центрирующим кулачком. При этом концевой выключатель ДП-702 должен замкнуть электрическую цепь системы управления поворотом.

2. Устанавливают риски на выходных валиках золотников рулевого и взлетно-посадочного управления крана РГ-8А горизонтально.

3. Разворачивают вал 7 (см. рис. 5.10) втулки обратной связи так, чтобы штифт, установленный на ней, находился посередине радиусного паза шкива золотника рулевого управления.

4. Не нарушая нейтрального положения крана, подсоединяют трос проводки и пружинную тягу.

5. Устанавливают переключатель управления поворотом колес в положение «Взлет-посадка» и при застопоренных в нейтральном положении педалях создают давление в рулевом цилиндре 150 кгс/см². При этом колеса передней ноги шасси не должны выходить из нейтрального положения. Если нужно, нейтральное положение колес передней ноги шасси обеспечивается регулировкой длины пружинной тяги.

6. Полностью отклоняют педали от нейтрального положения в одну и другую сторону. При этом колеса должны разворачиваться на $10 \pm 1^\circ$ в обе стороны от нейтрального положения. Если нужно, угол разворота колес передней ноги регулируется с помощью ввернутого ушка рычага золотника взлетно-посадочного управления. При заворачивании ушка угол разворота колес увеличивается.

7. Определяют ходом рулевого цилиндра угол разворота колес от упора до упора. В рулевом режиме управления он составляет $45 \pm 2^\circ$ в обе стороны от нейтрального положения при полном отклонении штурвала рулевого управления (на 90° в обе стороны от нейтрали).

8. Проверяют натяжение тросов при нейтральном положении штурвала рулевого управления. Натяжение их должно быть равно 15 кгс при температуре $+20^\circ\text{C}$.

Проверка системы наддува гидробака. В системе наддува гидробака в процессе эксплуатации проверяют следующие агрегаты: фильтр-осушитель 24-5603-290; редуктор Н5810-700М; предохранительные клапаны 634300М; трубопроводы и их соединения на герметичность. Перед началом проверки системы наддува необходимо стравить давление воздуха в системе с помощью клапана стравливания.

Годность фильтра-осушителя определяется при разборке фильтра по цвету индикаторного силикагеля. Если цвет его близок к желтому, то следует вынуть стакан и заменить силикагель ШСМ и индикаторный силикагель свежими. Редуктор Н5810-700М про-

веряется при проверке системы наддува на герметичность и перепад давления.

Проверка участка управления крышкой нижнего аварийного люка экипажа производится на самолете, поднятом гидроподъемниками. Во избежание упора в грунт открытие аварийного люка на полный угол разрешается производить на самолете, поднятом до 1200 мм от земли в зоне люка. Для проверки необходимо: подключить наземный гидроагрегат к приемным клапанам бортовой панели гидросистемы; произвести открытие и закрытие люка от основной системы с места правого пилота; открыть крышку люка от аварийной системы с места левого пилота с последующим закрытием крышки от основной системы. После закрытия крышки аварийного люка энергично перевести рукоятку крана из положения «Закрыто» в положение «Нейтрально». Механизм управления крышкой люка должен работать плавно, без рывков и заеданий.

Проверка участков управления рампой грузолюка. Управление рампой грузолюка осуществляется со следующих рабочих мест: гидропульта, электрощитка наземного управления рампой и транспортером, рабочего места командира экипажа и рабочего места штурмана.

С гидропульта выполняются следующие операции: опускание рампы от основной гидросистемы, опускание, подъем, откат и накат рампы от ручного насоса.

С электрощитка наземного управления рампой и гидропульта можно поднимать, откатывать и накатывать рампу.

С рабочего места штурмана выполняются следующие операции: откат и накат рампы в полете и на земле; откат рампы при включении переключателя «Аварийный сброс груза». С рабочего места командира экипажа можно откатывать рампу при включении переключателя «Аварийный сброс груза».

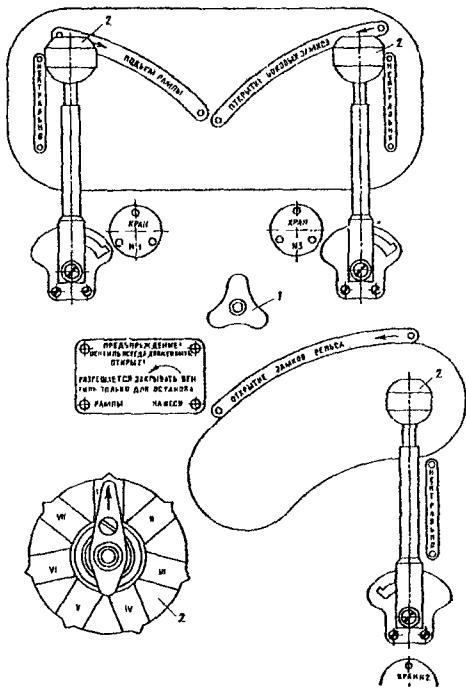


Рис. 5.22. Гидропульт управления рампой.

1 — кран дроссельный; 2 — кран распределительный. Положение распределительного крана

I — «Нейтрально»; II — «В гидробак»; III — «К кранам № 1, 2, 3 в аварийную систему»; IV — «Закрытие замков порога и боковых замков»; V — «Накат рампы»; VI — «Откат рампы»; VII — «Открытие замков порога»

Управление рампой грузолюка. При управлении рампой от основной гидросистемы нужно установить: рукоятку крана № 3 (рис. 5.22) в положение «Открытие боковых замков»; рукоятку крана № 2 в положение «Открытие замков рельса»; рукоятки кранов № 2 и 3 в положение «Нейтрально» после опускания рампы до упора в грунт.

При этом дроссельный кран остается открытым.

При управлении рампой от ручного насоса необходимо установить: кран включения ручного насоса в положение «Из гидробака»; распределительный кран в положение «К кранам № 1, 2, 3 и в аварийную систему»; рукоятку крана № 3 в положение «Открытие боковых замков» и ручным насосом открыть боковые замки; рукоятку крана № 3 в положение «Нейтрально»; рукоятку крана № 2 в положение «Открытие замков рельса» и ручным насосом открыть замки рельсов; рукоятку крана № 2 и распределительный кран в положение «Нейтрально» после опускания рампы до упора в грунт. Дроссельный кран оставить открытым.

Во избежание просадки рампы после длительной стоянки самолета необходимо: перед открытием замков рельсов закрыть дроссельный кран 1 (см. рис. 5.22), создать ручным насосом давление в гидроцилиндрах подъема рампы, открыть замки рельсов и дроссельный кран, опустить рампу, установить распределительный кран в нейтральное положение. Перед подъемом рампы необходимо убедиться, что: боковые замки открыты, на рампе и в проеме грузолюка отсутствуют посторонние предметы, кран включения ручного насоса находится в положении «Из гидробака».

Для подъема рампы нужно перевести: распределительный кран 2 в положение «К кранам № 1, 2, 3 и в аварийную систему» (третья позиция), рукоятку крана № 1 в положение «Подъем рампы» и ручным насосом поднять рампу до защелкивания замков рельсов; распределительный кран в положение «Закрытие замков порога и боковых замков» и ручным насосом закрыть боковые замки, рукоятку крана № 1 в положение «Нейтрально».

Управление рампой с электрощитка наземного управления рампой и транспортером. Перед управлением рампой грузолюка с электрощитка (рис. 5.23), расположенного у шпангоута З3, установить переключатели аварийного и тактического сброса груза, расположенные на рабочих местах пилота и штурмана, а также переключатели аварийного и тактического управления грузолюком, расположенные на рабочем месте штурмана, соответственно в положении «Откл.» и «Закрыт».

Откат рампы. Для отката рампы необходимо при включенном электропитании нажимать переключатель управления грузолюком перевести и удерживать его в положении «Грузолюк открыт» до тех пор, пока не загорится сигнальная лампа «Грузолюк открыт». При этом происходит сброс давления в кабине и включается насосная станция НС-14 в момент достижения напора воздуха в кабине 0,01 кгс/см².

При подаче жидкости в сеть грузолюка вначале открываются замки порога и боковые замки рампы, затем гаснет сигнальная лампа «Грузолюк закрыт» и включается привод рампы. При полном откате рампы насосная станция НС-14 и привод рампы отключаются и включается сигнальная лампа «Грузолюк открыт».

Накат рампы. Для наката следует нажать и удерживать нажимный переключатель управления рампой, расположенный на электрощитке, в положении «Накат рампы» до тех пор, пока не загорится сигнальная лампа «Грузолюк закрыт». Для подъема рампы необходимо установить рукоятку крана № 1, расположенного на гидропульте у шлангоута 33, в положение «Подъем рампы», нажать и удерживать нажимный переключатель управления рампы грузолюка, расположенный на электрощитке, в положении «Накат рампы». При этом вначале включается насосная станция НС-14 и рампа поднимается, фиксируется замками порога, рельсовыми и боковыми замками, после чего отключается насосная станция и включается сигнальная лампа «Грузолюк закрыт». Затем следует отпустить переключатель, а рукоятку крана № 1 установить в нейтральное положение.

Для останова рампы в промежуточном положении при подъеме необходимо закрыть дроссельный кран перед подъемом рампы, отпустить рукоятку крана № 1 в нейтральное положение. При удержании рампы только гидроцилиндрами подъема максимальный вес груза или людей, находящихся на рампе, не должен превышать 200 кгс.

Управление грузолюком с рабочего места штурмана. Перед управлением грузолюком с рабочего места штурмана необходимо убедиться, что переключатели аварийного и тактического сброса груза, расположенные на рабочих местах пилота и штурмана, а также переключатели аварийного и тактического управления грузолюком, расположенные на рабочем месте штурмана, находятся соответственно в положениях «Откл.» и «Закрыт».

Для отката рампы следует установить переключатель тактического управления грузолюком в положение «Открыт». При этом происходит сброс напора воздуха в кабине до $0,01 \text{ кгс/см}^2$, откры-

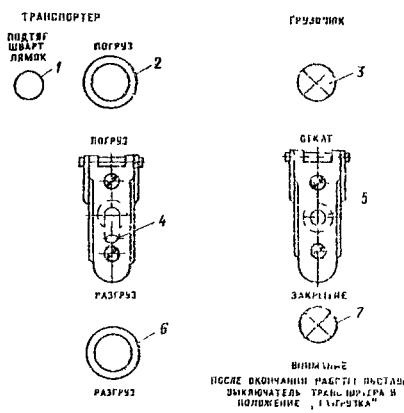


Рис 523. Электрощиток наземного управления рампой и транспортером

1 — кнопка нажимания поключения швартовых лямок, 2 — кнопка нажимания включе-
ния транспортера на погрузку, 3 — лампа сигнальная зеленая «Грузолюк открыт»,
4 — переключатель включения транспортера на погрузку и разгрузку, 5 —
переключатель нажимный отката и закрытия рампы, 6 — кнопка нажимания включе-
ния транспортера на разгрузку, 7 — лампа сигнальная красная «Грузолюк за-
крыт»

ваются боковые замки и замки порога, гаснет сигнальная лампа «Грузолюк закрыт», включается привод и откатывается рампа. При полностью открытом грузолюке загорается сигнальная лампа «Грузолюк открыт» и отключается привод рампы.

Для наката рампы переключатель тактического управления грузолюком необходимо перевести в положение «Грузолюк закрыт». При этом включается привод рампы, гаснет сигнальная лампа «Грузолюк открыт» и при полном накате рампы закрываются боковые замки, замки порога и отключается привод рампы. После наката рампы и закрытия замков загорается сигнальная лампа «Грузолюк закрыт».

Аварийное управление грузолюком с рабочего места штурмана. Перед аварийным управлением грузолюком переключатели аварийного, тактического сброса груза, расположенные на рабочих местах пилота и штурмана, и переключатель тактического управления грузолюком у штурмана должны находиться в положениях «Откл.»

Откат рампы. При установке переключателя аварийного управления грузолюком в положение «Открыт» происходит сброс давления в кабине до $0,01 \text{ кгс/см}^2$ и включается насосная станция. Под напором жидкости открываются боковые замки и замки порога, гаснет сигнальная лампа «Грузолюк закрыт», включается привод и откатывается рампа. При полностью открытом грузолюке загорается сигнальная лампа «Грузолюк открыт», отключается насосная станция и привод рампы.

Накат рампы. Для наката рампы переключатель аварийного управления грузолюком необходимо установить в положение «Закрыт». При этом включается насосная станция и привод рампы, гаснет сигнальная лампа «Грузолюк открыт». После полного наката рампы закрываются замки порога и боковые замки рампы, отключаются насосная станция, привод рампы и включается сигнальная лампа «Грузолюк закрыт».

Откат рампы при включении переключателя «Аварийный сброс груза» на рабочем месте штурмана или командира экипажа. Для отката рампы грузолюка переключателем аварийного сброса груза, расположенным на рабочем месте штурмана (пилота), необходимо установить в положение «Аварийный сброс груза», а после открытия грузолюка возвратить переключатель «Аварийный сброс груза» в положение «Откл.».

Проверка и регулировка боковых (бимсовых) замков рампы с приводом от гидроцилиндра. При эксплуатации самолета необходимо производить проверку и при необходимости регулировку боковых замков рампы. Работа заключается в регулировке зазоров боковых замков рампы грузолюка (рис. 5.24 и 5.25), проверка надежности закрытого положения боковых замков рампы и регулировке зазоров *а* и *б* между крюками замков и роликами вилок. Регулировка зазора *а* производится регулировкой подсоединения гидроцилиндра и регулировкой системы управления замками. При закрытом грузолюке величина выступания контрольной

метки на крюке за серьгу вилки, равная 3—4 мм, соответствует 0,1 мм зазора a .

Если контрольные метки выступают больше 1 мм на всех крюках за серьги вилок замков, расположенных по одну сторону грузолюка, производится регулировка зазора a . Регулировка подсоединения гидроцилиндра к системе управления замками следующая: после открытия грузолюка следует снять защитные крышки замков, осмотреть и убедиться в отсутствии деформаций деталей системы управления замками и навески гидроцилиндра, закрыть грузолюк, расшплинтовать и отвернуть гайку, вынуть болт, соединяющий ухо штока гидроцилиндра с качалкой промежуточного механизма, и отсоединить гидроцилиндр. Убедиться, что шток гидроцилиндра полностью вытянут, а крюки находятся в закрытом положении. После этого расконтрить ухо штока гидроцилиндра и, проворачивая уход, установить его в положение для соединения с качалкой промежуточного механизма, расположенного в районе шпангоута 34. Дополнительным поворачиванием уха гидроцилиндра на полоборота необходимо уменьшить люфт в системе управления, с которой затем соединить гидроцилиндр. Провести на всех замках контрольную проверку зазора a , который должен быть 0—1 мм при выступлении контрольных меток на крюках не меньше 3 мм. Законтрить ухо штока, вставить болт, завернуть и зашипинтовать гайку, установить на замки защитные крышки.

При выступлении контрольных меток на крюках нескольких или одного замка меньше 1 мм регулировка системы управления замками следующая: расконтрить тяги управления с обеих сторон регулируемого замка и ослабить затяжку контргаек; расшплинговать и вынув болт, отсоединить качалку крюка от тяг; повернуть крюк до упора в ролик вилки замка; отрегулировать поворотом наконечника длину тяги для свободного подсоединения с качалкой крюка, при этом крюки соседних замков не должны отходить от роликов и зазор a должен оставаться постоянным: аналогично регулировать другие замки; по отверстиям в стаканах тяг проверить минимальный заход резьбы наконечников; провести на всех замках контрольную проверку зазора a , который должен быть 0—1 мм

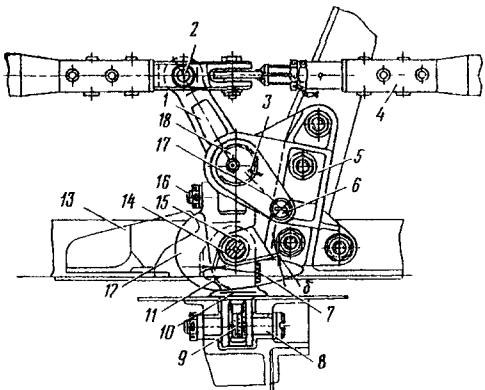


Рис. 5.24. Боковой замок рампы:

1 — качалка; 2 — ось крепления качалки 1 к тяге; 3 — риска контрольная; 4 — тяга системы управления замками; 5 — корпус замка; 6 — болт серьги; 7 — манжет контрольный; 8 — ось вилки, 9 — пружина; 10 — манжет; 11 — вилка; 12 — крюк; 13 — ограничитель крюка; 14 — ролик вилки; 15 — ось ролика; 16 — болт крюка; 17 — серьга; 18 — ось эксцентриковая

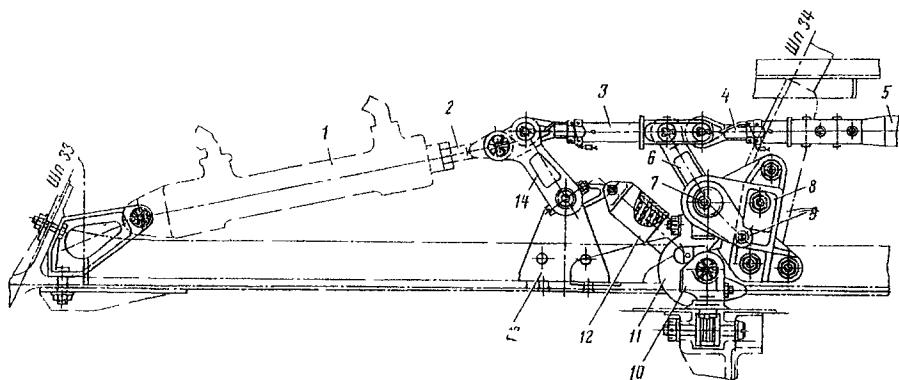


Рис 5 25 Система управления боковыми замками рампы:

1 — гидроцилиндр; 2 — ухо штока; 3, 5 — тяга; 4 — ухо тяги; 6 — качалка; 7 — ось эксцентриковая; 8 — корпус замка; 9 — серьга оси крюка; 10 — вилка; 11 — крюк; 12 — фиксатор; 13 — кронштейн механизма; 14 — качалка промежуточного механизма

при выступании контрольных меток на крюках не меньше 3 мм; затянуть контргайки, а проволокой КС-0,8 (ГОСТ 792—41) за-контрить ухо, гайку и стакан, запломбировать тягу. Красной эмалью ПФ-223 нанести контрольные риски на тягах; проверить работу системы управления замков; установить защитные крышки.

Контроль и регулировка вертикального зазора b . Допустимые зазоры b на замках, расположенных на шпангоутах 34 и 40, составляют 0—1,5 мм, а на остальных замках 0—1 мм.

Для регулировки зазоров b необходимо: открыть грузолюк; снять защитные крышки боковых замков; закрыть грузолюк, расшплинтовать, вынуть болт и отсоединить тяги управления от качалки крюка; вывернуть крепежный болт серьги крюка; серьгой вращая ось эксцентрика, увеличить расстояние между контрольными точками, расположенными на оси крюка (отверстие масленки) и оси вилки; подвести и прижать крюк к ролику вилки до упора; установить серьгу в положение для крепления; если отверстие серьги не совпадает с крепежным отверстием на корпусе замка, то, поворачивая серьгу, сблизить точки на осях крюка и вилки — зазор b увеличится.

Регулируя зазор b , следует выдерживать отклонение не больше 2,5 мм одной контрольной точки относительно перпендикуляра, опущенного на настил рампы из другой контрольной точки. Отклонение нужно замерять угольником. После закрепления серьги крюка на корпусе замка необходимо проверить зазор b специальным щупом. Щуп не должен проходить. Если зазор отрегулирован, следует соединить тяги с качалкой и проверить зазор a . Если зазор a больше 1 мм, то следует уменьшить его. Обновить контрольную риску на оси и серьги регулируемого замка нужно

красной эмалью ПФ-223. После регулировки необходимо выполнить контрольную проверку работы боковых замков и системы управления ими.

Детали должны перемещаться свободно, без заеданий, во всем диапазоне рабочего хода.

Глава VI. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Общие сведения

Решение вопроса установки двигателей на самолете сопровождается выполнением целого ряда требований: аэродинамических, компоновочных, прочностных и эксплуатационных. Размещение турбовинтовых двигателей, *как правило*, производится на крыле. Положение гондол двигателей вдоль размаха крыла определяется диаметром фюзеляжа и воздушных винтов. Расстояние между двигателями и фюзеляжем также диктуется допустимым уровнем шума в пассажирской кабине.

Наиболее оптимальной схемой является установка двигателей перед кессоном крыла в уровень с его верхним обводом, так как при этом незначительно увеличивается лобовая площадь самолета, увеличивается размах механизации задней части крыла, реализуется возможность вывода реактивной струи вниз под крыло с минимальными потерями в тяге.

На самолете установлены два турбовинтовых двигателя АИ-24-ВТ взлетной мощностью по 2820 э. л. с. с флюгерными четырехлопастными воздушными винтами АВ-72Т1 (рис. 6.1), обеспечивающими создание необходимой для полета тяги, и вспомогательная силовая установка (ВСУ).

Компоновка силовой установки. Двигатели АИ-24ВТ установлены в гондолах, расположенных на центроплане. Обе гондолы выполнены конструктивно одинаковыми и имеют капоты, обеспечивающие доступ к агрегатам двигателей во время обслуживания. Каждый двигатель с помощью рамы через силовой шпангоут 6 гондолы крепится к ферме 7, смонтированной на переднем лонжероне центроплана. На двигателе, кроме воздушного винта 2, монтируются: воздухозаборник 3 обтекатель редуктора, капот, прогибообледенительная система, выхлопная система, внешняя маслосистема, система обдува генераторов и двигателя. Горячая часть двигателя и выхлопная труба отделены от конструкции крыла специальными противопожарными экраном 8 и перегородками 14.

Силовая ферма крепления двигателя крепится к кессону центроплана на узлах 10, которые в силовой схеме балками связаны с узлами навески шасси 13. За противовоздушной перегородкой 14 установлена платформа с огнетушителями 12. Выхлопная труба 9 выведена за борт мотогондолы с внешней стороны от фюзеляжа Ниша шасси, закрывающаяся створками 15, отделена от горячей части двигателя защитным экраном 16. В нижней части капота двигателя установлены на съемной крышке турбохолодильник 17

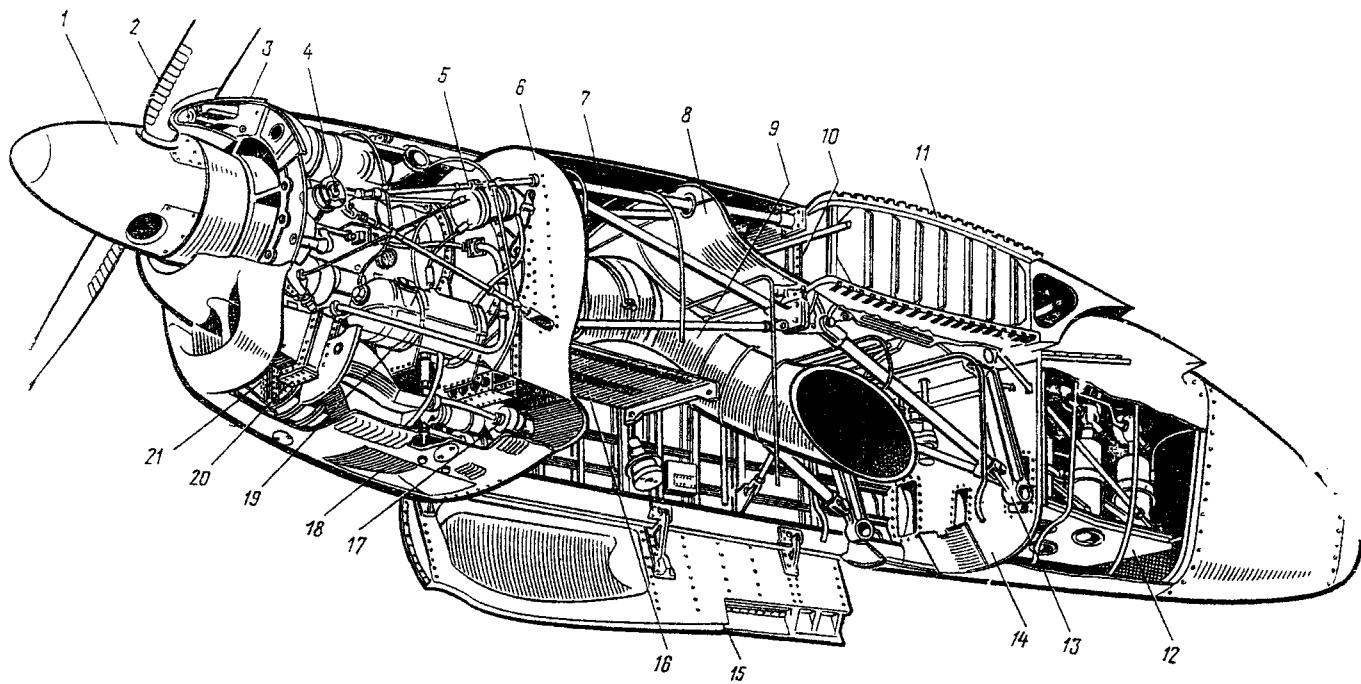


Рис. 6.1 Компоновка силовой установки в левой гондоле

и воздуховоздушный радиатор 20 системы кондиционирования воздуха, маслорадиатор 21 с туннелем 18, маслобак 19.

Такая компоновка основных агрегатов силовой установки в зоне холодной части двигателя создает нормальные условия их работы, а монтаж — хорошую эксплуатационную технологичность.

Вспомогательная силовая установка установлена в хвостовой части правой гондолы. Она обеспечивает: дополнительную тягу при взлете и наборе высоты; необходимую тягу при отказе одного двигателя; запуск двигателей АИ-24ВГ от бортовых средств питания; питание электроэнергии бортсети самолета на стоянке при неработающих двигателях; питание электроэнергии бортсети самолета в полете при отказе генераторов СТГ-18ТМ. Управление двигателями осуществляется с центрального пульта пилотов.

Топливная система самолета состоит из двух участков — левого и правого, питающих соответственно левый и правый двигатели АИ-24ВГ. ВСУ питается из баков правого полукрыла. Обе части топливной системы соединены краном кольцевания. Самолет оборудован системой нейтрального газа. При выработке топлива для создания над топливом взрывобезопасной среды освобождающиеся в баках объемы заполняются углекислым газом.

Противопожарное оборудование самолета включает в себя стационарную противопожарную систему и ручные переносные огнетушители. Стационарная противопожарная система обеспечивает обнаружение пожара и его тушение фреоном 114В₂ в отсеках крыла, в отсеках гондол двигателей АИ-24ВГ, в отсеке ВСУ и внутри двигателей АИ-24ВГ. Для тушения пожара в кабинах на самолете имеются переносные углекислотные огнетушители.

Противообледенительные системы воздушно-тепловая и электрическая надежно защищают двигатели, их входные устройства и воздушные винты при полетах в условиях обледенения.

Двигатель АИ-24ВГ — высотный, турбовинтовой. В конструкцию двигателя входят следующие основные узлы: редуктор, лобовой картер, компрессор, камера сгорания, турбина, реактивное сопло, агрегаты.

Редуктор выполнен по схеме замкнутого дифференциального планетарного механизма. Передаточное число редуктора $i=0,08255$. В конструкцию редуктора входят измеритель крутящего момента и датчик автоматического флюгирования винта по отрицательной тяге. Фланец вала винта имеет торцевые шлицы, на которые устанавливают воздушный винт. Детали и узлы редуктора размещены в картере редуктора, отлитом из магниевого сплава. Привод от ротора двигателя к редуктору осуществляется ведущим валом-рессорой.

Лобовой картер отлит из магниевого сплава, наружная и внутренняя стеки его образуют входной канал воздушного тракта двигателя. В лобовом картере расположены приводы к агрегатам, установленным на нем. В воздушном канале лобового картера устанавливается входной направляющий аппарат компрессора; в центральной расточке картера монтируются централь-

ный привод и передний роликовый подшипник компрессора. На лобовом картере устанавливают передние цапфы подвески двигателя и большинство агрегатов двигателя; спереди к картеру крепится редуктор, сзади — компрессор.

Компрессор двигателя — дозвуковой, осевой, десятиступенчатый, состоит из двух основных узлов: ротора с рабочими лопатками и корпуса со спрятывающими лопатками и рабочими кольцами. Ротор — барабанно-дисковой конструкции, состоит из десяти дисков с рабочими лопатками и заднего вала, являющегося задней опорой ротора. Диски последовательно напрессованы друг на друга. Хвостовик диска первой ступени является передней опорой ротора. Корпус компрессора стальной, сварной, выполнен из двух половин с разъемом по вертикальной плоскости. На корпусе установлены перепускные клапаны, автоматически перепускающие воздух из-за V и VIII ступеней при пониженных частотах вращения ротора. Кроме того, на нем устанавливают автомат дозировки топлива АДТ-24М и другие агрегаты, а также арматуру двигателя.

Камера сгорания — кольцевого типа, с восемью топливными форсунками, расположена внутри корпуса и крепится к нему восемью фиксирующими штифтами. Корпус сварной конструкции состоит из переднего и заднего наружных корпусов камеры сгорания. Передний корпус является одним из главных силовых узлов двигателя. В его передней части смонтирован задний подшипник компрессора, в задней — подшипник турбины. На наружной поверхности корпуса камеры сгорания расположены фланцы для установки рабочих топливных форсунок, воспламенителей и труб отбора воздуха. В месте соединения передних корпусов расположены задние цапфы подвески двигателя.

Турбина осевая — реактивная, трехступенчатая. Турбина состоит из ротора и статора. Ротор турбины состоит из трех рабочих колес с рабочими лопатками, статор — из трех ступеней сопловых аппаратов. Вал турбины соединен с хвостовиком компрессора шлицами. Статор крепится к заднему фланцу корпуса камеры сгорания.

Реактивное сопло — нерегулируемое, состоит из наружного кожуха и стекателя, соединенных между собой тремя пустотелыми ребрами. На наружной поверхности кожуха имеются штуцера для установки термопар контроля температуры газов за турбиной, а также системы регулирования двигателя. Реактивное сопло передним фланцем крепится к статору турбины; к заднему фланцу сопла с помощью быстроразъемного соединения крепится выхлопная труба.

Запуск двигателя — автономный, электрический, с раскруткой двигателя стартер-генератором. Зажигание топлива при запуске осуществляется двумя воспламенителями, имеющими пусковые форсунки и запальные свечи.

Регулирование двигателя — автоматическое, с ограничениями по предельному крутящему моменту на валу двигателя и по пре-

дельной температуре выхлопных газов. Система регулирования подачи топлива состоит из автомата дозировки топлива АДТ-24М насоса-датчика ИД-24М и системы предельного регулирования температуры (ПРТ).

Система регулирует подачу топлива при запуске и на всех режимах работы двигателя, управляет клапанами перепуска воздуха, ограничивает обороты двигателя и температуру газов и прекращает подачу топлива при флюгировании винта. В полете на всех режимах двигатель имеет постоянную частоту вращения, которая поддерживается регулятором оборотов Р-68ДТ-24 изменением угла установки лопастей воздушного винта.

Двигатель имеет измеритель крутящего момента (ИКМ), обеспечивающий замер винтовой мощности двигателя на земле и в полете. Двигатель снабжен системами ручного и автоматического флюгирования, прогибообледенительными средствами и противопожарной системой.

Винт АВ-72Т — левого вращения, тянувший, флюгерный, с автоматическим изменением шага, диаметром 3,9 м. Винт одновальвой схемы, металлический, с четырьмя дюралюминиевыми лопастями. Система защиты винта от обледенения в полете электрическая. Винт крепится на валу с помощью шпилек и радиальных шлиц фланцевым соединением. Винт, работая совместно с регулятором оборотов, автоматически поддерживает заданную частоту вращения двигателя постоянной за счет изменения шага винта.

Гидравлический механизм изменения шага винта в рабочем диапазоне осуществлен по двойной схеме. Поворот лопастей на увеличение шага происходит под давлением масла, подаваемого в полость большого шага цилиндра втулки винта из регулятора постоянных оборотов. Переход лопастей на уменьшение шага происходит под давлением масла, поступающего в полость малого шага цилиндра втулки винта из масломагистрали двигателя, а также от воздействия поперечных составляющих моментов центробежных сил лопастей.

Лопасти винта могут быть автоматически установлены на упор промежуточного угла и принудительно сняты с этого упора. Они могут быть принудительно или автоматически установлены во флюгерное положение ($\varphi_f = 92^\circ 30''$) и принудительно выведены из него. Подобранный для винта минимальный угол $\varphi_o = -8^\circ$ обеспечивает запуск двигателя и торможение самолета при пробеге после его посадки. Винт имеет фиксатор шага винта ФШ, центробежный фиксатор шага ЦФШ и механический фиксатор шага МФШ. Фиксатор шага автоматически фиксирует шаг винта в случае резкого падения давления масла в канале фиксатора шага.

Центробежный фиксатор шага автоматически фиксирует шаг винта в случае повышения частоты вращения винта по каким-либо причинам. Механический фиксатор шага работает одновременно с фиксатором шага в диапазоне углов $\varphi = 0^\circ - 50^\circ$ и надежно фиксирует шаг винта.

Гондолы двигателей

Каждая гондола двигателя (рис. 6.2.) состоит из следующих основных элементов: обтекателя втулки воздушного винта, обтекателя редуктора, воздухозаборника со шпангоутом 4, боковых крышек капота двигателя, нижней крышки капота, двух силовых шпангоутов и верхней и двух боковых панелей, створок шасси, хвостовой части, заднего обтекателя. Кроме двигателей с системой подвески, выхлопа и обдува и ног шасси, в гондолах размещаются: в хвостовой части правой гондолы вспомогательный двигатель (ВСУ), а в хвостовой части левой гондолы платформа крепления противопожарных баллонов и баллонов нейтрального газа (ППГ).

Передний силовой шпангоут 17, выполняющий одновременно функции противопожарной перегородки, состоит из наружного и внутреннего ободьев (кольцевых профилей) и стенки шпангоута из титанового сплава толщиной 0,6 мм. Стенка подкреплена горизонтальными и вертикальными профилями. В нижней части вертикального профиля имеется площадка и фитинг для установки замка створок шасси. В нижней части шпангоута имеется резиновая лента (профиль) герметизации крышек капотов, а также ложементы крепления огнетушителей.

Задний силовой шпангоут 11 состоит из силового пояса и стенки. В левой гондоле стена дюралюминиевая. Стенки подкреплены дюралюминиевыми профилями и имеют выштамповки под механизмы уборки и управления створками ног шасси. Задний шпангоут своей верхней частью приклепан к рамке хвостовой части крыла, образованной стойками трех хвостовых нервюр крыла и уголками, расположеннымными по верхней и нижней поверхности крыла.

Панели боковые состоят из обшивки и стрингеров, которые к обшивке крепятся при помощи клеесварного соединения. Кроме стрингеров, в продольный набор боковых панелей входят клепанные балки, окантовывающие панели снизу. К балкам на трех кронштейнах крепятся створки шасси. Панели прикрепляются к силовым шпангоутам и крепятся к крылу винтами. Балки боковых панелей при помощи узловых соединений крепятся на болтах к силовым шпангоутам. Хвостовая часть гондолы прикрепляется сверху к крылу, а снизу и по бокам — к заднему шпангоуту 11.

В нижней части гондолы расположена ниша шасси, образованная передним силовым шпангоутом, боковыми панелями и металлическим экраном, который состоит из каркаса и обшивки, сваренных между собой точечной электросваркой, и крепится к шпангоуту 17 и боковым панелям. Задняя часть экрана откидная для подхода к нижним термопарам двигателя. За нишей шасси расположены обтекатель, прикрепленный к боковым панелям и заднему шпангоуту. К обтекателю на двух кронштейнах шарнирно подвешена задняя створка шасси. С внешней стороны каждой гондолы имеется вырез для кожуха удлинительной трубы, окантованной листами из нержавеющей стали.

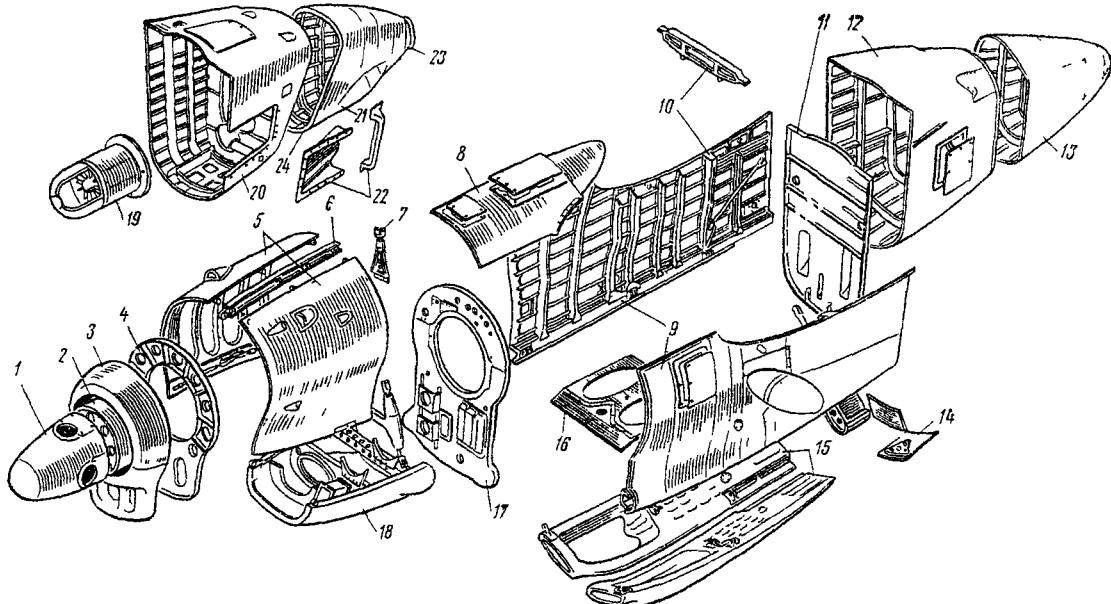


Рис 62 Элементы гондолы двигателя

1 — обтекатель втулки винта 2 — обтекатель редуктора 3 — воздухозаборник 4 — шлангогут воздухозаборника 5 — крышки капота боковые 6 — балка верхняя 7 — кронштейн крепления капота 8 — панель верхняя 9 — панель боковая 10 — балки вертикальная и горизонтальная шлангогут силового среднего 11 — шлангогут силовой задний 12 — часть гондолы хвостовая 13 — обтекатель гондолы задний 14 — створка задняя 15 — створка основная шасси 16 — экран 17 — шлангогут силовой передний 18 — крышка капота нижняя 19 — воздухозаборник двигателя ВСУ 20 — отсек передней хвостовой части мотогондолы правой 21 — обтекатель откидной гондолы правой 22 — воздухозаборник ВСУ бортовой 23 — эжектор 24 — профиль герметизации

Силовые шпангоуты. Передний силовой шпангоут 17 (см. рис. 6.2) включен в силовую схему крепления рамы двигателя с фермой и является одновременно силовым элементом гондолы и противопожарной перегородкой. Он вместе со шпангоутом 4 воздухозаборника предназначен для восприятия аэродинамических нагрузок, возникающих на боковых и нижней крышках капотов. По контурам шпангоута 4 обеспечивается плотное прилегание крышек капотов.

Средний силовой шпангоут состоит из двух вертикальных клепанных балок, входящих в конструкцию боковых панелей гондолы, горизонтальной штампованной балки и двух трубчатых подкосов.

Вертикальные балки по контуру приклепываются к боковым панелям гондолы и крепятся с помощью фитингов и болтов к нижней панели центроплана и к поясам усиленных нервюр. К нижним концам вертикальных балок крепятся нижние продольные балки гондолы. Горизонтальная балка отштампovана из алюминиевого сплава. Она имеет два уха с шарнирными подшипниками для крепления верхних концов подкосов и два ряда отверстий в верхней полке для болтов крепления к нижней панели центроплана по стрингеру 7.

Подкосы выполнены из дюралюминиевых труб сечением 30×25 мм со стальными вилками на концах. Подкосы соединяют вертикальные балки шпангоута с горизонтальной балкой. Соединительные болты стальные диаметром 10 мм. Задний силовой шпангоут 11 (см. рис. 6.2.) является силовым элементом гондолы и одновременно служит перегородкой между средней частью гондолы, где размещена выхлопная труба двигателя, и хвостовой частью гондолы, где установлены ВСУ (правая гондола), противопожарное оборудование и агрегаты гидросистемы (левая гондола).

Стенка шпангоута выполнена из листа дюралюминия толщиной 0,8 мм. По контуру к стенкам прикреплены дюралюминиевые профили таврового сечения, а по обеим сторонам для жесткости — вертикальные и горизонтальные угловые профили. Задний силовой шпангоут приклепан к обшивке боковых панелей и крепится болтами через накладки к торцам нижних продольных балок. Одновременно этими же болтами в левой гондоле к стенке шпангоута и к продольным балкам крепятся два узла подвески платформы для баллонов противопожарной системы и системы нейтрального газа. К шпангоуту по контуру приклепана также хвостовая часть гондолы. Вверху стенка шпангоута приклепана к обшивке хвостовой части центроплана.

Капот двигателя (рис. 6.3) состоит из воздухозаборника 8 двигателя, верхней балки 17, двух боковых 13 и нижней 20 крышек. Кольцевой воздухозаборник 8 двигателя своей внутренней частью образует обводы канала подвода воздуха к компрессору двигателя. Воздухозаборник 8 двигателя клепанный и выполнен как одно целое с воздухозаборником 5 и 4 воздухо-масляного и воздухо-воздушного радиаторов и состоит из шпангоута 6, диафрагмы, об-

шивки и стыковочных профилей. Носовые части воздухозаборников имеют общую микрорэжекторную систему обогрева. Горячий воздух из кольца коллектора 7 поступает в полость между обшивкой воздухозаборника и рефлектором 9, обогревая в условиях обледенения носовую часть воздухозаборника.

Воздухозаборник 8 крепится к фланцу двигателя при помощи двенадцати шпилек, установленных на внутреннем ободе шлангоута 6. К шлангоуту 6 воздухозаборника крепятся штампованные из алюминиевого сплава кронштейны 19 с узлами навески нижней крышки 20 капота и верхней балки 17. Герметизация стыков воздухозаборника двигателя с крышками капота и воздухозаборников радиаторов с радиаторами обеспечивается резиновыми трубками, оклеенными капроном.

Верхняя балка 17 капота служит для крепления боковых крышек 13. Передним концом балка крепится при помощи болтов с амортизаторами к кронштейну на воздухозаборнике 8, задним — к кронштейну 18 на фланце компрессора двигателя. Боковые крышки 13 капота крепятся к стенке балки 17 шарнирно на трех кронштейнах 12 и уплотняются в закрытом положении резиновой трубкой, оклееной капроном. Конструктивно каждая боковая крышка выполнена из штампованного каркаса и обшивки, соединенных точечной сваркой. На каждой крышке установлены воздухозаборники 14 обдува генератора, два патрубка 10 для вентиляции отсека двигателя и патрубок 16 для обдува заднего демпфера.

Задние кромки крышек 13 отогнуты наружу и образуют с гондолой щель выхода воздуха, обдувающего двигатель. Крышки при техническом обслуживании открываются вверх и поддерживаются в таком положении подкосами 11. Одним концом подкос 11 шарнирно укреплен на крышке, вторым устанавливается в гнездо на шлангоуте воздухозаборника. При закрытых крышках 13 подкосы 11держиваются пружинными замками. Крышки капотадерживаются в закрытом положении при помощи рычажно-штыревых замков, которые закрываются и открываются рукояткой 15.

Боковые крышки капота 5 (см. рис. 6.2) состоят из штампованного каркаса и обшивки, соединенных точечной сваркой. Для крепления крышек 1 (рис. 6.4) в закрытом положении на нижнем обрезе каждой из них приклепан рычажно-штыревой замок. Направляющие штырей 2 установлены на болтах. Штыри 3 при нажатии

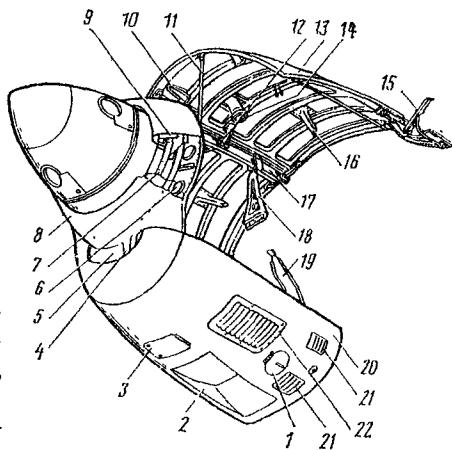


Рис. 6.3. Капот двигателя

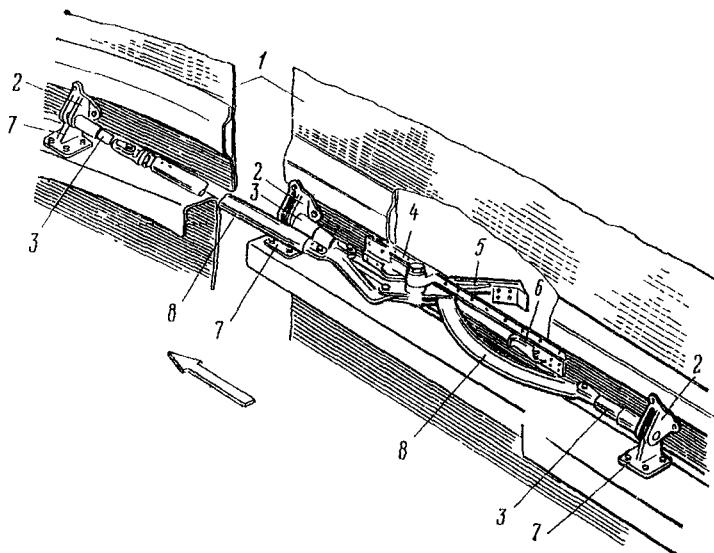


Рис. 6.4 Замок капота

на рычаг 5 входят в отверстия трех кронштейнов 7, расположенных на продольных балках. Штыри 3 кинематически связаны с рычагом 5 тягами 8. Ось рычага 5 закреплена на кронштейне 4. Рычаг 5 в утопленном положении фиксируется защелкой 6.

Нижняя крышка капота (рис. 6.5.) клепаной конструкции. Каркас состоит из поперечного и продольного набора. В поперечный набор входят пять штампованных диафрагм и клепаная балка. Продольный набор состоит из двух гнутых швеллерных балок. Каркас зашит дюралюминиевым листом. По краям крышки приклепаны для жесткости две дюралюминиевые полосы толщиной 1,5 мм. На левой стороне нижней крышки капота к поперечной балке и диафрагме приклепаны ложементы для маслобака. Спереди на правой стороне крышки к диафрагмам приклепаны ложементы для маслорадиатора. За ложементами маслорадиатора приклепан выходной туннель, за ним к диафрагме и балке — площадка для крепления блока топливных фильтров.

На нижней крышке капота (см. рис. 6.3) имеются: лючок 3 для слива масла из маслорадиатора и подогрева двигателя, лючок 1 для слива масла из маслобака, створка 2 туннеля маслорадиатора, окна 21 (жалюзи) для выхода воздуха из турбохолодильников, окна 22 (жалюзи) для выхода воздуха из воздухо-воздушного радиатора.

На нижней крышке капота (см. рис. 6.5) установлены маслобак 8, воздухо-масляный радиатор 1 с терморегулятором 2, воздухо-воздушный радиатор 10, два турбохолодильника 6, электромеханизм управления заслонкой туннеля маслорадиатора 5, флюгерный насос. На площадке 4 устанавливаются топливные фильтры.

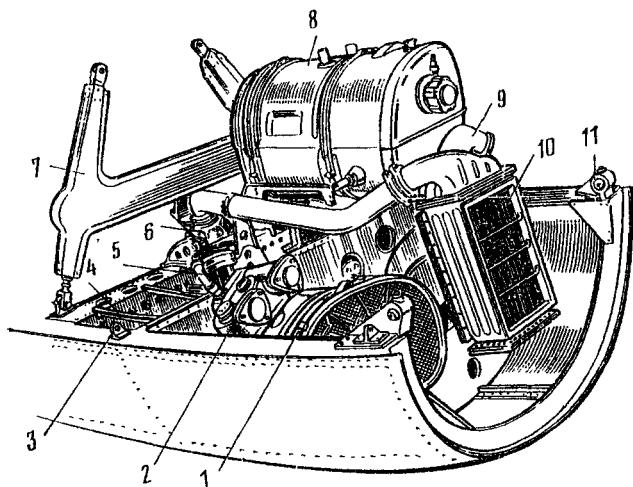


Рис. 6.5. Крышка капота нижняя

Хвостовая часть гондолы 12 (см. рис. 6.2) клепаной конструкции состоит из каркаса и обшивки. Каркас образован набором шпангоутов и стрингеров. Шпангоуты Z-образного сечения, из листового дюралюминия толщиной 1,0 и 1,2 мм. Стингеры изготовлены из прессованных уголковых профилей и приклепаны к крайним шпангоутам и к окантовкам люков. Обшивка выполнена из листового дюралюминия толщиной 0,6, 0,8 и 1,0 мм и приклепана к каркасу. Боковые участки обшивки подкреплены каркасом из листового дюралюминия. В местах подходов закрылков для заполнения щели между гондолой и закрылками на обшивке установлены накладной лист и два валика герметизации по нижнему и верхнему контурам профиля закрылка.

Передний отсек хвостовой части левой гондолы состыкован по заднему шпангоуту с обтекателем 13. К заднему шпангоуту обтекателя приклепана законцовка, из листового дюралюминия толщиной 0,8 мм. В переднем отсеке хвостовой части левой гондолы установлена платформа с огнетушителями. Обтекатель левой гондолы крепится к переднему отсеку винтами с анкерными гайками.

В каждом борту хвостовой части левой гондолы имеется люк для осмотра агрегатов и оборудования, размещенных внутри отсека. В хвостовой части правой гондолы установлена вспомогательная силовая установка. По конструкции хвостовая часть правой гондолы отличается от хвостовой части левой гондолы. Последний шпангоут переднего отсека 20 правой гондолы и примыкающий к нему передний шпангоут откидного обтекателя 21, выполнены наклонными. В верхней и нижней частях переднего отсека сделаны монтажные люки, а в левом борту — люк для установки утопленного воздухозаборника 22 ВСУ. Внутри отсека 20 стенки шпангоутов вместе с обшивкой гондолы образуют камеру, в которой расположена воздухозаборник 19 ВСУ.

Воздухозаборник 19 (см. рис. 6.2) состоит из внутренней и наружной обшивок, нервюр и шпангоута. Внутренний канал воздухозаборника представляет собой цилиндр с плавным переходом в передней части на контур лемнискаты. Для спрямления потока внутри цилиндрической части канала установлены радиальные лопатки и направляющий конус, а спереди воздухозаборника — сферическая сегка. На наклонном шпангоуте хвостовой части гондолы установлен монорельс механизма откидывания обтекателя, с помощью которого обтекатель можно отводить назад и отклонять вверх, обеспечивая доступ к двигателю.

На торце наклонного шпангоута по бортам установлено по два направляющих конуса, по два гнезда стяжных замков крепления откидного обтекателя в закрытом положении и по одному кронштейну крепления поднороек, удерживающих обтекатель в открытом положении. Механизм откидывания обтекателя состоит из каретки 11, которая перемещается по монорельсу 8, а откидной обтекатель из набора шпангоутов, стрингеров, балок и обшивки. Передняя часть обтекателя в районе четырех шпангоутов выполнена из дюралиюминия, а задняя часть из нержавеющей стали.

Защитные экраны. Для защиты пневматиков колес шасси от высоких температур в гондоле между шпангоутами 1—4 установлен экран (перегородка) из листового дюралиюминия. Экран 16 (см. рис. 6.2) состоит из двух частей — передней и задней. Передняя часть экрана приклепана к переднему силовому шпангоуту и к специальным профилям на боковых панелях. В ней имеются отверстия для прохода трубы обдува горячей части двигателя, электропроводов, тросов и роликов управления замком створок шасси. Задняя часть экрана шарнирно подвешена на петле, приклепанной к поперечной балке, и крепится винтами с анкерными гайками к несъемной части экрана и к профилям на боковых панелях гондолы.

При вывернутых винтах задняя часть экрана опускается на пегле вниз и открывает доступ к нижней части двигателя и к выхлопной трубе. Для защиты центроплана крыла от нагрева горячей частью двигателя и выхлопной трубой, а также для защиты его при пожаре на двигателе на носке и нижней панели центроплана устанавливаются экраны из листов титанового сплава (см. рис. 6.1) толщиной 0,6 и 0,8 мм.

Противопожарная перегородка двигателя отделяет части двигателя с высоким нагревом от менее нагретых, но опасных в пожарном отношении частей. Перегородка имеет вид кольца и состоит из трех частей, изготовленных из листов титанового сплава толщиной 0,6 мм. По внутреннему конгуру перегородка крепится винтами с гайками к фланцу камеры сгорания двигателя. Наружным контуром она прилегает вплотную к окантовочному профилю отверстия в переднем силовом шпангоуте. Для герметизации стыка перегородки с силовым шпангоутом на последнем установлено уплотнение, представляющее собой шнур из асбестовых нитей, обшипанный армированным асбестовым полотном.

Крепление двигателей АИ-24ВТ на самолете

Двигатели крепятся на центроплане крыла с помощью быстро-съемной рамы с амортизаторами и силовой фермы с передним силовым шпангоутом. Двигатель крепится передними и задними цапфами к четырем амортизаторам рамы. Нагрузку от тяги винта и часть нагрузки от массы двигателя воспринимают передние амортизаторы. Задние амортизаторы являются поддерживающими и нагрузку от тяги винта не воспринимают.

Ферма крепления двигателя (рис. 6.6) симметрична и состоит из восьми подкосов (двух боковых 2, двух верхних 1, двух нижних 13 и двух задних 3) и соединительной планки 5 со средним кронштейном 4. Материал подкосов и узлов рамы — сталь, несиловых деталей (соединительной планки и крышек передних амортизаторов) — дюралюминий. Все подкосы рамы, за исключением задних, изготовлены из труб сечением $45 \times 2,5$ и 45×2 мм, на концах которых приварены крепежные детали. К боковым подкосам 2 спереди приварены корпусы амортизаторов 14 с проушинами для нижних 13 и верхних 1 подкосов, сзади — кронштейны крепления к ферме с проушинами для задних подкосов 3 и соединительной планки 5. В проушинах корпусов амортизаторов 14 установлены шаровые подшипники для крепления подкосов.

К верхним подкосам спереди приварены вилки с проушинами — для крепления к передним узлам боковых подкосов, сзади — стаканы с внутренней правой резьбой. В стакан ввернута муфта с

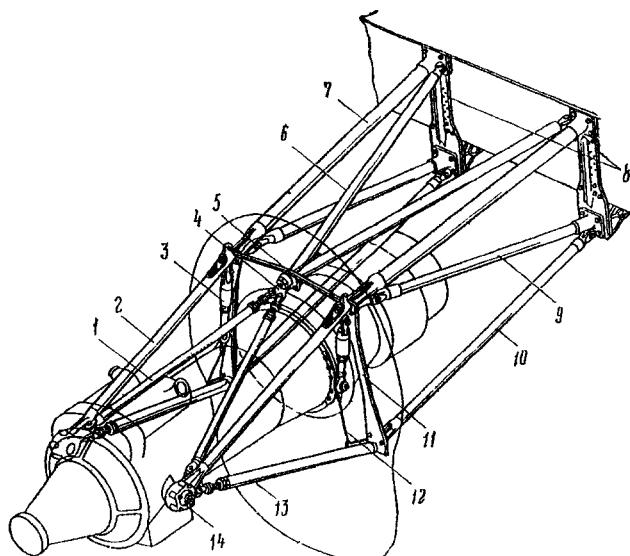


Рис. 6.6. Крепление двигателя к центроплану крыла

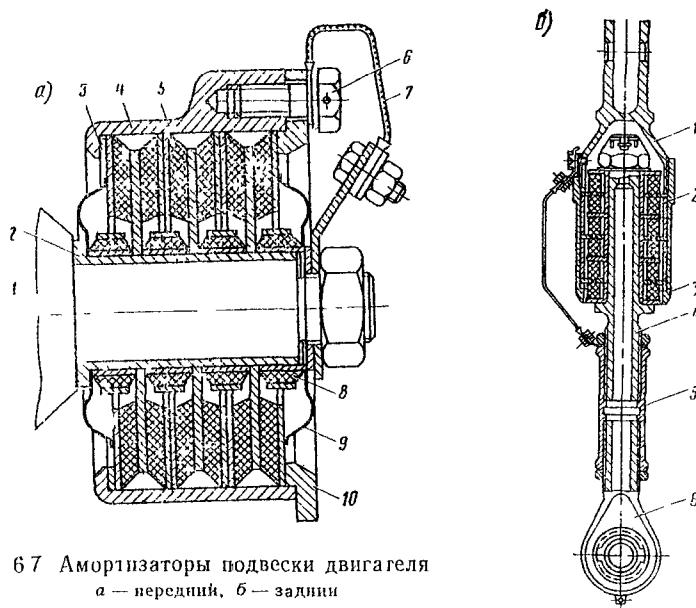


Рис 6.7 Амортизаторы подвески двигателя
а — передний, б — задний

правой наружной и левой внутренней резьбой, в муфту — вилка. Вращая муфту в ту или другую сторону, можно изменить длину подкоса. Для фиксации длины на муфте и вилке установлены контргайки, которые крепятся проволокой. Верхние подкосы крепятся болтами к боковым подкосам и среднему кронштейну 4. Нижние подкосы на передних концах имеют приспособления для регулировки длины, аналогичные приспособлениям верхних подкосов, на задних концах — кронштейны для крепления к ферме и ушки для тросов 12 подвески к задним подкосам.

Ферма крепления двигателя крепится к ферме центроплана, состоящей из подкосов 6, 7, 9, 10 и балок 11. Передний амортизатор (рис. 6.7, а) состоит из корпуса 4 с крышкой 10, втулки 2, в которую входит ось 1, распорного кольца 3, трех амортизационных дисков 5, четырех обрезиненных распорных колец 8, соединительной втулки и двух защитных шайб 9. Каждый амортизационный диск представляет собой три стальных кольца, между которыми привулканизировано два слоя резины. Амортизационные диски с распорными кольцами и соединительной втулкой вставлены в корпус амортизатора и закрыты дюралюминиевой крышкой, прижатой болтами 6. Корпус 4 и втулка 2 связана металлозащитой 7.

Задний подкос рамы (рис. 6.7, б) представляет собой пустотелый стержень со смонтированным на нем амортизатором, амортизационный пакет которого состоит из трех резино-металлических колец, разделенных по внутренним и наружным поверхностям металлическими распорными втулками. Пакет собран на стержне подкоса, стянут гайкой и помещен в цилиндрический корпус. Корпус амортизатора с торца закрыт крышкой на резьбе. Крышка из-

готовлена как одно целое с вилкой для подвески к боковому подкосу рамы. Для регулирования длины подкос имеет тандер. Нижнее ухо подкоса крепится к задней цапфе двигателя.

Соединительная планка 5 (см. рис. 6.6) изготовлена из дюралиюминиевого уголкового профиля и имеет отверстия под шпильки крепления боковых подкосов и среднего кронштейна. Планка соединяет средний кронштейн и задние концы боковых подкосов и фиксирует их в определенном положении. Это дает возможность снимать с самолета двигатель вместе с рамой и установленными на ней агрегатами. Для этой же цели задние концы нижних подкосов подвешены на тросах 12 к задним подкосам.

Рама двигателя устанавливается на пяти кронштейнах фермы и крепится к ним пятью шпильками 17 и 19, проходящими через силовой шпангоут. На шпильки ставятся конические и сферические шайбы 20 и 21. Наличие их в узлах крепления рамы облегчает ее установку и исключает возникновение изгибающих моментов в деталях от затяжки гаек.

Конструкция рамы позволяет снимать с самолета двигатель с капотом, рамой и всеми деталями и агрегатами, установленными на раме и капоте. Для этого необходимо отвернуть пять гаек крепления рамы к силовой ферме и силовому шпангоуту и снять раму с двигателем и капотом. Для подъема двигателя на задних кронштейнах боковых подкосов рамы имеется два такелажных узла. Передний такелажной точкой является шейка вала редуктора.

Силовая ферма (см. рис. 6.6) служит для крепления рамы двигателя и силового шпангоута к лонжерону центроплана. Ферма состоит из восьми подкосов с узлами крепления ее к кронштейнам 8 лонжерона центроплана и узлами для крепления силового шпангоута и рамы. Подкосы изготовлены из стальных труб диаметром 60, 50 и 45 мм с толщиной стенок 2,5 и 3 мм. Для удобства сборки на самолете они соединены между собой болтами диаметром 12 и 14 мм. Ферма крепится к кронштейнам 8 болтами диаметром 14 и 16 мм с помощью узлов, приваренных к задним концам четырех боковых подкосов фермы 7 и 9.

Для навески силового шпангоута и рамы двигателя к ферме приварены пять кронштейнов. Четыре кронштейна приварены к четырем боковым подкосам 7 и 10, пятый приварен к двум средним верхним подкосам 6. Силовой шпангоут крепится к каждому кронштейну фермы болтами диаметром 6 мм. Для крепления рамы двигателя в кронштейны фермы ввернуты шпильки, которые устанавливаются в кронштейны до навески силового шпангоута рамы.

Система обдува двигателя и его агрегатов

Система обдува (рис. 6.8) обеспечивает обдув атмосферным воздухом горячей части двигателя и агрегатов системы ПРТ, стартер-генератора и генератора переменного тока, агрегатов и приборов, установленных под капотом. Горячая часть двигателя продувается воздухом, поступающим через воздухозаборник 9 на правой боковой панели гондолы. Воздух поступает в кожух турбины по

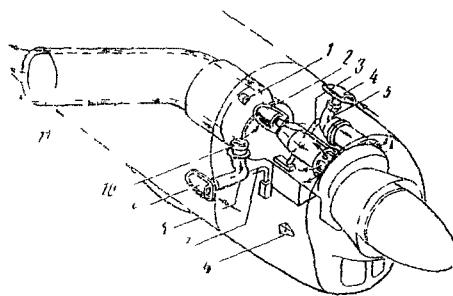


Рис 6.8 Схема системы обдува подкапотного пространства силовой установки

трубопроводу, состоящему из патрубка, приваренного к воздухозаборнику 9, трубы 8, установленной на экране колес шасси, и второго патрубка 10, прижатого пружинами к фланцу кожуха турбины. В трубу 8 вварен патрубок 7 для подачи воздуха на охлаждение агрегатов системы ПРТ. Для герметизации соединения с фланцами кожуха турбины верхний конец патрубка 10 оконгован асбестовым полотном.

Подведенный к двигателю воздух, охлаждая корпус турбины, проходит через кольцевой зазор между статором турбины и его кожухом, далее идет в пространство между выхлопной трубой 11 и ее кожухом и на срезе трубы отводится в атмосферу. В полете воздух подается в продувочные кожухи через воздухозаборники 1, 2, 4 и 9 под действием скоростного напора. При работе двигателя на стоянке и при рулении, когда скоростной напор мал, воздух в кожухах поступает за счет разрежения, возникающего на срезе выхлопной трубы при выходе отработавших газов. Для получения достаточной эжекции кожух выхлопной трубы выполнен выступающим за обрез трубы на 50 мм.

Стартер-генератор и генератор переменного тока охлаждаются воздухом, поступающим под действием скоростного напора через воздухозаборники 2 и 4 с патрубками 5 и трубой 3 приклепанные к боковым крышкам капота. На патрубки устанавливаются резиновые гофрированные муфты, которые при закрытых крышках капота концами входят в раструбы патрубков 5 генераторов. От патрубка генератора переменного тока воздух отводится на охлаждение электромеханизма системы обогрева входного направляющего аппарата двигателя.

Задние амортизаторы рамы крепления двигателя охлаждаются воздухом, поступающим под действием скоростного напора через воздухозаборники 1, установленные на боковых крышках капота.

Прочие агрегаты и приборы, установленные под капотом, охлаждаются воздухом, поступающим под капот через утопленные воздухозаборники 6, установленные по два спереди на каждой боковой крышке капота. Из-под капота воздух отсасывается через щели шириной 10 мм между задней кромкой капота и передним силовым шпангоутом гондолы двигателя.

Обогрев воздухозаборников двигателей. На самолете предусмотрен обогрев горячим воздухом носовых частей воздухозаборников двигателей и туннелей масляных и воздушных радиаторов. Горячий воздух отбирается из противообледенительных систем

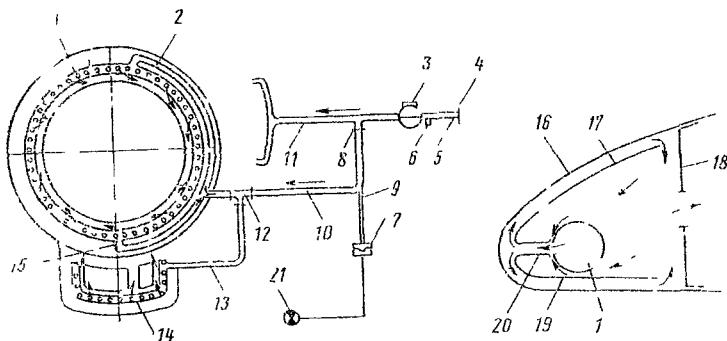


Рис. 6.9 Схема обогрева воздухозаборника двигателя:

1 — коллектор обогрева воздухозаборника двигателя, 2, 10, 13, 15 — трубы подвода воздуха в коллектор, 3 — клапан перепуска горячего воздуха на ВИА; 4 — патрубок отбора воздуха из компрессора, 5 — трубопровод промежуточный; 6 — точка отбора воздуха на обогрев зонда АДТ, 7 — сигнализатор давления воздуха; 8 — штуцер отбора воздуха на обогрев воздухозаборников, 9 — патрубок отбора воздуха к сигнализатору давления, 11 — трубопровод отбора воздуха на подогрев входного направляющего аппарата (ВИА), 12 — тройник, 14 — коллектор обогрева воздухозаборников радиаторов, 16 — обшивка носка воздухозаборника наружная, 17, 18, 19 — перегородки носка воздухозаборника внутренние; 20 — микроэжектор 21 — лампа сигнальная

двигателей. В трубопровод противообледенительной системы каждого двигателя (рис. 6.9) за краном 3 вварен штуцер 8 отвода воздуха на обогрев воздухозаборников. Для обеспечения определенного расхода воздуха в месте установки штуцера в трубе имеется дроссельное отверстие диаметром 14 мм. За тройником 12 трубопровод разветвляется. По двум трубам 2 и 15, установленным в воздухозаборнике, воздух подается к коллектору 1, расположенному в камере носка воздухозаборника. По трубе 13 воздух подается к коллектору 14 в камере носка входных туннелей масляного и воздушного радиаторов.

Подводящие трубопроводы изготовлены из алюминиевых труб сечением 24×1 , 22×1 , 18×1 мм и теплоизолированы стеклотканью и стеклолентой. Коллекторы изготовлены из алюминиевых труб сечением 32×1 мм (коллектор 1) и $28 \times 1,5$ мм (коллектор 14). В стенках коллектора 1 просверлены отверстия диаметром 1 мм с шагом 18 мм, в стенках коллектора 14 — отверстия диаметром 1,5 мм с шагом 15 мм. Коллектор воздухозаборника крепится хомутами 10 (рис. 6.10) в девяти местах к стенке 5 микроэжекторной камеры.

Микроэжекторная камера воздухозаборника двигателя образована двумя внутренними перегородками 1 и 5 и наружной обшивкой 2. Между обшивкой и внутренними перегородками в девяти сечениях камеры установлены прокладки 9, обеспечивающие постоянную высоту камеры, равную 5 мм. Внутренние перегородки сварены из листов алюминия толщиной 0,8 мм. Обе перегородки не доходят до задней стенки 7 камеры на 8 мм. Воздух через отверстия коллектора и микроэжекторные щели камеры подается в носок, увлекая за собой воздух из камеры воздухозаборника и перемешиваясь с ним. Отдавая тепло наружной обшивке и внутренним

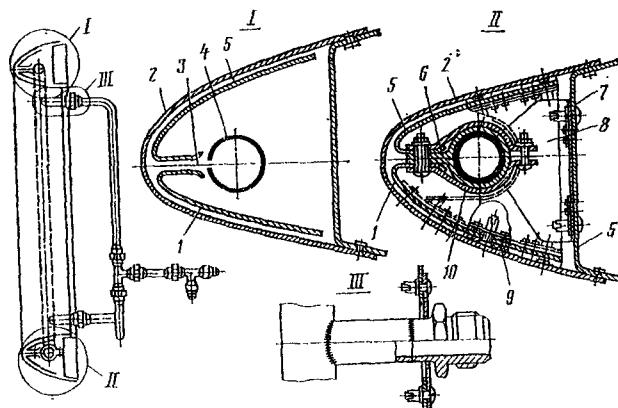


Рис. 6.10. Камера микроэжекторная обогрева воздухозаборника двигателя:

1, 5 — перегородки внутренние; 3 — эжектор; 4 — коллектор; 6 — микроэжектор; 7 — стена камеры задняя; 8 — кронштейн крепления коллектора к задней стенке камеры; 9 — прокладка; 10 — хомут

перегородкам, воздух возвращается в камеру, откуда часть его вновь увлекается в щель камеры, а остальная часть выходит в подкапотное пространство через отверстия в задней стенке камеры и отверстия облегчения в шлангоуте воздухозаборника.

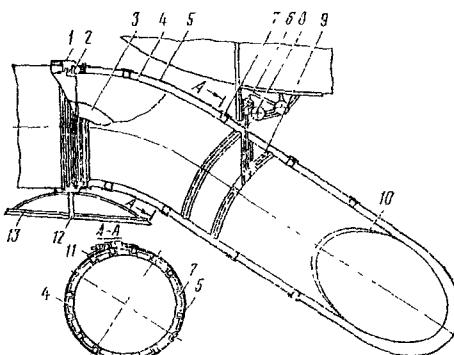
Микроэжекторная камера обогрева воздухозаборников радиаторов устроена аналогично камере обогрева воздухозаборника двигателя. Обогрев воздухозаборника совместно с противообледительной системой каждого двигателя включается выключателем на правой панели приборной доски. Включение обогрева контролируется по лампе сигнализации, установленной там же.

Выхлопная система

Выхлопная система (рис. 6.11) состоит из выхлопной трубы 4, кожуха 5, деталей телескопического соединения трубы и кожуха с двигателем, шарнирной подвески трубы и стекателя газов 3. Выхлопная труба сварена из титанового сплава толщиной 1 мм и усиlena кольцевыми профилями коробчатого сечения из того же материа-

Рис. 6.11. Схема выхлопной системы:

1 — хомут крепления кожуха; 2 — фланец выхлопной трубы; 3 — стекатель газов; 4 — труба выхлопная; 5 — кожух трубы выхлопной; 6 — кронштейн подвески трубы выхлопной на центроплане; 7 — ложемент-коробочка; 8 — тяги подвески трубы; 9 — профиль коробчатый; 10 — накладка кольцевая; 11 — хомут стяжной; 12 — штицер сливной; 13 — экран колес массы



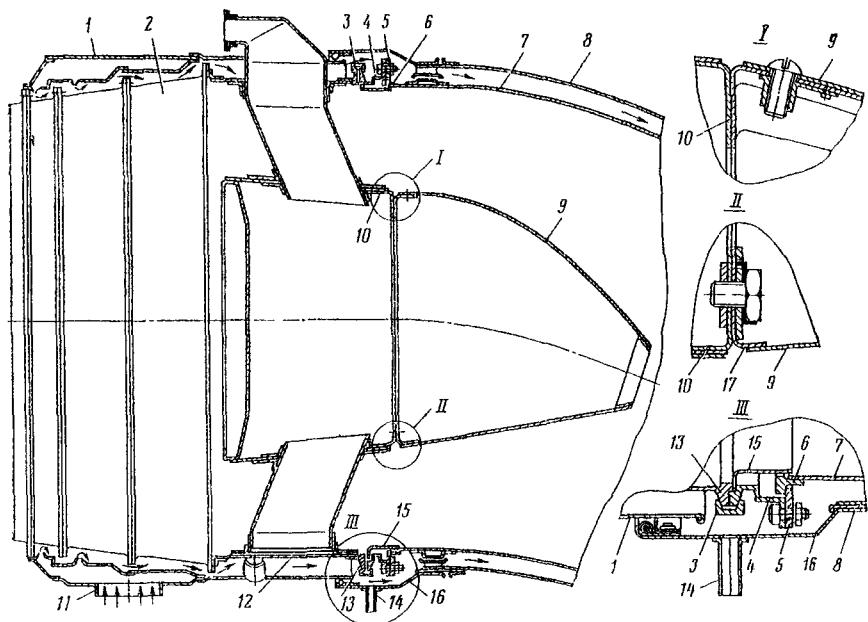


Рис. 6.12. Телескопическое соединение выхлопной трубы с реактивным насадком двигателя:

1 — кожух обдува турбины; 2 — статор турбины; 3 — хомут стяжной; 4 — кольцо переходное; 5 — фланец кольца 4; 6 — фланец трубы выхлопной; 7 — труба выхлопная; 8 — кожух трубы выхлопной; 9 — стекатель газов; 10 — кожух внутренний реактивного сопла; 11 — горловина кожуха обдува турбины; 12 — кожух наружный реактивного сопла; 13 — фланец сопла; 14 — штуцер сливной; 15 — козырек кольцевой; 16 — хомут; 17 — кольцо

ла. К переднему срезу трубы приклепан точечный фланец 2 из нержавеющей стали, к заднему срезу (для жесткости) — кольцевая накладка 10. В средней части трубы между двумя кольцевыми профилями приварен продольный профиль 9, на котором болтами крепятся кронштейны подвески трубы.

Труба в гондоле с помощью телескопического соединения крепится к фланцу реактивного сопла двигателя, а с помощью деталей шарнирной подвески — к центроплану. Конец трубы через вырез во внешней боковой панели гондолы выведен за борт. Телескопическое соединение (рис. 6.12) состоит из стального кольца 4 с фланцем 5 и стяжного хомута 3. Соединение допускает угловое и осевое перемещение трубы относительно двигателя. Между кольцом 4 и фланцем 13 реактивного сопла зажат кольцевой козырек 15, защищающий телескопическое соединение от выхлопных газов.

Шарнирная подвеска (рис. 6.13) представляет собой две регулируемые по длине тяги 2 и 5. Для эластичности подвески трубы в верхние наконечники 11 тяг вставлены резиновые втулки 12. Тяги на болтах подвешены к кронштейнам 3, установленным на узле крепления фермы двигателя. К нижним концам тяг болтами крепится труба. Кожух трубы состоит из двух обечаек, сваренных из

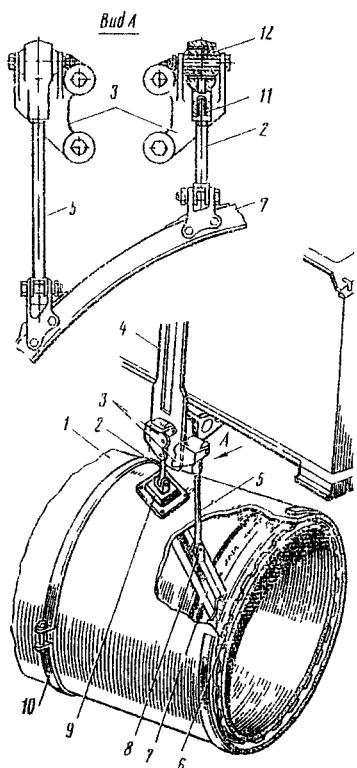


Рис 6.13 Подвеска трубы выхлопной

1 — кожух трубы, 2, 5 — тяги подвески трубы, 3 — кронштейны, 4 — кронштейн центроплана, 6 — пояс опорный кожуха трубы выхлопной, 7 — профиль продольный, 8 — кронштейн подвески трубы, 9 — крышка, 10 — хомут стяжной кожуха, 11 — наконечник тяги верхний, 12 — втулка резиновая

распылительный коллектор. Для плавного изменения проходного сечения от реактивного сопла к выхлопной трубе на двигателе установлен стекатель газов 9, приклепанный болтами к фланцу сопла. Стекатель сварен из листовой нержавеющей стали толщиной 1 мм и имеет форму искривленного конуса.

Управление двигателями

Управление силовой установкой и контроль за ее работой осуществляются из кабины пилотов, где установлены все необходимые агрегаты и приборы. В управлении силовой установкой применяются механические, электродистанционные и автоматические системы.

листов нержавеющей стали толщиной 0,6 мм. Для увеличения жесткости на обечайках имеется по одному рифту и по четыре опорных пояса, по краям обечаек приварены ленты и накладки. В верхней обечайке сделаны два выреза для кронштейнов подвески трубы. Вырезы закрываются крышками 9 на винтах.

Кожух устанавливается на трубу и стягивается хомутами 10. При этом между трубой и кожухом образуется зазор 20 мм. Равномерный кольцевой зазор между кожухом и трубой обес печивается приваренными к внутренней поверхности кожуха коробочками-ложементами 7 (см. рис. 6.11), образующими опорные пояса.

Спереди кожух трубы соединен хомутом 16 (см. рис. 6.12) с кожухом 1 обдува горячей части двигателя. Хомут состоит из трех отдельных частей из нержавеющей стали, стянутых болтами. На хомуте снизу имеется штуцер 14 для слива топлива, попадающего в полость телескопического соединения из двигателя, а сбоку — штуцер для подвода огнегасящего состава в полость между выхлопной трубой и кожухом.

От сливного штуцера выведена трубка под экран колес шасси. Снаружи к боковому штуцеру при соединен трубопровод противопожарной системы, а внутри хомута

К механическим системам относится управление: автоматами дозировки топлива (АДТ); насосом-регулятором ВСУ; упором полетного малого газа двигателей АИ-24ВТ; остановом ВСУ; тормозом рычагов управления двигателями.

Автоматически осуществляются: выключение подкачивающих топливных насосов и кранов централизованной заправки; запуск и останов двигателей; запуск ВСУ; управление противообледенительными системами двигателей; открытие кранов противопожарной системы самолета и включение первой очереди огнетушителей; управление заслонками маслорадиаторов.

Кроме автоматического управления, перечисленные выше системы и агрегаты (за исключением агрегатов запуска двигателей) имеют также электродистанционное управление, а система флюгирования винтов и останова двигателей АИ-24ВТ и гидравлическое управление.

Остальные системы и агрегаты силовой установки имеют электродистанционное управление.

Изменение режима работы двигателя происходит при изменении положения поводка автомата дозировки топлива (АДТ). Установленный пилотом режим работы двигателей при изменении условий полета (высоты и скорости полета, температуры наружного воздуха) автоматически поддерживается АДТ. Управление автоматами дозировки топлива осуществляется с помощью рычагов управления двигателями (РУД). Рычаги установлены на центральном пульте пилотов.

Режим работы двигателя устанавливают по указателю положения рычагов топлива (УПРТ) и контролирует по приборам. Датчики УПРТ смонтированы на АДТ, а на приборной доске установлен двухстрелочный указатель со шкалой от 0° до 115° .

Углы поворота сектора (в градусах) по УПРТ соответствуют следующим режимам работы двигателя:

Взлетный режим	100 ± 2
Максимальный режим	74 ± 2
Номинальный »	63 ± 2
0,85 номинального	51 ± 2
0,7 »	40 ± 2
0,6 »	34 ± 2
0,4 »	23 ± 2
Малый газ (на земле)	0
Малый газ (в полете)	$13^{+2}_{-1} - 23^{+2}_{-1}$

Проводка управления. Рычаги управления двигателями кинематически связаны с поводками автоматов дозировки топлива. От секторов 1 (рис. 6.14) в корпусе центрального пульта три пары тросов отходят вниз к кронштейну 2 на шпангоуте 4 и проходят слева под полом кабины к кронштейну 3 на шпангоуте 7. Огибая ролики этого кронштейна, тросы поднимаются к верхнему кронштейну 4 и через направляющую 5 далее до шпангоута 17 идут в специальном желобе под потолком грузовой кабины. У шпангоута 17 тросы через гермовывод 10, расположенный на крон-

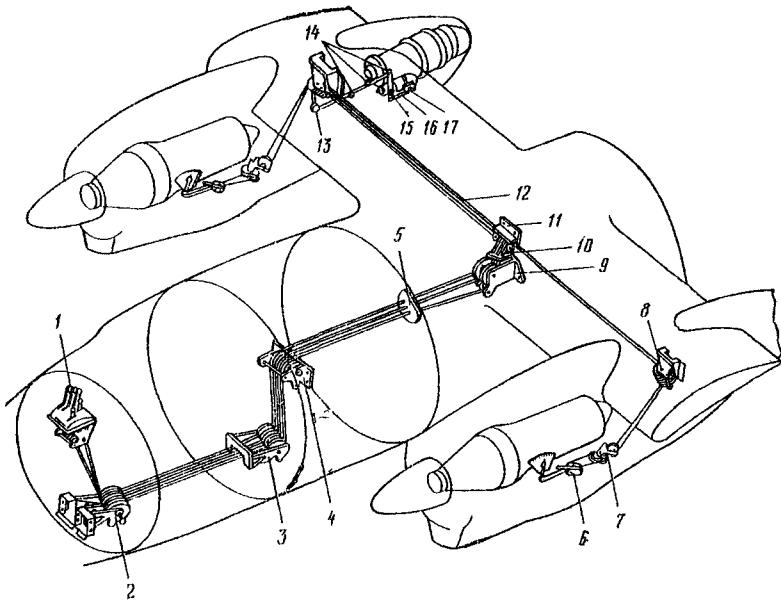


Рис. 6.14. Схема управления двигателями

штейне 9, выходят из фюзеляжа под передний залив центроплана на ролики кронштейна 11, установленного на переднем лонжероне. Здесь они расходятся и вдоль лонжерона идут в правую гондолу (две пары) через ролики кронштейнов 13 и 14 и в левую гондолу (одна пара) через ролики кронштейна 8. В правую гондолу идут тросы управления двигателями АИ-24ВТ и ВСУ, в левую — тросы управления двигателем АИ-24ВТ.

В гондоле каждого двигателя тросы управления двигателями АИ-24ВТ проложены по левой стороне и через кронштейны на противопожарной перегородке подходят к концевому ролику и замыкаются на нем. Ролик установлен на заднем кронштейне 6 крепления нижней крышки капота. К ролику прокреплен поводок, который тягой связан с рычагом АДТ.

Тяга 2 (рис. 6.15) соединяется с поводком 3 с помощью болта и шлицевой шайбы, позволяющей (в пределах длины отверстия в поводке) изменять расстояние от оси болта до оси ролика 4.

Тяга изготовлена из дюралюминиевой трубы сечением 12×1 мм. На концах трубы заделаны наконечники, один из которых имеет резьбу для регулировки длины тяги. Для исключения дополнительных напряжений в деталях управления в проушину наконечника впрессован шаровой подшипник, допускающий перекос тяги до 8° . Проводка управления двигателями АИ-24ВТ и ВСУ выполнена гибкими тросами диаметром 2,5 мм (разрывное усилие 500 кгс). На роликах рычагов управления тросы закреплены с помощью шайбов, на концевых роликах в гондолах двигателей — болтами.

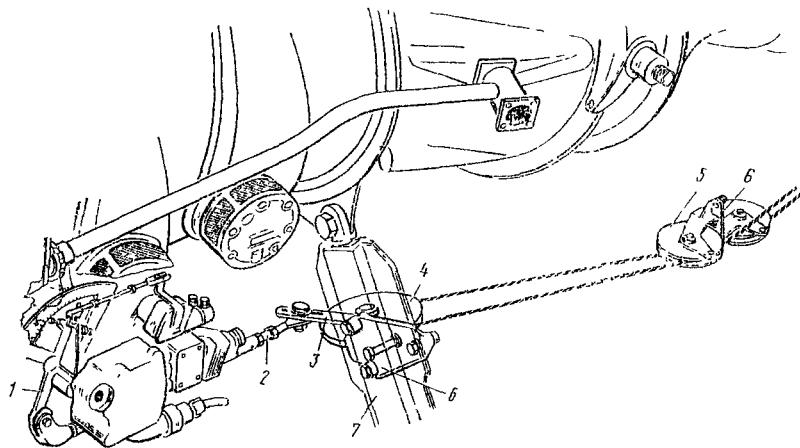


Рис. 6.15. Проводка управления двигателем АИ-24 в гондоле:

1 — рычаг крана дроссельного АДТ; 2 — тяга промежуточная; 3 — проводок; 4 — ролик концевой; 5 — ролик на противопожарной перегородке; 6 — кронштейны роликов 4 и 5; 7 — кронштейн крепления нижней крышки капота

Направление тросов и расстояние между ними всей трассы обеспечивается текстолитовыми и дюралюминиевыми роликами, установленными на кронштейнах, и гребенкой на шпангоуте 13. Кронштейны крепятся к конструкции самолета болтами и имеют ограничители, предохраняющие тросы от соскачивания с роликов. Тросы соединяются с помощью тандеров. Для удобства регулиро-

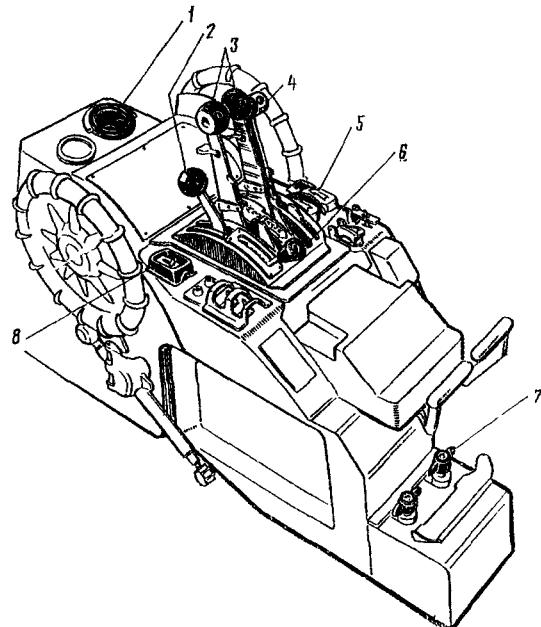


Рис. 6.16. Центральный пульт пилотов:

1 — указатель положения заслонок маслорадиаторов; 2 — рычаг тормоза РУД; 3 — рычаги управления двигателями (РУД); 4 — рычаг управления ВСУ; 5 — выключатели останова двигателей; 6 — рычаг перестановки упоров полетного малого газа; 7 — ручка аварийного флюгирования винтов; 8 — выключатель снятия винтов с упора

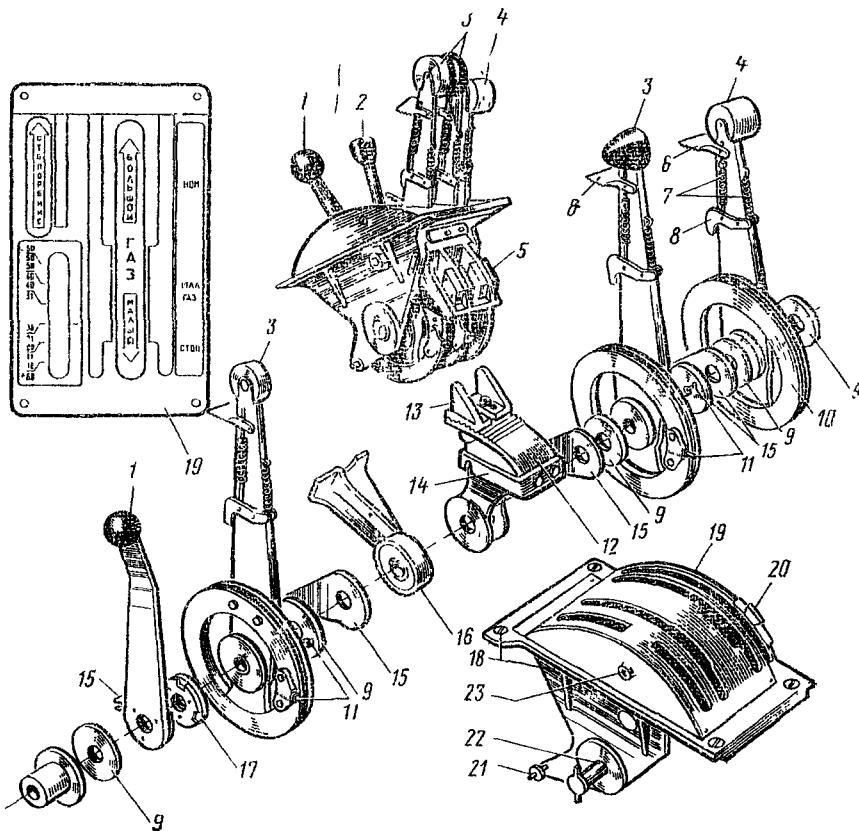


Рис. 6.17 Пакет рычагов управления двигателями

вания натяжения тросов тандеры расположены в легкодоступных местах: в фюзеляже между шпангоутами 7—13 и в гондолах двигателей.

Подход к кронштейнам с роликами и к тандерам тросов, проложенных под полом, осуществляется через съемную панель пола, к тросам, проложенным над потолком кабины — через съемные панели потолка к тросам, проложенным по переднему лонжерону центроплана — через лючки и съемный носок центроплана, а к тросам в гондолах — через люки и боковые крышки капотов.

В систему управления двигателями входят следующие элементы, расположенные на центральном пульте (рис. 6.16): рычаги 3 управления двигателями АИ-24ВТ, рычаг 4 управления ВСУ; выключатели 5 останова двигателей, выключатель 8 снятия винтов с упоров ручки аварийного флюгирования винтов. Упор полетного малого газа регулируется рычагом перестановки упоров. Фиксация РУД производится рычагом тормоза. Основным органом управле-

ния двигателями является пакет рычагов (рис. 6.17), который состоит из: рычагов 3 управления двигателями АИ-24, рычага 4 управления ВСУ, кронштейна 18 пакета рычагов, упоров малого газа, тормоза РУД, состоящего из рычагов 1 и 2 и элементов 15, 16, 17.

Пакет рычагов установлен на центральном пульте и доступен для управления с кресел обоих пилотов. Рычаги управления двигателями и рычаг тормозного устройства собраны на одной оси 22 (см. рис. 6.17). На этой же оси установлено основание 12 упоров 13 полетного малого газа. Ось 22 изготовлена из стали и закреплена на щеках кронштейна 18 с одной стороны фланцем, с другой — гайкой. Рычаг перестановки упоров полетного малого газа установлен на другой оси, расположенной на кронштейне впереди оси рычагов управления двигателями.

Кронштейн 18 отлит из алюминиевого сплава и закреплен винтами на центральном пульте. В кронштейне сделана прорезь для рычага управления 4. Рядом с прорезью на стенке кронштейна установлен упор 20 «Стоп — малый газ». Сверху кронштейн закрыт крышкой 19 с прорезями для рычагов управления 3 и основания 12 упоров 13. К перемычкам крышки прикреплены трафареты.

Рычаги управления 3 изготовлены из листового дюралюминия, рычаг управления 4 — из листовой стали; к нижней части рычагов приклепаны ролики 10. В роликах запрессованы втулки. К верхним концам рычагов управления крепятся рукоятки из белого эпоксидного лака с вклеенными буквенными обозначениями Γ_1 и Γ_2 для рычагов управления 3 и Γ_3 для рычага управления 4. На каждом секторе управления двигателями смонтирован механизм защелки 8 с пружинами 7 и рычагов 6 ограничения: полетного малого газа — на секторах управления двигателями АИ-24 и режимов малого газа и останова — на секторе управления ВСУ. Механизмы ограничивают перемещение секторов управления двигателями назад в сторону малого газа. При перемещении сектора назад защелка упирается в упор. Для дальнейшего перемещения сектора за упор защелку приподнимают, нажимая на гашетку 6 снизу вверх. Перемещение секторов управления двигателями АИ-24ВТ вперед происходит свободно без фиксации на упорах. В этом случае защелки поднимаются скосами упоров. Для перемещения сектора управления двигателем РУ19А-300 вперед из положения «Стоп» его нужно снять с защелки.

Упоры полетного малого газа перемещаются рычагом 3 и могут фиксироваться в пределах $13\text{--}23^\circ$ по УПРТ через каждые два градуса. Крайнее переднее положение рычага соответствует 23° , крайнее заднее положение — 13° . В полете упоры малого газа устанавливаются пилотом в положение, обеспечивающее на посадке минимальную тягу. Это положение зависит от температуры наружного воздуха.

Рычаги управления двигателями могут удерживаться в любом положении тормозным устройством. Затормаживание и растормаживание секторов управления производится соответственно установкой рычага 1 в крайнее и заднее положения.

Рычаг тормозного устройства изготовлен из листового дюралюминия толщиной 4 мм. К верхнему концу рычага крепится рукоятка из черного эндрола с буквой «С». К нижнему концу рычага приклепана шайба с выступами. Рядом с рычагом 1 на ось 22 устанавливается шайба 17 с ответными выступами. Шайба 17 удерживается от проворачивания пальцем 21. При перемещении рычага тормоза вперед до отказа шайба рычага 1 поворачивается и, упираясь выступами в выступы шайбы 17, сжимает текстолитовые шайбы 9, увеличивая трение между ними и роликами секторов управления двигателями.

В системе управления двигателями предусмотрены устройства, повышающие безопасность полетов. Для своевременного выпуска закрылков на взлете и своевременного выпуска шасси перед посадкой на самолете имеется сигнализация, связанная с положением рычагов управления двигателями АИ-24ВТ, а для предотвращения взлета с застопоренными рулями — блокировка стопорения рулей и рычагов управления двигателями АИ-24ВТ. Для включения микровыключателей 5 сигнализации на ролике каждого сектора управления двигателем установлено по два толкателя 11: передний (по ходу рычага) — сигнализации положения закрылков, задний — сигнализации положения шасси. Микровыключатели установлены на том же кронштейне 18, на котором смонтированы рычаги управления двигателями.

Система сигнализации работает следующим образом. При перемещении рычагов управления двигателями вперед с 76_{-4} до 100° по шкале УПРТ при невыпущеных на $15 \pm 2^{\circ}$ закрылках на приборной доске пилотов загорается красное табло «Выпусти закрылки» и включается сирена. При перемещении рычагов управления двигателями назад с 24_{+4}^+ до 0° по шкале УПРТ при убранном шасси загорается красное табло «Выпусти шасси» и включается сирена.

Для обеспечения руления самолета при застопоренных рулях рычаги управления двигателями могут перемещаться от 0 до 30_{-3}° по шкале УПРТ. Рычаг стопорения рулей самолета кинематически связан с ограничителем 16, установленным на одной оси с секторами управления двигателями. При движении рычага стопорения назад ребро ограничителя упирается в рычаги секторов управления и перемещает их назад до положения 30_{-3}° по шкале УПРТ.

Система запуска двигателей АИ-24ВТ

Система запуска двигателей электрическая. Она обеспечивает: холодную прокрутку; запуск двигателей на земле и в полете; прекращение процесса запуска. Запуск двигателей на земле автоматизирован и может быть осуществлен от аэродромных источников электроэнергии или от генератора ГС-24Б ВСУ. Автоматизация процесса запуска двигателей обеспечивается системой питания и запуска, в которой работу агрегатов по времени регламентирует автоматическая панель запуска АПД, а по частоте вращения дви-

гателя — пневмоэлектрический выключатель, отключающий стартер-генератор при заданной частоте вращения.

В систему запуска двигателей входят агрегаты, установленные на двигателях и на самолете, элементы управления и приборы контроля. На каждом двигателе установлены: стартер-генератор; две пусковые катушки низкого напряжения; две свечи; пневмоэлектрический выключатель стартера; электромагнитный клапан пускового топлива. Элементы управления и приборы контроля установлены в кабине экипажа.

Агрегаты системы. Стартер-генератор представляет собой шестиполюсную машину постоянного тока теплостойкого исполнения. Он предназначен для работы в стартерном и генераторном режимах. При запуске двигателя стартер-генератор вступает в работу в стартерном режиме и обеспечивает раскрутку ротора двигателя до 5000—7350 об/мин (33—48%), после чего переключается на работу в генераторном режиме.

Катушка зажигания (пусковая катушка) является преобразователем напряжения постоянного тока бортсети в ток высокого напряжения. Катушка состоит из индукционной катушки с вибратором, конденсаторов и выпрямителя. Высокое напряжение от катушки к свече подводится через контактное устройство.

Электроэррозионная свеча поверхности разряда предназначена для зажигания топливо-воздушной смеси при запуске двигателя на земле и в полете. Свеча неразборная, экранированная. Искровым промежутком свечи служит поверхность керамического изолятора между центральным и боковым электродами, на которую методом электроэррозии наносится распыленный материал электродов (серебро). Во время работы с топливом эрозионный слой выгорает, поэтому свечу нужно включать раньше момента подачи топлива на 8 с. При этом серебро, распыленное вследствие искровых разрядов между электродами, осаждается на рабочей кольцевой поверхности изолятора свечи (тренировка свечи).

Пневмоэлектрический выключатель стартера двигателя предназначен для отключения стартер-генератора при достижении двигателем определенной частоты вращения. Основными элементами выключателя являются смонтированные в одном корпусе микровыключатели и мембрана, разделяющая внутреннюю полость корпуса на полость, в которую подводится давление воздуха за компрессором, и полость, сообщающуюся с атмосферой. При запуске двигателя по мере нарастания его частоты вращения давление воздуха за компрессором увеличивается и при достижении величины $0,5 \pm 0,1$ кгс/см² мембрана отжимается, освобождая кнопку микровыключателя; при этом контакты электрической цепи стартера размыкаются.

Момент срабатывания выключателя может регулироваться пружиной на 0,3—0,6 кгс/см² давления воздуха за компрессором. Регулировочный винт ввернут в крышку корпуса.

Электромагнитный клапан пускового топлива управляет подачей топлива к пусковому блоку при запуске двигателя. Включение

и выключение клапана осуществляется автоматикой запуска. На работающем двигателе и во время стоянки катушка электромагнита обесточена. Топливо к пусковому блоку не подается. Во время запуска двигателя на катушку электромагнита подается напряжение, сердечник, втягиваясь в катушку, отходит от штуцера и пропускает подведенное через штуцер топливо в пусковые блоки двигателя.

Автоматическая панель запуска регламентирует процесс запуска по времени. Автоматическое управление процессом запуска двигателя осуществляется программным механизмом и реле, установленными на панели. Программный механизм состоит из электродвигателя с центробежным регулятором оборотов и электромагнитной муфтой включения ускоренной доработки и восьми кулачковых шайб с концевыми выключателями.

Пусковая коробка работает совместно с панелью запуска и по ее команде управляет работой стартер-генератора в стартерном режиме. В пусковой коробке находятся: пусковое сопротивление, обеспечивающее малую начальную скорость вращения для выбора люфтов; контакторы для включения регулятора тока и пускового сопротивления; регулятор тока; промежуточное реле и реле переключения настройки.

Управление вспомогательной силовой установкой и контроль за ее работой

Изменение режима работы ВСУ производится изменением положения рычага насоса-регулятора. Управление насосом-регулятором на самолете осуществляется рычагом 4 (см. рис. 6.16) с центрального пульта пилотов. Рычаг 4 связан тросовой проводкой с рычагом насоса-регулятора. Крайнее переднее положение рычага соответствует максимальному режиму работы ВСУ, крайнее заднее — останову. На крышке 19 (см. рис. 6.17) пульта имеется шкала положений рычага управления ВСУ с отметками режимов работы ВСУ.

Перед запуском ВСУ рычаг должен быть установлен в положение «Малый газ». Останов ВСУ производится переводом рычага управления ВСУ в положение «Стоп». Тросы управления ВСУ в фюзеляже и центроплане проложены рядом с тросами управления двигателями АИ-24ВТ, и на этих участках для них используются общие с системой управления двигателями АИ-24ВТ кронштейны.

Контроль за работой ВСУ осуществляется по приборам и сигнальным лампам, установленным на приборной доске пилота. На средней панели приборной доски установлены: измеритель (указатель) тахометра ИТА-15УМ; указатель температуры выхлопных газов; указатель температуры масла и давления топлива и масла; зеленая лампа сигнализации открытого положения ленты перепуска воздуха; зеленая лампа сигнализации работы панели запуска; красная лампа сигнализации отказа тахометрической сигнальной аппаратуры.

На ВСУ установлены следующие датчики: датчик тахометра; четыре термошары; датчик давления масла; датчик давления топлива в дополнительном коллекторе; датчик температуры масла.

Топливная система (общие сведения)

Основное назначение топливных систем состоит в обеспечении питанием двигателей и содержании топлива на борту самолета в количестве, предусмотренному тактико-техническими требованиями. Питание двигателей АИ-24 топливом на самолете Ан-26 осуществляется из двух групп топливных баков, каждая из которых обеспечивает свой двигатель через расходные баки. Питание ВСУ осуществляется из баков правого полукрыла.

Топливные емкости самолета состоят из десяти мягких баков и двух баков — отсеков, каждый из которых разделен перегородкой на две емкости — заправляемую (основную) и расходную, или расходный бак. Баки каждого полукрыла образуют три группы: в I входит пять мягких баков, во II — кессон № 3 и в III — бак № 3а (расходный бак). Полная емкость топливных баков самолета составляет 7316 л. Эксплуатационная заправка топлива с учетом погодозаправки 3% объема баков на терморасширение — 7100 л. В баки I группы заправляется по 1665 л, в баки II группы — по 1200 л, в баки III группы — по 680 л. Варианты заправки приведены в табл. 6.1.

Невырабатываемый остаток топлива при работающих подкачивающих насосах равен: 70 л при автоматическом управлении и 90 л при ручном управлении. Невырабатываемый остаток топлива при выключенных подкачивающих топливных насосах равен 260 л (по 130 л в каждой расходной группе, из II группы топливо практически вырабатывается полностью). Топливо из I группы баков после выключения подкачивающих насосов самотеком практически не вырабатывается.

При одновременной работе ВСУ двигателей АИ-24ВТ и обесточенных насосах при наличии остатков в 185 л в правой расходной группе нарушается питание топливом ВСУ, двигатель АИ-24ВТ продолжает работать нормально. По конструкции и расположению

Варианты заправки самолета топливом

Таблица 6.1

Вариант заправки	Левая группа баков, л		Правая группа баков, л		Емкость общая, л
	I	II и III	I	II и III	
Полная	1650	1890	1650	1890	7080
Эксплуатационная	1600	1840	1600	1840	6880
Централизованная	1420	1630	1420	1630	6100

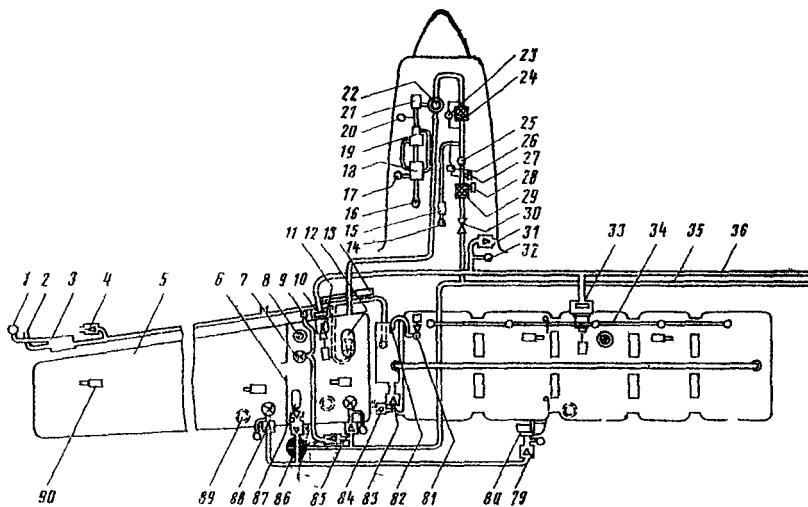


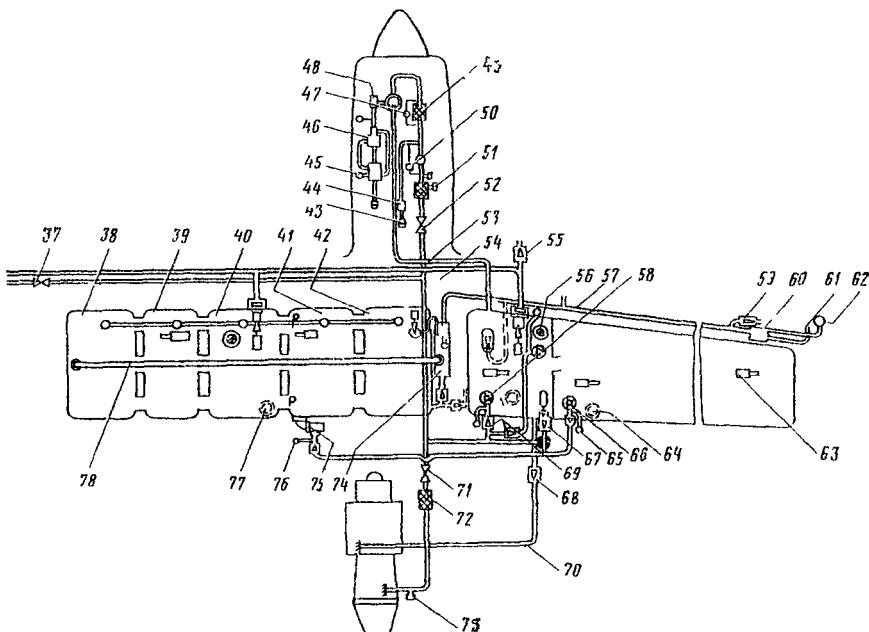
Рис. 6.18. Схема топливной системы⁶:

1, 62 — краны сливные; 2, 61 — воздухозаборники, дренажные; 3, 60 — бачок дренажный; 4, 56 — горловины заливные; 5, 65, 76 — сигнализаторы давления СДУЗА-0.35; тор давления СДУ1А 0,1; 14, 43 — форсунки двигателя пусковая; 15, 44 — клапаны электро ИДТ 100; 18 — автомат дозировки топлива (АДТ-24); 19, 46 — насос-датчик НД-24М; 20 — лиитель; 23, 47 — сигнализаторы давления дифференциальные СгДФР-1Г; 24, 49 — фильтры очистные БНК 104; 27, 73 — щупы консервации; 28, 51 — краны фильтра сливные; 29 — фильтр ливом; 32 — сигнализатор давления топлива в системе централизованной заправки МСТ-3.5; ды дренажа; 35 — трубопровод кольцевания; 36 — трубопровод централизованной заправки; бак № 6; 63 — трубопровод отвода воздуха в бак из воздухоотделителя; 55 — клапан обратный сливные топливные; 66, 88 — клапаны обратные насос ЭЦН-14А бака № 3; 67 — клапан 69—85 — клапаны обратные насосов ЭЦН-14А в системе питания двигателя АИ-24; 70 — труба 71 — кран пожарный (перекрываемый) двигателя РУ19А-300; 72 — фильтр тонкой очистки № 2; 79 — клапан обратный за насосом 463; 81 — клапан поплавковый дренажной системы; ми нейтрального газа; 86 — кран перекачки; 87 — клапан поплавковой перекачки

топливные системы левого и правого двигателей аналогичны. Питание каждого двигателя осуществляется из расходного бака двумя подкачивающими насосами. Топливо из I и II групп вырабатывается из расходного бака (III группы).

Конструкция топливной системы. Топливная система самолета Аи-26 состоит из следующих основных участков: питания двигателей топливом; перекачки топлива из резервных емкостей в расходные; централизованной заправки; дренажа и наддува; нейтрального газа. Управление системой автоматическое и ручное выполнено дистанционным от электросети самолета.

Принципиальная схема топливной системы представлена на рис. 6.18. Питание двигателей АИ-24ВТ топливом осуществляется из расходных групп баков топливными насосами (58) ЭЦН-14А, подкачивающим насосом 25 (БНК-104) и насосом 18 АДТ-24. Очистка топлива происходит в фильтре 29 грубой очистки, а затем



4 59 — краны обратные, 5 — бак кессон, 6 — бак расходный, 7, 58, 66 — насосы центробежные, 10 — кран заправки, 11 — клапан поплавковый, 12—54 — мачты дренажные, 13 — сигнализаторы давления топлива, 16 — форсунка рабочая, 17, 45 — датчики давления топлива, 17 — сигнализатор давления СДУ5 1,8, 21, 48 — датчики расходомера топлива, 22 — воздухоходы тонкой очистки 12ТФ15АН, 25 — насос подкачивающий БНК 104, 26, 50 — клапаны редукции грубой очистки, 30, 52 — краны пожарные, 31 — штуцер централизованной заправки топлива, 33 — кран заправки I группы баков (левой силовой установки), 34, 57, 78, 82 — трубопроводы, 37 — краны кольцевания, 38 — бак № 4, 39 — бак № 5, 40 — бак № 1, 41 — бак № 2, 42 — кран обратный в системе централизованной заправки, 63, 99 — датчики топливометра, 64, 77, 89 — клапан обратный в системе перекачки, 68 — клапан обратный в системе питания топливом ВСУ, 120 — трубопровод перепуска топлива из топливно-регулирующей аппаратуры двигателя РУ19А 300, 12ТФ29СН, 74 — бак дренажный группы баков, 75, 80 — насосы подкачивающие 463 бака 83 — клапан обратный дренажного бака I группы баков, 84 — трубопровод подвода системы

в фильтре 24 тонкой очистки 12ТФ15СН При засорении топливного фильтра 24 открывается предохранительный клапан, блокированный с дифференциальным сигнализатором давления 23 При этом в двигатель поступает неочищенное топливо. Поскольку по дача насоса 25 (БНК-10И) больше расхода топлива двигателем АИ-24ВТ, то в магистрали питания установлен редукционный клапан 26, перепускающий топливо из трубопровода за насосом в трубопровод перед насосом

Прекращение подачи топлива в двигатель осуществляется перекрывным (пожарным) краном 30. Во избежание появления кавитации в насосе-датчике 19 из-за отказа насоса 25 в магистрали питания двигателей топливом установлен воздухоотделитель 22, сообщающийся с баком-отсеком № 3а (расходная группа) дре-нажным трубопроводом. Из автомата дозировки топлива 18 топливо под давлением через форсунку 16 поступает в распыленном виде

в камеру сгорания двигателя АИ-24ВТ. При запуске двигателя в камеру сгорания топливо от насоса БНК-10И поступает через электромагнитный клапан 15 и пусковую форсунку 14.

Давление топлива в системе питания двигателем регистрируется датчиками 17 и 20. Для слива отстоя из топливного фильтра грубой очистки 29 установлен сливной кран 28. Консервация двигателя перед его съемкой с самолета производится через штуцер 27.

Централизованная заправка всех баков осуществляется через заправочный клапан 31 и трубопровод 36. В расходной группе баков (бак № 3а) и в I группе баков (бак № 1) установлены заправочные клапаны 10 и 33, через которые топливо поступает во все баки. Предохранение баков от переполнения осуществляется поплавковыми клапанами 11.

Закрытие заправочного клапана 31 осуществляется автоматически от датчика 32 или вручную.

Система перекачки топлива используется для заполнения расходного бака № 3а (группа III), из которого осуществляется питание двигателей. В систему перекачки входят подкачивающие насосы ЭЦН-14А, расположенные в баке № 3 (по одному в каждом баке), и насосы 463, расположенные на задней стенке баков № 1 (по одному насосу). В полете в первую очередь топливо перекачивается в расходный бак из центроплановых баков. Топливо попадает в расходный бак через кран перекачки 86. Переполнение бака предотвращается поплавковым клапаном перекачки 87, который после полной заправки бака № 3а перекрывает трубопровод подачи топлива в бак.

Предотвращение попадания топлива при перекачке в другие группы баков, кроме III, осуществлено установкой обратных клапанов 79 и 88.

Дренажная система состоит из дренажных труб 34, 57, 78, 82, дренажных бачков консольных 3 и 60, дренажных бачков I группы 74, дренажных мачт 12 и 54, обратных клапанов 4, 59, 83 и сливных кранов 1 и 62. Баки I группы дренируются с атмосферой через дренажный бак 74 I группы и воздухозаборники 2 и 61. Баки-кессоны через бак № 3а дренируются дренажной мачтой 12, связанный системой трубопроводов с общей дренажной системой.

Питание двигателя РУ19-300 осуществляется из общей магистрали питания двигателей 35. При закрытом кране кольцевания 37 топливо в двигатель РУ19-300 подается только из системы, обеспечивающей работу правого двигателя. Для консервации ВСУ на питающем трубопроводе установлен штуцер консервации 73. Избыток топлива, перепускаемый топливорегулирующей аппаратурой двигателя, отводится в бак № 3а по отводному трубопроводу 70.

В случае возникновения пожарной опасности или пожара в баки по трубопроводам 84 из баллонов ОСУ-5 подается нейтральный газ. Контроль за количеством топлива в баках осуществляется топливомерами 63 и 90. Слив топлива из баков производится

через сливные краны 64, 77, 89. Ручная заправка топлива в баки производится через заливные горловины 8.

Питание двигателей топливом. На самолете установлена следующая очередность в расходовании топлива из групп: первая очередь — группа I (баки № 1, 2, 4, 5 и 6); вторая очередь — группа II (бак № 3); третья очередь — группа III (бак № 3а) — расходная. Однако при полной эксплуатационной заправке II и III групп баков топливо вначале автоматически вырабатывается из этих групп, и только после понижения уровня и открытия поплавкового клапана перекачки выработка осуществляется из I группы и далее как указано выше.

Установленный порядок выработки топлива обеспечивается автоматически по сигналам топливомера. При этом в случае выхода из строя блока автоматики левого полукрыла выработкой топлива управляет блок правого полукрыла. Управление и контроль за работой системы питания двигателей осуществляется из кабины пилотов по указателям топливомера и расходомеров топлива, манометров по сигнальным лампам и табло на топливном щитке средней панели приборной доски.

Насосы III группы включаются вручную на все время полета и подают топливо к двигателям. При включении автоматики топлива (при полной заправке) включаются насосы I группы на основной режим и перекачивают топливо в III группу. При понижении уровня топлива в I группе до остатка в ней 350 л по сигналу датчика топливомера включается насос II группы, а насос I группы подготавливается к выключению.

При снижении уровня топлива во II группе до 950 л по верхнему сигналу датчика бака № 3 II группы и нижнему сигналу датчика бака № 2 I группы выключается насос I группы.

Нижний сигнал в датчике бака третьей очереди при остатке топлива 290 кг включает сигнализацию резервного остатка топлива. Включение происходит по первому сигналу из левой или правой группы, при этом на приборной доске в кабине пилотов загорится красное табло «Топливо 580 кг». Для обеспечения бесперебойного питания двигателей топливом при эволюциях самолета расходные группы баков имеют по два подкачивающих насоса. Контроль за работой подкачивающих и перекачивающих насосов осуществляется по сигнальным лампам, установленным на щитке управления топливной системой. Лампы включаются сигнализаторами давления при достижении за насосами давления выше 0,35 кгс/см².

Трубопроводы от насосов проложены в хвостовой части крыла по заднему лонжерону и подсоединенены к магистралям питания двигателей. Трубопроводы кольцевания проходят по переднему лонжерону крыла и соединяют магистраль питания двигателей перед перекрывными кранами. Магистраль питания каждого двигателя АИ-24 проложена в гондоле во внутренней стенке и подходит к проходному штуцеру, установленному справа на противопожарной перегородке. В магистралях между шпангоутами 14—15 гон-

дол установлены перекрывающие (пожарные) краны, перекрывающие при необходимости подачу топлива к двигателям. Управление кранами дистанционное из кабины пилотов.

Подача топлива к двигателям осуществляется следующим образом. При открытом перекрывающем (пожарном) кране 30 (см. рис. 6.18) топливо по трубопроводу поступает в фильтр грубой очистки 29, от него в подкачивающий насос 25, который подает топливо под давлением 2,5—3 кгс/см² в фильтр тонкой очистки 24, вход и выход которого соединены трубопроводами с сигнализатором 23 максимального перепада давления топлива на фильтре. При перепаде давления топлива $0,4^{+0,075}_{-0,05}$ кг/см² сигнализатор срабатывает и включает на щитке управления топливной системой желтое табло, сигнализирующее о засорении или обледенении фильтрующего элемента.

За фильтром тонкой очистки топливо проходит через воздухоотделитель 22, откуда через штуцер в нижнем днище воздухоотделителя и датчик расходомера 21 идет в насос-датчик 19. Одновременно часть топлива прокачивается через штуцер с жиклером диаметром 1,8 мм в верхнем днище воздухоотделителя и по трубопроводу 53 сечением 8×1 мм отводится в расходный бак. Вместе с топливом в расходный бак удаляется также воздух при случайном попадании его в топливную систему.

Для контроля за расходом топлива и для сигнализации падения давления топлива на входе в насос-датчик служат соответственно датчик 21 мгновенного и суммарного расходов топлива и сигнализатор давления 20. Датчик установлен непосредственно в линии подачи топлива, а сигнализатор давления подключен к трубопроводу с помощью гибкого шланга. При падении давления топлива ниже 1,8 кгс/см² сигнализатор 20 включает красное табло «Давл. топл. двиг...» над щитком управления топливной системой.

Насос-датчик 19 через автомат дозировки топлива 18 под давлением 11—80 кгс/см² (в зависимости от режима работы двигателя) подает топливо на рабочие форсунки 16. Давление топлива перед форсунками контролируется манометром.

Топливо для ВСУ отбирают из магистрали питания правого двигателя (см. рис. 6.18). Трубопровод питания двигателя подключен к магистрали питания правого двигателя в гондоле у заднего лонжерона и введен в отсек двигателя РУ19А-300. На заднем силовом шпангоуте гондолы в трубопроводе установлен перекрывающий кран 71. Управление краном дистанционное из кабины пилотов.

В отсеке двигателя трубопровод подходит к фильтру 72 тонкой очистки топлива, который расположен на правом борту переднего отсека хвостовой части гондолы. От фильтра топливо подают в топливную систему двигателя. Для замера давления топлива перед форсунками двигателя применяют дистанционный электроманометр. Трубопровод питания двигателя топливом до фильтра выполнен трубами из алюминиевого сплава, после фильтра — гибким

шлангом и трубой из нержавеющей стали сечением 27×1 мм. В трубопроводе установлен штуцер консервации двигателя 73.

Управление топливной системой и контроль за ее работой осуществляется из кабины экипажа. Элементы управления и приборы контроля расположены на средней панели приборной доски. Автоматика управления топливной системой обеспечивает отключение перекачивающих насосов I и II групп баков, выдачу сигнала на включение красного табло резервного остатка топлива, а также обеспечивает закрытие кранов заправки после заполнения группы баков топливом при централизованной заправке.

Автоматическое управление осуществляется топливомером при включенных блоках автоматики и при установке переключателя управления выработкой топлива на щитке управления топливной системой в положение «Автомат. выработ. топлива». Насосы III группы баков включаются в работу пилотом непосредственно переключателями, установленными на щитке управления.

Во избежание преждевременного отключения перекачивающих насосов I (или II) группы в полете при кренах со скольжениями команда на отключение насосов выдается от топливомера только тогда, когда все четыре датчика топливомера на левой и правой частях крыла оказываются выше уровня топлива. Однако красное табло резервного остатка топлива включается по сигналу любого оголенного датчика топливомера III группы. Следует иметь в виду, что лампы сигнализации работы насосов II группы баков могут гаснуть не одновременно, а несколько раньше, чем отключаются сами насосы, так как при выработке остатков топлива давление в магистрали перекачки падает ниже $0,35$ кгс/см 2 .

При ручном управлении выработкой топлива, т. е. при установке переключателя управления выработкой топлива в положение «Ручная» и при включении насоса первой группы баков, необходимо внимательно контролировать по указателю топливомера количество топлива в этой группе и при полной выработке топлива из нее включить подкачивающий насос II группы и выключить насос I группы. Следует помнить, что насосы II и III группы могут работать на холостом ходу (т. е. без прокачки топлива) не более 30 мин. При обесточенных подкачивающих насосах выключатели кранов перекачки должны быть установлены в положение «Аварийно». В этом случае топливо к двигателям подается из всех групп баков самотеком под давлением столба топлива, находящегося в этих баках, и разрежением, создаваемым насосами двигателей.

Для обеспечения наибольшей выработки топлива и надежности питания двигателей при обесточенных подкачивающих насосах в трубопроводах системы питания двигателей за подкачивающими насосами I группы и за передними насосами III группы баков установлены подпружиненные обратные клапаны тарельчатого типа, которые перекрывают трубопроводы при малых остатках топлива.

На самолете применена дренажная система открытого типа. Она обеспечивает заполнение воздухом освобождаемые от топлива объ-

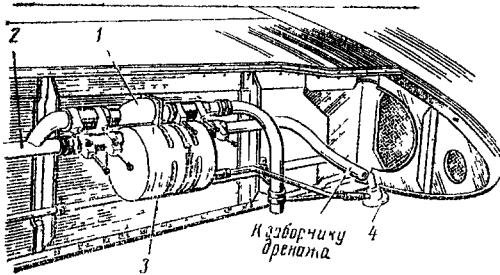


Рис. 6.19. Установка агрегатов дренажной системы

1 — клапан обратный; 2 — трубопровод дренажный, 3 — бак дренажный, 4 — кран сливной

единениями и трубопроводом, проложенным над баками между стрингерами 2 и 3.

В баке № 4 I группы имеется фланец, на который установлен дренажный угольник, прикрепленный к верхнему поясу нервюры 1. К угольнику подсоединен трубопровод дренажа, который проходит над мягкими баками между стрингерами 3 и 4 центроплана к бачку 3 (рис. 6.19) на нервюре 6 и подсоединен к его верхнему фланцу. Бачок имеет три штуцера: один для трубопровода, соединенного с заборником дренажа, второй для дренажной трубы от поплавкового клапана, установленного на верхней стенке бака № 6, и третий для слива топлива из дренажного бачка в бак № 6. Дренажный бачок сварной конструкции служит для улавливания топлива в случае его попадания в дренажный трубопровод и для слива его в бак № 6.

Дренажный бачок установлен на двух кронштейнах, прикрепленных к стенке нервюры 6, и крепится на них хомутами. Дренажный трубопровод от дренажного бачка выведен через передний лонжерон в носок крыла, затем по переднему лонжерону — к заборнику дренажа у нервюры 12. Перед заборником дренажа в трубопроводе у нервюры 11 установлен второй дренажный бачок. В носке крыла у нервюры 12 установлен сливной кран нажимного типа, к которому от этого бачка подведена трубка.

От трубопровода на переднем лонжероне дренаж введен через дренажную мачту в бак № 3а, который через окна в верхней части стенки нервюры 8а сообщается с баком № 3. Для предотвращения выбрасывания топлива из баков № 3а через дренаж трубопровод дренажа у нервюры 7 выведен над обшивкой крыла в виде раструба, прикрыто обтекателем и образующего дренажную мачту.

Заборник дренажа специального обогрева не имеет, но благодаря большому диаметру и установке его вблизи труб системы противообледенения крыла полное обледенение заборника дренажа исключено. На случай засорения заборников дренажа топливные баки сообщаются с атмосферой через обратные клапаны,

емы на всех режимах полета, в том числе и при аварийном снижении. Для групп левой и правой частей крыла система дренажа выполнена раздельно (см. рис. 6.18). Дренажная система состоит из трубопроводов, соединяющих I и III группы баков с заборником дренажа и дренажных бачков. Мягкие баки в группе объединены внутренними дренажными со-

установленные в ответвлениях дренажных трубопроводов. Концы ответвлений выведены за нижнюю обшивку носка крыла у заборников дренажа. Обратные клапаны срабатывают при перепаде наружного давления и давления в баках $0,01 \text{ кгс}/\text{см}^2$. Основные трубопроводы дренажной системы выполнены из алюминиевых труб сечением $22 \times 1 \text{ мм}$, трубопроводы, соединяющие между собой мягкие баки в группе — из труб сечением $10 \times 1 \text{ мм}$.

Заправку баков топливом можно производить сверху через заправочные горловины и централизованно снизу под давлением. Заправку сверху производят через четыре горловины (рис. 6.20), установленные в каждом баке № 1 и 3а и прикрепленные к обшивке верхней части крыла. Горловина представляет собой корпус 6 из алюминиевого сплава, в который ввернут сливной штуцер 13. Корпус устанавливается на болтах с потайными головками, которые его крепят к стрингерам и обшивке. На седло клапана 9 садится крышкой 10 пробка заливной горловины. Герметизация посадочного места достигается вулканизацией посадочного буртика и прижимом, сила которого сохраняется постоянной благодаря фиксации шариков 2 в гнезде 8 корпуса 6.

При нажатии на кнопку 4 шарики 2 выходят из паза корпуса 6, пробка 3 выталкивается на одну треть пружиной 12 и затем вынимается рукой. Пробка прикреплена цепочкой 11 к стрингеру 7 крыла. По трубке перезаливное топливо и конденсат сливаются за обшивку крыла.

Система централизованной заправки обеспечивает заправку топливом всех баков через один заправочный штуцер. Централизованная заправка более удобна, чем заправка сверху, и занимает меньше времени. Система позволяет производить заправку самолета топливом с расходом до $500 \text{ л}/\text{мин}$ при давлении в заправочной магистрали до $3,5 \text{ кгс}/\text{см}^2$.

Схема централизованной заправки приведена на рис. 6.21.

Она состоит из: заправочного штуцера; четырех заправочных электромеханических кранов; четырех гидравлических клапанов; обратного клапана; сигнализатора давления; двух сигнализаторов давления топлива в баках; щитка управления заправкой; трубопроводов и арматуры.

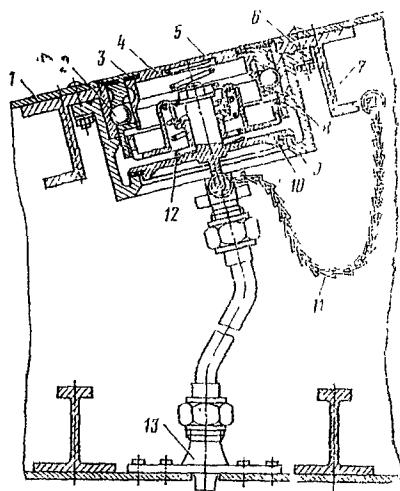


Рис. 6.20. Установка заливной горловины в баке-отсеке:

1 — обшивка крыла верхняя; 2 — шарик; 3 — пробка; 4 — кнопка; 5 — пружина; 6 — корпус; 7 — стрингер панели крыла; 8 — гнездо фиксации шариков; 9 — седло клапана; 10 — крышка; 11 — цепочка; 12 — пружина; 13 — штуцер сливной на нижней обшивке крыла

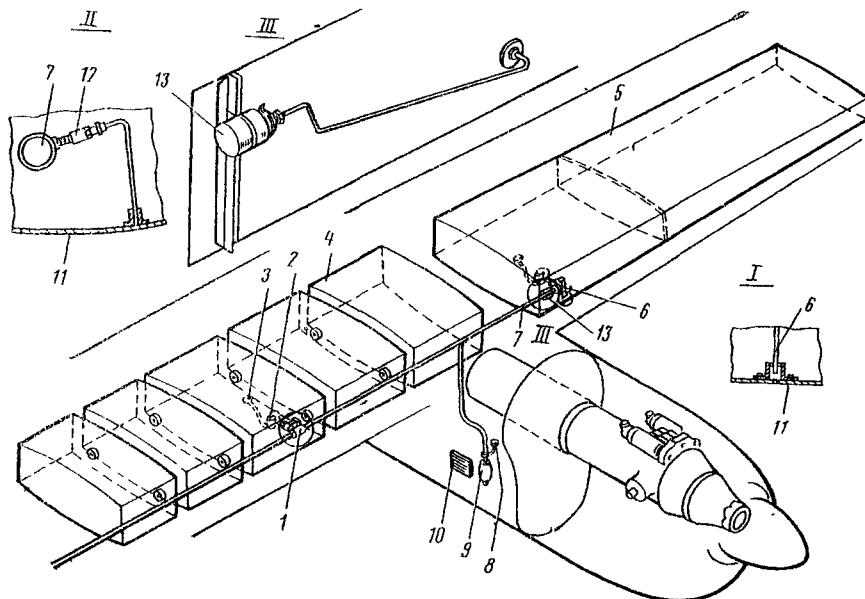


Рис. 6.21. Схема централизованной заправки топливом:

1 — кран заправочный; 2 — клапан поплавковый; 3 — поплавок; 4 — бак топливный мягкий; 5 — бак-отсек; 6 — труба отвода топлива из уплотнения «валика заправочного крана»; 7 — трубопровод централизованной заправки; 8 — сигнализатор давления топлива в трубопроводах заправки; 9 — штуцер заправочный; 10 — щиток управления заправкой; 11 — обшивка крыла нижняя; 12 — клапан обратный; 13 — сигнализатор давления топлива в баках

Заправка производится через штуцер, установленный в отсеке шасси гондолы левого двигателя. Штуцер выполнен по международному стандарту. Рядом с ним установлен щиток управления заправкой.

От штуцера идет трубопровод сечением 50×1 мм к заправочным кранам 1. Трубопровод в гондоле проходит по правой боковой панели, а в носке крыла по переднему лонжерону. Заправочные краны установлены на стенке переднего лонжерона крыла, они подводят топливо в баки № 3а III группы и в баки № 11 группы. Остальные баки I группы наполняются из первых баков через отверстия соединительных фланцев. Баки № 3 II группы заполняются топливом через отверстия в стенке нервюры 8а из баков III группы.

Электромеханизм кранов имеет связь с топливомером, который контролирует наполнение группы баков и при полной заправке группы автоматически перекрывает кран этой группы. На случай отказа какого-нибудь крана на конце каждого выходного патрубка заправки установлен гидравлический поплавковый клапан, который при определенном уровне топлива в баке прекращает дальнейшее его поступление в бак независимо от положения заправочного крана. Для слива топлива из трубопроводов после окончания заправки в конце ветви трубопровода на правом полукрыле уста-

новлен обратный клапан, сообщающий магистраль заправки с атмосферой.

Топливо может заправляться как во все группы баков одновременно (при полной заправке), так и отдельно в любую из групп (II группа заполняется через III группу после ее заполнения). В первом случае должны быть открыты все заправочные краны, во втором — только кран группы, которую нужно заправить. Краны открываются нажимными переключателями, установленными на щитке заправки. Так как краны не имеют сигнализации открытого положения, а лампы сигнализации закрытого положения гаснут сразу же, как только электромеханизмы начинают открывать их, то для полного открытия кранов переключатели нужно держать нажатыми в течение 13—15 с. Краны при наполнении групп баков топливом закрываются автоматически по сигналам топливомера. По этим же сигналам включаются желтые сигнальные лампы «Полная заправка». Если группа должна быть заправлена не полностью, то кран закрывают вручную, нажимая на соответствующий переключатель.

При заправке самолета топливом шланг топливозаправщика подсоединяется к бортовому заправочному штуцеру. Контроль за критическим давлением осуществляется по сигнальной лампе, включающейся сигнализатором 8 (см. рис. 6.24) при давлении 3,5 кгс/см² в трубопроводах заправочной магистрали или сигнализатором 13 при давлении 0,1 кгс/см² в топливных баках. Сигнализатор 8 трубкой сечением 6×1 мм подсоединен к корпусу заправочного штуцера, сигнализаторы 13 установлены на переднем лонжероне левого и правого полукрыла в районе нервюры 7 и трубками сечением 6×1 мм подсоединенены к баку За.

Заправка топливом должна производиться в порядке, обратном выработке, т. е. сначала заправляются III и II группы баков, затем I группа. Во избежание нарушения работы автоматики управления топливной системой во всех случаях заправки III группа баков должна заправляться полностью (до уровня отверстий в нервюре За). При заправке мягких баков необходимо оставлять незаполненный объем на тепловое расширение топлива, не заливая топливо на 10—15 мм до обреза заливной горловины. В баки-отсеки топливо заправляют по обрез заливной горловины, при этом остается необходимый объем на расширение.

Через 15 мин после заправки баков топливом сливают отстой в количестве по 0,5—1 л из каждой точки слива. Топливо из топливной системы сливается через два сливных крана, установленных на корпусах фильтров грубой очистки в гондолах двигателей. Через эти краны топливо можно слить частично самотеком или полностью с помощью самолетных подкачивающих и перекачивающих насосов.

Из баков III и II групп топливо можно слить через сливные краны на баках-отсеках, из баков I группы — через краны на мягких баках № 1. Сливные краны на мягких баках и на баках-отсеках установлены в нижних точках у нервюр 4 и между нервюрами

7—8а и 8а—9. В баках № 1 в местах установки сливных кранов сделаны отстойники глубиной 40—50 мм для сбора и отстоя конденсата. При сливе топлива из баков самотеком или с помощью насосов обязательно должны быть открыты заборники дренажа. В случае слива топлива с помощью самолетных насосов и откачивающего насоса топливо-заправщика, кроме заборника дренажа, необходимо открыть пробки заливных горловин. Отстой топлива из фильтров сливается через их краны 28 и 51 (см. рис. 6.18).

Контроль и управление выработкой топлива в полете. Порядок проверки следующий. При положении переключателя выработки топлива «Ручная» проверяется включение насосов СПН по загоранию зеленых ламп, работа пожарных кранов — по загоранию зеленых ламп в открытом положении, работа крана кольцевания — по загоранию желтых ламп в открытом положении. При установке переключателя выработки топлива в положение «Автом. выработ. топлив» должны загореться зеленые лампы I и II групп баков.

Включение кранов перекачки топлива проверяется нажатием ламп-кнопок. Нажатием на кнопки контроля проверяется на табло исправность ламп сигнализации «Отказ фильтра лев.», «Отказ фильтра прав.», «Давл. топл. двиг. лев.», «Давл. топл. двиг. прав.» и «Топливо 580 кг». При автоматической выработке топлива вначале полностью вырабатывается топливо из I группы (первая очередь), а затем из II группы (вторая очередь). Топливо из I и II групп перекачивается в III группу, которая вырабатывается в последнюю очередь.

При полной заправке (через заливные горловины) вначале топливо вырабатывается из II и III групп до открытия поплавкового клапана перекачки, после чего начинается выработка его из I группы. При остатке топлива в I группе 350 ± 50 л автоматически включаются насосы II группы и загораются две зеленые лампочки. После выработки топлива из I группы баков и при остатке топлива во II группе не более 950 ± 30 л выключаются перекачивающие насосы I группы и гаснут две зеленые лампы. Лампы могут погаснуть и несколько раньше, чем отключатся насосы, так как при выработке остатков топлива давление в магистрали перекачки упадет ниже $0,35$ кгс/см². При остатке в одной из III групп топлива в количестве 375 ± 14 л загорается красное табло «Топливо 580 кг».

Примечание. Работа топливных насосов ЭЦА-14А и 463 на холостом ходу без прокачки, но при наличии топлива в полости насоса, разрешается не больше 30 мин.

При наборе высоты с работающей ВСУ при одинаковой заправке баков левой и правой половин крыла, если разница в количестве топлива превысит более 100 кг у левой и правой групп баков, в горизонтальном полете необходимо выровнять суммарные запасы топлива открытием крана кольцевания. Для выравнивания суммарных запасов топлива необходимо: открыть кран кольцевания; установить переключатель выработки топлива в положение «Ручное»; включить насосы I группы (или II при отсутствии топлива в I группах); выключить подкачивающие насосы расходной группы половины крыла с меньшим суммарным остатком топлива.

За выравниванием запасов топлива в левой и правой группах контролируют по указателям расходомера РТМС 0,85—Б1. Сигнализация отказа топливных

фильтров тонкой очистки срабатывает при достижении на фильтре перепада давления, равного $0,4^{+0,075}$ кгс/см². Дифференциальный сигнализатор выдает сигнал на табло, установленное на центральной приборной доске датчиков, при этом загорается желтая лампа «Отказ фильтра лев.» или «Отказ фильтра прав.»

После посадки загрязненный фильтр-пакет необходимо заменить, или очистить на ультразвуковой установке.

Система нейтрального газа

Система нейтрального газа (НГ) предназначена для заполнения нейтральным газом топливных емкостей и создания в них взрывобезопасной среды. В качестве нейтрального газа на самолете применяется углекислый газ (CO₂). Система нейтрального газа — комбинированного типа. Она обеспечивает подачу нейтрального газа непосредственно в топливные баки, из которых производится выработка топлива, а также во все баки одновременно через систему дренажа при снижении самолета. Система НГ (рис. 6.22) включает в себя: три огнетушителя ОСУ-5; электроподогреватель газа 13; фильтр 12; редуктор 11; сигнализатор давления 10; шниток управления системой НГ; отстойник со сливным краном; кран 4; два крана 5; два обратных клапана 7; два обратных клапана 1; сигнализаторы саморазрядки огнетушителей 16; расходные жиклеры, трубопроводы, детали их соединения и крепления.

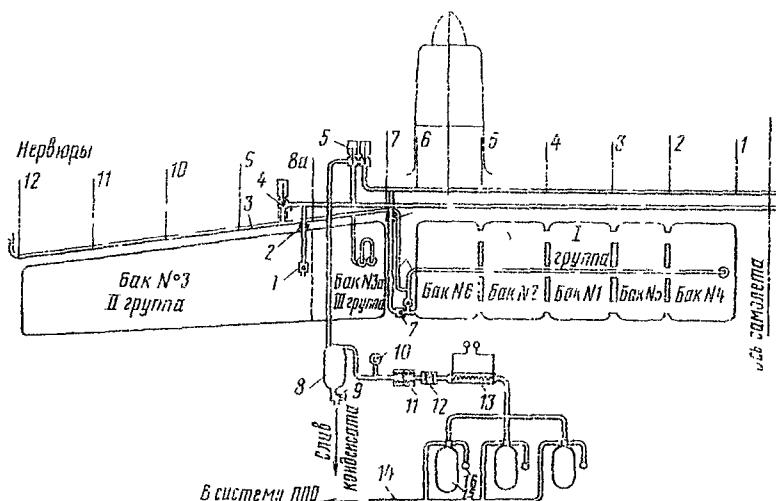


Рис. 6.22. Принципиальная схема системы нейтрального газа:

1 — клапан обратный в баке № 3; 2 — жиклеры расхода нейтрального газа; 3 — трубопровод дренажный; 4 — кран подачи нейтрального газа в баки; 5 — кран двухсекционный подачи нейтрального газа в группы баков; 6 — трубопроводы дренажа; 7 — клапаны обратные I группы баков; 8 — отстойник; 9 — кран слива отстоя; 10 — сигнализатор давления; 11 — редуктор; 12 — фильтр; 13 — электроподогреватель газа; 14 — трубопровод в противопожарную систему; 15 — огнетушитель ОСУ-5; 16 — сигнализатор саморазрядки огнетушителей

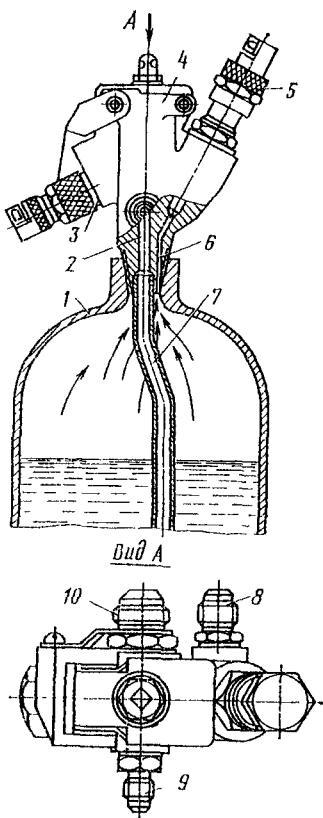


Рис. 6.23. Огнетушитель OSU-5:

1 — баллон; 2 — канал центральный; 3 — корпус пиротехнического заряда клапанного устройства; 4 — корпус затвора; 5 — корпус пиротехнического заряда мембранического устройства; 6 — канал боковой; 7 — трубка сифонная; 8 — штуцер для подсоединения к системе НГ; 9 — штуцер для подсоединения к сигнальному устройству; 10 — штуцер для подсоединения к противопожарной системе

Каждый огнетушитель (рис. 6.23) представляет собой стальной армированный баллон емкостью 8 л, в горловину которого ввернут затвор. В хвостовик корпуса затвора концом вставлена сифонная трубка, упирающаяся другим концом в дно баллона. В трубке имеется четыре радиальных отверстия для прохода углекислоты. Корпус затвора изготовлен из алюминиевого сплава и имеет внутри центральный канал с двумя выходами и боковой канал с одним выходом. Выходы каналов на корпус затвора заканчиваются штуцерами.

Главный выход центрального канала, использующийся на самолете для подключения огнетушителя к противопожарной системе, закрыт клапаном, прижатым к седлу пружиной и удерживающимся запорным механизмом. Запорный механизм имеет рычаг ручного включения огнетушителя и устройство для его электропиротехнического включения. Второй выход центрального канала перекрыт мембранный предохранительного устройства, разрушающейся при повышении давления углекислого газа в огнетушителе выше 180 кгс/см². Выход бокового канала, использующийся для подключения системы нейтрального газа, также перекрыт мембраной. Для разрушения этой мембранны при включении огнетушителя в систему НГ в приливе корпуса затвора имеется второе электропиротехническое устройство.

Условный диаметр пожарного выхода — 12 мм и выхода нейтрального газа — 3 мм. Огнетушители устанавливаются в хвостовой части гондолы

левого двигателя на специальной платформе вместе с огнетушителями противопожарной системы. Огнетушители системы НГ подключаются: к противопожарной системе самолета, к магистрали системы НГ, к штуцерам с сигнальными дисками саморазрядки огнетушителей на щитке, установленном на правом борту гондолы. Огнетушители заряжаются обезвоженной углекислотой. Вес углекислого газа 5,7±0,1 кгс. Для полной выработки углекислого газа огнетушители помещены в элекгрообогревательные чехлы.

Общий трубопровод системы НГ от огнетушителей 15 (см. рис. 6.22) проложен по правому борту гондолы и подходит к крану 5. В трубопроводе за огнетушителем до крана последовательно включены электрообогреватель газа 13, фильтр 12, редуктор 11 и отстойник 8, обеспечивающие нормальную работу системы. Для сигнализации работы системы в трубопровод перед отстойником подключен сигнализатор давления, включающий на щитке управления системой НГ сигнальную лампу «Дав. НГ».

Подогреватель газа, фильтр и редуктор установлены на правой стенке хвостовой части гондолы, а отстойник и кран — на правой панели отсека левой ноги шасси. Электроподогреватель газа 13 состоит из трубы с приваренными по концам штуцерами. На трубу намотана проволочная нагревательная спираль, изолированная от трубы прокладкой из слюды и обмотанная снаружи асbestosовым шнуром, стекловатой и стеклотканью. Сверху подогреватель закрыт металлическим кожухом, предохраняющим его от механических повреждений. Кожух прикреплен к штуцерам винтами.

Фильтр 12 состоит из корпуса, фильтрующего элемента и крышки. Фильтрующий элемент вставлен в корпус и прижат к гнезду пружиной, он состоит из сетки, шайбы и стакана. Редуктор 11 служит для понижения и поддержания давления в системе НГ. Принцип действия редуктора основан на зависимости разности давлений газа на входе и выходе и упругих деформаций чувствительного элемента. При давлении на входе от 3 до 150 кгс/см² редуктор обеспечивает на выходе давление $3^{+0,8}_{-0,7}$ кгс/см². Он имеет предохранительный клапан, срабатывающий при давлении 5⁺¹ кгс/см².

Отстойник 8 представляет собой сварной бачок из алюминиевого сплава. Обечайка бачка цилиндрическая, днища сферические. В верхнее днище вварены два штуцера для подсоединения бачка к трубопроводу системы НГ и в нижнее — штуцер для сливного крана. Кран 5 двухсекционный. От крана в гондоле двигателя идут два трубопровода до тройников на переднем лонжероне центроплана. Здесь трубопроводы, разветвляясь, идут к кранам 4 и к бакам № 3 и 6.

Краны 4 — односекционные, установлены в трубопроводах за кранами 782000-2 в носках правого и левого полукрыльев между нервюрами 7—8 и соединены с трубопроводами дренажа. При включении системы нейтральный газ из огнетушителей через электрообогреватель и фильтр поступает в редуктор, в котором его давление снижается до 3,5 кгс/см².

Редуктор установлен в электрообогревательной коробке и подогревается при работе. До поступления в редуктор углекислый газ предварительно подогревается в электроподогревателе. Образующийся в системе конденсат собирается в отстойнике, установленном в нижней точке трубопроводов. Отстой сливается через кран отстойника.

В топливные баки углекислый газ подается по трубопроводам через соответствующие секции крана 5 (см. рис. 6.22), а в дренажные трубопроводы — через краны 4.

В I группы баков нейтральный газ поступает по трубопроводу НГ, подсоединеному к фланцу дренажа бака № 6. Во II и III группы нейтральный газ поступает по трубопроводу, введенному в бак № 3 через стенку лонжерона у нервиюры 8а. Потребный расход нейтрального газа обеспечивается жиклерами, установленными в подводящих трубопроводах.

При предполетной подготовке системы НГ необходимо включить обогрев баллонов 15 (см. рис. 6.22) на время, определяемое следующим образом:

Температура нормального воздуха, °С . . .	-50	-40	-30	-20	-10	0
Время подогрева баллонов, ч	2,5	2,0	1,5	1,0	0,5	Не греть

Причина. За это время обеспечивается подогрев баллонов до 0° С. Подогрев может производиться во время подогрева и опробования двигателей.

Управление системой НГ в полете состоит из управления разрядкой баллонов и управления кранами подачи углекислого газа. Краны НГ включаются после взлета в режиме набора высоты на $H = 500 \div 1000$ м. При этом должны загореться сигнальные лампы открытого положения кранов системы НГ, а при возрастании давления за редуктором 11 (см. рис. 6.22) более 1,5 кгс/см² и лампа сигнализатора 10, сигнализирующая о работе системы НГ.

Противопожарная система

Противопожарное оборудование самолета состоит из противопожарных систем самолета и двигателей (стационарных) и ручных переносных огнетушителей.

Огнетушители стационарной противопожарной системы заряжаются огнегасящим составом фреон 114B₂, а переносные огнетушители — углекислотой. Пожарная система (стационарная) предназначена для обнаружения и ликвидации пожара в наиболее пожароопасных местах: в гондолах двигателей, в двигателях и в крыле, в местах расположения топливных баков.

Противопожарная система (рис. 6.24) самолета служит для обнаружения и ликвидации пожара в любом из четырех отсеков: левой части крыла; гондолы левого двигателя; правой части крыла; гондолы правого двигателя АИ-24 и двигателя РУ19-300.

Система включает в себя: четыре огнетушителя типа ОС-8МФ или УБЦ8-1; два блока противопожарных клапанов (электромагнитных кранов); обратные клапаны; систему сигнализации о пожаре; распылительные коллекторы; трубопроводы с арматурой.

Огнетушители установлены на специальной платформе в хвостовой части гондолы левого двигателя и закреплены в гнездах платформы хомутами. Огнетушители развернуты циферблатами манометров к люку в обшивке левого борта гондолы. На внутренней поверхности крышки люка укреплена табличка, в которой указана величина давления состава внутри заряженных огнетушителей при различных температурах наружного воздуха.

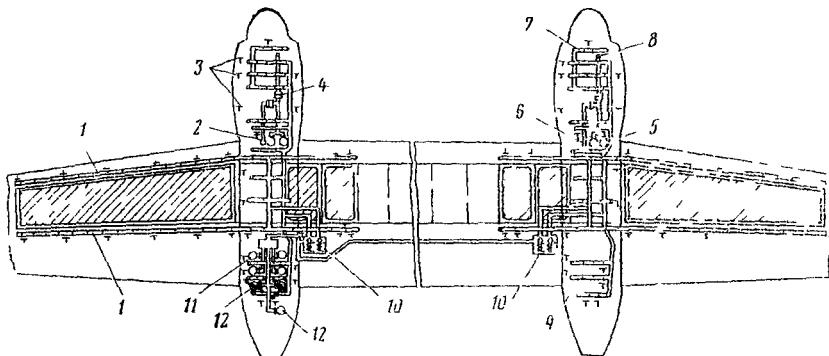


Рис. 6 24 Принципиальная схема противопожарной системы

1 — коллекторы распылительные в крыле, 2, 5 — огнетушители противопожарной системы двигателей, 3 — датчики системы сигнализации о пожаре, 4 — проходник с мемброной, 6 — штуцер на корпусе камеры сгорания, 7 — коллекторы распылительные в отсеке двигателя, 8 — штуцер на лобовом картере двигателя, 9 — коллекторы распылительные в отсеке ВСУ, 10 — блок пожарных кранов, 11 — огнетушители противопожарной системы самолета, 12 — баллоны системы нейтрального газа

Управление огнетушителями — электрическое, осуществляется вручную из кабины пилотов со щитка пожаротушения кнопками и автоматически от датчиков системы сигнализации. Огнетушители срабатывают в две очереди по два в каждой очереди. Автоматически срабатывает только первая очередь огнетушителей. Каждая очередь огнетушителей включена в общий трубопровод сечением $20 \times 0,5$ мм, по которому огнегасящий состав подводится к двум блокам электромагнитных пожарных клапанов, установленным в гондолах двигателей на стенах задних силовых шпангоутов. Доступ к ним осуществляется через монтажные люки на центроплане крыла в районе заднего лонжерона.

Общий трубопровод от огнетушителей проходит по правой стенке левой гондолы и подходит к тройнику на левом блоке пожарных клапанов. От тройника трубопровод по заднему лонжерону центроплана подходит к блоку пожарных клапанов в гондоле правого двигателя. Блоки пожарных клапанов имеют по два электромагнитных крана. От каждого электромагнитного крана трубопровод идет в один из отсеков к распылительным коллекторам. Левый блок пожарных клапанов подводит огнегасящий состав в отсек гондолы левого двигателя и отсек левой части крыла, правый блок пожарных клапанов — в отсек гондолы правого двигателя, ВСУ и отсек правой части крыла.

Управление электромагнитными кранами, как и огнетушителями, дистанционное и осуществляется вручную со щитка пожаротушения или автоматически от датчиков системы сигнализации. При аварийных посадках самолета с убранным шасси управление огнетушителями и пожарными клапанами осуществляется от двух концевых выключателей, расположенных на нижней обшивке фюзеляжа между шпангоутами 14—15 и 30—31. При замыкании одного из них открываются все пожарные краны, срабатывают все

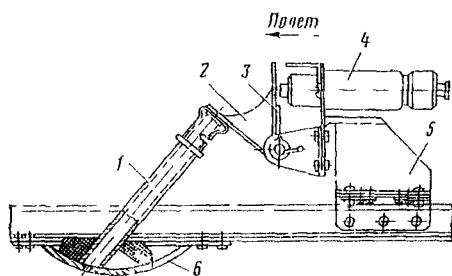


Рис 6.25 Механизм аварийного включения противопожарной системы:

1 — штырь; 2 — боек; 3 — пружина; 4 — выключатель концевой; 5 — кронштейн; 6 — обтекатель

трубы сечением $14 \times 0,5$ мм, в стенках которых в шахматном порядке с шагом 60 мм расположены отверстия диаметром 0,8 мм. Через эти отверстия огнегасящий состав поступает в отсеки. В отсеках, кроме распылительных коллекторов, размещаются датчики системы сигнализации.

В каждом отсеке крыла установлены: распылительный коллектор и девять датчиков системы сигнализации о пожаре (в носке крыла по переднему лонжерону); распылительный коллектор и девять датчиков (в хвостовой части крыла по заднему лонжерону).

В отсеке каждого двигателя смонтированы: распылительный кольцевой коллектор на шлангоуте воздухозаборника; распылительный кольцевой коллектор в районе перепускных клапанов двигателя, распылительный кольцевой коллектор в районе топливных агрегатов с отводом под двигатель и двумя отводами к воздуховоздушному и воздушно-масляному радиаторам; шесть датчиков системы сигнализации о пожаре.

В отсеке каждой главной ноги шасси смонтированы: распылительный кольцевой коллектор за противопожарной перегородкой в районе камеры сгорания с отводами под экран колес шасси; распылительный полукольцевой коллектор в районе соединения выхлопной трубы с двигателем с отводом под камеру сгорания; распылительный полукольцевой коллектор в районе переднего лонжерона центроплана; распылительный полукольцевой коллектор в районе между передним и задним лонжеронами; распылительный полукольцевой коллектор в районе заднего лонжерона; семь датчиков системы сигнализации о пожаре в левой гондоле и шесть в правой.

В хвостовой части гондолы левого двигателя установлены три распылительных коллектора и пять датчиков. В хвостовой части гондолы правого двигателя в отсеке ВСУ находятся: распылительный кольцевой коллектор в районе генератора; распылительный

огнетушители стационарной системы и огнегасящий состав подается одновременно во все четыре отсека.

Устройство механизма аварийного включения противопожарной системы показано на рис. 6.25.

Снаружи механизм закрыт обтекателем 6. При ударе о землю обтекатель разрушается, нажимный штырь перемещается и через боек 2 замыкает концевой выключатель.

Распылительные коллекторы представляют собой

представляют собой

кольцевой коллектор в районе топливных форсунок ВСУ; распылительный кольцевой коллектор в районе камеры сгорания двигателя; шесть датчиков системы сигнализации о пожаре.

Датчики системы сигнализации о пожаре соединены последовательно по три в одну группу. Каждая группа датчиков соединена со своим поляризованным реле в исполнительном блоке БИ-2АУ системы сигнализации.

В блоке смонтировано шесть реле. На самолете установлено четыре исполнительных блока (в фюзеляже между шпангоутами 25—27 под потолком пассажирской кабины).

Р а б о т а с и с т е м ы. В случае возникновения пожара в каком-либо из отсеков срабатывает система сигнализации о пожаре и замыкает цепи включения сирены, пожарного крана и лампы-кнопки соответствующего отсека. В открытом положении пожарный кран замыкает концевые выключатели, размещенные в кране, и устанавливается на самоблокировку. Одновременно через замкнутые концевые выключатели подается питание на реле для включения первой очереди огнетушителей. Строгая последовательность срабатывания агрегатов предусмотрена для того, чтобы не произошло включения огнетушителей до открытия кранов. Если огнетушители включаются раньше, чем открываются краны, то клапаны кранов окажутся прижатыми к седлам высоким давлением и не откроются.

При срабатывании пиропатронов желтые лампы сигнализации огнетушителей гаснут, клапаны затворов открываются и огнетушители разряжаются. Огнегасящий состав из огнетушителей идет по трубопроводу и через открытый распределительный кран поступает в распылительные коллекторы. Огнегасящий состав, поступая с большой скоростью через отверстия коллекторов в противопожарный отсек и испаряясь, резко снижает температуру воздуха в отсеке и, смешиваясь с воздухом, образует среду, не поддерживающую горение.

Чтобы проверить, ликвидирован ли пожар, главный выключатель кратковременно устанавливают в положение «Выключено» и вновь включают. Если при этом лампа-кнопка не загорелась, значит пожар ликвидирован. Если лампа-кнопка опять загорелась, то пожар не потушен. В этом случае, нажав на кнопку включения огнетушителей второй очереди, разряжают два оставшихся огнетушителя в отсек пожара.

Если пожар обнаружен визуально, а система сигнализации о пожаре не сработала, противопожарную систему включают в действие вручную, нажимая лампы-кнопки соответствующего отсека. При этом открывается электромагнитный кран и срабатывает первая очередь огнетушителей. После разрядки огнетушителей первой очереди необходимо проверить, ликвидирован ли пожар. Противопожарную систему включают в действие вручную, нажимая лампы-кнопки соответствующего отсека. При этом открывается электромагнитный кран и срабатывает вторая очередь огнетушителей. После разрядки огнетушителей второй очереди необходимо проверить, ликвидирован ли пожар. Противопожарную систему включают в действие вручную, нажимая лампы-кнопки соответствующего отсека. При этом открывается электромагнитный кран и срабатывает третья очередь огнетушителей. После разрядки огнетушителей третьей очереди необходимо проверить, ликвидирован ли пожар. Противопожарную систему включают в действие вручную, нажимая лампы-кнопки соответствующего отсека. При этом открывается электромагнитный кран и срабатывает четвертая очередь огнетушителей. После разрядки огнетушителей четвертой очереди необходимо проверить, ликвидирован ли пожар. Противопожарную систему включают в действие вручную, нажимая лампы-кнопки соответствующего отсека. При этом открывается электромагнитный кран и срабатывает пятая очередь огнетушителей. После разрядки огнетушителей пятой очереди необходимо проверить, ликвидирован ли пожар. Противопожарную систему включают в действие вручную, нажимая лампы-кнопки соответствующего отсека. При этом открывается электромагнитный кран и срабатывает шестая очередь огнетушителей. После разрядки огнетушителей шестой очереди необходимо проверить, ликвидирован ли пожар.

Противопожарная система двигателей предназначена для обнаружения и ликвидации пожара в двигателях. Система включает в

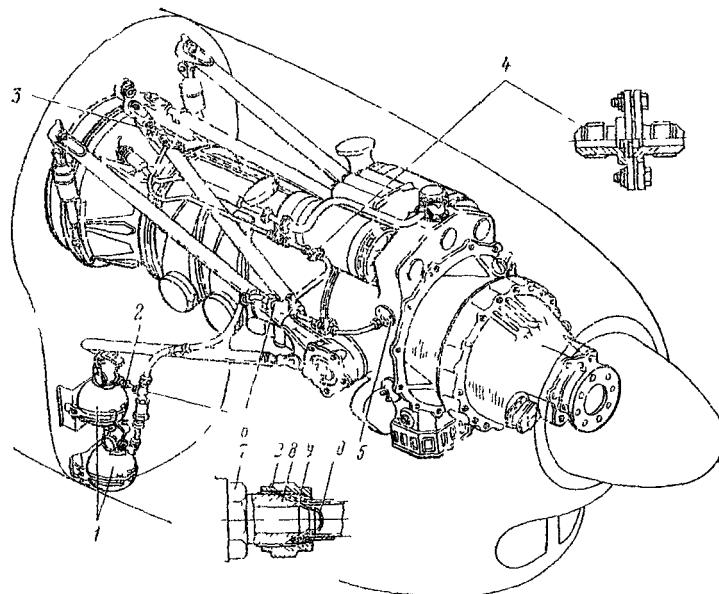


Рис 6.26 Полумонтажная схема противопожарной системы двигателей:

1 — огнетушители ОС-2, 2 — гайка накидная, 3 — штуцер на корпусе камеры сгорания; 4 — проходники с мембранный, 5 — штуцер на лобовом картере, 6 — тройники; 7 — головка огнетушителя, 8 — штуцер; 9 — ниппель; 10 — фильтр

себя: четыре огнетушителя ОС-2 или УБШ2-1; фильтры; проходники с мембранными; систему сигнализации о пожаре; обратные клапаны; тройники и трубопроводы с арматурой.

Противопожарная система двигателей (рис. 6.26) представляет собой автономные, аналогичные по устройству системы, смонтированные в отсеках гондол левого и правого двигателей. В каждой гондоле установлено по два огнетушителя 1, закрепленных в гнездах кронштейнов стяжными хомутами. Кронштейны огнетушителей расположены в нижней части противопожарной перегородки с правой стороны. Управление огнетушителями электрическое со щитка пожаротушения. Оба огнетушителя включаются одной кнопкой и срабатывают одновременно.

От штуцеров головок огнетушителей трубопроводы сечением $14 \times 0,5$ мм подходят к тройнику 6 на нижнем подкосе рамы двигателя. От тройника 6 идет общий трубопровод к аналогичному тройнику, от которого один трубопровод подведен к штуцеру 5 на лобовом картере, а другой к штуцеру 3 на корпусе камеры сгорания. В трубопроводах за тройником 6 установлены проходники 4 с мембранными. Для равномерного истечения огнегасящего состава из огнетушителей в каждом проходнике с мембранный установлена шайба с дроссельным отверстием. Датчики системы сигнализации

о пожаре расположены на двигателе: один — на лобовом картере, другой — на корпусе камеры сгорания.

Работа системы. При нажатии на кнопку включения огнетушителей какого-нибудь двигателя огнетушители 1 срабатывают и на щитке пожаротушения гаснут соответствующие желтые сигнальные лампы. Огнегасящий состав через фильтр 10 поступает по одному трубопроводу через проходник с мембраной к штуцеру 5 и через него — в масляные полости лобового картера и редуктора. По другому трубопроводу огнегасящий состав через проходник с мембраной поступает к штуцеру 3 на корпусе камеры сгорания.

Тушение пожара в кабинах самолета. Для тушения пожара в кабинах самолета предусмотрены два ручных переносных огнетушителя типа ОУ. Один огнетушитель расположен на стенке шпангоута 9 фюзеляжа со стороны грузовой кабины, второй — в конце грузовой кабины на левом борту на шпангоуте 33. Нижнее донышко огнетушителя вставляется в гнездо, закрепленное на стенке, а шейка фиксируется держателем. Емкость каждого огнетушителя 2,3 л. Заряд углекислоты 1,7 кг. При возникновении пожара нужно снять огнетушитель, направить расгруб выводной трубки на очаг огня и нажать спусковой крючок до отказа.

Система сигнализации о пожаре

Система сигнализации о пожаре ССП-2А состоит из датчиков, исполнительных блоков, розеток и электропроводки. Система обеспечивает: световую и звуковую сигнализацию о возникновении пожара в самолетных отсеках; автоматическое открытие пожарных кранов и разрядку огнетушителей первой очереди в угрожаемый отсек; ручное управление пожарными кранами и включение всех огнетушителей; проверку исправности системы; открытие всех пожарных кранов и срабатывание всех огнетушителей при аварийных посадках самолета с убранным шасси.

Принцип работы системы основан на явлении возникновения электродвижущей силы в термопарах датчиков при изменении температуры окружающей среды. Датчики на самолете размещены в наиболее пожароопасных местах. Они соединены по три последовательно. Каждая тройка соединена со своим поляризованным реле в исполнительном блоке. Датчик представляет собой батарею хромель-копелевых термопар. Тушение пожара производится следующим образом. При повышении температуры окружающей среды со скоростью не менее чем на 2°C в секунду в термобатареях датчиков возникает термоэлектродвижущая сила, достаточная для срабатывания реле в исполнительном блоке, которое подает сигнал: на открытие электромагнитного крана в блоке соответствующего отсека; на зажигание красной сигнальной лампы и на работу сирены; на взрыв пиропатронов огнетушителей первой очереди.

После ликвидации пожара при резком снижении температуры окружающей среды до $+130^{\circ}\text{C}$ сигнал о пожаре снимается и си-

стема возвращается в состояние готовности к действию. Проверка исправности и готовности сигнализации к действию осуществляется подключением переключателем контроля цепи датчиков и исполнительного реле к бортовой сети. В этом случае через цепь каждой группы датчиков пропускается ток, достаточный для срабатывания реле. Проверка системы осуществляется только при выключенном автоматическом пуске противопожарной системы.

Система сигнализации о пожаре ССП-7 состоит из четырех датчиков и исполнительного блока. Для работы системы ССП-7 использован такой же принцип, как и для системы ССП-2А. Датчик представляет собой дифференциальную термобатарею, собранную из семи последовательно соединенных термопар. Концы термобатареи привариваются к контактным шпилькам, запрессованным во втулку. Втулка является корпусом для сборки элементов термобатареи.

Термобатарея с втулкой вставляется в металлический корпс, с помощью которого датчик крепится на резьбе к двигателю. Спай термобатареи и контактные шпильки снаружи закрыты крышкой. Рабочие спай термобатареи располагаются внутри двигателя, нерабочие спай – с внешней стороны двигателя.

Датчики установлены на двигателях по два на каждом. Система сигнализации о пожаре работает следующим образом. В случае охвата спаев датчика пламенем или при достижении окружающей среды температуры срабатывания датчика электродвижущая сила термобатареи вызывает в обмотках поляризованного реле ток, достаточный для его срабатывания. Реле срабатывает и подает команду на включение красной лампы, сигнализирующей о пожаре в двигателе. Огнетушители включают нажатием на соответствующие кнопки, расположенные на щитке.

Управление системой пожаротушения и контроль за ее состоянием и работой осуществляются со щитка пожаротушения, который находится на передней панели верхнего щитка пилотов и щитка контроля, расположенного на потолке их кабины. При исправной системе пожаротушения и пожарной сигнализации в случае пожара в мотогондолах, крыле, или отсеке ВСУ первая очередь огнетушителей срабатывает автоматически. Одновременно загорается соответствующая месту пожара красная лампа-кнопка и гаснут две желтые лампы разряженных огнетушителей.

При пожаре внутри двигателя оба огнетушителя ОС-2 одновременно приводятся в действие вручную. Содержимое их поступает в загоревшийся двигатель. Включение второй очереди производится вручную нажатием на соответствующие лампы-кнопки.

Основные рекомендации по техническому обслуживанию силовой установки

В рекомендациях отражены вопросы обслуживания, контроля, регулировки и замены основных агрегатов силовой установки.

Система подвески двигателя осматривается и проверяется в соответствии с регламентом технического обслуживания. В процессе

эксплуатации визуально с помощью лупы 10-кратного увеличения контролируют сварные узлы и швы, проверяют контровку гаек, нет ли царгин, вмятин, нарушения лакокрасочного покрытия и коррозии на подкосах и стойках. Рама двигателя, на которой обнаружены трещины в сварных узлах, подлежит замене.

Демпферы, срок службы которых истек, заменяются. Новые демпферы, пролежавшие на складе один год, перед установкой необходимо подвергнуть статическим испытаниям на разрывной машине. Перед испытанием задние демпферы подвергаются предварительному обжатию.

Таблица 6.2

Нагрузки для контрольного обжатия задних демпферов

Характеристика статической нагрузки	Нагрузка, кгс	Деформация резины, мм
Растягивающая нагрузка	200	От 0,7 до 1,2
Максимальная эксплуатационная растягивающая нагрузка	2100	„ 2,4 „ 3,2
Сжимающая нагрузка	200	„ 0,6 „ 1,2
Максимальная эксплуатационная сжимающая нагрузка	1800	„ 2,3 „ 3,0

Таблица 6.3

Нагрузки для контрольного обжатия передних демпферов

Характеристика статической нагрузки	Нагрузка, кгс	Деформация резины, мм
Нагрузка в радиальном направлении	800	От 1,2 до 1,7
Максимальная эксплуатационная нагрузка в радиальном направлении	3400	„ 2,8 „ 3,9
Нагрузка в осевом направлении	400	„ 0,8 „ 1,2
Максимальная эксплуатационная нагрузка в осевом направлении	1000	„ 1,6 „ 2,2

рительному растяжению усилием 2100 кгс и сжатию усилием 1800 кгс. Передние демпферы подвергаются обжатию в радиальном направлении усилием 3400 кгс и в осевом направлении усилием 1000 кгс. Деформации при предварительном обжатии не изменяются. Статические испытания демпферов проводятся не ранее чем через 2 ч после предварительного обжатия. Величины нагрузок и соответствующие им деформации для задних демпферов указаны в табл. 6.2, а для передних — в табл. 6.3.

Отсчитывать нагрузки и определять деформации необходимо через 1—2 мин после нагружения. После снятия каждого из видов нагрузки (через 5 мин) необходимо определить величину остаточной деформации. Она как для переднего демпфера (в радиальном и осевом направлении), так и для заднего (после растяжения и сжатия) не должна превышать 0,1 мм.

При замене рамы подвески двигателя или отдельных подкосов и стоек необходимо убедиться в правильности положения оси двигателя, пользуясь нивелировочной схемой. Если положение оси смешено, ее следует отнивелировать при помощи регулировочных муфт на подкосах и стойках. После нивелировки следует проверить перекрытие контрольных отверстий тандерной муфты; отверстия должны быть перекрыты. Гайки крепления рамы к переднему шпангоуту гондолы необходимо затягивать с момента 3000 ± 250 кгс·см.

Замена двигателя. Перед снятием двигателя выполняются следующие подготовительные работы: консервация двигателя в соответствии с инструкцией; слив масла из маслосистемы двигателя; снятие воздушного винта (на вал винта после его снятия устанавливается заглушка); затем производится демонтаж трубопроводов топливной, масляной и других систем, закупорка концов снятых трубопроводов, штуцеров двигателя, маслорадиатора, маслобака, флюгер-насоса специальными заглушками, не допускающими попадание внутрь трубопроводов, штуцеров грязи, пыли и посторонних предметов; снятие нижней крышки капота; демонтаж трубы обдува двигателя и генераторов; отсоединение и снятие от двигателя всех самолетных датчиков (вместо них установить заглушки); снятие воздухозаборника и обтекателя редуктора; отсоединение от генераторов силовых электророжгутов; отсоединение от двигателя газоотводной трубы и ее кожуха; отсоединение тросовой проводки управления двигателем; отсоединение трубопроводов подвода гидросмеси к клапану осстанова двигателя и гидрофлюгирования винта.

При снятии двигателя без использования монтажного стенда выполняются следующие работы. Двигатель, закрепленный на подъемном приспособлении на такелажных точках, вывешивается на подъемном кране грузоподъемностью не менее 2000 кгс, после чего рама двигателя отсоединяется от фермы. После вывешивания двигателя необходимо убедиться в том, что отсоединены все трубы, тросы, электропроводка и другие детали, мешающие снятию двигателя. Двигатель снимается с противопожарной перегородкой, стекателем газов и рамой. Последние снимаются после снятия двигателя.

После снятия двигатель устанавливается на подставку и укомплектовывается ранее снятыми агрегатами и консервируется снаружи. После наружной консервации необходимо закрыть заглушками входной канал и сопло двигателя и упаковать его в ящик. При замене двигателя АИ-24ВТ с клеммовых панелей генераторов Г016П48 и СТГ-18 снимаемого двигателя необходимо снять кронштейны с конденсаторами и установить их на крышки клеммовых панелей генераторов вновь устанавливаемого двигателя.

Замена демпферов подвески при смене двигателей производится в следующем порядке. При замене передних демпферов следует: расконтрить и отвернуть болты крепления крышки корпуса демпфера, снять крышку; вынуть из корпуса демпфера (в сборе);

расконсервировать и осмотреть новый демпфер; вставить новый демпфер в корпус, установить крышку и закрепить ее болтами; затянуть болты ключом с моментом 300 ± 30 кгс·см, законтрить болты и опломбировать.

При замене задних демпферов необходимо: расконтрить и отвернуть гайку крепления демпфера к подкосу, снять гайку и шайбу, вынуть болт и снять демпфер и манжеты; расконсервировать новый демпфер; отрегулировать длину нового демпфера в пределах 324 ± 10 мм; присоединить демпфер к подкосу, поставив в соединение манжеты и шайбу, затянуть и законтрить гайку.

Окончательную регулировку геометрических размеров левого и правого демпферов следует производить при установке двигателя на самолет в следующем порядке: отрегулировать положение двигателя при снятом с цапфы двигателя правом заднем демпфере, вращая регулировочную муфту левого демпфера так, чтобы зазор между боковой крышкой капота и гондолой был $12,8 \pm 5$ мм и контур нижней крышки вписывался в контур гондолы; отрегулировать длину правого демпфера до свободной установки его на цапфу двигателя; установить правый демпфер на цапфу двигателя (совместно с шайбами и манжетами), затянуть гайкой; законтрить гайки крепления к цапфам и регулировочные муфты обоих демпферов.

Перед установкой двигателя на самолет необходимо произвести следующие подготовительные работы: осмотреть двигатель для обнаружения наружных повреждений; проверить наружным осмотром и по прилагаемой документации комплектность двигателя, инструмента и одиночного комплекта запасных частей; снять заглушки с входной части и реактивного сопла двигателя, вынуть из внутренней полости реактивного сопла и всех отсеков входной части двигателя мешочки с силикагелем; произвести внешнюю расконсервацию двигателя в соответствии с инструкцией и установить заглушки, а также закрыть чехлами клапаны перепуска воздуха и отверстия генераторов; проверить легкость хода рычага управления на агрегате АДТ-24; смонтировать на двигателе стекатель газов и противопожарную перегородку.

Затем двигатель, закрепленный на подъемном приспособлении, вывешивается подъемным краном грузоподъемностью не менее 2000 кг. После вывешивания отстыковывают двигатель от транспортировочной подставки и монтируют раму подвески. После поднятия и установки двигателя в гондоле крепят подкосы рамы на соответствующих узлах силовой фермы. Навеска производится без рывков, осторожно и плавно, таким образом, чтобы не повредить трубопроводы, агрегаты и другие части двигателя. Подкосы и стойки рамы двигателя устанавливаются на те же места, где они были установлены до демонтажа двигателя. Подвеску двигателя на задние цапфы следует производить, присоединяя вначале левый амортизатор. Правый амортизатор необходимо присоединять к цапфе после установки двигателя на самолет.

После закрепления двигателя на самолете отсоединяют подъемное приспособление. Затяжка гаек крепления рамы производится тарированными ключами после окончательной установки двигателя. В случае необходимости производят нивелировку двигателя регулируемыми нижними и боковыми подкосами и задними стойками рамы подвески согласно нивелировочной схеме самолета.

Установка воздушного винта на вал двигателя. При установке воздушного винта на двигатель необходимо

проверить наличие уплотнительных колец на переходнике маслопровода и смазать их минеральным маслом, уплотнительные кольца, имеющие надрезы, заусенцы и некруглую форму сечения, необходимо заменить на новые. Наружный диаметр уплотнительного кольца должен выступать над поверхностью детали. Если кольцо не выступает над поверхностью детали, его следует заменить,

поднять воздушный винт с помощью подъемника и тросов. В качестве такелажных узлов должны быть использованы кронштейны между рукавами корпуса, служащие для крепления диска обтекателя втулки винта;

проверить исправность резьбы шпилек корпуса воздушного винта навертыванием на них гаек,

снять резьбовую заглушку;

смазать минеральным маслом резьбу гайки и надеть со стороны резьбы контровую пластинку; вставить переходную втулку в корпус воздушного винта, завернуть гайку на два-три оборота и придвинуть контровую пластинку к корпусу воздушного винта так, чтобы два зашпунтых зуба пластинки вошли в прорезы корпуса винта, окончательно завернуть гайку маслопровода (момент затяжки гайки 30—50 кгс·м), законтрить гайку маслопровода,

поднять воздушный винт до совпадения его фланца с фланцем вала редуктора двигателя;

установить воздушный винт на фланец вала редуктора двигателя до выхода шпилек из фланца вала; при этом следует следить, чтобы не была повреждена резьба шпилек при прохождении их в отверстия фланца вала и не были повреждены резиновые кольца; надеть на шпильки контровые пластинки и шайбы; смазать резьбу шпилек и гаек минеральным маслом и завернуть гайки на шпильки до полного сцепления винта с валом редуктора, не допуская перекоса воздушного винта. Предварительную затяжку гаек проводить, не ослабляя гроса подъемника, в два-три приема, последовательно затягивая диаметрально противоположные гайки ключом МИ-278. Окончательную затяжку гаек производить тарированным ключом МИ-344 с переходником МИ-367, ослабив немного трос подъемника. Момент затяжки гаек — 10—13 кг·м. Контровку гаек проводить после проверки работы винта и его герметичности на работающем двигателе,

проверить биение лопастей воздушного винта. Допускаемое биение лопастей — не более 3 мм по задней кромке воздушного

винта на контрольной линии, расположенной на расстоянии 1000 мм от центра вращения воздушного винта, при положении лопастей на углу;

смонтировать на фланец редуктора двигателя кронштейн токосъемника противообледенительного устройства воздушного винта.

Смена двигателя с использованием монтажного стенда. В этом случае двигатель вместе с воздушным винтом и рамой снимается с самолета и закрепляется на специальном стенде, который для дальнейшего демонтажа двигателя буксируется на участок монтажа и демонтажа двигателей. При этом на самолете выполняются следующие работы.

Консервация двигателя в соответствии с инструкцией; открытие и снятие боковых крышек капота и всех лючков гондолы; снятие обтекателя втулки винта; демонтаж трубы обдува двигателя; отсоединение от генераторов силовых электротрекгутов; отсоединение от двигателя газоотводной трубы и ее кожуха; разъединение по разъемам у силового шпангоута топливной и гидравлической магистралей, трубопроводов отбора воздуха (на открытые концы трубопроводов, шлангов и штуцеров установить заглушки); отсоединение тросовой проводки управления двигателем; слив масла из маслосистемы двигателя; снятие воздушного винта с помощью специального приспособления краном грузоподъемностью не менее 500 кг и установка заглушки на вал винта.

После выполнения вышеуказанных работ необходимо: вывесить двигатель на подъемном кране грузоподъемностью не менее 2000 кг и отсоединить раму двигателя от фермы; убедиться в том, что отсоединены все трубы, тросы, электропроводка и другие детали, мешающие снятию двигателя, и снять двигатель с самолета, установив его на монтажный стенд и закрепив раму подвески двигателя к ответным узлам на силовом шпангоуте, отбуксировать стенд к месту полного демонтажа.

Работы по демонтажу силовой установки на стендe выполняются в следующей последовательности: демонтаж трубопроводов топливной, масляной и других систем; установка заглушки на концы трубопроводов, штуцера двигателя, маслорадиатора, маслобака, флютера-насоса и т. д.; снятие нижней крышки капота; отсоединение от двигателя и снятие всех самолетных датчиков, а вместо них установка заглушки; снятие воздухозаборника и обтекателя редуктора; снятие стекателя газов.

После выполнения вышеперечисленных работ производится: вывешивание двигателя за такелажные точки на подъемном кране грузоподъемностью не менее 2000 кг и отсоединение рамы двигателя от фермы силового шпангоута стендa; снятие двигателя с противопожарной перегородкой и рамой; отсоединение рамы от цапф двигателя; снятие с двигателя противопожарной перегородки и стекателя газов; установка двигателя на подставку, укомплектование его ранее снятыми агрегатами; наружная консервация двигателя и упаковка его в ящик.

При техническом обслуживании капотов и гондол необходимо осматривать их в сроки, установленные регламентом технического обслуживания. Во время осмотров проверяют: отсутствие трещин в обшивке и узлах крепления, вмятин и царапин на обшивке, ослабление заклепок, нарушение антисоррозионного покрытия, нарушение контролок и вместе с этим исправность герметизирующих устройств. Кроме того, проверяют, надежно ли установлен обтекатель втулки винта на диске и зафиксирован ли замок. После замены обтекателя проворачивают винт и проверяют равномерность зазора между обтекателем втулки винта и обтекателем редуктора, который должен находиться в пределах $16,7 \pm 1$ мм. Зазор между обтекателями комплекта лопастей и коком должен быть в пределах 3 ± 1 мм.

При замене обтекателя редуктора проверяют высоту ступеньки по посадочному месту корпуса редуктора, которая не должна превышать $\pm 0,6$ мм. В процессе эксплуатации зазор между боковыми крышками капота и передним силовым шпангоутом должен быть равномерным и находиться в пределах $9,5 \pm 1$ мм.

При замене воздухозаборника необходимо проверить зазор между срезом тоннеля и маслорадиатором, который должен находиться в пределах 4 ± 2 мм. Кроме того, следует проверить размер ступеньки между фланцем воздухозаборника и фланцем двигателя, который должен быть в пределах $\pm 0,6$ мм. После каждого полета необходимо смыть копоть на бортах гондолы у выхлопной трубы, а также осматривать и прочищать дренажные отверстия внизу задней части гондолы.

В процессе эксплуатации при техническом обслуживании системы выхлопа и обдува проверяют, нет ли трещин по сварным швам, прогара удлинительной трубы, разрушения контролок и ослабления крепления трубы. Если в трубе и на ее кожухе образовалась копоть, ее смывают керосином или 3%-ным водным раствором нейтрального мыла, а затем чистой водой с последующим протиранием насухо. Трещины на удлинительной трубе длиной до 10 мм засверливают с двух концов сверлом диаметром 3 мм. Трещины длиной свыше 10 мм не допускаются. Кожуха удлинительных труб, имеющие трещины, к дальнейшей эксплуатации не допускаются и подвергаются ремонту.

З а м е н а вспомогательной силовой установки

Перед снятием ВСУ с самолета необходимо: произвести его внутреннюю консервацию и закрыть ленту перепуска воздуха, заглушить специальными заглушками топливные, масляные и воздушные коммуникации ВСУ непосредственно после их разъединения. После снятия ВСУ с самолета следует закрыть чехлом вход в компрессор, произвести наружную консервацию ВСУ, предварительно установив ее на подставку транспортировочного ящика.

Перед установкой ВСУ на самолет выполняют следующие подготовительные работы: наружную расконсервацию; осмотр ВСУ для обнаружения наружных повреждений и комплектности двига-

теля. В случае обнаружения каких-либо дефектов на ВСУ, прибывшей с завода-поставщика (ослабление затяжки крепежных деталей, повреждение коммуникаций, узлов и деталей, отсутствие пломб на регулируемых элементах агрегатов и т. п.), необходимо составить соответствующий акт с передачей его заводу-поставщику. Без выяснения причин дефектов и устранения их установка ВСУ на самолет не разрешается.

После выполнения подготовительных работ и снятия технологических заглушек на ВСУ устанавливаются: датчики оборотов, давления масла и температуры масла, давления топлива, комплект термопар.

Перед установкой ВСУ на самолет работы необходимо выполнить в следующем порядке:

1. Подготовить отсек к установке ВСУ, очистить его от грязи, следов масла, топлива и посторонних предметов; смонтировать съемную часть рамы крепления на ВСУ, для чего: установить по переднему силовому поясу крепления ВСУ штампованный кронштейн с серьгами крепления боковых узлов ВСУ; в плоскости заднего силового пояса крепления ВСУ установить регулируемые подкосы крепления задних узлов ВСУ с соединяющей их проушиной; соединить между собой подкосами штампованный кронштейн переднего силового пояса крепления ВСУ с проушиной заднего пояса крепления.

2. Закрепить подъемное приспособление за такелажные узлы.

3. После выполнения указанных работ поднять ВСУ и осторожно ввести его в гондолу к штампованной проставке несъемной части рамы. Ушковые болты, соединяющие кронштейн и проставку, необходимо затянуть тарированными ключами и законтрить.

При подъеме и установке ВСУ необходимо обратить внимание на следующее: центр тяжести ВСУ расположен на расстоянии 120 ± 15 мм от центра силового пояса самолетной подвески в сторону камеры горения; следует следить за тем, чтобы не повредить коммуникации ВСУ и чтобы тросы приспособления не касались узлов и агрегатов ВСУ.

4. После установки ВСУ на самолете производится монтаж следующих систем и элементов ВСУ: топливопровода, системы изжаротушения, эжектора обдува генератора, системы управления ВСУ, дренажных трубопроводов, трубопровода отбора воздуха на эжектор генератора; трубопроводов системы обогрева ВСУ электропроводки.

5. Запуск ВСУ и проверку работы производить при снятом заднем капоте мотогондолы для облегчения осмотра ВСУ и проверки его регулировки.

На работающей ВСУ нужно проверить герметичность соединений трубопроводов и агрегатов топливной, масляной, гидравлической и дренажной систем.

Если при этом обнаружится течь, необходимо остановить ВСУ и устранить дефект.

Обслуживание системы контроля вибраций виброаппаратуры ИВ-41

После установки и монтажа двигателя или виброаппаратуры на самолете проверяют установкой УПИВ-41Б правильность монтажа и калибровку показывающих приборов. Замер виброперегрузок двигателя по показывающему прибору данного двигателя на земле производят на режимах: минимальном (на равновесной частоте вращения), крейсерском (указатель положения рычага топлива $51 \pm 2^\circ$), номинальном (указатель положения рычага топлива $63 \pm 2^\circ$). Значения виброперегрузок по показывающему прибору на земле считаются нормальными, если они не превышают $4,5 \text{ g}$. Если значение виброперегрузок превышает $4,5 \text{ g}$, то виброаппаратура и двигатель подлежат проверке.

Настройка включения сигнальной лампы и установка механического указателя производится для каждого двигателя на величину виброперегрузки $5,5 \text{ g}$, так как в полете они не должны превышать настроенной величины. Настройку включения сигнальной лампы осуществляют установкой УПИВ-41Б. После установки виброаппаратуры и ее отладки данные по максимальной виброперегрузке на земле заносятся в паспорт виброаппаратуры.

Контроль виброперегрузок при работе двигателя на земле. Во всех случаях при работе двигателя на земле, когда виброперегрузки двигателя превысили величину, равную $4,5 \text{ g}$, требуется выяснение причин увеличенных показаний виброперегрузок этого двигателя. Для этого необходимо выполнить следующие работы:

1 Проверить виброаппаратуру путем нажатия на кнопку встроенного контролля, при этом стрелка показывающего прибора должна отклониться на $5-6 \text{ g}$, что свидетельствует об исправности блока фильтров и показывающего прибора виброаппаратуры. Если стрелка показывающего прибора отклоняется выше $5,5 \text{ g}$, должна загореться сигнальная лампочка, что является дополнительным контролем исправности виброаппаратуры. Эта проверка может выполняться при работе двигателя на любом режиме или на остановленном двигателе при наличии электропитания переменным током напряжением $115 \text{ В} \pm 5\%$ частотой $400 \text{ Гц} \pm 7\%$.

2 Осмотреть крепление вибродатчика МВ-25Г, маслофильтры любового картера, лопатки входного направляющего аппарата, лопатки I ступени компрессора и III ступени турбины на отсутствие дефектов.

3 Проверкой установкой УПИВ-41Б произвести проверку работоспособности, точности тарировки виброаппаратуры согласно инструкции по ее эксплуатации. При обнаружении неисправности виброаппаратуры необходимо устраниить ее заменой отдельных узлов или целого комплекта. Если после устранения неисправности виброаппаратуры и ее настройки виброперегрузки двигателя не превышают $4,5 \text{ g}$, то двигатель подлежит дальнейшей нормальной эксплуатации.

В случае если проверками не выявлены причины увеличения виброперегрузок, то необходимо заменить датчик МВ-25Г и проверить виброперегрузки по его показаниям. Если и в этом случае виброперегрузки двигателя превышают величину 4,5 g, то двигатель подлежит съему с самолета.

Указания по замене агрегатов. После замены агрегатов топливной системы последняя подлежит проверке на герметичность при помощи установки, оборудованной воздушным баллоном с фильтром, редуктором 150/5 кгс/см² и манометром с точностью измерения 0,05 кгс/см². Система считается герметичной, если давление в системе с 5 кгс/см² в течение 10 мин упадет не более чем на 0,15 кгс/см² вследствие стравливания воздуха через краны заправки.

Резиновые баки следует заменять при плюсовых температурах, для обеспечения которых при отрицательных температурах наружного воздуха на самолете в зоне расположения контейнера с баком оборудуется тепляк.

При монтаже баков на самолет температура их должна быть не ниже 10° С. Подтяжка фланцев баков к посадочным местам допускается в пределах не более 10 мм в любую сторону. Соединения топливных баков затягивают тарированными ключами в соответствии с табл. 6.4.

Соединения следует затягивать тарированным ключом совместно с переходником, при этом удлинение плеча тарированного клю-

Таблица 6.4

Рекомендуемые моменты затяжки при работе с резьбовыми соединениями топливной системы

Арматура и агрегаты	M_{kp} на болте, кгс·см	Ключ	Переходник	M_{kp} на ключе, кгс·см
Монтажный люк бака	64±6,5	54491—03—022	24—9020—9	48±5
Датчик топливомера к фланцу	65±5	54491—03—022	24—9020—9	48±5
Дренажный угольник к фланцу	50±5	54491—03—022	24—9020—9	38±4
Заливная горловина к фланцу	38±4	54491—03—022	24—9020—8	29±3
Подкачивающие насосы (агр. 463) к фланцам	64±6,5	54491—94—022	24—9020—9	48±5
Соединительный дренажный фланец	93±9	54491—03—022	24—9020—15	70±6,5
Фланцы межбакового соединения	170±17	54491—03—022	24—2020—35	110±11
Болты крепления фланца заправки крана:				
для бака-кессона (под ключ 11 мм)	64±6,5	54491—03—022	24—9020—15	70±6,5
для мягкого бака (под ключ 14 мм)	93±9	54491—03—022	24—9020—15	70±6,5

ча не допускается. Усилие к тарированному ключу надо прикладывать к середине рукоятки, а ключ и переходник располагать в одну линию. Если переходник изогнутый, то прямую линию с ключом должен составлять хвостовик переходника, надеваемый на ключ.

Проверка поплавковых клапанов системы централизованной заправки

Проверка гидравлических поплавковых клапанов производится после выполнения централизованной заправки всех баков топливом в следующем порядке.

1. Рассоединить ШР «Автоматика» на блоках БУ9В-3 автоматической выработки топлива, при этом на щитке заправки погаснут желтые лампочки «Полная заправка». При рассоединении или соединении ШР «Автоматика» на блоках БУ9В-3 насосы дежурных очередей должны быть выключены, выключатели автоматической выработки топлива находятся в положении «Ручное», АЗР-6 «Питание системы заправки», на щитке заправки — выключен.

2. Установить самолет в линию горизонтального полета (крен 0° , тангаж $+1^\circ$) и открыть пробки заливных горловин топливных баков.

3. Открыть вручную заправочный кран на щитке заправки проверяемой группы, произвести централизованную дозаправку до срабатывания гидравлического поплавкового клапана. В период проверки у заливной горловины должен находиться техник, который следит, чтобы не было выбивания топлива через заливную горловину. Подача топлива по литромеру топливозаправщика должна быть в пределах 25—30 л/мин, давление на выходе из заправщика не должно падать.

4. Во время дозаправки баков проверить герметичность поплавкового клапана после его срабатывания. Для этого увеличить давление топлива до загорания лампочки сигнала «Критическое давление» ($3,5 \text{ кгс/см}^2$), дать выдержку в течение 1—2 мин и следить за стрелкой литромера топливозаправщика. Допускается негерметичность клапана 2 л/мин. Если поплавковый клапан негерметичен и топливо переливается через заливную горловину, необходимо его заменить.

5. После проверки гидравлического клапана закрыть заправочный кран на щитке заправки проверяемой группы.

6. После выполнения работы по проверке всех гидравлических поплавковых клапанов соединить ШР «Автоматика» на блоках БУ9В-3, закрыть пробки заливных горловин, установить заглушки дренажа баков.

Уход за топливными баками-кессонами

При эксплуатации необходимо руководствоваться следующими правилами. При заправке самолета топливом попадание топлива на поверхность кессонов не допускается. Во избежание ложного

представления о местах течи не допускать затекания топлива под стыковые ленты. Необходимо производить систематический осмотр баков-кессонов на наличие признаков течи, особенно в следующих местах: по отдельным заклепкам; по отдельным болтам; по стыковым швам (по полке лонжерона, профилю разъема и др.); по углам стыка лонжеронов с нервюрами; по кронштейнам павески монорельсов; по фланцам готовых изделий.

Течь бака-кессона обнаруживается по следующим признакам: запотевание; появление пятна и потеков топлива. При обнаружении течи баков-кессонов необходимо в первую очередь определить места течи, для чего с помощью сухих салфеток убрать топливо с участков, обезжирить поверхность бака-кессона, нанести разведенный в воде мел и просушить. Набухание мела керосином будет свидетельствовать о потере герметичности в баке-кессоне.

Устранение течи бака-кессона в случае запогевания производится по следующей технологии:

1. Слить топливо из баков-кессонов.

2. С помощью тампона, смоченного в растворителе Р-5 или смывке АФТ-1, удалить с участка течи и вокруг него на 30—40 мм лакокрасочное покрытие, а затем обезжирить бензином «Галоша».

3. На обезжиренную поверхность обшивки нанести перекрестный слой клея КР-5-18 и выдержать его до «отлипа», но не менее 10—15 мин при температуре 15—20° С.

4. Нанести первый слой кистевого герметика УЗОМЭС-5 и выдержать его 60 мин при температуре 15—25° С.

5. Нанести второй слой кистевого герметика УЗОМЭС-5, выдержать не менее 4—6 ч.

6. Нанести третий слой герметика для исправления всех неровностей и выдержать не менее 24 ч.

7. Обезжирить поверхность герметика и смежный участок бензином «Галоша».

8. Нанести перекрестный жирный слой клея КР-5-18 на герметик так, чтобы клей перекрывал нанесенный герметик на 5—10 мм, приклейт перкаль и тщательно пригладить рукой. Концы перкаля заделать kleem. Сушить 15—20 ч при температуре не ниже 10° С.

9. Зашпаклевать тонким слоем шпаклевки АШ-32 для выравнивания поверхности в соответствии с профилем крыла. Просушить в течение 3—5 ч при температуре 10—15° С и осторожно зачистить шлифовальной шкуркой № 6.

10. Восстановить лакокрасочное покрытие по схеме окраски самолета.

Устранение течи бака-кессона с помощью резиновой накладки. После слива топлива и удаления лакокрасочного покрытия наносится на обшивку бака-кессона и резиновую накладку слой клея КР-5-18. Накладка с краями, защищенными на «ус», вырезается из сырой резины (7.3826С МРТУ 38-5-1166—64 или 7.203Б ТУГКХ 1551—60) толщиной не более 0,5—0,6 мм такого размера, чтобы она перекрыла место повреждения на 30 мм. Первый слой клея сушится 10—15 мин при температуре 15—20° С, второй слой сушится

до «отлипа», а к обшивке затем прикладывается накладка и прижимается руками. После прижатия необходимо тщательно пригладить накладку плитой с подогревом или утюгом, нагретыми до температуры 100—120° С.

На резиновую накладку сверху наклеивается перкалевая шайба (шайба должна перекрывать накладку на 10—15 мм). Поверхность накладки и смежный участок обшивки обезжирают бензином «Галоша». Затем наносят перекрестный жирный слой клея КР-5-18 и приклеивают перкаль, тщательно пригладив рукой. Концы перкаля заделывают kleem и сушат 15—20 ч при температуре не ниже +10° С.

Накладка и перкаль шпаклюются шпаклевкой АШ-32 для выравнивания профиля крыла. После просушки в течение 3—5 ч при температуре 10—15° С осторожно зачистить шпаклевку шлифовальной шкуркой № 6 и восстановить лакокрасочное покрытие по схеме окраски самолета.

Технология устранения течи бака-кессона кистевым герметиком. В отдельных случаях для устранения течи бака-кессона вместо резиновой накладки применяют, кистевой герметик УЗОМЭС-5 с подслоем клея КР-5-18. Работа выполняется в следующем порядке: после слива топлива и удаления лакокрасочного покрытия производится обезжиривание подготовленной поверхности бензином «Галоша»; на обезжиренную поверхность наносится слой клея КР-5-18 и выдерживается «до отлипа» не менее 10—15 мин при температуре 15—23° С. Затем на клей наносится первый слой кистевого герметика, после 60 мин — второй слой, который выдерживается не менее 6 ч. На этот слой для исправления неровностей наносится шпаклевка АШ-32. После просушки поверхность осторожно зачищается шлифовальной шкуркой № 6. Затем восстанавливается лакокрасочное покрытие по схеме самолета.

Замена агрегатов топливной системы

Перед установкой подкачивающих насосов (агрегаты 463 и ЭЦН-14) на самолет необходимо расконсервировать агрегат, внешним осмотром убедиться в его исправности и установить взамен снятого. В процессе эксплуатации агрегата дренажный и вентиляционный каналы агрегата, а также электропровода необходимо предохранять от попадания извне керосина, масла или какой-либо другой жидкости, особенно в процессе работ, связанных с монтажом и демонтажом агрегата на самолете. Фильтр агрегата следует периодически проверять и в случае необходимости промывать.

В процессе эксплуатации топливных кранов необходимо следить за их герметичностью в закрытом положении и за правильностью срабатывания световой сигнализации в крайних положениях кранов («Открыто» и «Закрыто»). Пожарные краны и кран кольцевания имеют сигнализацию только открытого положения. При открытом пожарном кране горит зеленая сигнальная лампа, при открытом кране кольцевания горит желтая сигнальная лампа. Краны

перекачки имеют сигнализацию только положения «Нормально», т. е. когда кран открыт на перекачку топлива из I или II группы в III (расходную).

Для проверки герметичности перекрывных кранов и крана кольцевания следует перевести кран в закрытое положение, открыть сливной кран у топливного фильтра. При включении одного из подкачивающих насосов убедиться, что кран в закрытом положении не пропускает топливо.

Контроль герметичности осуществляется по отсутствию течи через открытый кран топливного фильтра.

При проверке на герметичность крана кольцевания пожарный кран и кран слива топлива на одном из двигателей должны быть открыты. Если кран кольцевания герметичен, то при работе правых подкачивающих насосов из шланга на левом двигателе топливо вытекать не будет. Световую сигнализацию крайних положений перекрывных кранов и крана кольцевания проверяют переводом переключателей в положения «Открыто» и «Закрыто».

В процессе эксплуатации необходимо проверять: надежность контакта во всех соединениях проводов; правильность установки щеток в гнездах щеткодержателей; положение пружин, прижимающих щетки к коллектору в электромеханизмах МЗК-2. Щетки должны легко ходить в гнездах, без качки и без заеданий, нажимная пружина не должна иметь перекосов. Замена кранов производится при срывах и значительных повреждениях резьбы входных и выходных отверстий, а также при коррозии отдельных деталей. Незначительные забоины резьбы и малые следы коррозии зачищаются.

При замене штуцеров промывают внутреннюю полость крана бензином, продувают сжатым воздухом и смазывают резьбу бензостойкой смазкой. Смазка редукторов электромеханизмов МЗК-2 в процессе эксплуатации не требуется.

Особенности обслуживания топливной системы в зимних условиях. В период зимней эксплуатации топливной системы необходимо:

во избежание образования инея на стенках топливных баков при длительной стоянке баки полностью заполнять топливом;

своевременно сливать отстой из топливной системы. В случае замерзания конденсата у сливных кранов топливных фильтров и баков слив его становится невозможным, поэтому для слива конденсата необходимо подогреть сливные краны теплым воздухом от наземных средств подогрева;

при осмотрах силовой установки особое внимание необходимо уделять соединениям трубопроводов топливной и масляной систем, манжетным и сальниковым резиновым уплотнениям агрегатов, так как при низких температурах наружного воздуха резина частично теряет эластичность и возможны случаи подтекания топлива или масла;

для предотвращения забивания и закупоривания льдом выводов дренажа топливных баков следить за их чистотой.

Обслуживание противопожарной системы. Противопожарная система осматривается и проверяется в соответствии с регламентом технического обслуживания. В процессе эксплуатации визуально контролируется состояние трубопроводов и противопожарных коллекторов и их соединений. Трецины и вмятины трубопроводов и коллекторов не допускаются.

Зазоры между трубопроводами и деталями каркаса должны быть не менее 3 мм, а между деталями двигателя и трубопроводами — не менее 5 мм.

Кроме того, при визуальных осмотрах проверяется надежность крепления агрегатов и трубопроводов системы, а также правильность зарядки баллонов путем сравнения давления в них при данной температуре с давлением, указанным на таблице, укрепленной на лючке гондолы.

Обслуживание системы нейтрального газа

Перед полетом (с применением системы нейтрального газа) необходимо выполнять следующие работы.

1. Проверить наличие и целостность сигнальных очков на правом борту в хвостовой части левой гондолы двигателя; если сигнальные очки отсутствуют, то баллоны необходимо снять и заменить заряженными.

2. Проверить исправность цепей пиропатронов огнетушителей ОСУ-5.

3. Подогреть баллоны нейтрального газа включением электробогрева на время, указанное ниже:

Температура наружного воздуха, °С	0	—10	—20	—30	—40	—50
Время подогрева баллонов нейтрального газа, ч	подогрев не производить	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5

4. После дозаправки самолета топливом слить отстой из отстойника системы нейтрального газа. Во время слива отстоя должны быть открыты краны людачи нейтрального газа в I и II очереди выработки топлива.

При включении обогревательных элементов системы нейтрального газа убедиться в их работе (на ощупь) на головках баллонов ОСУ-5, трубке обогрева газа, коробке обогрева редуктора и на дросселе.

Примечания: 1. За время, указанное выше, обеспечивается подогрев баллонов до температуры 0° С.

При повышении температуры наружного воздуха на каждые 5° С относительно температур, указанных в таблице, время подогрева баллонов уменьшить на 15 мин.

2. При установке на самолет огнетушителей ОСУ-5 должны быть проверены их зарядка и срок годности.

Глава VII. ВЫСОТОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Система кондиционирования воздуха

Система кондиционирования воздуха предназначена для создания и поддержания в гермокабине комфорта и условий, необходимых для нормальной жизнедеятельности человека при полетах на больших высотах. Воздух для отопления или охлаждения, вентиляции и наддува гермокабин отбирается от компрессоров двигателей АИ-24ВТ и после охлаждения до нужной температуры в агрегатах холодильных установок поступает в кабину. Количество отбираемого от компрессоров воздуха — 1440 кгс/ч обеспечивает 20—26-кратный обмен воздуха в кабине в течение 1 ч. Воздуха, поступающего в кабину от каждого из двигателей, взятое в отдельности, вполне достаточно для наддува гермокабины. Высокая надежность и живучесть системы обеспечиваются активным резервированием.

Принципиальная схема системы кондиционирования (рис. 7.1) состоит из участков отбора, охлаждения и смешения воздуха, а также его распределения по кабинам самолета. Участок отбора воздуха состоит из фланца, расположенного на переднем корпусе камеры сгорания, к которому подсоединен угловой патрубок 10. Между ним и трубой подвода воздуха к смесительному крану 12 и воздухо-воздушному радиатору 8 установлен запорный кран 11, которым выключается, включается и регулируется подача горячего воздуха в систему.

За краном трубопровод разветвляется на две линии — холодную и горячую. Смешение воздуха в необходимых пропорциях происходит в смесительном кране 12, управление которым происходит автоматически блоком 24 ограничения температуры нагнетаемого воздуха. Масса подаваемого воздуха в короба нижний 45 и верхний 46 регулируется распределительным краном 29, управление которым осуществляется блоком переключения кранов коробов, задатчиком которого является термореле 24. Из линии кольцевания 30 воздух по трубопроводам подается в пилотскую кабину на обогрев стекол и рабочих мест экипажа.

При наземной подготовке кабины воздух от наземного кондиционера подается в верхние короба 46 по трубе 55. Управление системой кондиционирования заключается в регулировании подачи воздуха, температуры и напора воздуха в кабине. Регулирование этих параметров осуществляется автоматически или вручную. Напор воздуха в кабине регулируется только автоматически.

Устройство системы кондиционирования воздуха. Холодная и горячая линии и замыкающий их смесительный кран 12 расположены на нижней крышке капота двигателя АИ-24. В холодной линии установлены воздухо-воздушный радиатор 8 (ВВР) и два турбохолодильника 15 (ТХ), работающих параллельно. Воздух охлаждается в ВВР, а затем при необходимости в турбохолодильниках. Температура воздуха в ВВР снижается с 270—250°С до 50—90°С, а в турбохолодильниках — на 40—75°С.

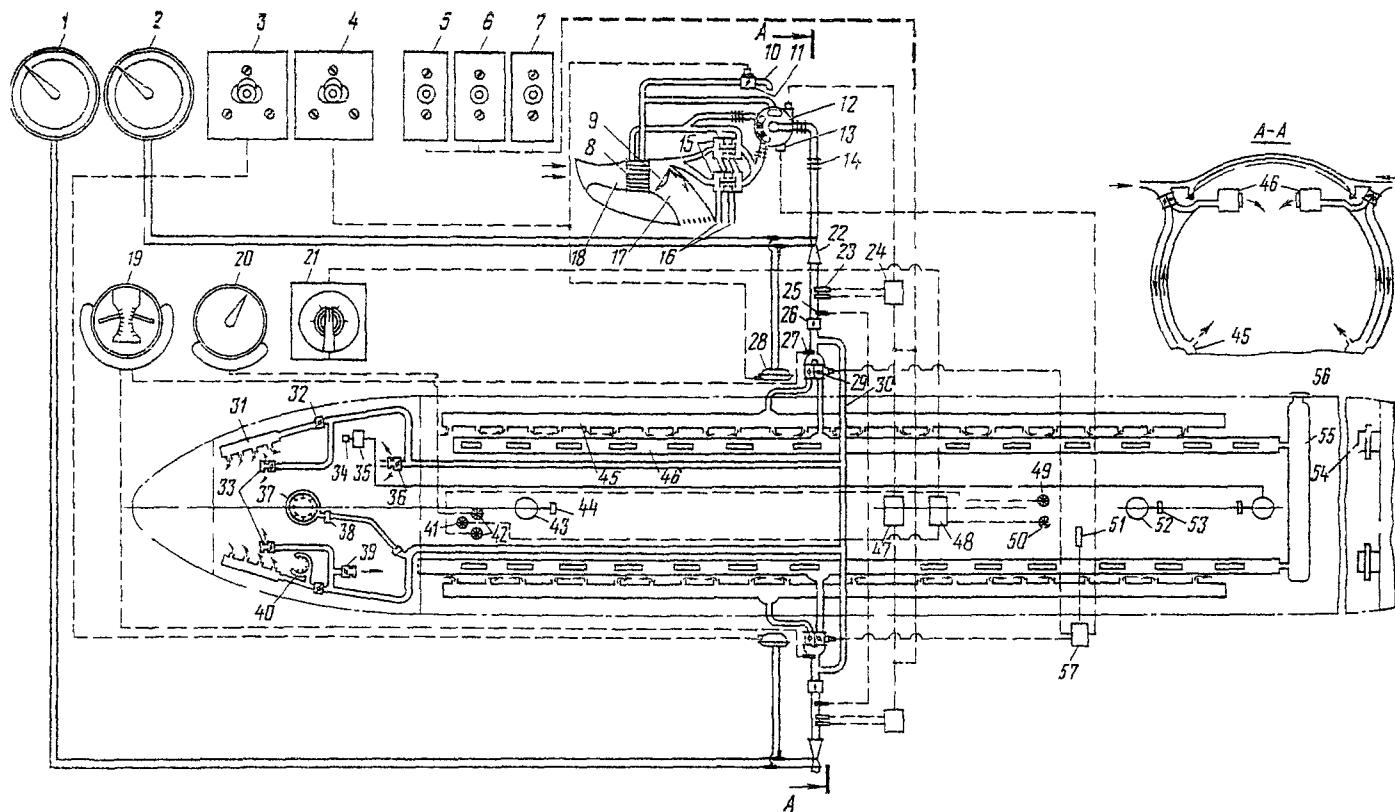


Рис. 7.1. Принципиальная схема системы кондиционирования воздуха:

1, 2 — указатели расхода воздуха, 3, 4 — переключатели управления массовой подачей воздуха, 5—7 — переключатели ручного управления регулирования температуры воздуха, 6 — переключатель автоматического управления системой регулирования температуры воздуха, 8 —

радиатор воздуховоздушный 1639А; 9 — заслонка тоннеля выходного; 10 — патрубок отбора воздуха от двигателя; 11 — кран запорный; 12 — кран смесительный; 13 — электромеханизм МПК-13 управления смесительным краном; 14 — компенсатор температурных деформаций металлический гофрированный; 15 — турбохолодильник 1277Д; 16 — канал ствола воздуха от осциллятора турбохолодильника; 17 — туннель выхлопный воздухо-воздушный; 18 — воздухозаборник; 19 — канал ствола воздуха от осциллятора турбохолодильника; 20 — указатель ТВ-1; 21 — воздухо-воздушный радиатор; 22 — задатчик температуры 24001; 23 — термореле ограничителя нагнетаемого воздуха; 24 — блок реле ограничения температуры нагнетаемого воздуха; 25 — датчик температуры нагнетаемого воздуха; 26 — клапан обогрева кабине; 27 — датчик температуры нагнетаемого воздуха; 28 — кран распределительный; 29 — труба кольцевания; 30 — труба обдува стекол фонаря; 31 — кран обдува ног членов экипажа; 32, 36, 39 — краны обдува ног членов экипажа; 33 — фильтр воздушный 11ВФ-12-1; 35 — регулятор давления 2077; 37 — кран отбора блистера астролюка; 38 — кран включения обогрева блистера астролюка; 39 — клапан выпускной 2176Б; 44 — клапан выпускной 2176Б; 45 — обогрева блистера штурмана; 41, 42, 49, 50 — датчики температуры воздуха П-9; 43 — блок 2449Т синхронизации температуры системы АРТ-56-6; 48 — блок 2459Т управления системой инициальной коробки; 46 — верхний короб; 47 — блок 2449Т синхронизации температуры; 52 — клапан соленоидный 772; 54 — датчики перепада давления; 55 — АРТ-56-6; 57 — клапан выпускной 2176Б; 58 — блок реага управления кранами переключения коробок; 59 — соединение наземного кондиционера; 60 — переходник подвода воздуха к верхнему и нижнему коробам и в кабину пилотов; 61 — труба подвода воздуха между трубой Вентури 22 и переходником 60; 62 — труба подвода воздуха к верхнему коробу 46

Воздухо-воздушный радиатор 8 (рис. 7.2) установлен на переднем фланце выходного туннеля 17 и крепится к нему болтами с анкерными гайками. Гайки приклепаны к фланцу туннеля 17. Между фланцами радиатора и туннеля установлена уплотнительная прокладка. Выходной туннель радиатора укреплен на нижней крышки капота. В обшивке крышки на выходе из туннеля установлено перегулируемое жалюзи для выхода воздуха. Туннель патрубками сообщен с улитками вентиляторов турбохолодильников 15; канал туннеля закрыт заслонкой 9 (см. рис. 7.1), открывающейся под действием скоростного напора воздуха.

В полете воздух в воздухо-воздушном радиаторе охлаждается атмосферным воздухом, поступающим за счет скоростного напора через воздухозаборник 18 (см. рис. 7.2) и выходящим в атмосферу через выходной туннель 17 и нерегулируемое жалюзи. При работе системы кондиционирования на стоянке и при рулении, когда скоростной напор мал, радиатор продувается принудительно вентиляторами турбохолодильников 15. При включении турбохолодильников воздух от ВВР направляется на турбины турбохолодильников, раскручивая их и сидящие на одном валу с ними крыльчатки вентиляторов.

За счет работы, совершающей сжатым воздухом в турбохолодильниках, температура воздуха снижается. В этом случае во избежание засасывания воздуха через выходное жалюзи заслонка 9 (см. рис. 7.1) под действием разряжения воздуха и натяжения пружины закрывается и воздух вентиляторами засасывается через входной туннель ВВР, проходит через радиатор 8, охлаждая его, и отводится через патрубки 16 под капот в атмосферу.

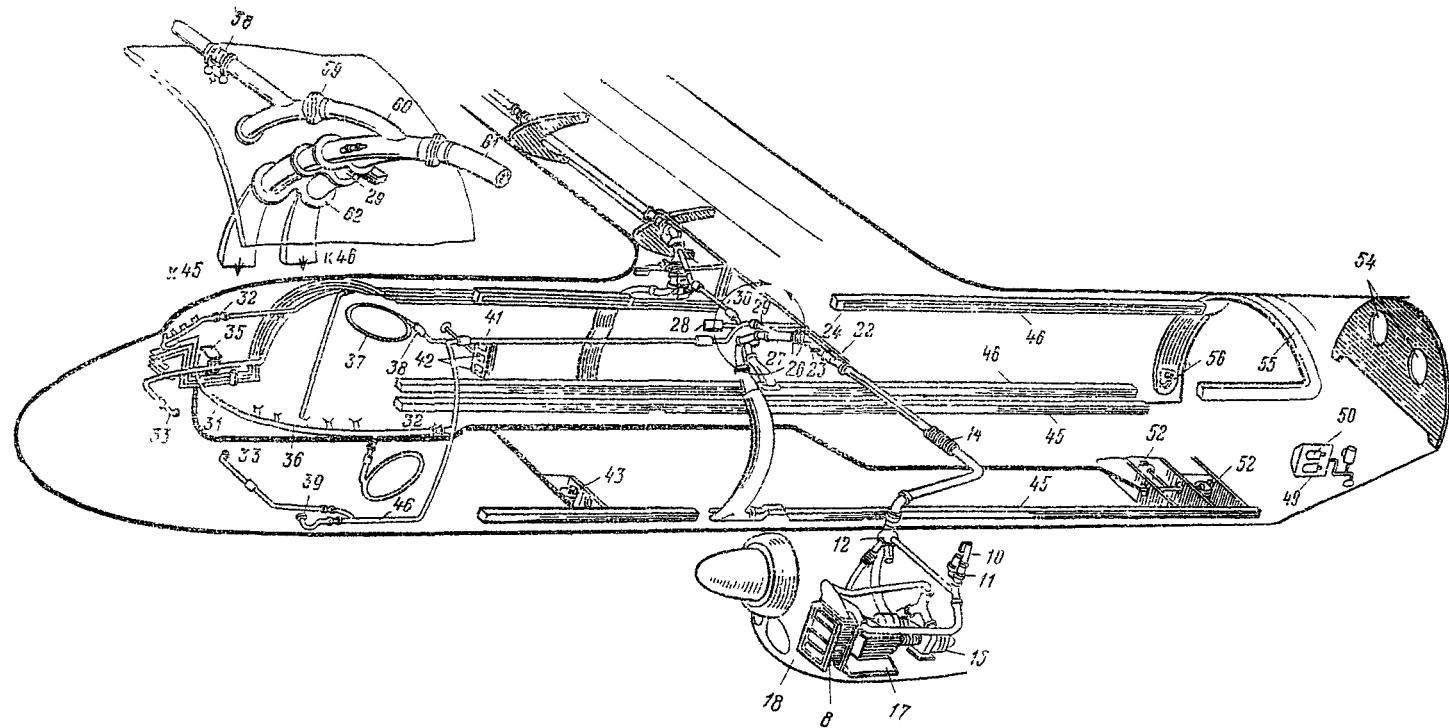


Рис. 7.2. Полумонтажная схема системы кондиционирования (позиции см. в подписи к рис. 71)

Турбохолодильники установлены на кронштейнах, прикрепленных к диафрагме нижней крышки капота. В соединениях кронштейнов турбохолодильников с кронштейнами крышки установлены резиновые амортизаторы. Вентиляторы турбохолодильников помещены в улитки, выходные патрубки которых установлены против жалюзи в обшивке крышки.

Смесительный кран 12 установлен в мотогондоле каждого двигателя АИ-24ВТ. Он предназначен для регулирования температуры воздуха, подаваемого в кабину. Он имеет три входных канала: по трубопроводу от крана 11 подводится горячий воздух, от ВВР — теплый воздух и от ТХ — холодный воздух. Заслонка крана 12 открывает полностью какой-нибудь один клапан или частично два соседних входных канала. К выходному каналу смесительного крана 12 подсоединяется трубопровод с металлическим гофрированным компенсатором 14 (см. рис. 7.2) подачи воздуха в систему.

Металлические гофрированные компенсаторы 14 установлены для предотвращения напряжений в трубах, возникающих от температурных деформаций и для гашения вибраций, происходящих от неравномерной подачи воздуха в систему у смесительного крана. От смесительного крана трубопровод проходит через противопожарную перегородку и по борту гондолы двигателя идет в центроплан. В центроплане трубопровод проложен вдоль переднего лонжерона на кронштейнах, обеспечивающих перемещение труб в осевом направлении при температурных деформациях.

Трубопроводы от правого и левого двигателей соединены между собой трубой кольцевания 30, проложенной в залезе центроплана и подсоединеной к патрубкам. В каждом трубопроводе установлены: металлический гофрированный компенсатор 14, воспринимающий температурные деформации трубопровода и гасящий его вибрации; труба Вентури 22 (датчик расходомера); обратный клапан 26, предотвращающий утечку воздуха при отказе одной из ветвей подачи воздуха; термореле-ограничители 23 температуры нагнетаемого воздуха; датчики 25, 27 температуры нагнетаемого воздуха.

Между первыми 1 и 2 трубопроводом разветвляется на три ветви, которые через обшивку между шпангоутами 15 и 17 вводятся в фюзеляж. Две из них подсоединяются к коробам грузовой кабины, третья идет в кабину экипажа. Перед вводом в фюзеляж в трубопроводах подачи воздуха в короба установлен двухканальный распределительный кран 29 переключения коробов. Короба 45 и 46 проложены по бортам фюзеляжа.

Короба имеют жесткую конструкцию. Верхний короб 46 расположен под потолком, нижний 45 — у пола. Верхний имеет в боковой стенке решетки для выхода воздуха в кабину. Между шпангоутами 30 и 31 верхние короба обоих бортов соединены трубой 55, к которой подключен штуцер 56, установленный на правом борту для подсоединения наземного кондиционера. Нижние короба 45 разделены на две секции: переднюю и заднюю. В стыках между передней и задней стенками в них прорезаны окна для выхода воз-

духа в пространство между облицовкой и теплоизоляцией стенок кабинны. Необходимые проходные сечения окон короба 45 обеспечиваются установкой между стенками бобышек.

Воздух в нижние короба 45 подается по вертикальным трубам (стоякам), проложенным по бортам самолета между шпангоутами 15—16. Труба, подводящая воздух в нижний короб, внизу раздвоена и соединена с патрубками подачи воздуха в передние и задние секции короба. В кабине экипажа трубопровод правой системы разветвляется на три и левой системы на пять ветвей, по которым воздух подводится к стеклам фонаря, к кольцевым коллекторам 37 и 40 обогрева блистеров, к трем кранам 35, 36, 39 включения обогрева ног членов экипажа.

В груповом воде 31 подача воздуха на стекла фонаря кабинны на участке между шпангоутами 5—6 установлен ручной кран 32 включения обогрева стекол. Для выхода воздуха трубопровод в районе фонаря имеет щелевые насадки. Такие же насадки имеет коллектор обогрева блиста. Краны включения обогрева рабочих мест экипажа установлены на полу кабинны по одному у ног каждого пилота 33, один у ног штурмана 39 и один 36 на перегородке шпангоута 7 и ног радиостарта. Краны 33, 36 и 39 имеют педали для управления.

В кабине экипажа применен конвективный способ отопления. Обогрев стекол фонаря включается при необходимости. При интенсивном занедевании или запотевании стекол весь горячий воздух, поступающий в кабину экипажа, может быть направлен только на стекла. Для этого необходимо закрыть краны 33, 36 и 39. В грузовой кабине применен панельный способ отопления (охлаждения). Для отопления (охлаждения) грузовой кабине воздух кранами переключения коробов направляется в нижние короба. Отсюда через окна воздух проходит в пространство между облицовкой и теплоизоляцией стенок, где, поднимаясь вверх (см. рис. 7.1, сеч. АА), отдает большую часть тепла кабине, а затем через зазоры между панелями потолка выходит в кабину.

Для ускоренного охлаждения кабине воздух кранами направляется в верхние короба и из них через решетки коробов выходит в кабину. Из кабине воздух выходит через выпускные клапаны 43 и 52 системы автоматического регулирования давления. При наземной подготовке кабине воздух наземным кондиционером также подается в верхние короба. Штуцер 56 для подсоединения наземного кондиционера установлен в люке на правом борту фюзеляжа между шпангоутами 30—31 и снаружи закрыт крышкой. Штуцер выполнен по международному стандарту.

Воздух от кондиционера по трубе 55 (см. рис. 7.2) попадает в верхние короба 46 и через решетки поступает в кабину. Для проверки кабины на герметичность на самолете установлен штуцер для подсоединения наземного компрессора. Штуцер установлен в правом электрорутсеке на шпангоуте 4. Здесь же находится штуцер для подсоединения контрольного манометра. Оба штуцера выполнены по международному стандарту. Для предотвращения скоп-

ления конденсата в нижней части фюзеляжа в обшивке имеются дренажные отверстия

Регулирование массовой подачи воздуха. Массовая подача воздуха в кабину регулируется с помощью запорных кранов. Переключатели управления запорными кранами установлены на правом пульте пилотов (рис. 7.3). Переключатели имеют положения «Открыто», «Закрыто», «Автомат». При установке переключателей в положение «Открыто» или «Закрыто» соответственно включается или выключается отбор воздуха от двигателей для систем кондиционирования. При установке переключателей в положение «Автомат» вступает в работу система автоматического регулирования массовой подачи воздуха (АРВП).

На самолете установлены два комплекта АРВП: один — для регулирования подачи воздуха от правого двигателя, второй — от левого двигателя. В комплект АРВП входят: датчик расхода — труба Вентури, которая одновременно служит и датчиком для указателя расходомера воздуха; командный прибор; исполнительный механизм — запорный кран. Командные приборы установлены под передним зализом центроплана. При работе системы АРВП необходимый расход воздуха поддерживается автоматически. Контроль за количеством подаваемого воздуха от каждого двигателя осуществляется по указателям расходомеров воздуха УРВК-18 на средней панели приборной доски.

Регулирование температуры воздуха. Температура подаваемого в кабину воздуха регулируется в пределах 0—110°С с помощью смесительных кранов. Выключатели управления смесительными кранами расположены на горизонтальной панели правого пульта пилотов (см. рис. 7.3). На панели установлены переключатель перевода управления кранами на «Автомат» и «Ручное» и два переключателя «Тепло — Холод» регулирования температуры подаваемого в кабину воздуха левой и правой системами.

На этой же панели находится рукоятка задатчика температуры воздуха.

Температура подаваемого в кабину воздуха контролируется двухструйным электрическим термометром 2ТУЭ-1, установленным на правой панели приборной доски. Датчики П-1 температуры воздуха установлены в трубопроводах у нервюра 2а в переднем за-

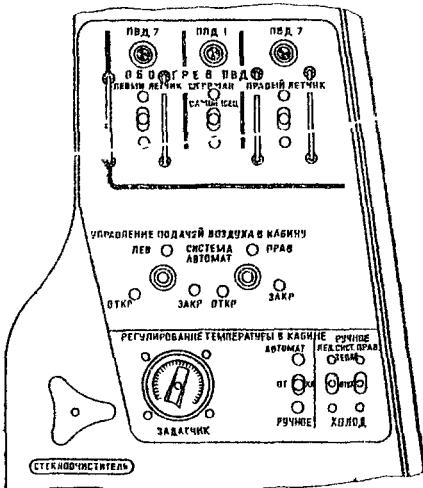


Рис. 7.3 Щиток управления системой кондиционирования воздуха на правом пульте пилотов

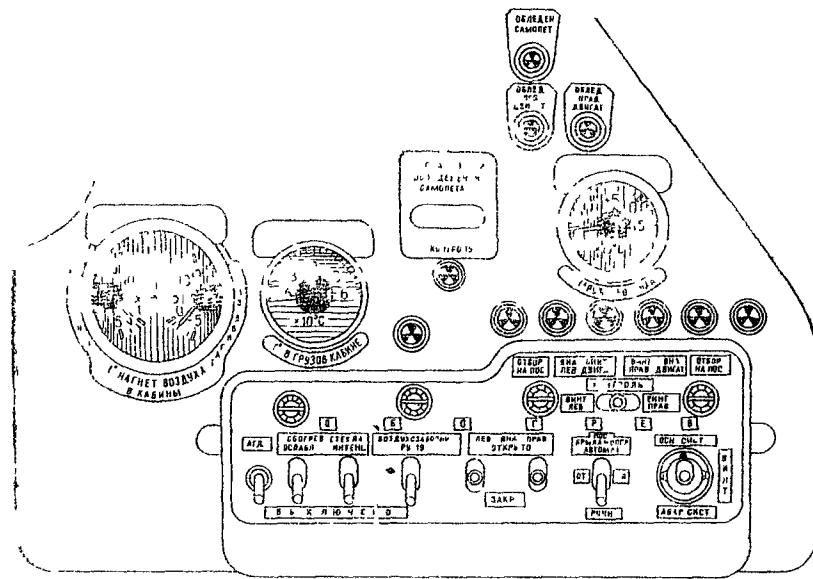
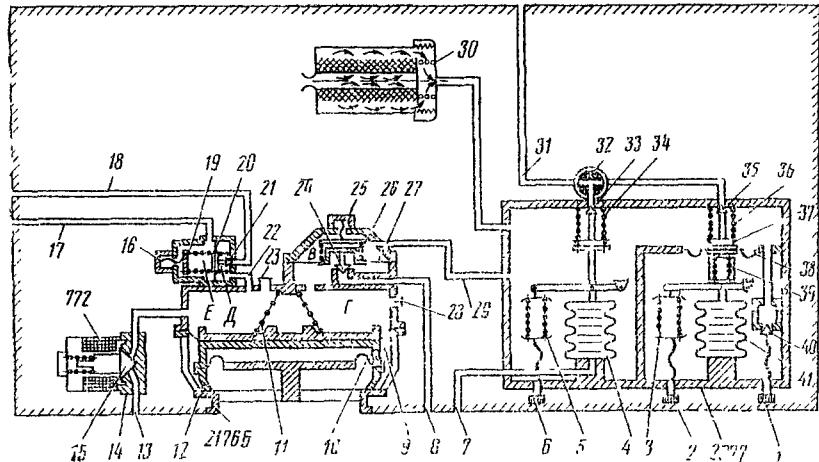


Рис 74 Правая панель приборной доски: приборы, сигнализация и управление системой кондиционирования и противообледенительной системой

лизе центроплана. Температура в грузовой кабине контролируется термометром ТВ-1 (рис. 7.4), установленным на правой панели приборной доски.

Автоматическое регулирование температуры воздуха осуществляется системой автоматического регулирования температуры (АРТ). В комплект АРТ входят: задатчик температуры, два датчика температуры, блок управления, исполнительные механизмы, смесительные краны с электромеханизмами; блок синхронизации системы, два датчика температуры блока синхронизации температуры подаваемого воздуха, ограничители температуры воздуха — термореле.

Задатчик температуры установлен на правом пульте пилота, блоки управления и синхронизации — на потолке между шпангоутами 24—26, датчики П-9 — на этажерке шпангоута 11 и на левом борту между шпангоутами 33 и 34, датчики П-1 и термореле — в трубопроводах правой и левой систем в носках центроплана. Блок управления поддерживает в грузовой кабине температуру, установленную на задатчике. Блок синхронизации выравнивает температуру воздуха, подаваемого в кабину правой и левой системами. Синхронизация производится по системе с более низкой температурой воздуха. Блоки управления и синхронизации подают сигналы на управление смесительными кранами импульсами. Этим замедляется срабатывание кранов и достигается плавное изменение температуры подаваемого воздуха.



гулятор давления 2077 имеет узлы регулирования абсолютного и избыточного давлений и скорости изменения давления в кабине.

Кроме того, для очистки воздуха, подводимого к регулятору давления, от табачного дыма установлен фильтр 30.

Абсолютное давление в кабине с высоты начала герметизации поддерживается постоянным до высоты, на которой избыточное давление становится равным $0,3 \pm 0,02$ кгс/см² постоянным. Изменять его величину запрещается, так как увеличение избыточного давления недопустимо по условиям прочности, а уменьшение значительно ухудшает условия работы экипажа. Скорость изменения давления в кабине установлена равной 0,18 мм рт. ст./с, или 3 м/с. При необходимости она может быть увеличена до 0,25 мм рт. ст./с.

Высота начала герметизации устанавливается на регулятор давления перед взлетом (на 45 мм рт. ст. менее фактического барометрического давления на аэродроме взлета, что соответствует примерно высоте 500 м над аэродромом взлета), а перед посадкой — в соответствии с фактическим барометрическим давлением на аэродроме посадки.

Выпускной клапан 2176Б является исполнительным механизмом командного прибора и совместно с ним служит для поддержания заданного давления в герметической кабине. Конструкция выпускного клапана 2176Б, кроме стабилизатора давления и собственно клапана, включает в себя узел ограничителя избыточного давления, который отрегулирован на давление 245 ± 10 мм рт. ст. ($0,334$ кгс/см²). Узел избыточного давления выпусканого клапана 2176Б служит для предотвращения повышения избыточного давления в кабине выше 245 ± 10 мм. рт. ст.

В системе предусмотрен сброс давления из гермокабины при сбросе грузов. Необходимость аварийного сброса давления может быть вызвана также какими-либо нарушениями герметичности кабины. Выпуск воздуха из кабины производится принудительным открытием выпускных клапанов 2176Б. При этом подача воздуха в кабину полностью прекращается. Одновременно со сбросом давления необходимо снизиться на безопасную высоту.

Выпускные клапаны 2176Б принудительно открываются с помощью соленоидных клапанов 772. Выключатель «Аварийный сброс» соленоидных клапанов 772 расположен под колпачком на приборной доске. Соленоидные клапаны 772 при включении сообщают полости Г выпускных клапанов каналом 13 (см. рис. 7.5) с атмосферой, выпускные клапаны открываются и выпускают избыток воздуха из кабины. Этим же способом производится выравнивание кабинного давления на аэродроме посадки.

Для контроля за работой системы регулирования давления воздуха в кабине на средней панели приборной доски установлены двухстrelочный указатель высоты и перепада давлений (УВПД) и кабинный вариометр. Одна стрелка указателя показывает «высоту» в кабине, вторая — перепад давлений (разность между давлением в кабине и атмосферным). Если на задатчике регулятора

давления установить высоту начала герметизации, соответствующую давлению на аэродроме взлета, то при наборе высоты давление в кабине будет поддерживаться постоянным, а перепад давлений будет увеличиваться до максимального значения $0,3 \text{ кгс}/\text{см}^2$. На этом участке полета УВПД будет показывать постоянную «высоту» в кабине и изменяющийся перепад. При дальнейшем наборе высоты перепад давлений остается постоянным (стрелка перепада будет показывать $0,3 \text{ кгс}/\text{см}^2$), а «высота» в кабине увеличивается, достигая на высоте полета 6000 м величины 2400 м по УВПД.

Кабинный вариометр предназначен для контроля «вертикальной скорости», вызываемой изменением давления воздуха в кабине. Последнее имеет место в момент включения и выключения системы наддува и при изменении высоты полета.

Все агрегаты системы расположены в герметической кабине. Регулятор давления 2077 закреплен на кронштейнах, в задней части пульта правого пилота. Выпускные клапаны 2176Б закреплены на специальных герметических коробках, установленных под полом грузовой кабины между шлангоутами 12 и 13, 29 и 30, 30 и 31 и жестко закрепленных на обшивке и стрингерах. На выходном отверстии установлена сетка, исключающая попадание посторонних предметов в клапанную коробку. Соленоидные клапаны 772 установлены под полом грузовой кабины рядом с выпускными клапанами.

Доступ к выпускным и соленоидным клапанам для их осмотра и замены осуществляется при снятии панелей пола грузовой кабины.

Работа системы АРД. Перед взлетом самолета поворотом ручки 2 (см. рис. 7.5) задатчика «Начало герметизации» устанавливается высота, на которой начинается регулирование давления в кабине (на 45 мм рт. ст. ниже аэродромного давления). Ручкой 6 задатчика «Избыточное давление» устанавливается избыточное давление ($0,3 \text{ кгс}/\text{см}^2$), а ручкой 1 задатчика «Скорость изменения давления» проверяют величину заданной скорости изменения давления, которая не должна превышать $0,18 \text{ мм рт. ст./с}$. Эти величины отчитываются на шкалах «Начало герметизации», «Избыточное давление» и «Скорость изменения давления».

До заданной высоты, на которой начинается регулирование давления в кабине, клапан 35 находится в открытом положении и полость A регулятора сообщается с атмосферой. Вследствие этого давление в полости A будет меньше давления в герметической кабине лишь на величину гидравлического сопротивления, возникающего при прохождении воздуха через фильтр 30.

Уменьшенное давление из полости A регулятора передается в полость B выпускного клапана. При этом мембрана 27 поднимается вверх и открывает клапан 24, вследствие чего воздух из полости G стравливается в атмосферу. В результате быстрого выхода воздуха в полости G стабилизируется давление ниже кабинного и клапан 12 вместе с мембранный 9 под действием кабинного давления поднимется вверх и откроет выход воздуху из кабины в атмосферу.

сферу, в результате чего до заданной высоты будет происходить свободная вентиляция кабины.

По мере уменьшения атмосферного давления в связи с подъемом на высоту, а следовательно, уменьшения давления и в полости A регулятора усилие, действующее на сильфон абсолютного давления 41 , падает и сильфон под действием пружины 3 и своей собственной упругости начинает растягиваться. При достижении самолетом заданной высоты сильфон 41 расширяется и перемещает золотник 37 до закрытия клапаном 35 выхода в атмосферу. Полость A изолируется от атмосферы. С этого момента начинается герметизация кабины. С высоты герметизации, на которой начинается регулирование давления в кабине, до высоты, на которой достигается заданное избыточное давление, давление в полости A регулируется сильфоном 41 абсолютного давления и пружиной 39 .

Как только клапан 35 закрывается, в полостях A и B начинает возрастать давление вследствие подачи воздуха в кабину (при включении системы кондиционирования). Это давление передается в полость B выпускного клапана, при этом мембрана 27 опустится вниз и закроет клапан 24 . Связь полости G с атмосферой прекратится. Воздух из кабины поступает в полость G через фильтр-дюзу 23 и прикрывает клапан 12 . Увеличение давления в кабине приведет к тому, что сильфон абсолютного давления 41 сожмется и откроет клапан 35 , через отверстие которого воздух из полости A будет стравливаться в атмосферу.

Давление в полости A уменьшится, поэтому уменьшится давление и в полости B выпускного клапана, в результате чего клапан 12 приоткроется и будет выпускать воздух из кабины в атмосферу до тех пор, пока в кабине не установится заданное давление. Вследствие этого живое сечение клапана устанавливается такой величины, которая способна обеспечить расход воздуха, поступающего в кабину по магистралям наддува. Так будет происходить процесс регулирования давления до высоты, на которой достигается заданное избыточное давление $0,3$ кгс/см 2 . При дальнейшем подъеме самолета вступает в действие узел, регулирующий избыточное давление в кабине.

Как только разность кабинного и атмосферного давлений, действующая на сильфон 4 , достигнет величины, превышающей усилие пружины 5 , откроется клапан 33 , через отверстие которого воздух из полости A стравится в атмосферу. Падение давления в полости A регулятора передается в полость B выпускного клапана, последний приоткроется и стравит в атмосферу весь избыток давления, превышающий заданный предел. Таким образом, начиная с высоты, на которой достигается заданное избыточное давление в кабине, между полостью A регулятора и атмосферой будет поддерживаться постоянная разность давлений, которая обеспечивает постоянное избыточное давление в герметической кабине на всем протяжении полета.

Регулирование скорости изменения давления происходит следующим образом. При наборе высоты (в случае герметизации ка-

бины на земле) воздух из кабины входит в полость регулятора *A* через фильтр *30*. Полость *A* сообщается с полостью *B* через отверстие в корпусе игольчатого клапана *40*, проходное сечение которого регулируется вращением ручки *1*. Мембрана *38*, расположенная между полостью *A* и полостью *B*, обеспечивает плавное изменение давления в кабине. При резком повышении давления в полости *A* мембрана *38* преодолевает усилие пружины *36* и открывает клапан *35*, сбрасывая часть воздуха в атмосферу.

Падение давления в полости *A* регулятора передается в полость *B* выпускного клапана, в результате чего выпускной клапан открывается и сбрасывает избыток давления в атмосферу. При медленном повышении давления в полости *A* давление в полости *B* успевает сравняться с давлением в полости *A* через отверстие клапана *40*, регулируемое иглой.

При этом мембрана *38* будет находиться в равновесии и клапан *35* открываться не будет.

С увеличением высоты полета давление воздуха в полости *A* понижается. Давление воздуха в полости *B* будет несколько выше, так как первоначальное давление воздуха, заключенного в этой полости, не успевает сравняться с давлением в полости *A* из-за сопротивления игольчатого клапана *40*, поэтому мембрана *38* прогнется вверх, клапан *35* закроется и изменит давление в полости *A*, а следовательно, и в полости выпускного клапана *2176Б*. Таким образом, скорость изменения давления в кабине зависит от скорости, с которой воздух может проходить через игольчатый клапан *40*.

Выпускной клапан *2176Б* может пропускать воздух в обратном направлении (т. е. из атмосферы в кабину) в случае быстрого снижения самолета, если атмосферное давление воздуха превысит давление в кабине. При этом клапан *12* открывается под воздействием мембранны *10*. Во избежание образования в полости *Г* давления большего, чем в кабине, имеется клапан *28*, через который воздух из полости *Г* сбрасывается в кабину. Открытие клапана *12* происходит при перепаде в 3—5 мм рт. ст. между давлением в полости *Г* и давлением атмосферного воздуха, что соответствует усилию пружины *11*. В случае выхода из строя регулятора давления в работу включается узел избыточного давления, связанный с выпускным клапаном.

Полость *Г* выпускного клапана соединена с полостью *Д* ограничителя, полость *Е* — с атмосферой. Пружина *19* отрегулирована винтом *16* так, что в полости *Д* поддерживается избыточное давление 245 мм рт. ст. Следовательно, если на какой-либо высоте перепад давления на мембране *20* превысит эту величину, клапан *21* отойдет от седла и полость *Д* ограничителя, а также, и полость *Г* клапана сообщатся с атмосферой. Давление в этих полостях упадет и будет ниже давления воздуха в кабине. Под воздействием кабинного давления клапан *12* открывается и сбрасывает лишний воздух в атмосферу. В результате избыточное давление в кабине не будет выше 245 мм рт. ст.

Агрегаты системы кондиционирования

Воздухо-воздушный радиатор 1639А (рис. 7.6) служит первой ступенью охлаждения воздуха, подаваемого в кабину самолета; в нем отбирается большая часть тепла. Температура воздуха, проходящего через воздухо-воздушный радиатор (ВВР), снижается с 210—250° С до 50—90° С. Радиатор (рис. 7.6, а) состоит из корпуса 2 с четырьмя прямоугольными фланцами охлаждающего элемента 3, верхней 5 и нижней 1 крышек. Передний и задний фланцы примыкают соответственно к входному и выходному туннелям. На верхнем и нижнем фланцах устанавливаются крышки. Верхняя крышка имеет патрубки для присоединения подводящего и отводящего трубопроводов. Нижняя крышка глухая.

Перегородка 4 делит охлаждающий элемент на две части — прямой и обратный ход. Охлаждающий элемент состоит из набора тонких труб малого сечения, благодаря чему радиатор при малых габаритах и весе имеет большую охлаждающую поверхность. Охлаждающий элемент закреплен в корпусе радиатора. Трубки прямого хода 7 (см. рис. 7.6, б) расположены дальше от входа пропульсивного воздуха, в них происходит начальное охлаждение воздуха, поступающего из компрессора. Трубки обратного хода 6 омываются свежим воздухом.

Основные технические данные

Охлаждающая поверхность	4,69 м ²
Рабочее давление	до 4 кгс/см ²
Разрушающее давление	14 кгс/см ²
Масса	не более 11 кг

Турбохолодильник 1277Д (рис. 7.7) служит второй ступенью охлаждения воздуха, подаваемого от двигателя в кабину самолета.

Он состоит из вентилятора и турбины. Вентилятор состоит из крыльчатки 2, зажатой гайкой на валу 1, и корпуса 9, а турбина — из диска 4, закрепленного на валу 1, соплового венца 6, корпуса 8 и кожуха 5, закрепленного на шпильках, ввернутых в корпус 8. Между кожухом 5 и корпусом 8 установлена диафрагма 7. Корпус турбины 8 центрируется на корпусе подшипников 3. В корпусе турбохолодильника на одном валу 1 закреплены диск 4 ротора турбины расширения и крыльчатка 2 центробежного вентилятора.

После ВВР воздух при температуре 50—90° С и давлении

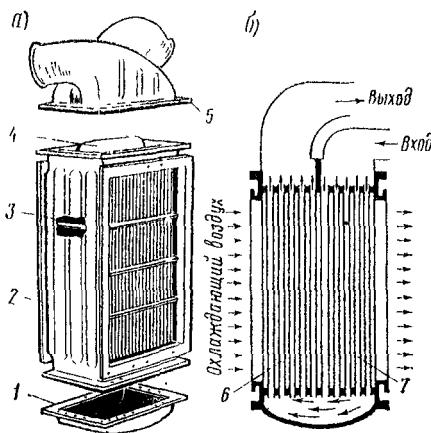


Рис. 7.6 Радиатор воздухо-воздушный 1639А
а — общий вид; б — схема работы ВВР

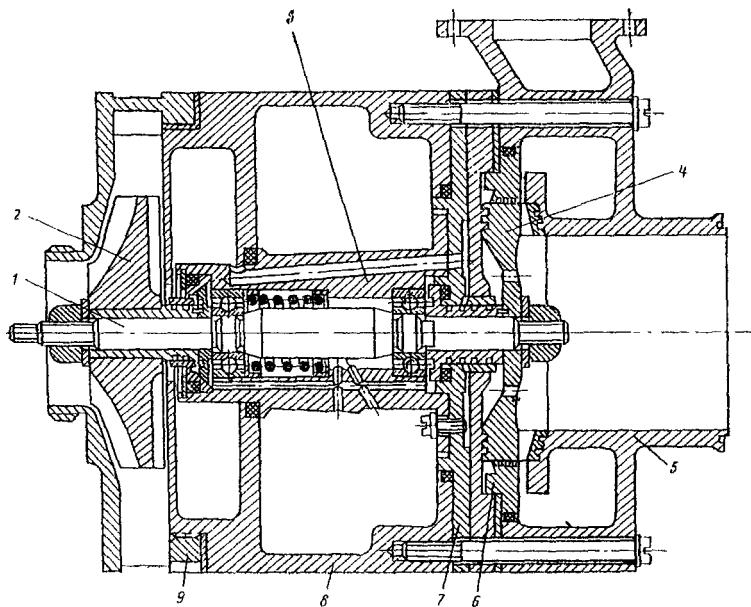


Рис. 7.7 Турбохолодильник 1277Д

3–5 кгс/см² поступает в сопловые аппараты двух турбохолодильников, работающих параллельно. В сопловом аппарате турбины каждого турбохолодильника воздух направляется на лопатки ротора турбины, раскручивая его и вентилятор до 46 000 об/мин. В результате срабатывания теплоперепада и расширения на выходе из турбины воздух имеет давление 1 кгс/см² и температуру на 40–75° С ниже температуры воздуха на входе. Турбохолодильники установлены на нижней крышке капота. Штуцера трубок для заливки масла в турбохолодильники выведены к левому борту.

Основные технические данные

Давление на входе	до 5 кгс/см ²
» » выходе	1 ^{+0,1} кгс/см ²
Температурный перепад	до 75° С
Масса	не более 3,5 кг

Запорный кран служит для включения и отключения подачи воздуха от двигателя в систему кондиционирования и для регулирования количества подаваемого воздуха. Кран (рис. 7.8) состоит из корпуса 2 и крышки 5, отлитых из алюминиевого сплава и соединенных между собой болтами. В пространстве между крышкой и корпусом крана на оси 1 установлен поводок 3 с плавающей заслонкой 6, перекрывающей проходной канал крана. Заслонка 6 от выпадения закончена в поводке 3 кольцом 4. Управляет заслонкой 6 электромеханизмом 11, вал 10 которого соединен с осью 1 при помощи рычагов 7, 9 и тяги 8. В электромеханизме имеются конце-

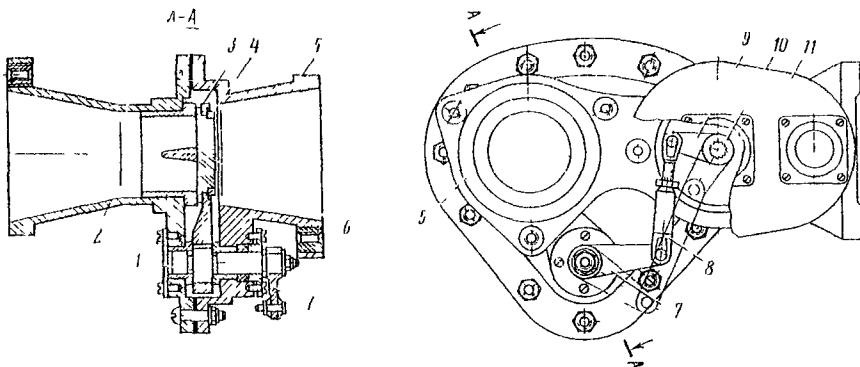


Рис. 7.8 Кран запорный

вые выключатели, выключающие электромеханизм при полном открытии и полном закрытии крана.

Смесительный кран (рис. 7.9) предназначен для смешения холодного, теплого и горячего воздуха в пропорции, заданной калиброванным задатчиком температуры. Корпус крана сделан из алюминиевого сплава. В нем на двух подшипниках при помощи электромеханизма вращается сферическая стальная заслонка, к которой пружинами прижимаются три притертые бронзовые втулки. Уплотнение зазора между втулками и корпусом достигается кольцами из термостойкой резины. Корпус крана имеет три входных канала, к одному из которых подается горячий воздух от компрессора двигателя, ко второму — теплый воздух от ВВР и к третьему — холодный воздух от турбоходильников. На каждом канале имеется соответствующая надпись: «хол.», «гор.» или «тепл.». Аналогичные надписи нанесены на кулачке против смотрового окна. При вращении заслонки совместно с кулачком в окне появляется надпись, указывающая, в каком положении в данный момент расположен вырез в заслонке относительно каналов крана. Крышка крана имеет один общий выходной канал. Заслонка крана имеет огверстие, открывающее полностью один или частично два входных канала, поэтому проходное сечение крана

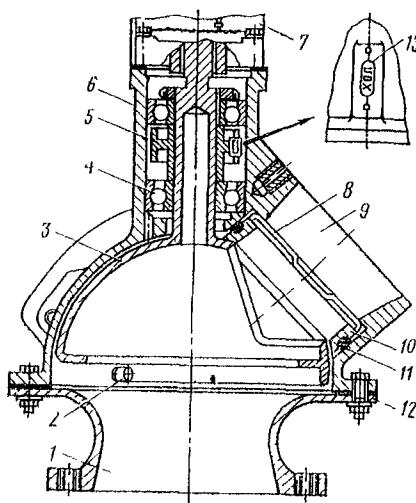


Рис. 7.9 Кран смесительный.

1 — канал выходной; 2 — упор; 3 — заслонка; 4 — шариконодышник; 5 — кулачок; 6 — корпус; 7 — электромеханизм МПК-13БТВ; 8 — пружина; 9 — канал входной; 10 — втулка; 11 — кольцо; 12 — крышка; 13 — окно смотровое

богается постоянным. Концевые выключатели в электромеханизме отрегулированы так, что в определенном положении заслонки 3 они выдают сигнал на переключение распределительного крана.

Распределительный кран (рис. 7.10) служит переключения подачи воздуха в верхние и нижние короба в зависимости от температуры подаваемого воздуха. Распределительный кран состоит из корпуса 5 и двух заслонок 6. Последние установлены на осиах 4, которые связаны между собой тягой 9 и пружиной 10. Правая заслонка 4 связана с электромеханизмом 1 тягой 2 с муфтой 3. В муфте установлена пружина 11, упирающаяся в палец 12, фиксированный от осевого перемещения шайбой 13. При перемещении тяги 2 влево пружина 11 сжимается и усилие, приложенное к рычагу оси 4, возрастает. Это дает возможность уменьшить нагрузку на ротор электромеханизма 1 при его пуске и повысить его долговечность. Электромеханизм 1 закреплен на оси 7 в корпусе крана 5.

Корпус 5 крана отлит из алюминиевого сплава, имеет два канала с заслонками 6 из нержавеющей стали. Системой рычагов заслонки сблокированы так, что при открытии одного канала другой закрывается и наоборот. Приводом заслонок является электромеханизм 1, перекладывающий заслонки из одного крайнего положения в другое.

Датчик перепада давления (рис. 7.11) предназначен для выдачи электрического сигнала в систему открытия грузовой двери

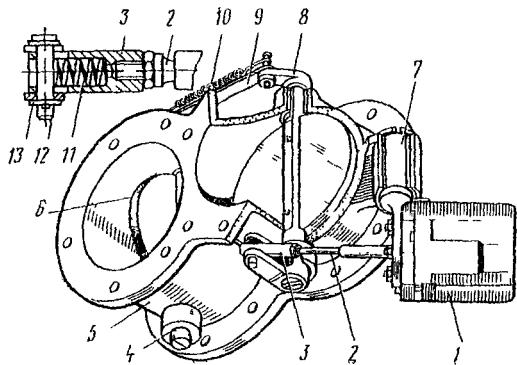


Рис. 7.10. Кран распределительный

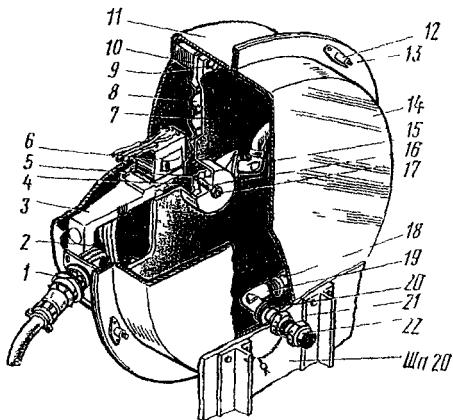


Рис. 7.11. Датчик перепада давления

1 — штекерный разъем, 2 — провода электрические, 3 — кольцо, 4 — пружина, 5 — опора, 6 — выключатель концевой, 7 — корпус, 8 — мембрана, 9 — винт, 10 — прокладка, 11 — крышка, 12 — гайка анкерная, 13 — болт, 14 — коробка, 15 — штуцер, 16 — винт, 17 — гайка контровочная, 18 — трубка резиновая, 19 — угольник, 20 — кольцо уплотнительное, 21 — гайка, 22 — гайка сетка

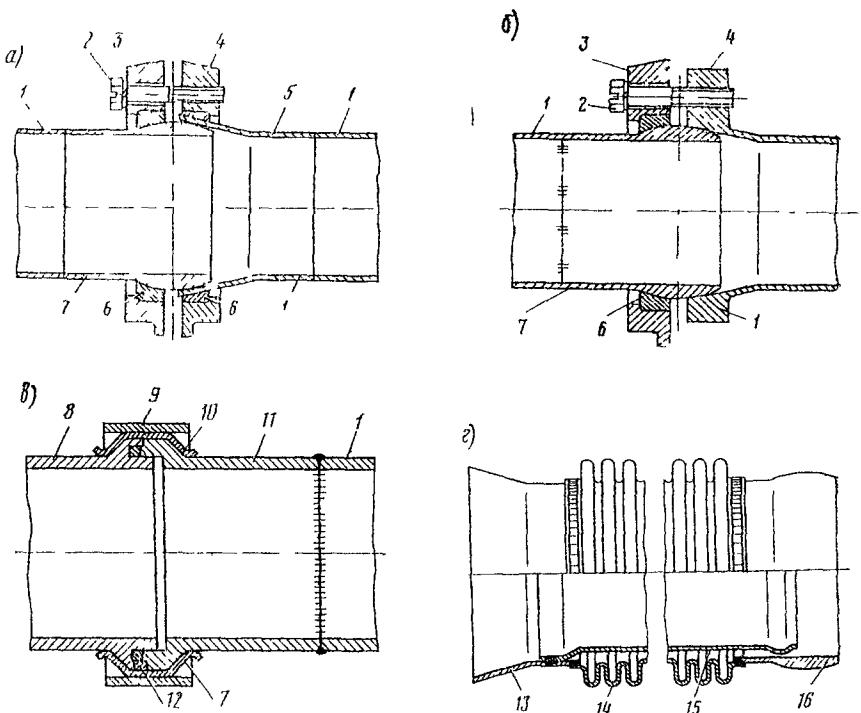


Рис 7.12 Соединительная и компенсационная арматура трубопроводов
 а — фланцевое соединение трубопроводов, б — соединение трубопроводов с креплениями,
 в — соединение трубопровода с патрубком турбовоздоныника, г — компенсатор,
 1 — труба, 2 — болт стяжной, 3 — фланцы, 5 — кольца, 6 — кольца, 9 — втулка,
 10 — полукольцо, 12 — прокладка уплотнительная, 13 — 16 — фланцы компенсатора,
 14 — патрубок гофрированный, 15 — стакан

(рампы) при достижении перепада давления между кабиной и атмосферой $0,01 \pm 0,005 \text{ кгс/см}^2$.

Датчик состоит из корпуса 7, к которому с помощью кольца 3 и восьми винтов 9 крепится мембрана 8. Жесткость мембраны регулируется пружиной 4, которая с одной стороны опирается на жесткий центр мембраны, а с другой — на опору 5. Усилие пружины регулируется винтом 16. Для предохранения от повреждений мембрана закрыта крышкой 11. На кольце 3 установлены два концевых выключателя 6, контакты которых соединены со штепсельными разъемами 1, установленными на крышке 11. Полость датчика связана с атмосферой через штуцера 15 и 19 и резиновую трубку 18.

Основные технические данные

Перепад давления для срабатывания концевых выключателей (при разрежении в полости датчика от 0,3 до 0 кгс/см^2) $0,01 \pm 0,005 \text{ кгс/см}^2$

Рабочий перепад давления	0,3 кгс/см ²
Максимально допустимый перепад давления	0,5 кгс/см ²
Рабочая температура	от -60 до +60° С
Напряжение электрической цепи	27 В ± 10%
Величина тока.	
при омической нагрузке	от 0,2 до 10 А
« индуктивной »	» 0,2 » 5 А
Масса	не более 1,6 кг

Трубопроводы, соединения, крепления. Трубопроводы подачи воздуха системы кондиционирования сварены из листового материала: на участке от двигателя до ВВР — из нержавеющей стали, на остальных участках — из алюминиевых сплавов. Трубопроводы имеют антикоррозионное покрытие и теплоизолированы. Основным видом соединения труб является шаровой стык. Характерные соединения показаны на рис. 7.12, а.

Шаровые соединения допускают перекос труб в любую сторону до 3°. Соединения труб с турбохолодильниками — фланцевые (рис. 7.12, в) со стяжными хомутами и медными уплотнительными прокладками.

Соединения труб с датчиками расходомеров (трубами Вентури), с кранами переключения коробов и соединения труб внешней проводки с трубами, проложенными внутри фюзеляжа, — фланцевые со стяжными болтами и резиновыми уплотнительными прокладками.

Грубы в кабинах самолета, а также трубы линии кольцевания соединяются муфтами из полисилоксановой резины с прослойкой из стеклоткани и ленточными хомутами.

Компенсатор (рис. 7.12, г) состоит из гофрированного патрубка 14 из нержавеющей стали с приваренными на концах наконечниками шаровых соединений. Для устойчивости внутри установлен стакан 15. Трубопроводы системы кондиционирования крепятся к элементам конструкции хомутами. В центроплане трубопроводы устанавливаются на кронштейнах, допускающих перемещение труб в осевом направлении (рис. 7.13).

Трубопроводы пневматической связи агрегатов регулирования давления выполнены из алюминиевых сплавов или гибких шлангов диаметром 8×1 и 6×1 мм.

Соединение труб и шлангов ниппельное, крепление к элементам конструкции — с помощью хомутов и колодок.

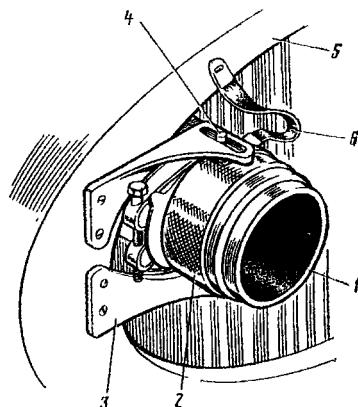


Рис. 7.13. Подвижное крепление трубопроводов системы кондиционирования к носку нервюры в центроплане:
1 — труба, 2 — теплоизоляция; 3 — кронштейн, 4 — хомут, 5 — носок нервюры, 6 — металлизация

Основные рекомендации по техническому обслуживанию системы кондиционирования

В сроки, предусмотренные регламентом технического обслуживания, а также в случае замены агрегатов или трубопроводов производятся следующие виды работ: проверка работы агрегатов высотного оборудования; проверка трубопроводов системы кондиционирования на герметичность; периодическое техническое обслуживание агрегатов системы; проверка кабины самолета на герметичность; проверка работы системы автоматического регулирования давления; проверка работы системы высотного оборудования.

Проверка работы агрегатов высотного оборудования производится при работающих двигателях, для чего необходимо:

включить все АЗС высотного оборудования, установить переключатели управления массовой подачей воздуха в положение «Закрыто», переключатель управления системой регулирования температуры — в положение «Автомат»; на задатчике 2400Т установить температуру 20—22° С; на командном приборе изделия 2077 (см. рис. 7.5) установить ручку трехходового крана в положение «Включено» и законтрить, на шкале «Избыточное давление» отрегулировать давление 0,3 кгс/см²; на шкале «Скорость изменения давления в кабине» установить скорость изменения давления 0,18 мм рт. ст./с (рукоятку законтрить); на шкале «Начало герметизации» давление должно быть меньше аэродромного на 45 мм рт. ст.; поочередно включить отбор воздуха от левого и правого двигателей, для чего переключатели управления подачей воздуха импульсами в 1—2 с нажимать в положение «Открыто»;

убедиться в правильности подсоединения приборов УРВК-18. при закрытых кранах отбора воздуха стрелки приборов УРВК должны оставаться в первоначально установленном положении. Если в этом случае наблюдается перемещение стрелок, то краны подачи воздуха негерметичны. После проверки работы кранов установить расход 3—3,5 ед. по УРВК от каждого двигателя и переключатель управления подачей воздуха перевести в положение «Автомат». Расход воздуха должен возрасти до 4—4,5 ед. по УРВК и поддерживаться постоянным. Установить расход 5—5,5 ед. по УРВК через каждую систему, а переключатель управления подачей воздуха перевести в положение «Автомат». Расход воздуха должен упасть до 4—4,5 ед. по УРВК через каждую систему и поддерживаться постоянным.

Проверка работы смесительных кранов и системы АРТ. Переключатели управления массовой подачей воздуха должны быть установлены в положение «Автомат». Расход через каждую систему должен поддерживаться постоянным. На задатчике температуры 2400Т следует установить температуру 20—22° С. Для проверки работы смесительных кранов необходимо: заметить показание термометра 2ТУЭ-1, показывающего температуру нагнетаемого воздуха; переключатель управления системой регулирования темпера-

туры кабины установить в положение «Ручное»; переключатели ручного управления регулирования температуры установить в положение «Холод». Температура нагнетаемого воздуха обеих систем по 2ТУЭ-1 должна медленно понизиться до $0 \pm 5^\circ\text{C}$. Переключатели следует перевести в положение «Тепло» не ранее чем через 3 мин. Температура нагнетаемого воздуха обеих систем по 2ТУЭ-1 должна повыситься до $110 \pm 5^\circ\text{C}$.

Для проверки работы системы при автоматическом регулировании необходимо: на задатчике 2400Т установить температуру на $15-10^\circ\text{C}$ ниже, чем температура в кабине (по ТВ-1); установить переключатель регулирования температуры в положение «Автомат». Температура нагнетаемого воздуха по 2ТУЭ-1 должна медленно понижаться (не ниже -5°C); на задатчике 2400Т установить температуру на $15-10^\circ\text{C}$ выше воздуха в кабине (по ТВ-1). Температура нагнетаемого воздуха должна медленно повышаться (не выше 115°C).

Для проверки работы системы при автоматическом регулировании совместно с работой синхронизатора температуры воздуха в трубопроводах от левого и правого двигателей необходимо: установить переключатель управления системой регулирования температуры в положение «Ручное»; переключателями ручного управления регулирования температуры установить разбаланс температур нагнетаемого воздуха через левую и правую системы $15-20^\circ\text{C}$ в диапазоне температур $30-60^\circ\text{C}$ по 2ТУЭ-1; на задатчике установить температуру на $6-10^\circ\text{C}$, отличающуюся от температуры кабины; установить переключатель управления системой регулирования температуры в положение «Автомат»; убедиться по термометру 2ТУЭ-1, что температура воздуха соответствует величине заданного разбаланса. Дальнейшее повышение (понижение) температуры обеих систем должно происходить совместно; установить на задатчике 2400Т температуру $20-22^\circ\text{C}$.

Температура нагнетаемого воздуха обеих систем должна быть не выше 115° и не ниже -5°C как при автоматическом, так и ручном управлении. В жаркое время года разрешается проверять систему АРТ с установкой температуры на задатчике $30-35^\circ\text{C}$.

При включении отбора воздуха допускается кратковременное (2 мин) повышение температуры воздуха по термометру 2ТУЭ-1 до 150°C . В случае необходимости проверки работы смесительных кранов при температуре наружного воздуха ниже 5°C и нерабочих двигателях необходимо: отсоединить штепсельные разъемы, установленные в трубопроводах передних зализов центроплана, от термореле 4463ТВ-1 и установить перемычки между клеммами 4-6; после проверки снять перемычки и соединить штепсельные разъемы.

Проверка автоматики подачи воздуха в короба и на панели при температуре наружного и кабинного воздуха выше $20 \pm 5^\circ\text{C}$ производится в следующем порядке:

установить переключатель управления системой регулирования температуры в положение «Ручное»;

переключатели ручного управления левой и правой системами на 2-3 мин установить в положение «Холод» и убедиться, что воздух подается через верхние короба;

переключатели ручного управления левой и правой системами установить в положение «Тепло» и убедиться, что подача воздуха переключилась через нижние короба на панели.

При температуре наружного и кабинного воздуха ниже $20 \pm 5^\circ\text{C}$ подача воздуха должна происходить по нижним коробам только через панели.

При замене блоков 2459Т и 2449Т регулятора температуры АРТ-56-6 производят настройку их выходных сигналов. Настройку вновь установленных на самолет блоков 2459Т и 2449Т можно производить при проверке работы системы кондиционирования под током. Для настройки блока 2459Т необходимо: установить на задатчике 2400Т, расположенному на пульте правого пилота, температуру на 5°C ниже или выше температуры воздуха в кабине (по ТВ-19); убедиться, что электромеханизм МПК-13БТВ смесительных кранов 34-7603-1000, расположенных в мотогондолах, работает в импульсном режиме и сигналы от синхронизатора блока 2449Т отсутствуют (при одинаковом значении температур левой и правой систем); вращением потенциометра «Пауза», расположенного на передней панели блока 2459Т, добиться требуемых значений сигналов импульсной работы блока. Длительность сигнала импульса 1-2 с, а длительность паузы 8-16 с.

Для настройки блока 2449Т необходимо: при одинаковом значении температуры левой и правой систем (по термометру 2ТУЭ-1) вращением ручки на задатчике 2400Т добиться, чтобы электромеханизмы МПК-13БТВ не работали (сигналы блока 2459Т отсутствуют); отстыковать один из датчиков П-1 синхронизатора, расположенного в трубопроводе в переднем заливе центроплана, произвести его нагрев или охлаждение не менее чем на 10°C по сравнению с температурой неотстыкованного датчика; убедиться, что один из электромеханизмов МПК-13БТВ работает в импульсном режиме, вращением рукоятки потенциометра «Пауза» (на передней панели блока) добиться требуемых значений выходных сигналов; длительность импульса $0,8 \pm 0,2$ с, длительность паузы 20 ± 2 с.

В случае невозможности получения паузы, равной 20 ± 2 с, необходимо ручку потенциометра «Пауза» повернуть по часовой стрелке до упора.

Проверка срабатывания датчиков перепада давления ДПД- $0,01 \pm 0,005$ производится в следующем порядке: отсоединить штепсельные разъемы от датчика и убедиться, что клеммы 3-4 на датчике разомкнуты, а клеммы 1-2 замкнуты;

снять гайку с сеткой со штуцера, расположенного за шланговым 40, и через переходник подсоединить установку КПУ-3; создать разрежение, соответствующее скорости полета не менее 250 км/ч, и убедиться, что клеммы 3-4 замкнуты, а клеммы 1-2 разомкнуты; плавно уменьшая разрежение, убедиться, что при скоростях 102-176 км/ч (что соответствует величине перепада

давления $0,01 \pm 0,005$ кгс/см²) клеммы 3—4 вновь замкнутся, а клеммы 1—2 разомкнутся.

Проверка работы командного прибора изделия 2077 совместно с клапанами изделия 2176Б. Перед проверкой необходимо закрыть все проемы: двери, люки и форточки. При проверке автоматического регулирования давления на земле отбор воздуха должен быть в пределах 4—4,5 ед. по УРВК, температура отбираемого воздуха не выше 115° С и не ниже —5° С. На командном приборе изделия 2077 должен быть установлен перепад 0,3 кгс/см², на шкале «Начало герметизации» стрелка должна быть установлена на деление, соответствующее давлению меньше аэродромного на 45 мм рт. ст. Кабина в этом случае должна быть разгерметизирована и свободно вентилироваться. Перепад по УВПД в пределах 0,02—0,06 кгс/см² будет удерживаться за счет сопротивления выпускных клапанов изделия 2176Б.

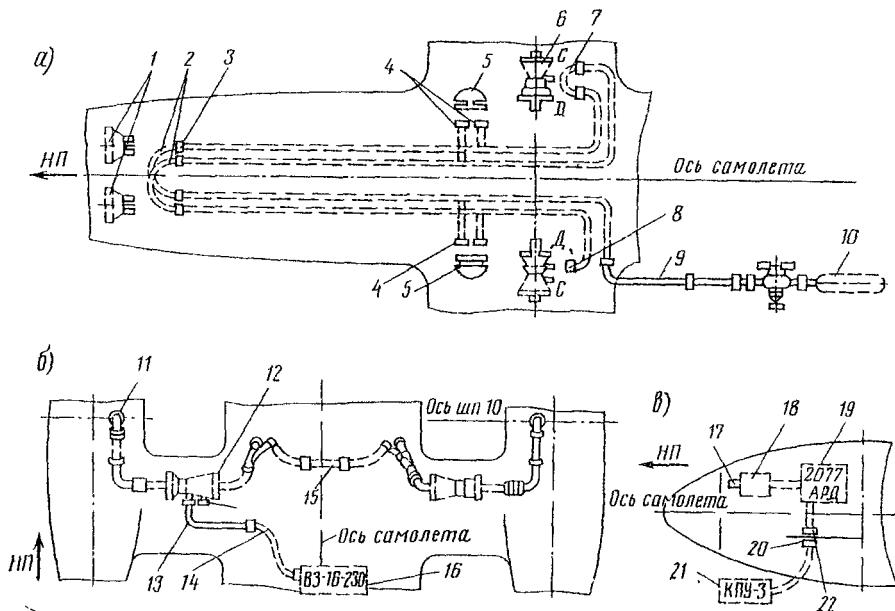
Затем необходимо произвести проверку работы узла начала герметизации кабины, для чего следует перевести стрелку «Начало герметизации» на давление больше аэродромного на 45—50 мм рт. ст. Кабина должна загерметизироваться, перепад по УВПД должен увеличиться на 0,05—0,07 кгс/см². После возврата стрелки в исходное положение кабина вновь должна разгерметизироваться.

Для проверки узла регулирования избыточного давления изделия 2077 необходимо перевести флагок трехходового крана командного прибора в положение «Проверка», установив предварительно стрелку на шкале «Избыточное давление» в положение «0,1 кгс/см²». Избыточный напор в кабине по УВПД должен удерживаться в пределах $0,1 + 0,04$ кгс/см².

При проверке аварийного сброса давления необходимо: создать перепад напора в кабине 0,1 кгс/см²; переключатель аварийного сброса давления установить в положение «Включено». Перепад напора в кабине должен упасть практически до нуля, стрелка кабинного вариометра должна показывать резкое снижение; затем необходимо выключить аварийный сброс давления. После полного выравнивания давления следует включить отбор воздуха от двигателей. Кабина вновь должна герметизироваться.

Проверка герметичности трубопроводов высотной системы

Трубопроводы УРВК-18. Проверку герметичности трубопроводов, расположенных в съемных носках центроплана, от трубы Вентури до указателей расхода воздуха УРВК-18 (средняя панель приборной доски пилотов) производится приспособлением 26-9264-0 по трафарету 26-9264-32, для чего необходимо: отсоединить планги от штуцеров указателей расхода воздуха 1 (рис. 7.14) и соединить их между собой специальными штырями 3 и двумя рукавами 2; рассоединить трубопроводы от командных приборов 5, находящихся в центроплане самолета, и заглушить их концы заглушками 4; отсоединить трубопроводы от штуцеров С и Д на обеих трубках



150 мм рт. ст., что соответствует приборной скорости 630 км/ч. Если в течение 5 мин давление не изменится, то систему нужно считать герметичной.

Проверку герметичности трубопроводов системы кондиционирования воздуха на участке от трубки Вентури 6 до разъема у компенсатора, проходящего через шлангуют 10 мотогондолы двигателя, следует производить приспособлением 26-9264-0 по трафарету 26-9264-32, для чего: отстыковать трубопровод системы от фланца трубки Вентури 6, обращенной к фюзеляжу; на фланец трубки Вентури установить заглушку 12; рассоединить трубопровод от компенсатора и на свободный конец установить заглушку 11; от штуцеров С и Д трубки Вентури отсоединить трубопроводы; на штуцер Д трубки Вентури установить заглушку 13, к штуцеру С присоединить шланг 14 с переходником 15 и подключить к шлангу аэродромного воздухозаправщика 16; открыть кран воздухозаправщика, наполнить систему сжатым воздухом и, поддерживая в нем напор 3,6 кгс/см², определить места утечки воздуха. При обнаружении утечки воздуха неисправность следует устранить загтяжкой винтов фланцевых соединений; установить в системе напор 3,5 кгс/см² и закрыть кран воздухозаправщика. Если в течение 5 мин напор упадет до 0,5 кгс/см², то система считается герметичной. В случае негерметичности системы неисправность полагается устранить и произвести повторную проверку; после проверки системы сбросить давление вентилем аэродромного воздухозаправщика и восстановить монтаж. Проверку герметичности необходимо производить при замене трубопроводов на проверяемом участке.

Проверка фюзеляжа на герметичность

Кабина самолета проверяется на герметичность в следующих случаях: после проведения доработок кабин, связанных с герметичной клепкой; после замены более трех стекол. С целью сохранения герметика в швах обшивки фюзеляжа испытание проводится при температуре воздуха в кабине не ниже 15—20° С.

Подготовка к проверке. Перед проверкой фюзеляжа на герметичность необходимо выполнить следующие операции: снять с самолета ВС-46, ВР-10, УВПД-15, заглушить отверстие шланга, отсоединенного от УВПД-15, проверить присоединение шлангов системы полного и статического давлений к штуцерам приборов; снять заглушки и чехлы с приемников воздушных давлений; проверить герметичность системы полного и статического давлений от приемников воздушных давлений; соединить трубопроводы от компрессора типа КНД-2 с гермокабиной штуцером подсоединения на стенке шлангута 41.

Кислородные приборы КП-24М (5 шт.) подготавливаются следующим образом: закрыть приборный вентиль; снять со шланга регулятор давления РД-24 и удалить его из кабины самолета; отсоединить шланг от выходного штуцера прибора КП-24М и оста-

вить выходной штуцер открытым; установить выключатель подсоса воздуха на приборе КП-24М в положение «Смесь».

После подготовки КП-24М необходимо подсоединить ртутные манометры к соответствующим штуцерам, осмотреть пульт управления компрессора, убедиться в его исправности и исправности приборов на нем, установить ручку трехходового крана изделия 2077 в положение «Включено». При проверке на герметичность дренажные отверстия в обшивке фюзеляжа для слива конденсата из фюзеляжа не глушить. Следует плотно закрыть люки, форточки и дверь.

Проверка производится следующим образом: вначале необходимо включить компрессор типа КНД-2 и наблюдать за повышением давления в кабине по ртутному манометру. Скорость нарастания давления должна быть не более 0,3—0,4 мм рт. ст/с. При достижении в кабине избыточного напора 0,1 кгс/см² необходимо произвести внешний осмотр фюзеляжа и выявить места утечки воздуха, поддерживая это давление. Затем медленно (не более 0,3—0,4 мм рт. ст/с) довести избыточный напор в кабине до 0,3 кгс/см², после чего выключить подачу воздуха от компрессора; замерить время падения избыточного давления с 0,3 до 0,1 кгс/см². Фюзеляж считается герметичным, если время падения избыточного напора с 0,3 до 0,1 кгс/см² не менее 10 мин. При проверке герметичности (при повышении и снижении давления) следует осмотреть места возможной утечки.

В случае если время падения давления менее 10 мин, необходимо обязательно проверить контуры люков, входной двери, остекление кабин, места стыковки обшивки герметического отсека (по всему фюзеляжу) и отсек носового колеса. Дополнительными местами утечки могут быть гермовыводы электроргутов, труб, ШДГ и антенн. Устранение выявленных дефектов следует производить после стравливания избыточного давления до нуля. Места с явными утечками воздуха подлежат обязательной заделке, даже если время падения давления укладывается в норму.

После окончания проверки необходимо: отключить шланг компрессора от штуцера подачи воздуха в кабину и установить на штуцер заглушку; отсоединить шланг ртутного манометра и установить на него заглушку; открыть дверь, войти в самолет и поставить трехходовой кран регулятора давления (изделие 2077) в рабочее положение (поворнуть рукоятку по часовой стрелке до упора, в положение «Включено»); снять заглушки с приборов и трубопроводов и установить приборы на свои места. Необходимо строго следить за правильностью подсоединения трубопроводов к соответствующим штуцерам приборов. Результаты проверки герметичности фюзеляжа заносятся в формуляр самолета с указанием даты проверки и росписью ответственного проверяющего.

Меры безопасности при проверке. Работы по обнаружению течи и проверке на герметичность фюзеляжа производятся с соблюдением следующих специальных мер безопасности: категорически запрещается повышать избыточное давление более 0,3 кгс/см² в

фюзеляже при проверке его на герметичность; проверяемый самолет должен быть окружен ограждением с предупреждающими надписями, запрещающими подходить посторонним лицам к фюзеляжу. находящемуся под избыточным давлением более 0,1 атм (74 мм рт. ст.), на расстояние ближе 50 м.

Технический состав, выполняющий работы по обнаружению, устранению течи и проверке фюзеляжа на герметичность, должен быть тщательно проинструктирован о методике проведения проверки. Крепление заглушек на местах снятых приборов должно быть надежным и проведено перед повышением давления в фюзеляже.

Перед закрытием входной двери самолета ответственный за проверку должен лично убедиться в отсутствии людей в самолете, проверить надежность закрытия люков и форточек и закрыть входную дверь.

Категорически запрещается устранять дефекты на фюзеляже, находящемся под избыточным давлением. Наземный компрессор должен быть размещен у самолета в безопасной зоне (вне створа окон, люков и двери).

Кислородное оборудование

Система кислородного оборудования предназначена для обеспечения питания кислородом членов экипажа и отдельных лиц, находящихся в грузовой кабине в случае отказа высотной системы, внезапной разгерметизации кабины или при полете выше 6000 м. Кислород в систему поступает от двух стационарных шаровых баллонов (емкостью 25 л каждый, давлением 150 кгс/см²). Кроме этого на борту имеются два переносных баллона КБ-2 (емкостью 8 л каждый, давлением 30 кгс/см²).

Баллоны прикреплены хомутами к специальным ложементам, установленным на правом борту самолета между шпангоутами 9 и 10.

Рядом установлены: щиток зарядки, на котором смонтированы манометр МК-12МТ, кислородный вентиль КВ-2МСТ, зарядный штуцер; щиток подзарядки переносных баллонов, на котором находятся манометр МК-13МТ, кислородный вентиль КВ-2МСТ, бортуовой зарядный шланг (9В4.470.004—6), редуктор КР-15Т.

Кислородное оборудование, предназначенное для каждого члена экипажа, состоит из: кислородного прибора КП-24МТ; кислородного шланга КШ-24Т; кислородной маски КМ-32Т; манометра-индикатора ИК-18Н; кислородного редуктора КР-24Т; регулятора давления РД-24БТ; парашютного кислородного прибора КП-23Т; сигнальной лампы «Пользуйся кислородом»; сумка для хранения кислородной маски.

Для питания кислородом отдельных лиц, размещенных в грузовой кабине, установлены: два переносных прибора КП-21Т; два переносных баллона КБ-2; две кислородные маски КМ-15И-Т; две сумки для хранения кислородных масок.

Техническое обслуживание кислородного оборудования

Зарядку баллонов медицинским кислородом (ГОСТ 5583—58) от автомобильной кислородозарядной станции АКЗС-75 следует производить в следующем порядке: убедиться, что вентили КВ-2МСТ, установленные на щитке зарядки, перед редукторами КР-24Т приборов КП-24МТ и на щитке подзарядки переносных баллонов, закрыты; подсоединить шланг от автомобильной кислородозарядной станции АКЗС-75 к зарядному штуцеру самолетной системы, расположенному на щитке зарядки кислородом; открыть вентиль КВ-2МСТ на щитке зарядки и включить насос автомобильной кислородозарядной станции АКЗС-75; зарядить самолетную систему кислородом до соответствующего давления в зависимости от температуры наружного воздуха согласно следующим данным:

Температура наружного воздуха, °С	+50	+45	+40	+35	+30	+25	+20	+15	+10
Напор в системе, кгс/см ²	167	165	162	160	157	155	152	150	158
Температура наружного воздуха, °С	-5	-10	-15	-20	-25	-30	-35	-40	-45
Напор в системе, кгс/см ²	140	138	136	131	128	126	124	121	118

Нагревание кислородных баллонов и трубопроводов при зарядке системы кислородом — явление нормальное.

При зарядке необходимо контролировать давление кислорода в системе по манометру МК-12МТ, установленному на щитке зарядки. После зарядки самолетной системы кислородом следует выключить насос кислородозарядной станции АКЗС-75, закрыть вентиль КВ-2МСТ на щитке зарядки, отсоединить шланг зарядки и закрыть зарядный штуцер заглушкой. Разрешается также заряжать систему медицинским кислородом (ГОСТ 5583—58) от транспортных баллонов. Работающий на кислородозарядной станции должен вести запись в журнале по следующей форме (табл. 7.1).

Таблица 7.1

Форма для записи в журнале о зарядке кислородных баллонов

Номер паспорта на кислород и номера баллонов, из которых наполнилась установка АКЗС	Фамилия и подпись заполнившего установку АКЗС	Дата зарядки самолетных кислородных баллонов	Номер самолета бортовой/ заводской	Фамилия и подпись заправлявшего самолет

Проверка кислородной системы на герметичность. При проверке кислородной системы на герметичность необходимо: убедиться, что на приборе КП-24МТ ручка аварийной подачи установлена в

положение «Закрыто»; закрыть заглушкой бортовой зарядный штуцер и открыть вентили КВ-2МСТ, на зарядном и подзарядном щитках; открыть вентили КВ-2МСТ, расположенные перед редукторами КР-24Т приборов КП-24МТ, через 10 мин записать показания манометров ИК-18Н и МК-12МТ и убедиться, что напор кислорода не уменьшается.

Через 24 ч вторично записать показания манометров ИК-18Н или МК-12МТ и определить уменьшение напора по формуле

$$\Delta p_{\text{иср}} = \frac{p_1 T_2}{T_1} - p_2,$$

где p_1 и p_2 — давление по манометру в начале и в конце замера;
 $T_1 = 273 + t_1^{\circ}\text{C}$; $T_2 = 273 + t_2^{\circ}\text{C}$;

t_1 и t_2 — температура окружающего воздуха в начале и в конце замера.

Если за 24 ч уменьшение давления кислорода меньше 7,5 кгс/см², то кислородная система герметична.

Герметичность кислородных систем членов экипажа, зарядной магистрали и кислородной магистрали щитка подзарядки необходимо проверять раздельно, подключая каждую магистраль к кислородной системе самолета, для чего следует открыть вентиль КВ-2МСТ соответствующей магистрали и по манометру (ИК-18Н, МК-12МТ) проверяемой магистрали следить за давлением кислорода.

Проверка работоспособности приборов КП-24МТ. Следует убедиться в герметичности системы низкого давления от клапана легочного автомата прибора до клапана выхода маски включительно, для чего необходимо: закрыть вентиль КВ-2МСТ перед редуктором прибора; выпустить открытием ручного регулятора прибора оставшийся в системе кислород; установить рукоятку подсоса на приборе КП-24МТ в положение «100% О₂»; надеть маску и произвести вдох. Если вдохнуть нельзя, система герметична.

Надетая кислородная маска считается герметичной, если при пережатом гофрированном шланге невозможно вдохнуть. Затем следует включить подачу кислорода (открыть вентиль КВ-2МСТ, расположенный перед редуктором КР-24Т) и сделать несколько нормальных и глубоких вдохов при положениях рукоятки подсоса «Открыто» и «Закрыто». Сегменты индикатора на манометре ИК-18Н должны сходиться и расходиться. Для того чтобы убедиться в аварийной подаче кислорода, необходимо рукоятку аварийной подачи повернуть до отказа в положение «Открыто». При этом в конце шланга КШ-24Т раздается шум.

Зарядка переносных кислородных баллонов КБ-2 и проверка герметичности приборов КП-21Т. Перед зарядкой кислородных баллонов КБ-2 следует убедиться: в наличии паспортов на баллоны КБ-2; в отсутствии механических повреждений на баллонах (трещин, вмятин и т. д.); в отсутствии следов нефтепродуктов.

Переносные баллоны КБ-2 необходимо заряжать кислородом до давления 30 кгс/см² от самолетных шар-баллонов через редук-

тор КП-15Т, понижающий давление до 30 кгс/см², с помощью бортового зарядного шланга, укрепленного на перегородке шпангоута 9 справа по полету. Каждый переносный кислородный баллон КБ-2 заряжается отдельно. Если через 10 мин показание манометра прибора КП-21Т не изменилось, то прибор КП-21Т герметичен. Закрыть запорный вентиль на приборе КП-21Т.

Зарядка и проверка приборов КП-23Т. Заряжать приборы от кислороднозарядной станции АКЗС-75 следует только медицинским кислородом (ГОСТ 5583—58). Перед зарядкой необходимо: проверить чистоту зарядных штуцеров приборов; продуть кислородом приборы в течение 3—4 с; надеть на прибор шланг с замком и убедиться в надежности соединения с переключателем.

Заряжать КП-23Т необходимо в следующей последовательности: соединить шлангом прибор КП-23Т с насосом кислороднозарядной станции АКЗС-75; включив насос, наполнить баллон прибора кислородом до давления 150 кгс/см² (давление контролировать по манометрам приборов КП-23Т, учитывая влияние температуры наружного воздуха). После зарядки навернуть заглушку на зарядный штуцер прибора и затянуть ее ключом (в заглушке обязательно должна быть фибровая прокладка); проверить герметичность запорно-пускового клапана переключателя прибора КП-23Т при отклонении шланга со стороны бортового прибора КП-24МТ.

При нарушении герметичности (слышны характерные звуки выходящего кислорода) необходимо подвернуть винт-муфту на шланге перед прибором до прекращения утечки кислорода. Во избежание случайного включения прибора следует законтрить шпильки разъединителя ниткой, для чего нужно соединить ниткой свободный конец с кольцом на средней шпильке, а концы двух крайних шпилек направить в кольцевую канавку переключателя.

Глава VIII. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Воздушно-тепловая противообледенительная система

Для защиты от обледенения самолет оснащен воздушно-тепловыми и электрическими противообледенительными устройствами и жидкостной системой, обеспечивающими безопасность полетов в условиях обледенения. Воздушно-тепловыми противообледенительными устройствами оснащены крыло и оперение самолета и воздухозаборники двигателей. Электрическими противообледенительными устройствами оборудованы воздушные винты, лобовые стекла кабины экипажа, часы и приемники воздушного давления. Жидкостной системой оборудована противообледенительная система блистера штурмана.

Крыло и оперение оборудованы противообледенительной системой постоянного действия. Особенностью воздушно-тепловой противообледенительной системы крыла и оперения является применяемый в ней микроэжекторный способ распределения тепла с рециркуляцией отработанного воздуха. Этот способ обеспечивает

равномерный обогрев поверхностей по размаху, высокую температуру передней кромки и экономичное расходование горячего воздуха.

Противообледенители крыла и оперения расположены в носках обогреваемых агрегатов и конструктивно выполнены аналогично. Каждый противообледенитель (рис. 8.1) состоит из микроэжекторной трубы 1, смесительной камеры и каналов 8. Последние образованы склеенными между собой внешней (гладкой) 9 и внутренней (гофрированной) 10 обшивками носка. Каналы направлены параллельно хордам и имеют выходы у лонжерона 11. Верхняя и нижняя гофрированные обшивки 10 в передней части переходят в плоские, отогнутые назад стенки 2, образующие смесительную камеру эжектора. Края стенок для жесткости выполнены в виде полых бульб. Необходимый зазор на входе в смесительную камеру обеспечивается вкладышами 5, установленными между стенками камеры в плоскости нервюр.

Воздух в смесительную камеру подается через отверстия в стенке микроэжекторной трубы 1. Для фиксации труб в определенном положении относительно камеры к ним приклепаны упоры 4. Труба упорами входит в зазоры между стенками смесительной камеры до соприкосновения упоров 4 и с вкладышами 5 и удерживается в том положении прижимами 7. Такая фиксация микроэжекторных труб обеспечивает определенное их положение относительно стенок смесительных камер и допускает осевые перемещения микроэжекторных труб при изменениях температуры.

Горячий воздух в противообледенительную систему поступает из компрессора каждого двигателя по трубопроводу, проложенному по борту гондолы. К фланцу отбора воздуха от двигателя присоединяется патрубок с дроссельной шайбой, ограничивающей отбор воздуха от двигателя. Патрубок соединен с компенсатором, второй конец которого прикреплен к патрубку, установленному на противопожарной перегородке. За противопожарной перегородкой в трубопроводе отбора воздуха установлены запорный кран включения системы и обратный клапан, исключающий утечку воздуха из системы при отказе одного из двигателей. Перед краном вклю-

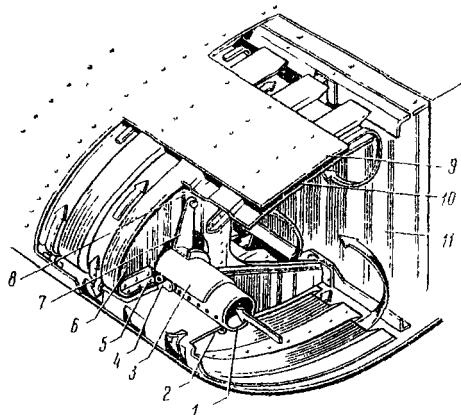


Рис. 8.1. Схема воздушно-тепловой противообледенительной системы крыла и оперения. Соединение трубопровода на перегородке шпангоута.

1 — труба подвода воздуха, 2 — стойка, 3 — теплоизоляция трубы; 4 — упор; 5 — вкладыш, 6 — носок нервюры; 7 — прижим; 8 — канал, 9 — обшивка внешняя, 10 — обшивка внутренняя; 11 — лонжерон

чения противообледенительной системы в правой гондоле установлены штуцер отбора воздуха для двигателя ВСУ.

После обратного клапана часть воздуха по трубопроводу направляется в микроэжекторные трубы центроплана, отъемной части крыла и в противообледенительную систему воздухозаборника двигателя ВСУ, другая часть — в трубопровод кольцевания и из него по трубопроводу в противообледенительную систему оперения.

Трубопровод кольцевания проложен в носке и переднем заливе центроплана.

Трубопровод подачи воздуха в хвостовое оперение из переднего залаца центроплана между шпангоутами 16 и 17 введен в фюзеляж. В фюзеляже трубопровод проложен в верхнем правом коробе.

Между шпангоутами 39 и 40 трубопровод подачи воздуха разветвляется к килю и стабилизатору. В месте разветвления установлен компенсатор. Компенсатор компенсирует осевые и угловые перемещения трубопроводов. Осевые перемещения компенсируются за счет перемещения концов труб в компенсаторе, угловые за счет сферической развалцовки концов труб и радиального зазора между штуцерами тройника и трубами. Тройник покрыт слоем теплоизоляции, который для предохранения от разрушения покрыт защитным кожухом.

Прокладка трубопроводов через гермостенки грузовой кабины к хвостовому оперению осуществлена через проходники. Проходник состоит из корпуса и двух фланцевых соединений, состоящих из хомутов, стянутых болтами. В проходниках компенсируются только угловые деформации за счет шаровых наконечников и радиальных зазоров. Между шпангоутами 42 и 43 трубопровод тройником разветвляется к противообледенителям правой и левой частей стабилизатора. Система включается кранами. Заслонки кранов перекладываются электромеханизмами, установленными на кранах. Переключатель электромеханизмов кранов находится на правой панели приборной доски. Выключатель имеет три положения: «Автомат», «Откл.», «Ручн.». На правой панели приборной доски также находятся лампы сигнализации полного открытия кранов. При открытии кранов горячий воздух от двигателей по трубопроводам поступает в микроэжекторные трубы крыла и оперения. Вытекая через отверстия с критической скоростью, горячий воздух эжектирует воздух из полости носка крыла оперения, смешивается с ним в смесительной камере и, протекая по каналам гофра носка, нагревает обшивку крыла (оперения). Отработанный воздух попадает в полость носка, частично вновь эжектируется и частично выбрасывается в атмосферу через жалюзи на законцовках крыла (оперения).

Система включается пилотом, если ему заранее известно о входе в зону обледенения, либо от датчика радиоактивного сигнализатора РИО-3 начала обледенения, установленного в носовой части фюзеляжа. Противообледенительная система включается

пилотом вручную при установке выключателя в положение «Ручн.», выключение системы во всех случаях производится вручную. Управляет системой правый пилот. На правой панели приборной доски установлен выключатель «Крыло и оперение», включающий электромеханизмы правого 4 и левого запорных кранов. При полном открытии кранов рычаги, связанные с заслонками, нажимают на концевые выключатели, укрепленные на корпусах кранов.

При этом загораются две сигнальные лампы «крыло и оперение», установленные на правой панели приборной доски.

Обогрев входных устройств двигателей АИ-24ВТ и ВСУ включается тумблерами. При открытии кранов обогрева загораются сигнальные лампы.

Агрегаты воздушно-тепловой противообледенительной системы

Радиоизотопный сигнализатор обледенения РИО-3 (рис. 8.2) непрерывно подает сигналы с момента попадания самолета в зону обледенения вплоть до выхода из нее. Принцип действия прибора основан на поглощении бета-излучения радиоактивного вещества слоем льда, нарастающим на выносном штыре датчика. Поток бета-частиц, непрерывно излучаемых радиоактивным веществом (см. рис. 8.2), проникая через тонкую стенку штыря, лед и окно

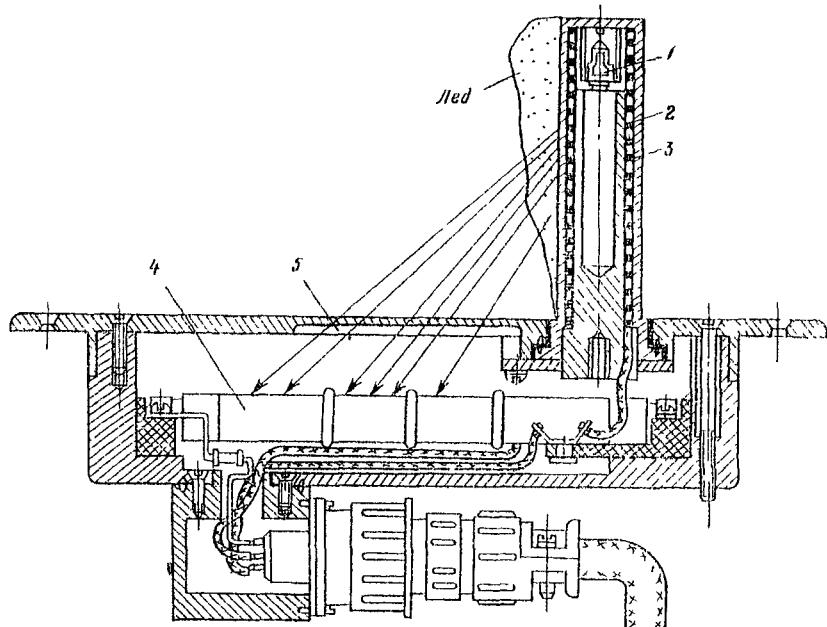


Рис 8.2 Даtчик радиоизотопного сигнализатора обледенения:
1 — вещество радиоактивное; 2 — стекло штыря, 3 — элемент нагревательный, 4 — счетчик заряженных частиц; 5 — окно

во фланце датчика, попадает на счетчик заряженных частиц. Нарастающий лед уменьшает количество бета-частиц, попадающих на детектор, вследствие чего уменьшается средняя величина импульсного тока, что, в свою очередь, вызывает срабатывание электронного блока, контакты которого включают сигнальную лампу, предупреждающую пилота об обледенении. Одновременно включается нагревательный элемент, сбрасывающий лед с поверхности штыря, импульсный ток увеличивается. Процесс повторяется в течение всего периода нахождения самолета в зоне обледенения.

Конструкция датчика прибора РИО-3 такова, что выход прямого радиоактивного излучения из датчика во внешнюю среду исключен. В комплект сигнализатора входят электронный блок и датчик (выносной штырь). Электронный блок сигнализатора установлен в фюзеляже под полом между шпангоутами 8 и 9, а выключатель и лампы сигнализации обледенения и сигнализации исправности обогрева штыря находятся на правой панели приборной доски. Для предохранения нагревательного элемента от перегорания при включении его на земле без обдува набегающим потоком воздуха на левой стойке шасси установлен выключатель, срабатывающий на земле за счет обжатия стойки и отключающий реле управления обогревом в блоке. Для проверки исправности элемента на земле на правой панели приборной доски установлена кнопка включения обогрева.

Трубопроводы противообледенительной системы и их крепление. Трубопроводы противообледенительной системы изготовлены из нержавеющей стали толщиной 0,6 и 0,8 мм, микроэжекторные трубы из гермостойкого алюминиевого сплава. Трубы имеют теплоизоляцию. Теплоизоляция микроэжекторных труб осуществляется кожухом из стеклоткани, пропитанной эпоксидной смолой, и воздушной прослойкой между трубой и кожухом. Для компенсации температурных изменений длины труб в трубопроводах установлены компенсаторы телескопического типа с металлофторопластовыми антифрикционными втулками (см. рис. 8.1, б). Соединения трубопроводов — шарового типа (см. рис. 7.14, б, в).

Трубопроводы подачи воздуха в микроэжекторные трубы крепятся хомутами к кронштейнам, приклепанным к элементам конструкции самолета. В фюзеляже и отдельных местах в центроплане хомуты установлены на кронштейнах, допускающих перемещение труб в осевом направлении. Подвижное крепление труб противообледенительной системы в центроплане выполнено так же, как и крепление труб системы кондиционирования (см. рис. 7.13).

Электротермические противообледенительные устройства (рис. 8.3) применяются для обогрева воздушных винтов 3, двух лобовых стекол фонаря 2 кабины пилотов, приемников воздушного давления 1 и часов. Для обогрева лопастей и обтекателей втулок воздушных винтов применяются нагревательные элементы, при-

креплённые вдоль передних кромок лопастей и к внутренним поверхностям носков обтекателей.

Нагревательные элементы лопастей и втулок винтов представляют собой ленточные сопротивления, изготовленные из листовой нержавеющей стали. В качестве электроизоляции использована стеклоткань. Снаружи нагревательные элементы лопастей защищены лепестковыми накладками из листов нержавеющей стали. Лепестковая форма защитных накладок повышает стойкость нагревательных элементов лопастей к вибрационным нагрузкам при помощи проводов скрепленными к фланцу втулки напряжением 115 В с частотой гревательных элементов стекол 115 В с частотой 400 Гц.

Другие электротермические противообледенительные устройства имеют проволочные нагревательные элементы и питаются от сети постоянного тока напряжением 27 В. Обогрев винтов включается переключателем, установленным на приборной доске. Там же установлены переключатели обогрева стекол.

Противообледенительная система блистера штурмана жидкостная. Она состоит из бачка, насоса, перекрывающего крана и коллектора. В бачок заливается 2,6 л спирта. Дозировка спирта, подаваемого в коллектор блистера, регулируется перекрывающим краном. Включение насоса с приводом от электромотора осуществляется через реостат.

Рекомендации по техническому обслуживанию противообледенительных устройств

Проверка воздушно-тепловой противообледенительной системы производится при работе двигателей на режиме 0,2—0,4名义альной мощности включением переключателя 26 (см. рис. 8.1) управления противообледенительной системой крыла и оперения. Если система исправна, лампы 25 сигнализации должны загореться.

Проверка работоспособности РИО-3. Для проверки необходимо: снять защитный кожух со штыря датчика РИО-3; установить переключатель «РИО» в положение «Контроль» и через 3 мин надеть защитный кожух на штырь датчика, при этом не более чем

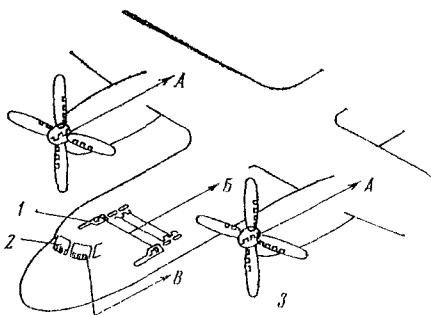


Рис. 8.3 Схема электротермических противообледенительных устройств самолета:

А — к панели ПУ-24, *Б* — к шине постоянного тока, *В* — к автомату обогрева стекла

через 15 с должны загореться лампочки «обледенение самолета» 24 и «Контроль обогрева». Прибор считается работоспособным, если после снятия защитного кожуха со штыря датчика лампочка «Контроль обогрева» погаснет через 5 ± 3 с, а лампочка 24 «Об леденение самолета» — через 20 ± 5 с. После того как лампочки погаснут, переключатель «РИО» следует установить в положение «Отключено».

Проверка прогревообледенительной системы блистера штурмана. Управление работой системы осуществляется с помощью реостата и перекрывного крана. При подготовке самолета к полету для заправки бака необходимо: снять крышку заливной горловины бака, залить в него 2,6 л спирта-ректификата, после чего устан новить крышку на место, законтрить и опломбировать ее. При проверке работы системы необходимо: ручку перекрывного крана установить в положение «Открыто», переключатель реостата поставить в положение «Включено», после чего проверить поступление спирта через распылительную трубку на блистер. По окончании проверки ручку перекрывного крана следует поставить в положение «Закрыто», и переключатель реостата в положение «Выклю чено». После полета необходимо слить оставшийся спирт, закрыть, законтрить и опломбировать сливной кран.

Глава IX. ТРАНСПОРТНОЕ И БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Погрузочно-разгрузочное оборудование

Самолет Ан-26 специализирован для перевозки грузов. Для этой цели на самолете установлены: механизация погрузки и раз грузки на земле; механизация десантирования грузов в воздухе, оборудование для десантирования людей; внешняя подвеска грузов, оборудование для перевозки больных и раненых.

Погрузка самоходной техники осуществляется по трап-рампе, опускаемой на грунт. Погрузка несамоходных грузов может осущес твляться как по трап-рампе, так и с самоходной техники. В этом случае трап-рампа откатывается под фюзеляж самолета.

Погрузочно-разгрузочное оборудование состоит из погрузочно разгрузочного устройства и оборудования для погрузки несамо ходных колесных грузов. **Погрузочно-разгрузочное устройство** предназначено для подъема груза с земли или грузовой платфор мы, перемещения груза вдоль грузовой кабины и установки его на транспортер или грузовой пол.

Основные технические данные

Грузоподъемность	1500 кгс
Ход каретки	3560 мм
Крайние положения оси грузового крюка:	
заднее	у шпангоута 38
переднее	между шпангоутами 30 и 31
Тип электролебедки	ЛПГ-250/500Т или БЛ-56

Скорость подъема и опускания груза лебедкой ЛПГ-250/500Т:	
при переключении лебедки на усилие 500 кгс	1 м/мин
при переключении лебедки на усилие 250 кгс	2 *
Скорость подъема и опускания груза от ручного привода при установке лебедки ЛПГ-250/500Т и скорости вращения рукоятки 35 об/мин:	
при переключении лебедки на усилие 500 кгс	0,25 *
при переключении лебедки на усилие 250 кгс	0,5 *
Усилие на рукоятке ручного привода при установке лебедки ЛПГ-250/500Т и нагрузке на крюке 1500 кгс	15 кгс
Скорость подъема и опускания груза лебедкой БЛ-56	1 м/мин
Скорость подъема и опускания груза от ручного привода при установке лебедки БЛ-56 и скорости вращения рукоятки 35 об/мин	0,25 *
Усилие на рукоятке ручного привода при установке лебедки БЛ-56 и нагрузке на крюке 1500 кгс	не более 12 кгс
Максимальная высота подъема груза (ход грузового крюка)	2330 мм

Погрузочно-разгрузочное устройство (рис. 9.1) расположено на потолке грузовой кабины между шпангоутами 28—40 и состоит из электролебедки, монорельса с фиксатором и обводным роликом, каретки со стопором, подвижного блока с крюком, троса и траперсы.

Каретка с грузом перемещается вручную на катках по монорельсу, расположенному в плоскости симметрии фюзеляжа на потолке грузовой кабины. Для ограничения перемещения каретки на монорельсе установлены передний и задний упоры.

Электролебедка установлена между шпангоутами 28 и 29 и крепится к ним накладкой (рис. 9.2) и четырем, установленными на поперечных профилях каркаса потолка. Выступ основания лебедки входит в накладку, второй конец основания своим пазом на девается на штырь и прижимается гайкой.

Корпус каретки 6 (рис. 9.3) вместе с двумя щеками 3 образует силовой каркас, на котором установлены четыре катка 2, четыре ролика и стопор каретки. При перемещении каретки, вдоль грузовой кабины катки катятся по полкам монорельса 1. Стопор каретки обеспечивает ее фиксацию на любом участке монорельса. Щеки 3 крепятся к корпусу 6 болтами. В отверстия стенок корпуса и щек с каждой стороны вставлены четыре валика, которые фиксируются в осевом направлении стенками корпуса и щек, а от проворота — накладками 8 и 13. На концах валиков 10, входящих внутрь корпуса каретки, на шарикоподшипниках установлены катки 2. Наружная обойма подшипника зафиксирована в катке стопорным кольцом, внутренняя обойма подшипника зажата бол-

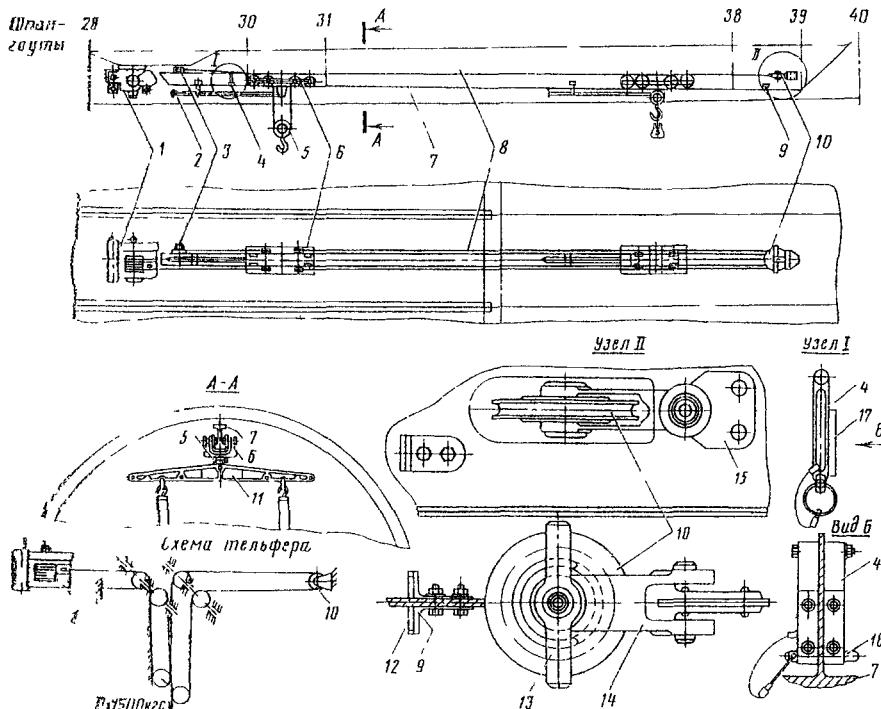


Рис. 9.1. Погрузочно разгрузочное устройство.

1 — лебедка; 2 — стопор каратки; 3 — фиксатор троса; 4 — упор передний; 5 — блок с грузовым крюком подвижный; 6 — каратка; 7 — монорельс; 8 — трос, 9 — упор задний, 10 — стойка, 11 — траверса, 12, 17 — накладки; 13 — ограничитель; 14 — корпус, 15 — кронштейн, 16 — пинцетка быстросъемная

том 9 и гайкой 11. На валиках 14 переброшены тросы грузового крюка. Кожухи 12 являются ограничителями троса и крепятся винтами к торцам щек и стенок корпуса.

Для облегчения демонтажа каратки передний упор на монорельсе выполнен быстросъемным, его фиксация осуществляется пинцеткой. Подвижный блок (рис. 9.3) состоит из оси 23, двух роликов 19, закрытых кожухами, и грузового крюка 27. Ролики установлены на шарикоподшипниках 17. Внутренняя обойма каждого подшипника закреплена на оси болтом 16 совместно с корпусом 22 кожуха. Снаружи на корпус надета крышка 15. Она своими выступами входит в пазы корпуса 22 и фиксируется от проворота стопором 21, который удерживается в рабочем положении пружиной 20. Крышка 15 имеет окна для троса. Кожух 22 фиксируется от проворота лысками оси 23. В центральное гнездо оси 23 вставлен упорный подшипник 26, в котором гайкой 25 закреплен хвостовик грузового крюка 27.

Стопор каратки (рис. 9.4) состоит из кронштейнов 1, 6, 9, тяг 4, 8 и качалки 3 с упором 2. При вращении тяги 8 за рукоятку 10

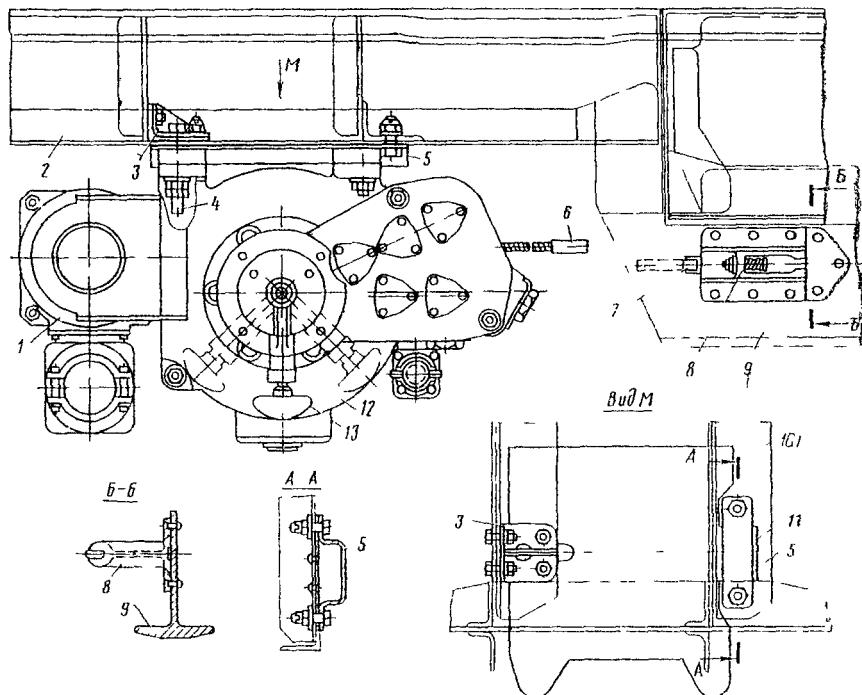


Рис. 9.2 Установка лебедки

1 — электромеханический механизм лебедки, 2 — балка потолка продольная, 3 — кронштейн; 4 — штырь, 5 — накладка, 6 — наконечник троса, 7 — пружина; 8 — стопор, 9 — монорельс, 10 — основание лебедки, 11 — выступ основания, 12 — корпус лебедки, 13 — ручка переключения лебедки на 250 или 500 кгс

гайка 5, не вращаясь, перемещается вдоль монорельса и через тягу 4 поворачивает качалку 3. Упор 2 прижимается к нижней поверхности монорельса и стопорит каретку тельфера в нужном положении. При вращении рукоятки в противоположную сторону упор отходит от монорельса, освобождая каретку. Кронштейн 1 синезу имеет площадку, в которую при полном подъеме грузового крюка, упирается ось подвижного блока.

Фиксатор (рис. 9.5) предназначен для крепления свободного конца троса лебедки. Он установлен на монорельсе 3 в гнезде типа «ласточкин хвост» и стопорится пружиной 2. Осевая нагрузка от троса воспринимается упором 4. В пазу корпуса 5 фиксатора установлен упор 8, который пружиной 9 прижимается к наконечнику 7 троса. Наконечник зажимается между упором и торцом корпуса фиксатора.

Для транспортирования грузов, которые невозможно подвесить непосредственно на грузового крюк, предназначена травеса. Она представляет собой штампованную балку, в средней части которой имеется окно для грузового крюка, а на нижнем пояссе —

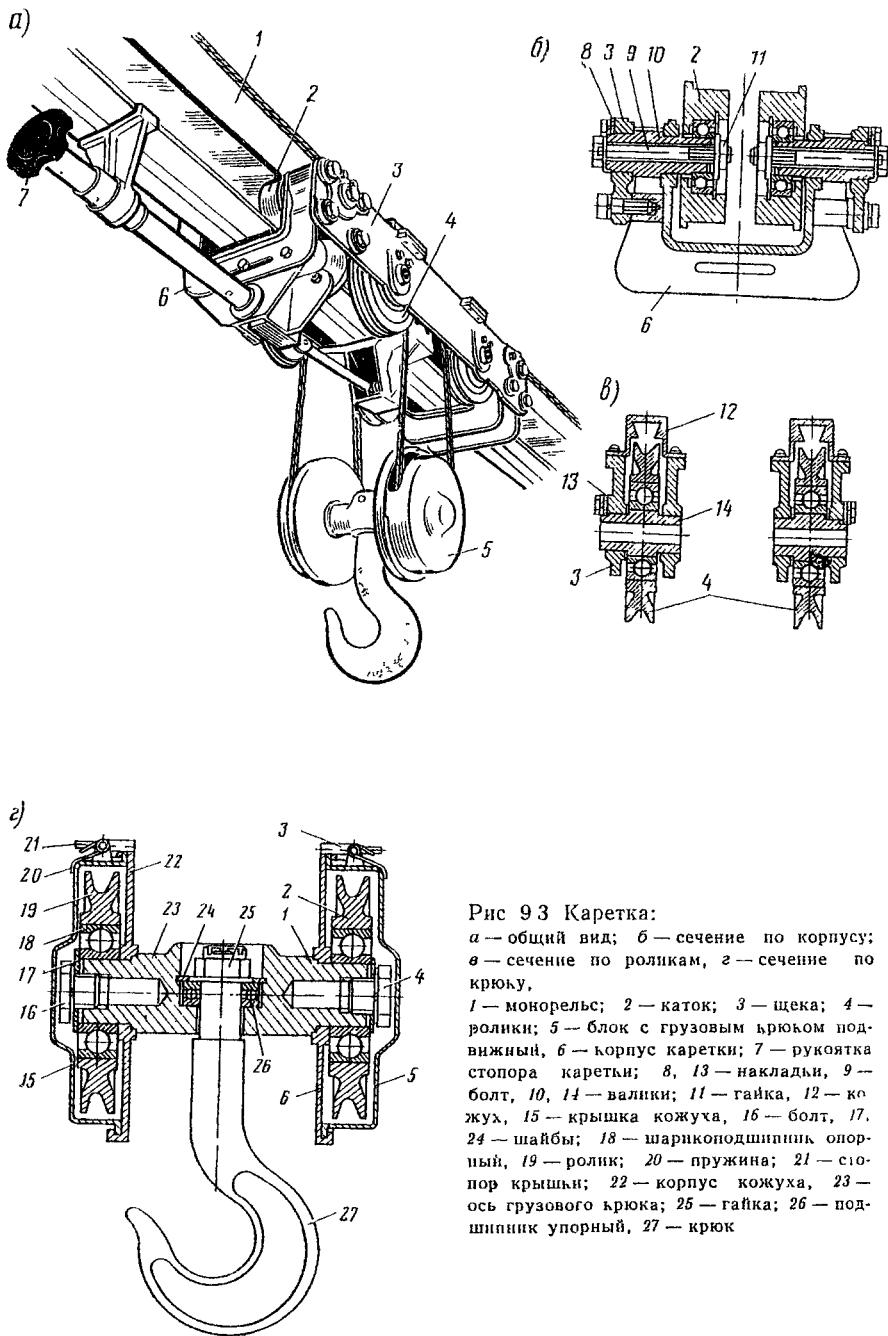


Рис 9.3 Каретка:
 а — общий вид; б — сечение по корпусу;
 в — сечение по роликам, г — сечение по крюку.
 1 — монорельс; 2 — каток; 3 — щека; 4 — ролики; 5 — блок с грузовым крюком подвижный; 6 — корпус каретки; 7 — рукоятка стопора каретки; 8, 13 — накладки, 9 — болт, 10, 14 — валики; 11 — гайка, 12 — кожух, 15 — крышка кожуха, 16 — болт, 17, 24 — шайбы; 18 — роликоподшипник опорный, 19 — ролик; 20 — пружина; 21 — стопор крышки; 22 — корпус кожуха, 23 — ось грузового крюка; 25 — гайка; 26 — подшипник упорный, 27 — крюк

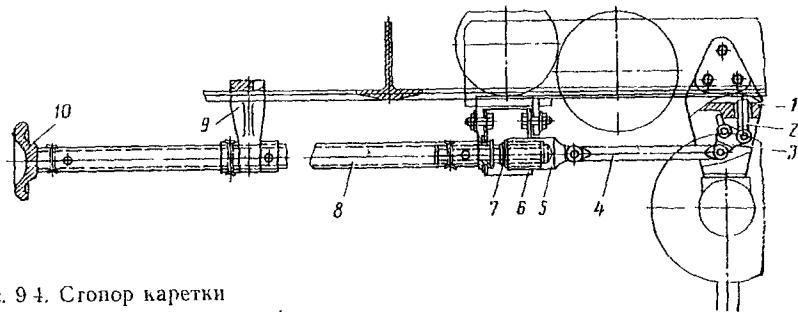


Рис. 9.4. Сгупор каратки

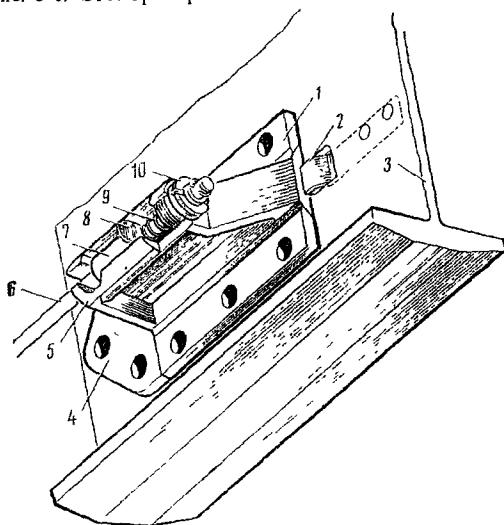


Рис. 9.5. Фиксатор наконечника троса

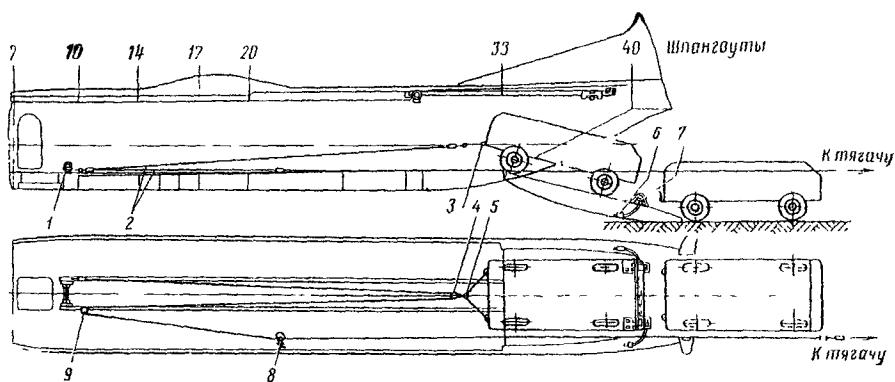


Рис. 9.6. Схема погрузки несамоходных колесных грузов:

1 — катушка для погрузочного троса; 2 — трос; 3 — стренга; 4 — блок подвижный; 5 — крюк двурогий; 6 — стропы сопровождения; 7 — колодка упорная; 8 — блок отводной; 9 — блок неподвижный

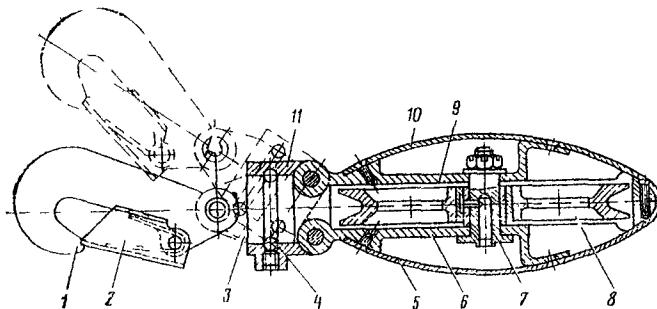


Рис 9.7. Погрузочный блок.

1 — крюк, 2 — щитка, 3 — серьга; 4 — шарик, 5, 10 — обтекатели, 6, 9 — обоймы, 7 — ось, 8 — ролик, 11 — кронштейн

ряд отверстий для крепления серег со штырями в различных положениях, зависящих от габарита и веса груза. В качестве строп используются швартовочные ремни из комплекта швартовочного оборудования. При погрузке грузов вместо траверсы могут использоваться стропы из швартовочных ремней. Стропы подвешиваются на крюк с помощью серьги со штырем и втулкой.

Оборудование для погрузки несамоходных колесных грузов. Погрузка несамоходных колесных грузов осуществляется тягачом с помощью погрузочного троса и системы блоков (рис. 9.6). Неподвижный блок, передний конец погрузочного троса и отводной блок с помощью крюков крепятся к швартовочным узлам в полу фюзеляжа. Подвижный блок своим крюком соединен со стренгой, надетой на буксировочный крюк груза. При наличии у груза двух буксировочных крюков подвижный блок и буксировочные стренги соединяются двурогим крюком. Для страховки погружаемых грузов предусмотрены упорные колодки. Капроновые стренги, применяемые для соединения погрузочного троса с тягачом, смягчают резкие толчки в момент его тягания. Погрузочный трос в нерабочем положении наматывается на специальную катушку.

Погрузочный блок (рис. 9.7) состоит из ролика с двумя обоймами. Один конец обоймы шарнирно соединен с кронштейном. В кронштейн вмонтирована серьга, фиксируемая расположенным по периферии шариками. Серьга также шарнирно соединена с крюком. Блок защищен двумя обтекателями, которые позволяют при перемещении легко преодолевать встречаемые препятствия.

Для предохранения настила пола грузовой кабины от повреждения при вкатывании грузов предусмотрены веревочные настилы, которые крепятся лямками к швартовочным узлам. Колесная техника, кроме швартовки, фиксируется на грузовом полу упорными колодками, которые устанавливаются под колеса. Они сварены из стальных труб. Поперечные соединительные трубы с помощью винтов фиксируют колодки в нужном положении в зависимости от ширины колес погружаемой техники. В исходном положении соединительные трубы укладываются вдоль упорных колодок и фиксируются скобами винтами.

Оборудование для швартовки грузов. В комплект швартовочного оборудования (рис. 9.8) входят двадцать восемь одинарных

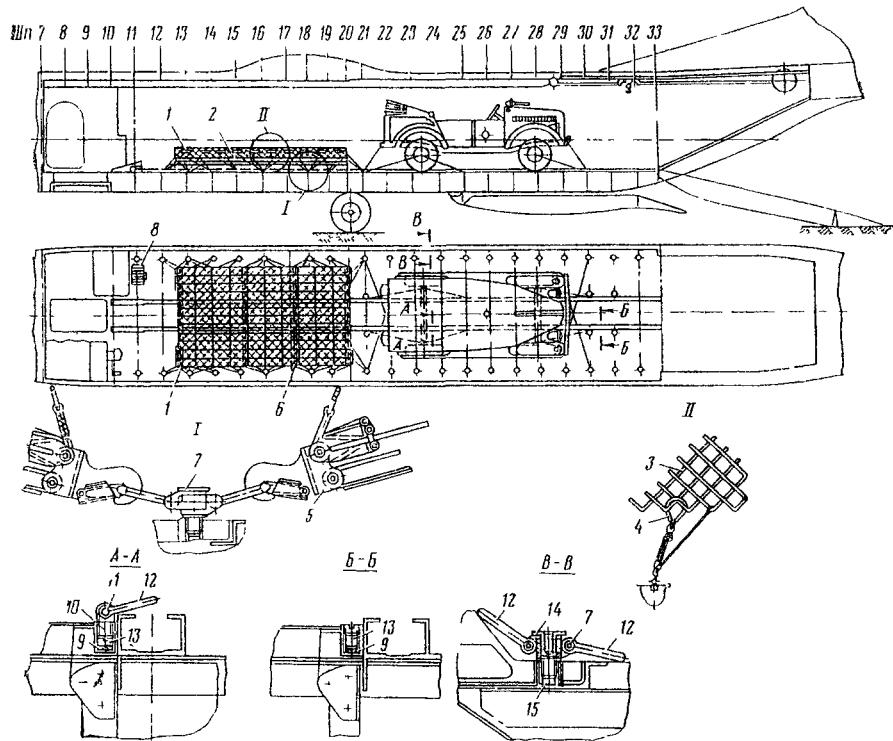


Рис. 9.8. Шартовочное оборудование:

1 — шомпол; 2 — ремень-растяжка; 3 — сетка шартовочная; 4 — лямка; 5 — ремень шартовочный; 6 — приспособление для натяжения ремней; 7 — узел шартовочный; 8 — чемодан для шартовочных узлов; 9 — упор резиновый; 10 — штырь одинарного шартовочного узла; 11 — ось уха; 12 — ухо; 13 — пробка; 14 — винт установочный; 15 — штырь двойного шартовочного узла

шартовочных узлов; двадцать двойных шартовочных узлов; тридцать шартовочных ремней; четыре ремня-стяжки; четыре шомпола; восемь шнурков; две шартовочные сетки.

Шартовочные узлы предназначены для крепления грузов к полу грузовой кабины. Восьмидесят два шартовочных гнезда расположены на грузовом полу по шпангоутам 11—32 (см. рис. 9.8). В шартовочные гнезда ввертываются одинарные 2 и двойные 5 шартовочные узлы. В гнезда, расположенные вдоль направляющих рельсов транспортера, устанавливаются только одинарные шартовочные узлы, а в гнезда, расположенные по бортам фюзеляжа — двойные шартовочные узлы.

Одинарный шартовочный узел состоит из ушкового болта, шарнирно соединенного со шартовочным кольцом. Ушковый болт имеет совместную круглую резьбу. Выступ на торце болта обеспечивает совместное вращение болта и пробки, имеющей такую же круглую резьбу. Между пробкой и основанием шартовочного гнезда имеется резиновый упор, предотвращающий заедание ушко-

вого болта. Пробки 13 предназначены для предохранения швартовочных гнезд от загрязнения в случае, если гнезда не используются для швартовки грузов.

Двойной швартовочный узел состоит из штыря 15, имеющего резьбу для ввертывания в швартовочное гнездо. На штырь соосно надеты два уха 12. Каждое ухо шарнирно соединено со швартовочным кольцом и имеет возможность устанавливаться в плоскости действия силы от швартовочного ремня. Установочный винт 14 удерживает ухо на штыре, когда штыри вынут из швартовочного гнезда. Швартовочный ремень состоит из крюка для соединения со швартовочным узлом 7, кольца, клинового замка, трех ветвей капронового ремня, серьги, крюка для соединения с грузом, лямки и крюка.

Клиновый замок (рис. 9.9) предназначен для зажима ремня. Он состоит из верхнего и нижнего корпусов. В каждом корпусе имеются наклонно расположенные пазы, в которые вложены клинообразные вкладыши. На плоскости вкладыша, обращенной к ремню, имеется насечка для надежного захвата ремня. Корпуса вместе с вкладышами зажимаются рычагом. Пружины сдвигают вкладыши в наклонных пазах корпусов, вкладыши сближаются и зажимают ремень.

Внешние подвески. Для перевозки дополнительных грузов, которые по каким-либо причинам невозможно транспортировать в грузовой кабине, устанавливаются внешние подвески (балочные держатели), к которым крепятся специальные контейнеры. Балочные держатели устанавливаются в районе 17–20 шпангоутов нижней части фюзеляжа. К фюзеляжу самолета каждый балочный держатель крепится при помощи съемного пилона, выполняющего роль переходного силового элемента. Стыковка балочного держателя с пилоном осуществляется при помощи двух болтов диаметром 18 мм.

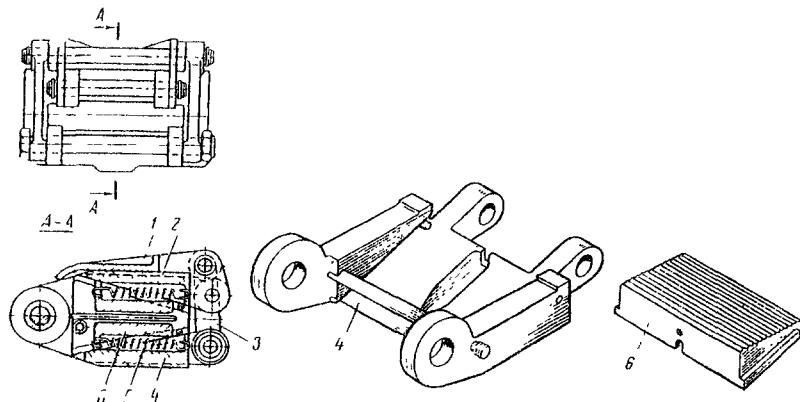


Рис. 9.9. Клиновой замок:

1 — рычаг; 2 — корпус верхний; 3 — серьга; 4 — корпус нижний; 5 — пружина; 6 — вкладыш

Установка балочных держателей допускает любые варианты подвески грузов при следующих условиях:

Габаритные размеры и масса держателя без пилона

Масса	18,5 кг
Длина	1285 мм
Ширина	260 »
Высота	250 »

Габаритные размеры и масса держателя с пилоном

Масса	22 кг
Длина	1285 мм
Ширина	260 »
Высота	500 »

Загрузка держателей производится таким образом, что на задних держателях находятся более тяжелые грузы.

Санитарное оборудование. В санитарном варианте в грузовой кабине самолета устанавливаются санитарные стойки и ленты для крепления носилок. На каждой стойке имеются три замка, в которые вкладываются ручки носилок. Вторые ручки носилок вкладываются в петли лені. Санитарные стойки изготовлены из стальных труб сечением 45×2 мм. В походном положении санитарные стойки с прикрепленными к ним санитарными лентами и привязанными ремнями крепятся в лирках, установленных под десантными сиденьями по шпангоутам 14, 15, 22, 23, 25, 26, 28, 29.

Между шпангоутами 31—32 по правому борту находится сиденье медработника. Между шпангоутами 33 и 34 по правому борту фюзеляжа установлен столик медработника, под столиком — аптечка, а на шпангоуте 34 — крючок для медицинской сумки. Столик крепится шарнирно к шпангоутам 33 и 34. В рабочем положении столик опирается на упор, а в походном положении крепится ремешком к грибку.

Оборудование для десантирования людей. В грузовой кабине самолета по правому и левому бортам установлены сиденья для десантников. В нерабочем положении сиденья убираются к боргам и не мешают использовать самолет в других вариантах. Одно сиденье на правом борту, расположение между шпангоутами 32 и 33, предназначено для выпускающего десант.

Десантирование парашютистов производится в один ногок через грузовой люк в хвостовой части фюзеляжа. Сиденья десантников выполнены одно-, двух-, трех- и четырех-местными и снабжены привязочными ремнями. Для парашютного десантирования на самолете устанавливаются тросы принудительного раскрытия парашютов, система уборки вытяжных веревок и предохранительное ограждение в плоскости шпангоута 33.

Тросы принудительного раскрытия парашютов крепятся к кронштейнам на шпангоутах 11 и 38 по правому и левому бортам. При использовании самолета в других вариантах тросы принудительного раскрытия парашютов не снимаются.

Оборудование для парашютного десантирования грузов. В грузовой кабине самолета установлен транспортер, предназначенный для механизированного сброса грузов в парашютно-десантных упаковках общей массой до 4550 кг. Транспортер позволяет производить механизированную загрузку и разгрузку самолета на земле. Сброс грузов осуществляется автоматически от прибора ПГС-24 за ранее заданным количеством групп и серий.

Транспортер представляет собой конвейер цепного типа, встроенный в конструкцию грузового пола и приводимый в действие электро приводом, подключенным к бортовой электросети самолета.

В комплект транспортера входят: две грузовые цепи, расположенные в специальных профилях грузового пола и образующие грузовые магистрали; электропривод, оборудованный колонкой ручного привода; валы, соединяющие электропривод с редуктором и ведущими звездочками грузовых цепей; механизм уборки шартовочных лямок, приводимый в действие электромеханизмом и установленный на погонке грузовой кабины в районе шпангоутов 38 и 39; электрооборудование (прибор ПГС-24, коробка контакторов, пульт оператора и система концевых выключателей сигнализации сброса и останова).

Вмонтированные в грузовой пол магистрали транспортера не мешают использовать самолет в других вариантах. Кинематическая схема транспортера представлена на рис. 9.10.

Основными элементами транспортера являются трансмиссия и привод.

Основные технические данные

Грузоподъемность	4550 кг
Масса транспортера с установленным на нем максимальным грузом	4885 »
Расстояние между грузовыми магистралями	590 мм
Высота грузовой магистрали над полом грузовой кабины:	
в рабочем положении	50 мм
» походном »	10 »
Максимальная загрузочная длина	10 250 мм
Максимально допустимая равномерно распределенная нагрузка на погонный метр длины грузовой цепи	855 кгс
Скорость движения грузовых цепей:	
в режиме «Быстро»	0,95—1,0 м/с
» » «Медленно»	0,33—0,35 м/с
Время движения грузовых цепей при сбросе грузов с момента включения до остановки:	
в режиме «Быстро»	10,5—11,0 с
» » «Медленно»	30—35 »

Облицовка кабин, светозащитные шторки и светофильтры

Внутренние помещения самолета облицованы декоративной облицовкой. В кабине экипажа облицованы стеки и переплеты фонаря. Облицовка переплетов фонаря выштампovана из алюминия.

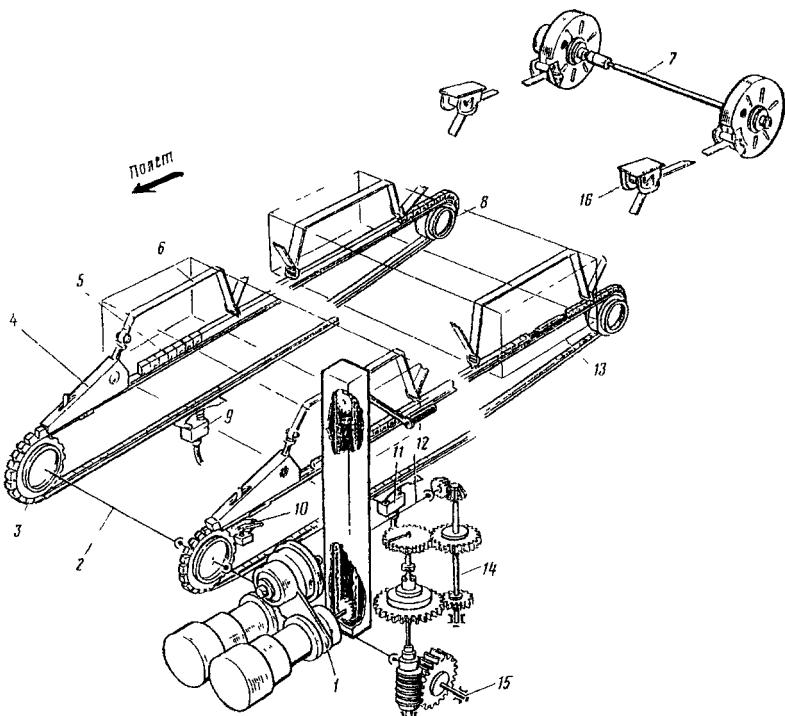


Рис. 9.10. Кинематическая схема транспортера:

1 — электромеханизм с колонкой ручного привода; 2 — трансмиссия; 3 — звездочка грузовой цепи; 4 — упор грузовой; 5 — цепь грузовая; 6 — лямка шварговошная; 7 — механизм уборки лямок шварговоочных; 8 — ролик направляющий грузовой цепи, 9 — механизм нажимный окончания аварийного сброса, 10 — механизм нажимный окончания обратного хода; 11 — механизм нажимный окончания сброса; 12 — вал, соединяющий электромеханизм с коробкой передач; 13 — механизм нажимный групповой сигнализации; 14 — коробка скоростей; 15 — редуктор червячный, 16 — ролик направляющий шварговоочных лямок

вого сплава и крепится винтами к прижимам стекол. Внутренняя часть облицовки оклеена поролоном. Облицовка верхней части кабины выполнена в виде отдельных панелей из фанеры толщиной 1,5 мм с отверстиями для облегчения и лучшей акустики. Со стороны кабины на панели наклеен поролон толщиной 3 мм и декоративный павинол. Панели крепятся к конструкции фюзеляжа винтами с помощью прижимных штапиков. Для агрегатов электро- и радиооборудования в панелях сделаны вырезы. Астролюк окантован прессованным угольником.

Пол кабины экипажа покрыт ковриками: у пилотов — из автобума с подслоем губчатой резины толщиной 3 мм, у радиста и штурмана — из специальной ткани. Облицовка бортов грузовой кабины между шпангоутами 7—40 выполнена из листов стеклопластика толщиной 1,8 мм. В верхней части, в месте стыка с потолком, листы крепятся к специальному гнутому профилю, а внизу — к фланцу вентиляционного короба. По шпангоутам, а также

по верхнему и нижнему краям листы прижимаются специальными декоративными профилями. В верхней части между шпангоутами 30—40 облицовка и короб крепятся к шлангоутам винтами.

Облицовка силовых шпангоутов 17 и 20 выклеена из стеклоткани и крепится винтами к гнутым кницам, приклепанным к стенкам шпангоутов. На окнах грузовой кабины установлены декоративные окантовки, которые выштампованы из алюминиевого сплава толщиной 0,8 мм и крепятся к силовым окантовкам винтами.

Потолок кабины в средней части — плоский, со ступенькой по шпангоуту 20. Потолок расположен на высоте 1840 мм от пола между шпангоутами 17—20 и на высоте 1910 мм между шпангоутами 20—28. По краям потолка вдоль кабины на высоте 1735 мм от пола расположены короба, в которых проложена проводка систем вентиляции и кондиционирования. Короба вентиляции крепятся к кронштейнам, которые установлены по шпангоутам. Между шпангоутами 30—40 по левому борту установлен короб, который закрывает тяги управления самолетом, а по правому борту — короб, закрывающий трубу противообледенительной системы и электроргуты.

Огидные панели потолка и нижней части коробов выполнены из прессованных профилей в виде рамок, на которые наклеена обшивка из стеклотекстолита. Для навески средних панелей на коробах и кронштейнах закреплены угольники, к ним с одной стороны приклепаны кронштейны с замками, а с другой — петли-навески. Боковые панели навешаны на специальный гнутый профиль у борта, а замки установлены на фланцах коробов.

На потолке между шпангоутами 28 и 29 выклеена чаша из стеклоткани, где устанавливается грузовая лебедка. Для уменьшения теплообмена с окружающей атмосферой и для снижения уровня шума герметическая кабина имеет теплозвукоизоляционную защиту в виде отдельных ковриков с двусторонней синтетической пленкой. В местах крепления теплозвукоизоляции к шпангоутам на их полки наклеены прокладки из пенопласта толщиной 3 мм, а коврики в этих местах обшиты тканью и приклеены к полкам. Между шпангоутами коврики крепятся с помощью приклепанных к стрингерам штырей и резиновых шайб. Коврик в районе центроплана приклеен к обшивке. В местах установки агрегатов оборудования и кронштейнов управления в теплозвукоизоляции сделаны вырезы. Под полом теплозвукоизоляция не устанавливается.

На стеклах фонаря кабины экипажа установлены шторки, которые служат для защиты от солнечных лучей и применяются при выполнении тренировочных полетов. Шторки намотаны на барабаны, установленные на облицовке фонаря. При необходимости шторки сматываются с барабанов и закрепляются крючками за кронштейны каркаса фонаря. Две верхние шторки сдвигаются в стороны по металлическим направляющим. Открытие и закрытие шторок производится вручную. Астрокупол и блистер штурмана также закрываются шторками. Для закрытия шторки необходим

отстегнуть ремешок, фиксирующий шторку, развернуть ее на 180° и в закрытом положении снова застегнуть ремешок.

На левом и правом бортах кабины установлены светофильтры на кронштейнах, позволяющих устанавливать светофильтры в любом положении. На окнах грузовой кабины расположены светозащитные шторки, которые закреплены при помощи колец на двух трубчатых штангах. В верхней части штанги имеют пазы для фиксации шторки в закрытом положении. В верхнюю и нижнюю кромки шторки вшиты резиновые ленты.

Основные рекомендации по эксплуатации и техническому обслуживанию

Погрузка и выгрузка грузов. К перевозке самолетом Ан-26 допускаются техника и грузы, удовлетворяющие всем требованиям воздушного транспортирования. Размеры техники и грузов должны соответствовать размерам грузовой кабины, свободно проходить через грузовой люк и обеспечивать нормальные условия погрузки и выгрузки. Между грузами (техникой) и внутренними обводами грузовой кабины должны быть выдержаны установленные зазоры. Для экипажа самолета должен быть обеспечен проход в кабину (через входную дверь) шириной не менее 500 мм и свободный доступ к аварийному люку.

Общая масса груза (техники), включая массу лиц, сопровождающих груз, и массу швартовочного оборудования, не должна превышать максимальной загрузки самолета для каждого конкретного полета. В прилагаемых к ним формулярах и паспортах должны быть указаны их полная масса и координаты центра тяжести.

При погрузке техники (в том числе колесной) и грузов давление опор на грузовой пол самолета не должно превышать следующих величин: на участках грузового пола от шпангоутов 10 до 17 и от 20 до 33 не более 1250 кг, а на участке пола от шпангоута 17 до 20 — не более 3100 кг.

На любом участке рельса транспортера длиной 500 мм разрешается прикладывать не более одной сосредоточенной нагрузки массой 400 кг. В процессе погрузки допускается нагрузка на ось техники не более 3100 кг по всей длине пола. После загрузки техники, имеющая тормоза, должна быть надежно заторможена.

При транспортировании опасных грузов экипаж самолета должен быть тщательно проинструктирован о мерах безопасности, способахнейтрализации и огнетушения. Опасный груз должны сопровождать специалисты. Электросистема погруженной в самолет техники должна быть обесточена. Грузы, находящиеся в кузовах автомобилей и прицепах, необходимо надежно закрепить средствами грузоотправителя.

Огдельные элементы погруженной в самолет техники (грузов) — закрытые объемы, баки и т. д. должны иметь дренажи, обеспечивающие выравнивание внутренних давлений в зависимости от из

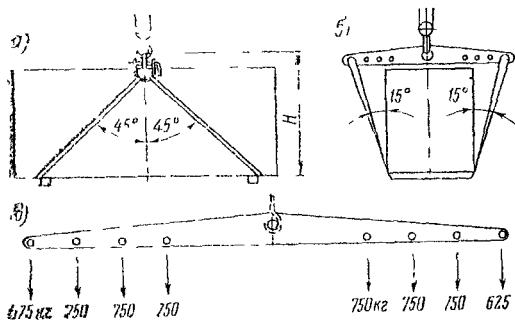


Рис. 9.11. Допустимые углы наклона строп и суммарная масса груза при загрузке тельфером:

а, б — допустимые углы наклона строп; в — суммарная масса груза

ны быть указаны в прилагаемой к грузу инструкции по авиатранспортировке.

Загрузка и выгрузка грузов с помощью погрузочно-разгрузочного устройства

Загрузку и выгрузку грузов массой до 1500 кг следует производить через задний грузовой люк самолета с помощью погрузочно-разгрузочного устройства и транспортера П-157. Производить погрузку и выгрузку всех видов грузов юзом по грузовому полу запрещается.

Загрузку самолета необходимо производить в следующем порядке:

установить домкрат под шпангоуг 33 фюзеляжа таким образом, чтобы нагрузка на колеса шасси не изменилась;

подвесить траверсу или стропы на грузовой крюк подвижного блока. Траверса может располагаться как вдоль, так и поперек проема грузового люка (в зависимости от формы и размеров груза);

подать груз к заднему грузовому люку самолета так, чтобы его центр тяжести размещался примерно по оси шпангоута 38 (крайнее заднее положение грузового крюка);

засечь стропы за такелажные узлы груза или, если таковых нет, пропустить стропы под грузом;

максимально допустимые углы наклона строп в двух взаимно перпендикулярных плоскостях равны 45 и 15° (рис. 9.11);

при установке строп для подъема груза необходимо следить, чтобы общая высота подвески H и углы наклона строп были минимальными;

при использовании ремней для подъема грузов в одно сложе-

мения давления в грузовой кабине при наборе высоты и снижении самолета. При резком изменении внутреннего давления в грузовой кабине (аварийная разгерметизация) транспортируемая техника и грузы не должны приводить к аварийным ситуациям на самолете. Все специальные требования по подготовке грузов для авиатранспортировки, по размещению их в самолете, по способу загрузки, швартовки и расчету швартовки должны быть указаны в прилагаемой к грузу инструкции по авиатранспортировке.

ние и допускаемых углах их наклона можно поднимать груз массой до 900 кг;

при использовании ремней в два сложения и допускаемых углах их наклона можно поднимать груз массой до 1500 кг;

после установки строп или ремней необходимо поднять груз на 50—100 мм выше уровня порога грузовой кабины, прекратить подъем и переместить вручную каретку с грузом до переднего упора транспортера П-157;

перемещение каретки грузоподъемного устройства производить за лямки. Для облегчения перемещения груза одновременно с перемещением каретки необходимо тянуть или толкать груз в направлении каретки. В качестве лямок для перемещения груза можно использовать швартовочные ремни из комплекта швартовочного оборудования. При подъеме груза внимательно следить за зазорами между проемом грузового люка и грузом; если при подъеме груза используется ручной привод электролебедки, то перед тем, как начать перемещение груза вдоль грузовой кабины, необходимо включить тормоз электролебедки;

опустить груз на транспортер П-157 и, отсоединив стропы, переместить его транспортером на расстояние, необходимое для размещения следующего груза;

расположить грузы в грузовой кабине в соответствии со схемой загрузки, допустимыми центровками и схемой нагрузок на грузовой пол самолета. Масса группы мелких грузов (ящики, бочки, канистры) не должна превышать 2500 кг;

по окончании погрузочно-разгрузочных работ застопорить каретку тельфера стопором.

При размещении техники и грузов в грузовой кабине самолета необходимо следить за тем, чтобы нагрузки на грузовой пол и магистрали транспортера от опор техники и грузов не превышали допустимых. Зазоры между конструкцией самолета и грузом или техникой должны быть не менее 150 мм.

Загрузка несамоходной колесной техники. Несамоходная колесная техника загружается, как правило, в самолет буксировочным приспособлением (водилом) задним ходом. Этот способ обеспечивает выгрузку техники тягачом без применения погрузочного оборудования. Перед загрузкой техника, имеющая тормоз, должна растормаживаться.

Загрузку техники тягачом (рис. 9.12) следует производить в следующем порядке: подкатить погружаемую технику к рампе грузового люка, установить тягач слева (справа), но позади погружаемой техники, присоединить к водилу строны для управления техникой во время загрузки, подсоединить погрузочный трос к технике.

Медленным движением тягача необходимо выбрать слабину троса и тщательно проверить его состояние, ленты и надежность крепления бликов к швартовочным узлам. При загрузке нескольких образцов техники в самолет отцепление погрузочных тросов следует производить после установки техники на тормоз или ук-

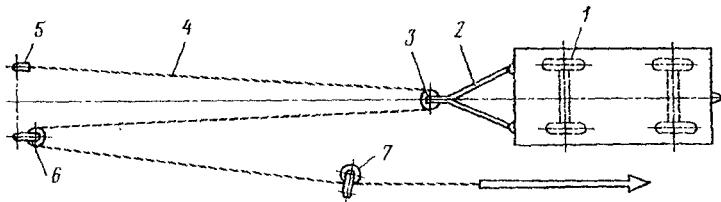


Рис. 9.12. Схема загрузки несамоходной колесной техники тягачом:

1 — загружаемая техника; 2 — лямка; 3 — блок подвижный; 4 — трос погрузочный; 5 — узел швартовочный в полу фюзеляжа; 6 — блок неподвижный; 7 — блок отводной

реплияния ее швартовочными средствами от произвольного перемещения в грузовой кабине. После окончания загрузки трос нужно смотать с катушки, затем зацепить стренгу за крюк на раме, а потом амортизатором, установленным на раме, закрепить катушку.

При погрузке техники запрещается: допускать к погрузочным работам лиц, не прошедших инструктаж, находиться позади погружаемой техники при движении ее по рампе, находиться в зоне погрузочных тросов, производить погрузку тросами, не соответствующими техническим условиям (обрыв прядей, нитей и выпучивание прядей), производить погрузку техники (не имеющей тормозов) без подстраховки упорными колодками.

Погрузка самоходной колесной и гусеничной техники. Самоходную колесную и гусеничную технику загружают в самолет, как правило, задним ходом, что обеспечивает удобство и быстроту загрузки. Перед погрузкой самоходной техники необходимо рампу грузового люка и пол грузовой кабины покрыть веревочными настилами. При необходимости уменьшения угла или увеличения колеи наезда рампы допускается установка башмаков под задние края наезда. В этом случае веревочным настилом необходимо закрыть наезд и башмаки, подвернув под них конец настила. Технику, загруженную в самолет, необходимо затормаживать. Если в процессе загрузки произошла остановка самоходной техники на рампе грузового люка, то необходимо с рампы вывести ее на землю и только после этого вновь производить загрузку.

При погрузке самоходной и гусеничной техники запрещается: находиться сзади погружаемой техники, если она находится на рампе грузового люка, загружать гусеничную технику без веревочных настилов, продолжать погрузку после остановки техники на рампе. Загружать трехколесную технику с применением башмаков.

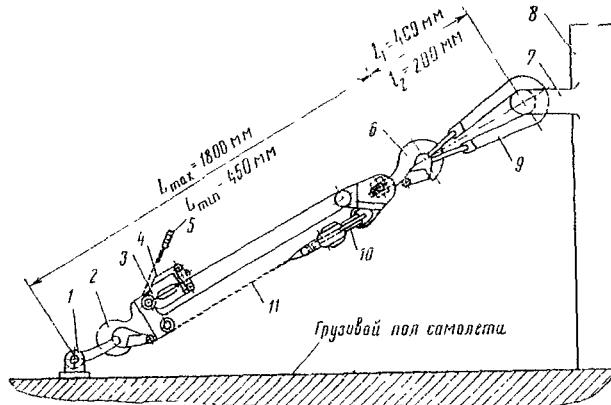
Перед выгрузкой техники необходимо произвести ее расшвартовку, не допуская самопроизвольного перемещения техники. Самоходная колесная и гусеничная техника выгружается своим ходом, а несамоходная колесная техника — тягачом.

Швартовка и расшвартовка грузов. Погруженные в самолет техника и грузы должны быть зашвартованы.

Технику и грузы, имеющие швартовочные узлы, необходимо закреплять в самолете швартовочными ремнями. Грузы, не имеющие

Рис. 9.13. Швартовка техники швартовочными ремнями:

- 1 — узел швартовочный;
- 2 — крюк клинового замка;
- 3 — замок клиновой;
- 4 — рычаг клинового замка;
- 5 — кольцо;
- 6 — крюк свободного конца ремня;
- 7 — узел крепления на грузе;
- 8 — груз;
- 9 — лямка;
- 10 — крюк переходника;
- 11 — лента



швартовочных узлов, а также пакетируемые грузы закреплять с помощью швартовочных ремней и сеток.

Если схемы швартовки и размещения грузов отсутствуют, технику и грузы следует размещать так, чтобы центровка самолета (с учетом массы лиц, сопровождающих технику и грузы, и массы швартовочного оборудования) не превышала допустимую, после чего производят швартовку. Приближенно общее количество швартовочных ремней, необходимых для швартовки грузов, определяется по формуле

$$n = 6G,$$

где n — количество швартовочных ремней; G — масса груза, т.

Полученное по формуле количество швартовочных ремней следует увеличить до ближайшего четного числа. Данная формула применяется при углах наклона швартовочных ремней α к оси x или плоскости пола в пределах $15-50^\circ$.

Из общего количества полученных при расчете швартовочных ремней для удержания груза от сил инерции, действующих против направления полета, требуется не менее двух ремней и для удержания груза от сил инерции, действующих в боковых направлениях — четыре — восемь ремней; остальные швартовочные ремни должны удерживать груз от инерционных сил, действующих по направлению полета. При швартовке грузов и техники необходимо стремиться к тому, чтобы длины ремней были одинаковы.

Перед швартовкой необходимо ввернуть в гнезда на грузовом полу швартовочные узлы (рис. 9.13).

На швартуемой технике следует выключить из работы рессоры с помощью средств, входящих в комплект оборудования перевозимой техники. При швартовке одинарные швартовочные узлылагаются от положения «до упора» на 180° , после чего направить кольцо в сторону швартовочного узла на технике. При швартовке техники с помощью двойных швартовочных узлов угол между кольцами двойного швартовочного узла должен быть не ме-

нее 120° . Если угол меньше положенного, то в каждом конкретном случае следует производить проверку расчетом, чтобы суммарное усилие на двойной узел не превышало допустимого (4000 кгс).

Все швартовочное оборудование (чемодан со швартовочными узлами, швартовочные ремни, ремни-стяжки, швартовочная сетка), не используемое при швартовке грузов, необходимо уложить в один или два пакета на грузовом полу так, чтобы оно не мешало погрузке и выгрузке, и прикрепить к полу швартовочной сеткой и ремнями. При этом швартовочные ремни должны быть в положении максимальной длины, их замки закрыты, сами ремни и ремни-стяжки свернуты, а швартовочная сетка сложена вдвое и закатана в рулон.

Швартовка грузов и техники швартовочными ремнями. Лямками можно швартовать технику не только за специальные узлы крепления, но и за оси, рамы, балки и т. д. При швартовке следует тщательно проверять, чтобы вместе с осью или балкой под лямку не попали чесиловые элементы техники (гидравлические, масляные трубопроводы и другие).

После швартовки необходимо закрыть клиновой замок рычагом и произвести натяжку ленты вручную (см. рис. 9.13). Для предотвращения смещения техники во время швартовки натяжку ленты необходимо производить одновременно на швартовочных ремнях, закрепленных на диаметрально противоположных концах груза (относительно его центра тяжести). По окончании швартовки следует проверить руками, все ли швартовочные ремни имеют однинаковую патяжку, слабо натянутые ремни подтянуть.

Швартовка мелких грузов. Швартовку мелких грузов производят швартовочной сеткой. Максимальная масса грузов, швартуемых одной сеткой, не должна превышать 2500 кг. Перед швартовкой мелкие грузы необходимо установить вплотную друг к другу и стянуть их стяжными ремнями. Верхний ряд грузов можно не стягивать стяжными ремнями. Группу грузов, стянутых ремнями, следует закрыть швартовочной сеткой, располагая ее симметрично по отношению к грузам. Края сетки должны перекрывать верхний край нижнего ряда грузов на 300—400 мм с тем, чтобы при натяжении сетки швартовочными ремнями нижний ряд грузов не оказался вне ссетки.

Одним швартовочным ремнем можно захватить три соседние по вертикали ячейки сетки (одну непосредственно крюком переходника, две другие — лямкой, два кольца которой необходимо закрепить крюком свободного конца ремня). При швартовке во избежание люперечных перегрузок лямками швартовочных ремней и крюками переходника должны быть захвачены ячейки боковой полы сетки (левой и правой), во избежание продольных перегрузок — ячейки передней и задней полы сетки.

При захвате ячеек боковой полы сетки необходимо следить, чтобы не были захвачены ячейки ее карманов. При захвате ячеек элементами швартовочного ремня точки захвата следует выбрать, отступая от ребра пакета грузов на 200—300 мм (чтобы при пред-

варительном натяжении ремня точка захвата не перешла через ребро пакета грузов). После установки всех швартовочных ремней нужно затянуть их. Количество швартовочных ремней, необходимых для швартовки грузов под сеткой, определяется так же, как и при швартовке монолитных грузов по формуле, указанной выше, и проверяется по методике определения усилий при швартовке грузов.

При швартовке необходимо руководствоваться следующими данными: разрушающая суммарная нагрузка на один швартовочный узел и разрушающее усилие для швартовочного приспособления равны 4000 кгс. Максимальная масса груза, который можно швартовать одной сеткой, 2500 кг. Минимальный угол наклона швартовочного приспособления к горизонту 15°.

Эксплуатация бытового оборудования

При эксплуатации бытового оборудования необходимо руководствоваться следующими правилами: при выполнении каких-либо работ внутри самолета, связанных со снятием болтов и винтов, техническому составу необходимо соблюдать меры предосторожности, исключающие повреждение обшивки; запрещается оставлять в самолете промасленную ветошь и другие посторонние предметы; не допускать повреждения облицовки при загрузке самолета грузами; загрязненную облицовку протирать чистой ветошью, смоченной жидкостью «Прогресс»; нарушенное лакокрасочное покрытие своевременно восстанавливать соответствующим лакокрасочным материалом; следить, чтобы все замки на панелях потолка были закрыты, а на панели короба в районе направляющего рельса рамы грузолюка винты надежно затянуты.

Для открытия замков на поголовочных панелях необходимо отверткой повернуть стержень замка на 90° против часовой стрелки. Для снятия занавесок в грузовой кабине необходимо отвернуть винты крепления нижних опор, а затем снять опоры с направляющих штанг.

Заполнение емкостей водой, унитаза химжидкостью, опорожнение унитаза и сливного бака необходимо производить вне самолета. Для заполнения электрокипятильника и электротермоса водой следует: открыть створку этажерки, отстегнув замки; открыть натяжные замки на стяжных лентах; вынуть электрокипятильник и электротермос из своих гнезд и вынести их из самолета; заполнить электрокипятильник и электротермос водой, занести их в самолет и установить на места. Для опорожнения сливного бачка необходимо: вынуть штырь крепления бачка; снять бачок и вынести его из самолета; тщательно вымыть бачок, занести его в самолет и установить на место.

Заправка бака для воды в туалете. Для снятия бака необходимо: отсоединить шланг, соединяющий бак с краном умывальника; вынуть две шпильки из опорных кронштейнов бака; поднять бак

вверх и снять с крюка, вынести бак из самолета. Заполнить бак водой, занести в самолет и установить на место.

Опорожнение и заполнение унитаза. Для опорожнения и заполнения унитаза необходимо: отвернуть две барашковые гайки и снять унитаз с подставки; вынести его из самолета и опорожнить; тщательно промыть унитаз водой, залить в него 2 л химической жидкости СТ-2; внести унитаз в самолет и установить его на место.

Г л а в а X. ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА

Силовая установка

Проверка работы двигателей АИ-24ВТ состоит из следующих этапов: запуска, прогрева, проверки необходимых параметров двигателя на оговоренных в инструкции режимах, охлаждения и останова. Двигатели АИ-24ВТ запускаются стартер-генераторами СТГ-18ТМ, работающими в системе программного запуска СПЗ-27. Автоматика запуска обеспечивает запуск двигателей на земле и в воздухе, прекращение запуска двигателей и холодную прокрутку.

Контроль за работой двигателей производится по следующим приборам и сигнальным лампам: тахометру ИТЭ-2; термометрам ИТГ-2 температуры газа за турбиной; трехстрелочным индикатором ЭМИ-ЗРТИ (указатели давления топлива и масла и температура масла); расходомерам топлива РТМС-0,85-Б1; указателям УПРТ-2; указателям крутящего момента УМ-100; вольтметрам системы ИРГ и сигнальным лампам «Отказ ПРТ»; указателям виброперегрузок; сигнальным лампам отказа двигателей в кнопках флюгирования КФЛ-37; сигнальным лампам снятия винтов с упора и расфлюгирования; сигнальной лампы флюгер-насоса.

Перед запуском двигателей стоянка должна быть очищена от посторонних предметов и льда, возле самолета должны находиться необходимые средства пожаротушения. На самолете должны быть сняты все заглушки, под колеса подставлены колодки и включен стояночный тормоз. Визуально контролировать запуск и работу двигателя должен техник, находящийся на расстоянии не ближе 15 м от двигателей и имеющий надежную связь через СПУ с экипажем.

Перед запуском необходимо проверить скорость вращения роторов двигателей и углы установки лопастей. Роторы должны вращаться легко, без постороннего шума при поворачивании винтов по направлению вращения. При поворачивании должны прослушиваться щелчки храпового устройства стартер-генератора. Лопасти воздушных винтов должны находиться на метке угла запуска, соответствующей 8° . Экипажем или лицом, производящим запуск, проверяется также закрытие люков и дверей, наличие топлива в топливных баках, наличие масла в маслобаках.

Для подготовки к запуску в кабине необходимо:

включить АЗС «Противопожарное оборудование» для приве-

дения противопожарной системы в состояние готовности; краны шасси и закрылков установить в положение «Нейтрально» и за-контрить; выключить все самолетные преобразователи; включить бортовые аккумуляторы и все АЗС и АЗР; переключатель «Борт - Аэродром» установить в положение, соответствующее выбранному источнику питания. При установке переключателя в положение «Аэродром» должны гореть обе сигнальные лампы включения разъемов;

переключатель «Автомат — Основная шина — Ручное» установить в положение «Основная шина»;

открыть пожарные краны двигателей (загораются сигнальные лампы);

переключатель «Стоп-кран» перевести в положение «Открыто»;

включить подкачивающий в соответствующий установленному порядку расходования топлива перекачивающий насос (загорают-ся зеленые сигнальные лампы насосов);

включить АЗС маслорадиаторов и АЗС системы АРТМ (авто-матического регулирования температуры масла);

переключатель снятия винтов с упора установить в положение «Винт снят с упора»;

отбор воздуха от двигателей закрыть и отключить систему электрообогрева и освещение, для чего: переключателем «Обогрев ВНА, винты, коки двигателя» и «ПОС крыла и оперения» и «ВЗР4 19» установить в положение «Отключено», а реостаты освещения в по-ложение «Выключено»;

проверить давление в гидросистеме. Оно должно быть не ниже 110 кг/см².

При запуске двигателей от генератора ГС-24Б ВСУ необходимо установить переключатель питания в положение «Борт», включить генератор ГС-24Б на бортсеть при частоте вращения ВСУ не ме-нее 63%, проверить и по необходимости отрегулировать напряже-ние на 28,5 В, переключатель запуска за 2-3 с до запуска уста-новить в положение «Запуск от ГС-24Б».

При запуске двигателей от аэродромного источника необходимо переключатель установить в положение «Аэродром», переклю-чатель вольтметра в положение «ЦРУ левое» или «ЦРУ правое» в зависимости от того, какой двигатель запускают, и переключатель запуска в положение «Запуск от аэродромного». Перед за-пуском от аэродромного источника питания электроэнергии ка-бель питания переменным током напряжением 115 В должен быть отключен от розетки самолета.

После проведения указанных выше предварительных работ за-пуск следует производить в следующей последовательности: рас-стопорить РУД, проверить легкость их хода и установить в по-ложение 0° по УПРТ; переключатель выбора двигателей установить в положение запускаемого двигателя; переключатель запуска уста-новить в положение «Запуск»; переключатель «Земля - воздух» — в положение «Земля»; переключатель ПРТ установить в положение «ПРТ-24»; положение стрелок приборов ИВ-41БМ дол-

жно находиться на нулевых отметках шкал; переключатель снятия лопастей винга с промежуточного упора должен быть установлен в положение «Винт снят с упора».

При запуске двигателей от генератора ГС-24Б необходимо рычагом ВСУ установить режим работы 0,9 номинала (90—94%) и дать команду «От винтов». После получения ответа «Есть от винтов» включить секундомер и на 1—1,5 с нажать кнопку «Запуск». При этом должна загореться сигнальная лампа работы АПД-27 и двигатель автоматически за время не более 120 с должен выйти на частоту вращения малого газа $13\,900 \pm 225$ об/мин (90—93%).

В процессе запуска двигателя контролируются следующие параметры:

частота вращения, которая должна без зависаний непрерывно возрастать до выхода на режим малого газа;

температура газов за турбиной, которая не должна превышать 750°C ;

частота вращения отключения стартер-генератора, которая не должна превышать 48%; если он не отключился на 48%, то необходимо нажатием кнопки «Прекращение запуска» прекратить запуск во избежание поломки стартера или храповой муфты;

давление масла, которое после выхода двигателя на режим малого газа должно быть не меньше 3 кгс/см^2 ;

напряжение в бортсети, которое не должно падать ниже 16 В;

загорание соответствующей сигнальной лампы («Обледенение левого двигателя» или «Обледенение правого двигателя») в момент нажатия кнопки «Запуск» и погасание ее при достижении режима работы двигателя 0,6—0,65 от номинала, что должно указывать на исправность работы сигнализатора обледенение СО-4А.

При запуске двигателя АИ-24ВТ допускается временное уменьшение частоты вращения ВСУ не более чем на 2% и рост температуры газа за турбиной до 750°C .

При запуске и работе двигателя допускается уход масла из маслобака в работающий двигатель не более 12 л с последующим возвратом его в маслобак при останове двигателя.

Запуск двигателя прекращается в следующих случаях: при отсутствии воспламенения топлива через 35 с после начала запуска; если температура газа за турбиной превышает 750°C ; напряжение в сети падает устойчиво ниже 16 В; наблюдается зависание частоты вращения двигателя; отсутствует давление масла; преждевременно отключается стартер-генератор (при частоте вращения двигателя меньше 33%).

Для прекращения запуска двигателя выключатель необходимо установить в положение «Останов». При работающем стартер-генераторе запуск прекращают, нажав на кнопку «Прекращение запуска». При прервании запуска во избежание догоорания топлива на выбеге и выхода двигателя из строя запрещается до полной остановки двигателя выключатель «Останов двигателя» устанавливать в положение «Открыто», выключать автомат защиты электросети осанова и отключать электропитание бортсети.

Если при запуске продолжительность заброса температуры свыше 780° С превышает 5 с, двигатель необходимо снять. После неудавшегося запуска, когда в двигатель подавалось топливо и не произошло его воспламенение, очередной запуск проводится, после продувки двигателя холодной прокруткой от стартера-генератора в течение 35 с.

Для холодной прокрутки двигателя необходимо: переключатель «Лев.-Прав.» установить в положение прокручиваемого двигателя, переключатель «Запуск — Холодная прокрутка» установить в положение «Холодная прокрутка»; переключатель основного двигателя должен находиться в положении «Останов»; рычаг управления двигателем (РУД) должен находиться в положении 0° по УПРТ. После подачи сигнала о холодной прокрутке двигателя на 1—1,5 с необходимо нажать на кнопку «Запуск», после чего стартер-генератор 35 с вращает ротор двигателя и затем автоматически отключается. При необходимости отключения стартер-генератора следует нажать на кнопку «Прекращение запуска».

В связи с блокировкой системы запуска двигателя с системой ПРТ перед прокруткой включение системы ПРТ обязательно. После выхода двигателя на режим малого газа необходимо: переключатель «Земля-воздух» установить в положение «Воздух»; переключатель выбора двигателя «Лев.-Прав.» установить в нейтральное положение; рычаг ВСУ перевести в положение «Малый газ» и убедиться, что генератор ГС-24Б выключен; установить переключатель выработки топлива в положение «Автомат. выраб. топлива»; а выключатель перекачивающих насосов в положение «Отключено».

Запуск от аэродромного источника электроэнергии производится в той же последовательности, что и от ВСУ. Переключатель электропитания устанавливается в положение «Аэродром». После выхода на режим малого газа кабели аэродромного источника электроэнергии отключаются, а переключатель устанавливается в положение «Борт».

Прогрев и проверка работы двигателей производится в соответствии с графиком (рис. 10.1) в следующем порядке.

Прогрев на режиме земного малого газа проводится в течение 5 мин до достижения температуры масла на входе в двигатель не ниже 40° С. Масло в цилиндровой группе воздушного винта прогревается двухкратным изменением режима от малого газа до 0,6 номинальной мощности ($34 \pm 2^\circ$ по УПРТ) плавным перемещением РУД. При температуре наружного воздуха выше 5° С прогрев можно осуществлять однократным изменением указанного выше режима.

После прогрева масла в цилиндровой группе воздушного винта необходимо установить режим 0,6 номинальной мощности и проверить работу генераторов постоянного тока, генераторов переменного тока, системы высотного оборудования и кондиционирования воздуха, противообледенительных устройств, системы выпуска и уборки закрылков, а также работу подкачивающих топливных на-

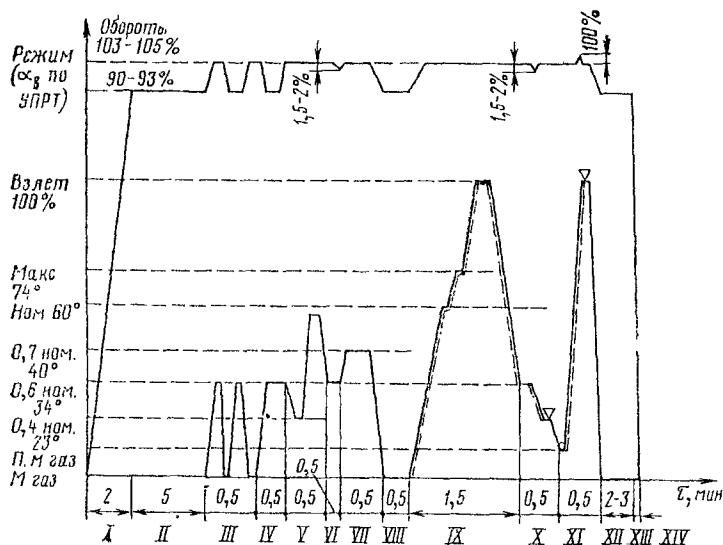


Рис. 10.1. График проверки работы двигателя АИ-24ВТ на земле:

I — запуск; II — прогрев двигателей; III — прогрев масла в системе винта; IV — проверка двигателей на режиме 0,6 номинального; V — проверка системы ПРТ; VI — проверка частотного флюгирования; VII — проверка автофлюгера по ИКМ; VIII — проверка флюгирования по отрицательной тяге; IX — проверка двигателя на номинальном и максимальном взлете режиме; X — проверка гидравлического упора винта; XI — проверка приемистости двигателя; XII — охлаждение двигателя; XIII — останов; XIV — выбег не менее 55 с

сосов (по сигнальным лампам). Проверить частоту вращения ротора, которая должна быть 103—105 %. При этом давление масла на входе в двигатель должно быть $4+0,5$ кгс/см². Для проверки работоспособности системы ПРТ необходимо при положении выключателя «Винт снят с упора» (лампы сигнализации сняты с упора и вывода из флюгера горят) установить режим работы двигателя 0,4 номинальной мощности ($23 \pm 2^\circ$ УПРТ). Если температура газа за турбиной равна или ниже 240° С, переключатель проверки системы ПРТ необходимо перевести в положение «Контр. 240° С», если выше 240° С — в положение «Контр. 360° С». Переключатель необходимо держать в нажатом положении в течение всей проверки, для чего плавно увеличивают режим работы двигателя до установления (по вольтметру системы ПРТ) напряжения 0,6—0,8 В. Система ПРТ работает нормально, если после появления напряжения (по вольтметру) параметры двигателя с увеличением режима не растут. Затем РУД переводят до исчезновения напряжения, после чего отпускают переключатель проверки системы ПРТ.

Затем производится проверка системы флюгирования. При положении выключателя «Винт снят с упора» и режиме работы двигателя 0,6 от номинала ($34 \pm 2^\circ$ по УПРТ) нажимают на кнопку частичного флюгирования в течение 0,5 с. При этом частота вращения двигателя должна понизиться на 1,5—2 % и вновь восста-

Таблица 10.1

Параметры работы двигателя АИ-24ВТ

Режим работы	УПРТ, град	n , об/мин	p_M , кгс/см ²			Температура газа за турбиной, °С	T_M на входе в двигатель, °С			p_T , кгс/см ²	Время непрерывной работы, мин	Время работы в % от ресурса
			%	На земле	В воздухе		рекомендуемая	min	max			
Взлетный	102 ± 2	15800 ± 150	103—105	4—4,5	3,5	525—479	70—80	40	90	До 65	До 5	До 3
Максимальный	72 ± 2	15800 ± 150	103—105	4—4,5	3,5	500—460	70—80	40	90	65	60	15
Номинальный	63 ± 2	15800 ± 150	103—105	4—4,5	3,5	500—460	70—80	40	90	65	Без огранич.	45
0,85 номинального	51 ± 2	15800 ± 150	103—105	4—4,5	3,5	500—460	70—80	40	90	65	То же	Без огранич.
0,7 номинального	40 ± 2	15800 ± 150	103—105	4—4,5	3,5	500—460	70—80	40	90	65	“	То же
0,6 номинального	31 ± 2	15800 ± 150	103—105	4—4,5	3,5	500—460	70—80	40	90	65	“	“
0,4 номинального	23 ± 2	15800 ± 150	103—105	4—4,5	3,5	500—460	70—80	40	90	65	“	“
Полетный — малый газ	$13—23$	15800 ± 150	103—105	4—4,5	3,5	500—460	70—80	40	90	65	“	“
Малый газ	0	13900 ± 225	90—93	3	3	—	70—80	15	90	65	До 30	“

Примечание При полете на одном двигателе разрешается непрерывная работа исправного двигателя на номинальном режиме не более 1,5 ч.

новиться. Нельзя допускать падение частоты вращения ниже 101%, так как это может привести к резкому росту температуры газа и помпажу двигателя. Если частота вращения упадет ниже 101%, двигатель необходимо остановить. После этого производится проверка работы системы автоматического флюгирования по ИКМ в следующем порядке.

При положении выключателя «Винт снят с упора» и режиме работы двигателя 0,4 от номинальной мощности (загорается лампа готовности автофлюгера) необходимо нажать выключатель проверки автофлюгера по ИКМ и перевести рычаг управления двигателем в положение 0° по УПРТ, после чего отпустить выключатель проверки автофлюгера по ИКМ (сигнальная лампа готовности автофлюгера погаснет). Исправность системы контролируется по загоранию лампы в КФЛ-37 и табло «Отказ двигателя», а также лампы работы флюгер-насоса. Через 12 с автомат времени флюгирования отключит флюгер-насос (лампа в КФЛ-37 и табло «Отказ двигателя» погаснут).

Проверка работы датчика и сигнализации системы автоматического флюгирования по отрицательной тяге производится в следующем порядке. При положении переключателя «Винт на упоре» и режиме малого газа (0° по УПРТ) необходимо нажать выключатель проверки системы автофлюгера по отрицательной тяге. При этом должна загореться красная сигнальная лампа в КФЛ-37 и табло «Отказ двигателя». При отпускании кнопки лампа и табло должны погаснуть.

Следующим этапом производится проверка устойчивости работы двигателя и воздушного винта на всех режимах. При положении выключателя «Винг на упоре», плавно перемещая РУД, переводят двигатель с режима малого газа на номинальный, а затем на режимы максимальной и взлетной мощности. Параметры работы двигателя должны соответствовать данным, указанным в табл. 101.

На взлетном режиме давление масла в ИКМ должно быть 92_{-1}^{+2} кгс/см² при ограничении мощности (напряжение на вольтметре ИРТ равно 0) и меньше 92_{-1}^{+2} кгс/см² при работе температурного ограничителя. При работе двигателя на взлетном режиме в зоне ограничения мощности допускаются колебания частот вращения ротора в пределах одного процента и давления топлива в пределах ± 10 кгс/см². При работе двигателя на установленвшемся режиме в зоне ограничения температуры газа за турбиной допускаются колебания давления масла в системе ИКМ в пределах ± 2 кгс/см² и частоты вращения ротора $\pm 1\%$.

На следующем этапе проверки двигателя производится проверка работы гидравлического упора. С режима 0,6 номинала необходимо плавно убрать частоту вращения ротора на 1,5—2,0% со 103—105% и перевести переключатель в положение «Винт снят с упора». После этого частота вращения должна восстановиться до равновесной.

Приемистость двигателя проверяют следующим образом: плавно переводят РУД в положение полетного малого газа; устанавливают переключатель в положение «Винт на упоре»; за 1,5—2 с переводят РУД на режим взлетной мощности. Время установления взлетного режима при пробе приемистости не должно превышать 15 с. Оно определяется по давлению топлива перед форсунками. Заброс частоты вращения при проверке приемистости не должен превышать 110%; после 10—15 с работы двигателя на взлетном режиме винт с упора необходимо снять и перевести плавно РУД за 1,5—2 с в положение 0° по УГРГ. При этом двигатель должен плавно перейти на режим земного малого газа.

После проверки приемистости двигатель переводится для охлаждения его горячей части на один из режимов малого газа и затем его выключают. На этапе останова проверяют «выбег» (продолжительность свободного вращения) ротора и убеждаются в отсутствии посторонних шумов. Двигатель перед остановом на режиме малого газа охлаждают в течение 2—3 мин, выключают все потребители электроэнергии, кроме освещения, а также преобразователи и генератор переменного и постоянного тока, проверяют наличие напряжения в бортсети от аккумуляторов. После останова двигателя выключают питание системы ПРТ, переключатель останова двигателя устанавливают в положение «Закрыто», выключают топливные подкачивающие насосы, замеряют время выбега (с 7% до полного останова время выбега должно быть не меньше 55 с) и закрывают пожарный кран.

После останова двигателя необходимо: установить выключатель останова двигателя в положение «Открыто», обесечить противопожарную систему, закрыть створки туннеля маслорадиатора и установить переключатель управления створками в положение «нейтрально» и выключить АЗС «АРТМ-64». Переключатель «Борт — Аэродром» также установить в нейтральное положение. Уходя из кабины, необходимо застопорить рули и установить переключатель снятия винтов с упоров в положение «Винт на упоре».

Проверка работы вспомогательной силовой установки

Контроль за работой ВСУ осуществляется по тахометру и ИТА-15К, термометру ТВГ-1, трехстрелочному индикатору (указателю давления топлива и масла и температуры масла), зеленой лампе сигнализации открытого положения ленты перепуска воздуха, зеленой лампе сигнализации работы панели запуска ПТ-29, красной лампе сигнализации отказа тахометрической сигнальной аппаратуры ТСА-15УМ.

Перед запуском ВСУ необходимо закрыть люки п/двери, включить топливоподкачивающие насосы правой половины крыла, переключатель «Запуск — Холодная прокрутка» установить в положение «Запуск», установить переключатель управления лентой перепуска воздуха в положение «Автомат». При открытой ленте

перепуска горит зеленая лампа «Лента открыта». После проверки плавности хода РУД устанавливается в положение «Стоп», открывают пожарный кран и устанавливают главный выключатель запуска в положение «Включено».

При запуске от аккумуляторных батарей необходимо выключить все потребители, за исключением необходимых для запуска ВСУ. Включать аварийную насосную станцию для создания давления в гидросистеме разрешается (при запуске от бортовых аккумуляторов) при частоте вращения более 70%.

Запуск ВСУ производится в следующем порядке. После установки РУД в положение «Малый газ» необходимо на 1—2 с нажать кнопку «Запуск на земле». При этом должна загореться зеленая лампа «Работа ПТ-29». Не более чем через 40—60 с двигатель должен выйти на частоту вращения малого газа. При достижении частоты вращения турбины $31 \pm 2\%$ отключается система запуска, о чем свидетельствует выключение зеленой лампы «Работа ПТ-29». В момент отключения допускается просадка частоты вращения турбины не более чем на 3%. Если отключения не произойдет, то программный механизм отключит систему запуска через 40 с.

В процессе запуска контролируют: частоту вращения турбины, которая должна увеличиться до $36^{+3\%}_{-2,5\%}$ температуру газа за турбиной (заброс до 750°C допускается не более 5 с); давление масла. На режиме малого газа должно быть не меньше $1,2 \text{ кгс/см}^2$.

После выхода ВСУ частоту вращения на 63% необходимо включить генератор ГС-24Б на бортсеть, напряжение в сети должно быть 28,5 В. Главный выключатель запуска устанавливается в положение «Отключено».

Запуск ВСУ необходимо прекратить, если: температура газов за турбиной превысит 750°C ; напряжение в бортовой сети понижается до 15 В более чем за 2 с; не воспламеняется топливо через 20 с после начала запуска; нет давления масла; произошло преждевременное отключение стартер-генератора.

Запуск ВСУ прекращается переводом РУД в положение «Стоп». Если во времени прекращения запуска происходит раскрутка ротора (горит зеленая лампа «Работа ПТ-29»), то после перевода РУД в положение «Стоп» необходимо нажать на кнопку «Прекращение запуска». Второй запуск можно производить только после продувки двигателя холодной прокруткой. Холодная прокрутка и повторный запуск производятся только после полного останова ротора двигателя. Она осуществляется в следующем порядке. При положении РУД на отметке «Стоп» и переключателя в положении «Холодная закрутка» необходимо нажать на 2—3 с кнопку «Запуск на земле». При этом генератор ГС-24Б в течение 30 с раскручивает ротор двигателя, а затем автоматически отключается. При холодной прокрутке частота вращения должна достигать 11—14%. После окончания холодной прокрутки переключатель необходимо установить в положение «Запуск».

Таблица 102

Параметры работы вспомогательной силовой установки

Режим работы	<i>n</i>		T, °C	<i>P_M</i> , кгс/см ²	<i>P_r</i> , кгс/см ²	T _M , °C	0 кгс/ч	Время работы, мин	Примечание
	об/мин	%							
Номинальный	16000±80	97±0,5	720—740	3,5—4,0	50	От -30 до +100	970	Без ограничений	Основной эксплуатационный режим для взлета и набора высоты
0,9 номинального	15500±80	94±0,5	720	3,5—4,0	50	От -30 до +100	—	То же	Для запуска основных двигателей и питания бортсети
0,8 номинального	14850±80	90±0,5	720	3,5—4,0	50	От -30 до +100	—	»	То же
Малый газ	—	36 ⁺³ _{-2,5}	730	Не менее 1,2	14	От -30 до +100	—	На земле не более 30 мин	»
Холодная прокрутка	—	11% 14%	—	Должно появиться в конце прокрутки	—	—	—	—	—

Примечания 1. Частота вращения (об/мин и %), а также примерный часовой расход топлива даны для МСА.

2. Если температура газа за турбиной в течение более 5 мин превышает 740°C, то для ее снижения режим работы двигателя необходимо уменьшить до 94—96%.

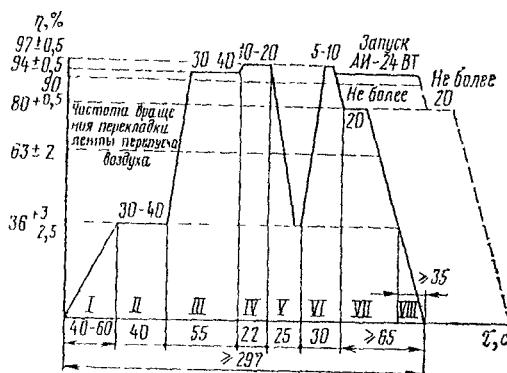


Рис. 10.2. График проверки работы вспомогательной силовой установки на земле:

I — запуск; II — проверка параметров малого газа; III — проверка управляемости и параметров режима 0,9 номинального; IV — проверка параметров номинального режима; V — проверка управляемости; VI — проверка приемистости; VII — останов; VIII — выбег

Прогрев и проверка работы двигателя производится в соответствии с графиком (рис. 10.2) в следующем порядке: проработав на режиме малого газа 30—40 с, проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя; плавно увеличив частоту вращения турбины до 94 %, проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя; проработав на режиме 0,9 номинального 30—40 с, плавно увеличить частоту вращения турбины до $97 \pm 0,5\%$ на 10—20 с и проверить показания приборов; проверить приемистость двигателя, для чего через 5—10 с работы на малом газе плавно за 1—2 с переместить рычаг «Малый газ» в положение «Номинал». Время выхода с частоты вращения малого газа на частоту вращения номинального режима (на 2 % ниже фактически отрегулированных на упоре «Максимал») должно быть в пределах 11—13 с.

На всех контрольных и переходных режимах двигатель должен работать без перебоев, тряски и выброса пламени. Если при проверке приемистости температура газа за турбиной продолжает расти выше допустимой, то необходимо РУД немедленно перевести в положение «Малый газ» и через 1—2 мин повторить проверку приемистости. При повторном росте температуры определяется и устраняется причина ее заброса. После проверки приемистости и работы в течение 5—10 с на номинальном режиме РУД необходимо перевести в положение «Малый газ». Затем после выдержки в течение 20 с на частоте вращения малого газа ВСУ выключают, а при необходимости запуска двигателей АИ-24ВТ устанавливают режим работы 90—94 %.

Осгаив ВСУ производится переводом РУД в положение «Стоп» с частоты вращения 80—80,5 % после предварительного ох-

При запуске ВСУ допускается кратковременное появление факела пламени на срезе реактивного сопла (за счет выброса топлива из дренажного бачка). После двух холодных прокруток подряд необходимо проверить уровень масла в баке. Если из маслобаки ушло более 1 л масла, его необходимо слить из коробки агрегатов.

Проверка работы. При проверке работы ВСУ параметры должны соответствовать указанным в табл. 10.2 на соответствующих режимах работы двигателя.

лаждения не менее 20 с. При останове проверяется открытие ленты перепуска воздуха на частотах $63 \pm 2\%$ и время выбега ротора, которое должно быть не менее 35 с. На слух проверяют, нет ли посторонних шумов и стуков. После останова ВСУ пожарный кран необходимо закрыть.

При догорании топлива в камере сгорания в период останова необходимо осуществить холодную прокрутку.

Прекращается работа ВСУ в следующих случаях при: резком падении давления масла; течи топлива или масла (опасно в пожарном отношении); резком падении частоты вращения ротора; росте температуры газов за турбиной более 850°C ; тряске, пожаре или ненормальном шуме.

В аварийных случаях ВСУ останавливается на любом режиме. Если переводом РУД в положение «Стоп» ВСУ не выключается, то останов производится пожарным краном.

При мечание: 1. Если РУД переводится недостаточно плавно, то может наблюдаться некоторое запаздывание закрытия ленты перепуска воздуха за счет медленного срабатывания гидравлического механизма.

2 При отрицательных температурах наружного воздуха частота вращения турбины на номинальной и 0,9 номинала уменьшаются по мере уменьшения температуры до 90% (при -50°C).

3 Режим работы ВСУ при частоте вращения турбины 90—94% применяется для запуска двигателя АИ-24ВТ, для питания бортсети используется режим 70%.

4 При проверке приемистости допускается заброс оборотов на 1% в течение не более 50 с и кратковременный (не более 5 с) заброс температуры до 850°C .

5 При переходе на режим «малый газ» при температуре масла более 80°C допускается давление масла не менее 1 кгс/см².

Контроль за виброперегрузками двигателей производится комплексом бортовой аппаратуры ИВ-41БМ. Сигнал о превышении предельно допустимой виброперегрузки ИВ-41БМ выдает на специальную лампу и на показывающий прибор. Виброперегрузки двигателя считаются нормальными до величины 4,5 на земле и в полете до 6. Допускается колебание стрелки показывающего прибора $\pm 0,75$ без превышения максимального уровня вибраций.

Для контроля исправности аппаратуры ИВ-41БМ перед каждым полетом нажатием кнопки встроенного контроля необходимо проверить исправность аппаратуры. Если после нажатия кнопки сигнальные лампы загорелись и стрелки показывающего прибора отклонились на величину (5,0—6,0), то аппаратура работоспособна. Если лампы не загораются или стрелки не отклоняются, то до устранения неисправностей в системе полет запрещается.

Проверка может выполняться на работающем двигателе на любом режиме или на неработающем двигателе. В последнем случае в бортсети должен быть переменный ток 115 В частотой 400 Гц.

Во всех случаях, когда в полете загорится сигнальная лампа «Опасная вибрация», а стрелка показывает максимально допустимое значение вибраций, необходимо уменьшить режим работы двигателя до полетного малого газа.

Если уровень вибрации не снизился, двигатель необходимо выключить.

Особенности эксплуатации двигателей в различных климатических условиях

Двигатели АИ-24ВТ. Эксплуатация двигателя при температуре до -15°C ничем не отличается от эксплуатации при плюсовых температурах. При температурах ниже минус 15°C двигатель необходимо прогреть до температуры масла $+30^{\circ}\text{C}$ от наземных источников. Запуск разрешается до температуры масла -5°C .

При эксплуатации двигателей на высокогорных аэродромах и в тропических условиях необходимо учитывать следующие особенности: при замедленном выходе двигателя на частоту вращения малого газа (из-за раннего отключения стартер-генератора) необходимо увеличить частоту вращения отключения; запуск и опробование двигателей производится с полностью открытыми створками маслорадиаторов для более интенсивного охлаждения масла; если при рулении температура масла повысится до 100°C , то необходимо увеличить режим работы двигателей до равновесной частоты вращения.

Вспомогательная силовая установка. Эксплуатация ВСУ при низких температурах наружного воздуха производится с учетом следующих особенностей: ВСУ при отрицательных температурах наружного воздуха прогревается до температуры масла 10°C от аэродромных средств подогрева; при проверке работы ВСУ в условиях возможного обледенения поверхности входного устройства ВСУ следует немедленно остановить и лед удалить.

При длительной работе ВСУ, не оборудованной эжектором, в случае роста температуры масла более 100°C частоту вращения турбины необходимо снизить до 80 %. При взлете и наборе высоты, если температура масла превышает 100°C , необходимо режим работы ВСУ уменьшить до 0,9 номинала. На двигателях с управлением лентой перепуска воздуха от самолетной гидросистемы давление в системе управления лентой должно быть $80-20\text{ кгс/см}^2$.

Заправка самолета топливом, маслами, специальными жидкостями и зарядка газами

Летательные аппараты заправляются топливом, маслами, жидкостями и газами по регламенту или по заявке экипажа. К заправке самолета и его систем допускаются специально выделенные для этой цели лица. Перед допуском к заправке проверяющий осуществляет контрольный осмотр средств заправки самолета и аэродромную проверку качества подвезенного топлива, смазочных материалов и жидкостей.

Во время осмотра проверяются: исправность и чистота фильтрующих и раздаточных устройств; соответствие физико-химических показателей топлива, смазочных материалов и специальных жидкостей, указанных в паспортах (контрольном талоне на горючее) требованиям ГОСТ, инструкции технической эксплуатации данного образца авиационной техники; отсутствие механических примесей

и воды (кристаллов льда) в топливе, смазочных материалах и специальных жидкостях визуальной проверкой проб, слитых в стеклянную посуду из отстойников емкостей средств заправки.

При положительных результатах контрольного осмотра средств заправки самолетов и проверки качества топлива, смазочных материалов и специальных жидкостей проверяющий пишет в паспорте (контрольном талоне на горючее) «Заправку разрешаю».

Заправка топливом. Перед заправкой необходимо проверить паспорт на топливо, наличие противопожарных средств на стоянке самолета, заземлить самолет, снять заглушки с заборников, дренажа топливных баков и открыть створку шасси гондолы левого двигателя. На топливозаправщике проверяется отстой топлива, целостность проб на емкости, чистота сетки в раздаточном кране (при заправке сверху), заземление заправщика. При заправке на самолете должно быть включено стоячное торможение и установлены под колеса колодки со стороны самолета. Перед заправкой снизу необходимо подключить аэродромный источник электроэнергии постоянного тока 27 В и переменного тока 115 В, включить АЗС на щитке заправки и АЗС «Питание системы заправки». При этом должна загореться желтая лампа «Включено 115В».

Проверка исправностей кранов заправки производится следующим образом. Нажимая на переключатели, открыть кран (при открытии кранов синие сигнальные лампы гаснут), через 13-15 с производится закрытие кранов (после закрытия кранов загораются синие сигнальные лампы).

При соединении наконечника шланга топливозаправщика с бортовой заправочной горловиной следует штырь заземления вставить в гнездо на горловине.

Заправляемое топливо должно быть чистым, свободным от механических примесей и воды. Механические примеси могут привести к засорению форсунок, заеданию и износу механизмов топливной аппаратуры. Даже небольшое количество воды, содержащейся в топливе в виде эмульсии, крайне огрицательно сказывается на работе агрегатов топливной аппаратуры двигателя, вызывая коррозию, что резко снижает их надежность. В связи с этим при эксплуатации следует обращать особое внимание на контроль топлива и особенно тщательно проверять его на содержание влаги и других вредных примесей.

Запрещается производить заправку топливом (маслом и другими специальными жидкостями) самолета, находящегося в потоке газов и пыли от рулящих самолетов, вертолетов. При заправке самолета топливом необходимо соблюдать следующие меры предосторожности:

1. При заполнении баков топливом через заправочные горловины (если не предусмотрена заправка под давлением) по окончании заправки сразу закрывать баки пробками, так как возможно протекание топлива из выше расположенных баков и его проливание.

2. Не допускать проливания топлива на лакокрасочные покрытия и резиновые изделия, так как это приводит к ускоренному их разрушению.

3. Не допускать попадания топлива на кожу человека, что может привести к ожогам, а если оно содержит жидкость «И», то и к отравлению.

При заправке необходимо открыть краны заправляемых групп баков и по команде начинать заправку. Давление топлива, заправляемого в бак, не должно превышать 3,5 кгс/см². При росте давления свыше указанного загорается красная сигнальная лампочка. При неполной заправке вначале полностью заправляются третьи группы баков; затем вторые и первые поровну. При полной заправке все группы баков можно заполнять одновременно или в любой последовательности.

В первом случае открываются все краны заправки, во втором — только краны заправляемой группы.

При заполнении каждой группы баков автоматически включается от сигнала топливомера соответствующая лампа «Лампа горит — бак заполнен» и закрывается соответствующий кран заправки (загорается лампа «Лампа горит — кран закрыт»). Если баки первой группы заправляются не полностью, то краны заправки закрываются вручную. Во время заправки бортмеханик должен находиться у щитка управления и следить за наличием электроэнергии в сети самолета, так как при ее отсутствии краны заправки не закрываются и при отказе поплавкового клапана баки и система заправки могут разрушиться.

После окончания заправки необходимо выключить все переключатели и АЗР на щитке заправки, откачать топливо по трубопроводам заправки, отсоединить наконечник шланга топливозаправщика от бортовой заправочной горловины, закрыть ее заглушкой, включить свет в гондоле и закрыть створку шасси, проверить герметичность (течь) топливных баков, сливных кранов и дренажные трубы перекачивающих и подкачивающих насосов. Через 10—15 мин необходимо слить отстой и проверить его на наличие воды и загрязнений.

Для реактивных двигателей применяются следующие марки топлива: Т-1, ТС-1 и Т-2. Дальность и продолжительность полета всех самолетов при заправке топливом ТС-1, Т-2 или смесью этих топлив с топливом Т-1 по сравнению с дальностью и продолжительностью полета самолетов при заправке их топливом Т-1 уменьшается, так как топливо Т-1 обладает большой плотностью. Уменьшение технической дальности $\Delta L_{\text{гл}}$ и продолжительности полета самолета $\Delta T_{\text{гл}}$ определяется по формулам:

$$\Delta L_{\text{гл}} = \frac{W(1 - 1,2\gamma)}{q} ;$$

$$\Delta T_{\text{гл}} = \frac{W(1 - 1,2\gamma)}{Q} ,$$

где W — полная емкость топливной системы самолета, л; γ — плотность топлива, $\text{гс}/\text{см}^3$; q — километровый расход топлива на выбранном режиме, л/км; Q — часовой расход топлива на выбранном режиме, л/ч.

Топливорегулирующая аппаратура двигателей частроена на определенную плотность топлива, поэтому при замене одного топлива другим, а также в случае смешения указанных топлив при дозаправках самолетов необходимо проверить работу двигателей на максимальных частотах вращения. В случае выхода последней из пределов эксплуатационных допусков топливные насосы регулируются в соответствии с инструкцией по эксплуатации двигателя, при этом следят за тем, чтобы температура газов не превышала допустимых пределов.

Заправка маслом масло- и гидросистем. Для смазки трущихся деталей реактивных двигателей, а также для охлаждения деталей двигателя применяется наиболее распространенное авиационное масло МК-8 (ГОСТ 6457—66) или трансформаторное (ГОСТ 982—68) в смеси с маслами МС-20 или МК-22 (ГОСТ 1013—49).

Авиационное масло в масляной системе должно быть чистым. Поэтому до проведения заправочных работ тщательно протирают и промывают чашу заправочной горловины. Одновременно проверяют чистоту сеток раздаточного пистолета или при заправке под давлением чистоту зарядного наконечника. Переполнение системы маслом, а также пролив его при заправке в отсек двигателя обычно приводит к попаданию большого количества дыма в кабину вместе с воздухом, подводимым от компрессора двигателя через систему кондиционирования.

Перед заправкой маслосистемы двигателя маслом необходимо проверить паспорт маслозаправщика и соответствие по паспорту заправляемого масла рекомендуемому; для эксплуатации двигателя самолета применяется маслосмесь, составленная по объему из 75% трансформаторного масла (ГОСТ 982—68) или масла МК-8 (ГОСТ 6457—66) и 25% масла МС-20 или МК-22 (ГОСТ 1013—49).

Заправлять самолет маслом необходимо в следующем порядке: заземлить маслозаправщик; открыть крышку маслобака и, убедившись в чистоте горловины, заправить маслом самолет. При этом маслозаправщик должен иметь исправные фильтрующие, заборные и раздаточные устройства.

Количество заправленного масла определяется по масломеру и мерной линейкой, на которой нанесена отметка «Макс. запр.». Рекомендуемая заправка бака маслом — 37 л. Заливные горловины, фильтры и агрегаты, соединенные с внутренней полостью маслозаправщика, должны быть опломбированы. На масло у заправщика должен быть паспорт с отметкой сменившего инженера или инженера ОТК АТБ, разрешающего заправку. Запрещается дозаправлять бак маслом при работающем двигателе.

Слив масла из маслосистемы производится в нескольких точках: через кран флюгерного насоса, сливную пробку маслорадиатора, кран на лобовом картере двигателя, кран на входном патрубке

подпитки, фильтры лобового картера и регулятора оборотов. Из маслобака и флюгерного насоса масло сливается через кран флюгерного насоса, из маслорадиатора — через сливную пробку маслорадиатора, а из двигателя — через краны на лобовом картере и на входном патрубке насоса подпитки, а также через фильтры лобового картера и регулятора оборотов. После слива масла сливные краны и пробки необходимо закрыть от руки.

Для гидросистем в качестве рабочей жидкости применяется масло АМГ-10 (авиационное масло — гидравлическое, с вязкостью не менее 10 сст при температуре +50° С (ГОСТ 6794—53), которое представляет собой легкое нефтяное масло с пределами кипения от 200 до 300° С. К его составу добавлены загуститель (для повышения вязкости), противоокислитель (для предотвращения окисления при хранении и эксплуатации) и краситель (для окрашивания с целью опознавания).

Масло АМГ-10 обладает следующими свойствами: стабильно при эксплуатации и хранении; не вызывает коррозии металлов; не ядовито; будучи нагрето до температуры выше +92° С, вспыхивает при соприкосновении с пламенем; способно смешиваться в любых соотношениях с нефтепродуктами; не смешивается с водой, спиртом и спирто-глицериновыми жидкостями; при длительном хранении выпадают смолы, которые запрязывают масло.

Попадание в гидросистему бензина и керосина вызывает разжижение масла АМГ-10, что может привести к увеличению течи и образованию паровых пробок в системе, а также к снижению пожарной безопасности; примесь бензина или керосина в масле АМГ-10 выше 10% увеличивает агрессивное действие его на резинотехнические изделия.

Для предупреждения отказов в работе агрегатов гидросистем обращают особое внимание на правильность заправки и дозаправки масла. При заправке гидросистемы необходимо соблюдать предосторожность, чтобы исключить попадание в заправляемую емкость пыли (песка), атмосферных осадков и других посторонних примесей. Перед заправкой следует убедиться в чистоте раздаточного нисголета и заправочного штуцера. В процессе заправки контролируется уровень масла в гидробаках.

Заправка гидравлической системы. Гидравлическая система самолета Ан-26 заправляется жидкостью АМГ-10. Если жидкость перед заправкой из системы была полностью слита, то заполнять ее необходимо в следующем порядке: установить самолет на подъемники; зарядить гидропневматические аккумуляторы до требуемого давления; подключить наземный гидравлический агрегат с резервным баком к напорной магистрали основной системы; включить агрегат и повысить давление до 150 кгс/см², при этом автомат разгрузки переключит поток жидкости из системы в маслобак; залить в гидравлический бак 25 л АМГ-10 (уровень жидкости проверяется по масломеру на приборной доске); после заполнения гидравлического бака произвести поочередное срабатывание всеми агрегатами

системы, как от основной, так и от аварийной систем до полного удаления воздуха из систем (запрещается эксплуатация гидравлической системы при наличии в ней воздуха).

В процессе удаления воздушных пробок уровень жидкости в гидравлическом баке понизится. Дозаправлять его нужно через запливную горловину на заднем залезе центроплана. Для слива жидкости из системы необходимо: разгерметизировать гидравлический бак, открыв заглушку его дренажной системы; разрядить гидроаккумуляторы, срабатывая тормозами; подсоединить один конец шланга к емкости для слива жидкости, а другой — к бортовому штуцеру всасывающей магистрали.

Через несколько минут жидкость из гидробака сольется до аварийного остатка. Аварийный остаток сливается через всасывающий штуцер аварийной насосной станции.

При сливе масла АМГ-10 из системы нельзя допускать его разбрызгивание и попадание на электро- и радиооборудование и проводку, кислородные трубы и оборудование. Для слива нужно пользоваться только специальной посудой.

Зарядка сжатым воздухом. Перед зарядкой систем самолета воздухом (азотом) необходимо убедиться в том, что вентили крана, пропускающие воздух (азот), бортовые емкости, вентили, краны управления аварийным выпуском шасси, закрылков и т. д., открыты. Зарядка систем осуществляется через бортовые зарядные штуцера. До подсоединения зарядного шланга к бортовому штуцеру шланг следует продуть сжатым воздухом для удаления влаги или кристаллов льда. Особенно осторожно производят заправку в зимнее время.

Подсоединяя зарядный шланг воздухозаправщика к бортовому штуцеру самолета, следует помнить, что небрежное закрепление шланга может привести к самопроизвольному рассоединению с налесением травм обслуживающему персоналу и повреждению самолета.

Зарядив систему до потребного давления, до отсоединения шланга сбрасывают из него давление и только после этого отсоединяют его от бортового штуцера. После заправки систем сжатыми газами необходимо проверить по кабинным манометрам, нет ли утечки газов из систем.

Зарядка кислородом. При зарядке систем самолета кислородом соблюдаются особые меры предосторожности, так как соприкосновение кислорода с маслом приводит к взрыву. Применяемый для зарядки инструмент обезжиривают, а на руки надевают белые перчатки или рукавицы. Заправка системы всегда осуществляется чистым медицинским кислородом (сорт А, ГОСТ 5583—68). На паспорте кислорода должна быть виза врача о том, что он пригоден для заправки самолетных систем.

Соединения раздаточного шланга кислорода заправщика со штуцером на самолете производятся только после проверки их чистоты и отсутствия влаги. Кроме указанных мер безопасности, необходимо следить за плавностью открытия вентилей систем, находящихся

под давлением кислорода, так как резкое открытие их может привести к разрушению и воспламенению уплотнительных прокладок. Зарядка баллонов производится либо от кислородной станции АКЗС-40, либо от наземных баллонов с медицинским кислородом до давления 30 кгс/ом². В процессе зарядки необходимо строго соблюдать правила по технике безопасности, чтобы избежать взрыва самолетного кислородного оборудования и заправочных средств.

Кислородное оборудование используется для питания кислорода в разгерметизированной и загерметизированной кабине. В разгерметизированной кабине баллон КБ-3 с прибором КП-21 обеспечивает питание кислородом на высоте 6000 м в течение 8—10 мин.

Эксплуатация топливной системы

Эксплуатация топливной системы включает в себя проверку топливомеров и системы управления расходом топлива в полете, управление выработкой топлива. При проверке топливомеров СПУТ через 2—3 мин после включения галетного переключателя в положение «Сумма» следует нажать на кнопку на показывающем приборе. Стрелки должны переместиться против часовой стрелки до нуля шкалы. После отпускания кнопки стрелки должны занять положение, соответствующее количеству топлива, заправленного в баке. Аналогично проверяется количество топлива в каждой группе баков при очередном переключении галетного переключателя в положении «1», «2» и «3».

Проверка системы управления расходом топлива производится в следующем порядке: при положении переключателя выработки топлива «Ручное» необходимо включить насосы левой и правой групп (при работе насосов должны загораться соответствующие зеленые лампы); после проверки насосы выключить; при положении переключателя «Автом. выработ. топлива» должны загораться зеленые лампы I и II групп баков (в зависимости от наличия топлива в группах); открыть и закрыть кран кольцевания (при открытии крана загорается желтая сигнальная лампа).

При открытых колпачках кранов перекачки топлива поочередно для левой и правой половин крыла следует установить переключатели в положение «Кран перекачки аварийно», затем «Нормально», после чего колпачки закрыть. В положении переключателя «Нормально» необходимо нажать на две желтые лампы-кнопки, они должны загореться. Нажатием кнопки контроля проверяется на табло исправность ламп сигнализации «Отказ фильтра лев.», «Отказ фильтра прав.», «Давл. топл. дvig. лев.», «Давл. топл. дvig. прав.» и «Топливо 580 кг».

Управление выработкой топлива в полете можно использовать автоматическое и ручное. При автоматическом управлении выключатели пожарных кранов (положение «Открыто»), выключатели расходных третьих групп, выключатели выработки топлива, выключатели расходомеров и топливомеров должны находиться в верхнем положении. При этом должны загореться зеленые лампы по-

жарных кранов, расходных III групп баков и работающих перекачивающих насосов. Выключатель крана кольцевания должен быть в положении «Закрыто» — вниз, краны перекачки в положении «Нормально», их сигнальные лампы — кнопки при нажатии должны гореть.

При таком положении переключателей выработка топлива из групп баков происходит автоматически в следующем порядке: вначале топливо вырабатывается из I группы, затем из II и в последнюю очередь из III группы. При наличии в I группах более 350 ± 50 л работают перекачивающие насосы этих групп и горят две зеленые лампы «1 ог». При остатке топлива менее 350 л в одной из I групп автоматически включаются перекачивающие насосы II группы и загораются две зеленые лампы «2 ог». После выработки топлива из I групп баков и при остатке во II группах не более чем по 950 ± 30 л выключаются насосы I групп и гаснут две зеленые лампы «2 ог». Лампы могут гаснуть неодновременно и несколько раньше, чем отключаются сами насосы, так как при выработке остатков топлива давление в магистрали перекачки падает ниже $0,35$ кгс/см².

При отказе блока автоматики одной половины крыла выработкой топлива управляет блок второй половины крыла. Нарушение последовательности сигналов является признаком неисправности работы топливной автоматики. При ненормальной работе системы автоматической выработки топлива переходят на ручную, переключив переключатель в положение «Ручное». Затем поочередно включают и выключают насосы I, II и III группы. Насосы III группы не выключаются до завершения полета.

Работа топливных насосов ЭЦН-14А агрегата 463 происходит на холостом ходу без прокачки, но при наличии топлива в полости насоса допускается не более 30 мин.

Работа топливной системы с обесточенными насосами обеспечивается поступлением топлива в топливную систему двигателя самотеком. Топливная система обеспечивает подачу топлива в двигатели АИ-24ВТ до высоты полета 7000 м. В этом случае самолет необходимо перевести в горизонтальный полет, краны перекачки установить в положение «Аварийно», а при наличии топлива только в расходных группах баков необходимо краны оставить в положении «Нормально». При обесточивании топливных насосов выше 5000 м может выключиться ВСУ. При обесточивании подкачивающих насосов одной половины крыла необходимо перейти на ручное управление.

В случае израсходования топлива самотеком до невырабатываемого остатка необходимо открыть кран кольцевания для питания топливом всех двигателей из групп баков с рабочими подкачивающими насосами.

При загорании лампы сигнализации засорения фильтра тонкой очистки после посадки необходимо установить причину его засорения и заменить все фильтроэлементы фильтров тонкой очистки независимо от количества засоренных.

Эксплуатация маслосистемы

На самолете имеются две маслосистемы двигателей АИ-25ВТ и одна ВСУ. В маслосистему общей емкостью 60—62 л заправляется по масломеру 37 л масла. Минимально допустимое количество масла в баке 34 л. Нормальный расход не более 0,7 кгс/ч. В маслосистему ВСУ заправляется масло МК-8 или МК-8П в любой пропорции. Максимальное количество масла $6^{+0,5}$ л, минимальное 4,5 л. Нормальный расход не более 0,3 кгс/ч.

Управление маслосистемы двигателей АИ-24ВТ и контроль за ее работой осуществляются элементами управления по приборам контроля, расположенным на центральном и левом пультах и на приборной доске. На центральном пульте установлен указатель положения заслонок маслорадиаторов, на пульте левого пилота — указатель масломера МЭС-1857В. На средней панели приборной доски находятся два трехсторелочных индикатора УИЗ-4, два указателя манометра МИ-100 и два указателя измерителя крутящего момента, два красных табло, сигнализирующих о минимальном остатке масла (20 л), два переключателя управления заслонками маслорадиаторов (автоматического и ручного управления).

Для контроля за работой маслосистемы ВСУ используются указатели температуры и давления масла, установленные на приборной доске пилотов. В полете контролируются давление, температура и количество масла в маслобаке. Минимальное количество масла 20 л достаточно для работы двигателя не более 1 ч. При полете с указанным количеством масла в баке необходимо внимательно следить за показанием манометра. При падении давления ниже 3,5 кгс/см² необходимо винт зафлюгировать и двигатель выключить.

Регулирование температуры масла производится заслонками маслорадиатора. Тумблеры управления заслонками маслорадиаторов имеют положения «Автомат», «Нейтрально» и «Открыто», «Закрыто». При запуске двигателей, рулении и в полете переключатели должны находиться в положении «Автомат». После выключения двигателей переключатели створок маслорадиаторов устанавливаются в положение «Нейтрально» и выключаются их АЗС. Если в полете обнаружится, что изменение температуры масла не прекращается и превышает опасный уровень, необходимо вручную регулировать температуру масла в рекомендуемых пределах, устанавливая заслонки в положение «Открыто» либо «Закрыто».

Предупреждение При падении давления масла в маслосистеме двигателя ниже 3,5 кгс/см² его необходимо выключить и винт зафлюгировать.

Эксплуатация противопожарной системы

Эксплуатация противопожарной системы заключается в проверке ее готовности к срабатыванию и в срабатывании при возникновении пожара на самолете в полете и на земле. Исправность системы пожаротушения проверяется перед запуском двигателей в следующем порядке:

установить главный переключатель в положение «Проверка» и включить АЗС «Противопожарное оборудование». Если система исправна, то при перекладке переключателя и включения АЗС загораются желтые лампы сигнализации наличия и исправности цепи пиропатронов и готовности огнетушителей ОС-8МФ и ОС-2. Если система неисправна — загораются красные лампы — кнопки. При загорании красных ламп дальнейшую проверку необходимо прекратить до устранения неисправности;

установить на щитке проверки пожаротушения галетный переключатель на проверяемую группу датчиков, после чего кратковременно нажать на кнопку проверки исправности цепей датчиков. При этом должны загореться четыре красные лампы-кнопки. При проверке датчиков ДТБ-2А загорается только красная лампа проверяемого двигателя;

установить галетный переключатель в положение «краны» и, нажимая лампы-кнопки, убедиться в работоспособности системы. Если система работоспособна, загораются все лампы-кнопки, так как они сигнализируют открытое положение кранов распределительных блоков. После отпускания ламп-кнопок желтые лампы контроля баллонов первой очереди гаснут, а остальные продолжают гореть, так как краны остаются в открытом положении после отпускания ламп-кнопок. При переключении галетного переключателя в положение «нейтрально» краны закрываются и лампы гаснут.

Предупреждение. После проверки исправности системы и во время полета галетный переключатель должен находиться в положении «краны».

После проверки работоспособности системы пожаротушения в режиме проверки (при установке главного переключателя в положение «Проверка») контроль системы в рабочем режиме производят в следующем порядке: установить главный переключатель в положение «Пожаротушение», при этом должны загореться желтые лампы сигнализации исправности пиропатронов всех огнетушителей ОС-8МФ и ОС-2, что свидетельствует о готовности системы пожаротушения к действию; проверить по манометрам на огнетушителях давление в соответствии с приведенными данными:

${}^{\circ}\text{C}$	-60	-40	-20	0	20	40	60	80
p , кгс/см ²	60 ± 5	63 ± 5	77 ± 5	90 ± 5	100 ± 5	115 ± 5	130 ± 5	140 ± 5

Предупреждения: 1. Во избежание автоматического срабатывания первой очереди огнетушителей в случае появления неисправности в противопожарном оборудовании, главный переключатель оставлять в положении «Пожаротушение» не рекомендуется.

2. Если главный переключатель находится в положении «Пожаротушение» и АЗС противопожарного оборудования включены, запрещается нажимать на лампы-кнопки во избежание срабатывания первой очереди огнетушителей.

Если давление в баллонах не соответствует требуемому, то огнетушители необходимо заменить. Зарядка огнетушителей производится в стационарных условиях на специальных участках или службах.

Тушение пожара в воздухе. При обнаружении пожара визуально или по приборам каждый член экипажа должен доложить об этом

командиру корабля. Командир корабля должен принять все меры к пожаротушению и посадить самолет на ближайшем аэродроме или вне его, сообразуясь с обстановкой.

При пожаре в отсеках гондол двигателей АИ-24ВТ и при исправных системах пожарной системы и пожарной сигнализации, о чем свидетельствует загорание соответствующей красной сигнальной лампы-кнопки и автоматическое срабатывание первой очереди, командир корабля обязан дать команду зафлюгировать винт, проверить по приборам и визуально результаты тушения пожара и перейти на ручное управление (выключить автопилот).

Бортмеханик по команде командира флюгирует винт, закрывает пожарный кран остановленного двигателя, устанавливает рычаг РУД в положение 0° по УПРТ, а переключатель стол-крана в положение «Закрыто».

Не раньше чем через 15 с после срабатывания первой очереди необходимо главный переключатель установить в положение «Пожаротушение». Если лампа-кнопка горит, что свидетельствует о продолжении пожара, необходимо нажать на кнопку огнетушителей второй очереди, а также разрядить баллоны с нейтральным газом, нажав кнопку «НГ к пожару».

При отказе системы сигнализации и визуальном обнаружении пожара после флюгирования винта необходимо нажать на соответствующую лампу-кнопку «Пожар в мотогондоле». Главный переключатель должен быть установлен в положение «Пожаротушение». При возникновении пожара в отсеке ВСУ после срабатывания автоматически первой очереди необходимо выключить ВСУ, закрыть пожарный кран и выключить генератор ГС-24Б. Если пожар не ликвидирован, необходимо нажать на лампу-кнопку «Пожар мотогондолы правой» и разрядить баллоны нейтрального газа.

Причение. В правой гондоле сигнализация пожара выполнена отдельно для отсека двигателя АИ-24ВТ и ВСУ, а огнегасящий состав подается и в отсек ВСУ в мотогондолу правого двигателя.

При возникновении пожара внутри двигателя АИ-24ВТ, о чем свидетельствует высокая температура масла, сильная тряска и т. п., кроме операций, выполняемых при пожаре в мотогондоле, необходимо выключить генераторы постоянного и переменного тока аварийного двигателя и отключить отбор воздуха. При пожаре в отсеках крыла после срабатывания автоматически первой очереди необходимо, если очаг пожара не ликвидирован, включить вторую очередь и разрядить баллоны системы нейтрального газа. При возникновении пожара в грузовой или пилотской кабине необходимо надеть кислородные маски, выключить наддув, разгерметизировать кабину и тушить пожар огнетушителями ОУ.

Тушение пожара огнетушителями ОУ необходимо производить в следующем порядке: повернуть раструб в направлении огня; нажать до отказа спусковой крючок; подвести выбрасываемую углекислоту к огню, начиная с края. В случае возникновения пожара на земле его очаг необходимо тушить так же, как и в воздухе, и, кроме этого, использовать наземные средства пожаротушения.

Бортовые системы

Эксплуатация гидравлической системы заключается в использовании основных и резервных источников энергии и управления соответствующими потребителями. Использование насосной станции НС-14 для питания потребителей основной гидросистемы производится следующим образом. После открытия крана кольцевания, расположенного на боковой панели командира корабля, необходимо выключатель «Аварийная насосная станция» установить в положение «Включено». При этом загорается сигнальная лампа, расположенная рядом с переключателем на центральной части приборной доски. Пользоваться аварийными кранами можно только при закрытом кране кольцевания. В противном случае линия нагнетания аварийной магистрали будет соединена автоматом разгрузки с линией слива рабочей жидкости.

Уборка и выпуск шасси. При исправной системе уборка шасси переключатель шасси устанавливается в положение «Уборка», при этом гаснут три зеленые лампы выпущенного положения шасси. Через 4—6 с загораются красные лампы убранного положения шасси, после чего через 3—5 с переключатель переводят в положение «нейтрально» и стопорят фиксатором.

При уборке шасси в случае отказа системы блокировки по обжатию амортизационных стоек необходимо выполнять операции в следующей последовательности: установить переключатель «шасси» в положение «Уборка», включить выключатель «Огключение блокировки уборки шасси» и удерживать его в этом положении, пока не загорятся сигнальные лампы убранного положения шасси. Через пять секунд после этого выключатель необходимо перевести в положение «Выключено» и законтрить.

При выпуске шасси переключатель устанавливается в положение «Выпуск», гаснут три красные лампы убранного положения и загораются через 5—7 с зеленые лампы выпущенного положения. После выпуска шасси переключатель устанавливается и контрится фиксатором в положении «Нейтрально». В случае отказа гидравлической системы аварийный выпуск шасси производится следующим образом. После выключения АЗС «Управление шасси» нужно открыть кран слива гидросистемы и перевести ручку управления аварийного выпуска переднего шасси в верхнее положение до отказа, а ручку аварийного выпуска основного шасси вниз.

Необходимый скоростной напор для установки шасси на замки выпущенного положения возникает на скорости 300 км/ч. Поэтому выпуск шасси при отключенной гидросистеме необходимо производить при скорости более 300 км/ч. При аварийном выпуске шасси переключатель должен находиться в положении нейтрально.

При обесточенном кране шасси ГА-142 аварийный выпуск шасси необходимо производить следующим образом: открыть участок облицовки у рукоятки аварийного выпуска шасси (в районе шлангоголовков № 21—22 справа по полету), вытянуть рукоятку вниз до ощущения упора и удерживать ее до окончания выпуска шасси. Конт-

роль выпуска производится по загоранию зеленых ламп «Шасси выпущено» или визуально.

Управление закрылками. Если система управления закрылками работает нормально, при выпуске закрылков необходимо установить фиксатор стопорения переключателя «Закрылки» в положение «Выпуск», а нажимный переключатель «Закрылки» из положения «Нейтрально» в положение «Выпуск». При этом стрелка указателя положения закрылков будет отклоняться в сторону выпуска. После достижения требуемого положения закрылков нажимный переключатель «Закрылки» необходимо отпустить. Он займет положение «Нейтрально». Уборка закрылков производится аналогично. Автоматическое выключение системы управления закрылками происходит в конце уборки, когда закрылки полностью убираются, и в конце выпуска в посадочном положении, когда угол отклонения соответствует 38° . Автоматическое выключение производится концевыми выключателями.

При аварийном выпуске закрылков выключатель «Аварийный выпуск закрылков» необходимо перевести в положение «Включено». При этом автоматически включается насосная станция НС-14. О работе судят по загоранию сигнальной лампы «Аварийная насосная станция» и по указателю манометра «Давление в аварийной системе». После установки закрылков в нужное положение переключатель «Аварийный выпуск закрылков» переводят в нейтральное положение и закрывают предохранительный колпачок.

Аварийное флюгирование винта и останов двигателя от гидросистемы производится следующим образом: после открытия панели, прикрывающей ручки кранов флюгирования, необходимо ручку флюгирования винта и останова отказавшего двигателя повернуть против часовой стрелки и оттянуть вверх. После этого в оттянутом положении следует повернуть ее еще раз против часовой стрелки и поставить на упор. При этом выключаемый двигатель останавливается, а лопасти винта вводятся во флюгерное положение.

Управление аварийным люком производится от основной и аварийной системы. При управлении люком от основной системы необходимо: разгерметизировать кабину до $0,1$ кгс/см 2 ; поставить рукоятку крана, расположенную на пульте правого пилота, в положение «Открыто». Об открытии аварийного люка свидетельствует загорание красной сигнальной лампы.

При открытии аварийного люка от аварийной системы после разгерметизации кабины необходимо установить на пульте левого пилота переключатель управления аварийным люком в положение «Открыто». Об открытом люке судят по загоранию красной сигнальной лампы.

Эксплуатация системы кондиционирования воздуха. Проверка работоспособности системы на земле производится в следующем порядке. Перед запуском двигателей необходимо переключатель управления температуры в кабине установить в положение «Автомат», на задатчике установить температуру 20°C , на шкале «Избыточное давление» — $0,3$ кгс/см 2 , на шкале «Скорость изме-

нения давления в кабине» — 0,18 мм рт. ст., на шкале «Начало герметизации» — давление меньше аэродромного на 45 мм рт. ст. Установить ручку трехходового крана в положение «Включено», а переключатель управления подачей воздуха в положение «Закрыто» и включить все АЗС системы. После прогрева двигателя переключатели управления массовой подачи воздуха необходимо установить импульсными нажатиями (по 1—2 с) в положение «открыто» и довести расход воздуха до 3,5 ед. по УРВК-18К от левого и правого двигателей. После этого переключатели массовой подачи воздуха необходимо установить в положение «Автомат».

Проверка работы системы регулирования температуры производится в автоматическом и ручном режимах. На автоматическом режиме проверка производится после установки переключателя управления режима регулирования температуры в положение «Автомат» и настройки температуры на задатчике на 10—15° С выше, чем в кабине. При этом температура воздуха в кабине должна повышаться. Убедившись в этом, на задатчике устанавливают температуру на 10—15° С ниже кабинной. При этом температура воздуха в кабине должна снижаться.

В ручном режиме проверка регулирования температуры производится переключателями ручного управления регулирования температуры после установки переключателя управления режимами регулирования в положение «Ручное». При переводе переключателя ручного управления регулирования температуры на 20—30 с в положение «Тепло» температура подаваемого воздуха обеих систем по 2ТУЭ-1 должна повышаться, а после установки в положение «Холод» — понижаться.

После перекладки переключателя управления режимами в положение «Ручное» проводят проверку работы системы управления температурой при разбалансе температур воздуха, поступающего от левого и правого двигателей. Для этого производится разбалансировка температуры на 15—20° С в диапазоне 30—60° С по 2ТУЭ-1. При перекладке переключателя в положение «Автомат» температура воздуха должна понизиться до значения, соответствующего нижнему пределу, установленному при разбалансе температуры. После этого температуру на задатчике необходимо установить на 20° С. При этом расход воздуха в обеих системах должен находиться в пределах 3,5—4,5 ед. по УРВК-18К.

Проверка работы системы автоматического регулирования давления осуществляется следующим образом. При закрытых дверях, люках и форточках проверяют герметизацию и разгерметизацию кабины. При проверке герметизации давление внутри кабины должно повышаться, а избыточное давление по УВПД-15 увеличиться до 0,05—0,07 кгс/см² при установке на шкале «Начало герметизации» давления на 45 мм рт. ст. больше аэродромного. После установки исходного избыточного давления на шкале «Начало герметизации» кабина разгерметизируется.

Скорость падения давления в кабине должна находиться в пределах 2—3 м/с по ВР-10К.

Эксплуатация системы кондиционирования воздуха в полете заключается в контроле за работой системы, а также в необходимой регулировке и настройке расхода и температуры воздуха, давления начала герметизации при взлете и разгерметизации при посадке. В автоматическом режиме работы системы после взлета на nominalном режиме работы двигателей необходимо установить расход 3,5 ед. по УРВК-18К через каждую систему открытием смесительных кранов. Краны открываются импульсами по 1—2 с нажатием переключателя крана в положение «Открыто». Расход воздуха должен поддерживаться автоматически. При работе автоматических регуляторов массовой подачи воздуха допускаются кратковременные отклонения расхода воздуха до одной единицы от nominalного значения, что соответствует 4 ед. по УРВК-18К.

Температура воздуха, подаваемого через смесительные краны, регулируется переключателями управления температуры и контролируется по приборам 2ТЭУ-1. В режиме разогрева кабины температура подаваемого воздуха не должна превышать $110 \pm 5^\circ \text{C}$, а в режиме охлаждения — $0 \pm 5^\circ \text{C}$. Температура воздуха у рабочих мест экипажа регулируется кранами обогрева ног.

Автоматически поддерживается в полете, начиная с высоты 2700—3000 м, избыточное давление в кабине $0,3 \pm 0,02 \text{ кгс/см}^2$. Конроль за перепадом давления осуществляется по прибору УВПД-15. При незначительном отклонении избыточного давления от требуемого его регулировка осуществляется командным прибором 2077 задатчиком «Избыточное давление».

Перед взлетом на шкале прибора 2077 «Начало герметизации» устанавливается давление на 45 мм рт. ст. меньше аэродромного. При снижении на приборе 2077 устанавливается давление начала разгерметизации кабины по давлению на аэродроме посадки. Перед заходом на посадку после четвертого разворота систему кондиционирования воздуха необходимо выключить установкой переключателей запорных кранов в положение «Закрыто». Переход на ручное управление системой кондиционирования воздуха производится при возникновении отказов и неисправностей в системе, силовой установке или при возникновении пожара.

При возникновении пожара на двигателе участок системы перекрывается запорным краном. При появлении в кабинах дыма необходимо выключить отбор воздуха от двигателей и снизиться до высоты не более 4000 м. Расход воздуха при отказе одного из двигателей не должен превышать 1—1,5 ед. по УРВК-18К.

Если самолет входит в зону обледенения, расход воздуха уменьшается до 2 ед., и после этого включают противообледенительную систему.

Если избыточное давление в кабине по какой-либо причине превысит $0,35 \text{ кгс/см}^2$ по УПВД-15, то необходимо включить аварийный сброс давления и отбор воздуха от двигателей, так как при аварийном сбросе давления автоматически выключается отбор воздуха от двигателей. После этого следует снизиться на высоту не более 4000 м.

Эксплуатация кислородного оборудования заключается в проверке его работоспособности на земле и в пользовании им при необходимости в воздухе. Перед вылетом необходимо убедиться в наличии кислорода в баллонах по манометру МК-12М, расположенному на зарядном щитке, и по манометрам индикаторов ИК-18Н, которые установлены на рабочих местах членов экипажа. Показания манометров должны быть в пределах 135—150 кгс/см².

Работоспособность комплекта кислородного прибора КП-24М проверяется следующим образом. После подгона и одевания маски следует сделать несколько вдохов и выдохов при закрытом и открытом автоматах подсоса воздуха. При нормальной работе комплекта дыхание должно быть свободным, а сегменты индикатора кислорода при закрытом подсосе воздуха должны при вдохе расходиться, а при выдохе сходиться. Включение аварийной подачи кислорода производится поворотом рукоятки аварийной подачи кислорода на приборе КП-24М.

После окончания проверки на приборе КП-24М рукоятка автомата подсоса воздуха должна находиться в положении «Смесь», рукоятка включения аварийной подачи в положении «Закрыто», а маховик избыточного давления должен быть завернут до отказа.

Если в грузовой кабине перевозятся люди, то проверка кислородного оборудования производится в следующем порядке. На щитке кислородных приборов давление кислорода по манометру МК-12М должно быть в пределах 135—150 кгс/см². Маховиком редуктора КР-56 (аварийная подача кислорода) по манометру МК-6 необходимо установить давление 3 кгс/см² и, подсоединяя поочередно каждую маску КМ15-И или шланг КШ-56 к соответствующей точке питания, следует убедиться в исправности оборудования. Если точка питания и индикаторы исправны, поплавок индикатора должен находиться во взвешенном состоянии (посредине индикатора). Кислород должен поступать непрерывным потоком. После окончания проверки, не отсоединяя маску или шланг от последней проверяемой точки, необходимо завернуть маховиком редуктора КР-56 до отказа по часовой стрелке, после чего давление по манометру МК-6 должно упасть до нуля.

Если в грузовой кабине установлено переносное кислородное оборудование (приборы КП-21 с баллонами КБ-2) проверка производится в следующем порядке. Необходимо убедиться по манометру на приборе КП-21, что давление после открытия вентиля на баллоне КБ-2 равно 30 кгс/см². Если давление ниже, то баллон необходимо дозарядить от бортовой кислородной системы. После этого проверяют работоспособность прибора по положению поплавка индикатора и расходу кислорода. В полете кислородным оборудованием пользуются на высотах более 4000 м при возникновении отказа системы кондиционирования воздуха.

Эксплуатация противообледенительной системы заключается в проверке ее на земле и в использовании в полете. Проверка системы осуществляется при включенных АЗС системы и температуре масла двигателей. Перед запуском двигателей выполняются следу-

ющие проверочные работы. Проверка исправности системы обогрева приемников статического и полного давлений воздуха производится включением на 5—10 с обогрева ПВД-7 левого и правого пилотов и ППД-1 штурмана и самониоца. Если система исправна, то загораются три зеленые лампы «Обогрев ПВД». Если один из участков системы неисправен, то загорается красная лампа отказа системы.

Проверка работоспособности сигнализатора обледенения РИО-3 проводится после снятия кожуха со штыря датчика после включения преобразователя ПО-750А и установки переключателя «Сигнал. обледен. самолета» на 2—3 мин в положение «Контроль» для прогрева прибора. После включения должны загореться сигнальные лампы контроля сигнализации обледенения и «Обледен. самолета». После прогрева на 2—4 с устанавливают переключатель положение в «Откл.» и снова переводят в положение «Контроль». При этом лампа контроля должна гореть в течение 2—8 с, а лампа «Обледен. самолета» в течение 15—30 с. После окончания проверки переключатель «Сигнал. обледен. самолета» необходимо установить в положение «Откл.».

Проверка обогрева стекол фонаря кабины экипажа производится установкой переключателей обогрева поочередно в положение «Обогрев стекла ослабл.» и «Обогрев стекла интенс.» Проверка работы обогрева производится на ощущение. Если температура окружающего воздуха выше 25—30° С, то система обогрева стекол включаться не будет, так как ее отключит автомат АОС-81М. После запуска двигателей производится проверка следующих агрегатов и участков системы.

Сигнализаторы обледенения двигателей СО-4А. С момента нажатия на кнопку запуска двигателя и до достижения режима работы 50—60° по УРПТ должна гореть лампа «Обледен. лев. (прав.) двигат.».

Противообледенительная система силовой установки, воздухозаборников и ВНА двигателей ИА-24ВТ (воздушных винтов и их коков в ручном режиме) проверяется в следующем порядке. Следует убедиться, что генератор ГО-16П148 выдает напряжение 115 В, затем установить переключатели «Обогрев ВНА, винты, коки, двигат.» в положение «Ручное». При этом на 23—27 с должны загореться лампы «Винг лев. двиг.» и «Винт прав. двиг.», а сила тока увеличиться до 58—66 А. Кроме этого, должны загореться лампы «ВНА лев. двиг.» и «ВНА прав. двиг.», которые должны сигнализировать исправность систем противообледенения, воздухозаборников и ВНА двигателей АИ-24ВТ. После перевода переключателя «Обогрев ВНА, винты и коки двиг.» в положение «Откл.» сигнальные лампы должны погаснуть.

Для проверки противообледенительной системы крыла, хвостового оперения и воздухозаборника ВСУ в ручном режиме работы необходимо установить переключатель «ПОС крыла и опер. и ВЗ РУ 19» в положение «Ручн.». Если система исправна, то загораются сигнальные лампы «Отбор на ПОС» и «Обогрев ВНА РУ-19». Кро-

ме этого, по ИКМ мощность двигателей снижается на 5—10 кгс/см². Система обогрева воздухозаборника ВСУ работает только при включенной ПОС крыла и оперения. На земле переключатель ПОС разрешается включать на время не более 40 с. После выключения системы сигнальные лампы должны погаснуть.

Для проверки ПОС силовой установки, крыла и оперения в автоматическом режиме необходимо установить переключатели «Обогрев ВНА, винты, кок и двиг.» и «ПОС крыла и опер. и ВЗ РУ-19» в положение «Автомат», а «Сигнал. обледен. самолета» в положение «Контроль». После загорания сигнальной лампы «Обледен. самолета» должны загореться при исправной работе системы лампы «ВНА лев. двиг.», «ВНА прав. двиг.», «Винт лев. двиг.» и «Винт прав. двиг.», «Отбор на ПОС» (через 20—25 с после загорания лампы «Обледенение самолета») и «Обогрев ВНА РУ-19». Далее перевести выключатели на 2—4 с в положение «откл.» и снова в положение «Автомат» (после того, как соответствующие сигнальные лампы погаснут) и нажать на 1—2 с на кнопку «Контроль ПОС-СУ от СО-4А». Если система исправна, то после загорания сигнальных ламп «Облед. лев. двиг.» и «Облед. прав. двиг.» загорятся соответствующие сигнальные лампы.

Эксплуатация противообледенительной системы в полете. На всех режимах работы двигателей, кроме взлетного, перед включением противообледенительной системы крыла и оперения необходимо отбор воздуха для системы кондиционирования уменьшить до 2 ед. по УРВК. При полете с одним отказавшим двигателем отбор воздуха необходимо уменьшить до 1—1,5 ед. Выключают систему ПОС после выхода из зоны обледенения, а при посадке в условиях обледенения — в конце пробега.

Если в полете наблюдается образование барьера льда (льда, расположенного за обогреваемой зоной), необходимо противообледенительной системой крыла и оперения пользоваться периодически, включая ее на 3—4 мин и выключая на 6—8 мин.

При обнаружении льда на носках воздухозаборников двигателей в полете с включенной ПОС, а также если наблюдается подрагивание стрелки ИКМ в полете в условиях обледенения, необходимо выключить ПОС воздухозаборников и ВНА, установить режим работы двигателей не ниже 68° по УПРТ и принять меры по выходу самолета из зоны обледенения. Если выход из зоны обледенения невозможен, необходимо перейти на периодический режим работы, включая и выключая системы на 2—3 мин. В этом случае при заходе на посадку экипаж должен быть подготовлен к флюгированию винтов при отказе одного из двигателей.

Во всех случаях полета контроль за работой воздушно-тепловой противообледенительной системы осуществляется по загоранию сигнальных ламп «Обледен. самолета», «Облед. лев. двигат.», «Облед. прав. двигат.», по показаниям амперметра переменного тока ГО-16П48, по падению мощности двигателей на 5—10 кгс/см² по ИКМ. ПОС крыла и оперения разрешается включать после взлета и перевода двигателей со взлетного на максимальный или поми-

нальный режим работы. Работа системы ПОС на взлетном режиме допускается только в случае ухода самолета на второй круг.

Система обогрева ПВД включается не раньше, чем за 2 мин до взлета при большой влажности воздуха (туман, осадки), а также при температуре ниже -5°C . В этих же условиях включают обогрев входного направляющего аппарата, воздушных винтов и коков двигателей непосредственно после запуска двигателей.

Обогрев стекол в кабине экипажа включается на ослабленном режиме при любой погоде перед выруливанием самолета на старт. При обледенении стекол систему обогрева необходимо перевести с ослабленного на интенсивный режим работы.

Подъем и опускание самолета, его буксировка и хранение

Подъем и опускание самолета. Проведение регламентных работ, а также замена отдельных агрегатов самолета требует подъема самолета на подъемниках. Самолет поднимается на трех подъемниках: двух основных и одном жестовом. Перед подъемом самолета необходимо очистить площадку для установки гидроподъемников от грязи или снега, снять заглушки, прикрывающие опорные гнезда под гидроподъемники на центроплане и фюзеляже, снять с тормозов колеса основных ног шасси. Установить подъемники под самолет, предварительно проверив уровень жидкости в бачках подъемников, который должен быть не ниже уровня дна фильтра. В зимнее время перед проверкой уровня гидросмеси необходимо слить остой из гидравлического бака и фильтра до появления чистой жидкости.

После установки гидроподъемников под опорные гнезда на самолете необходимо расконтрить опорные пяты, снять быстросъемные лигеры на передних колесах крыльевых гидроподъемников и опустить их на опорные пяты, открывая вентиль «Слив колес» при нейтральном положении рукоятки крана цилиндра колес и крана силового цилиндра. Затем следует поднять колеса ручным насосом при положении рукоятки крана цилиндра колес в положение «Уборка колес», в поднятом положении колеса стоятся штырем.

После этого опорные головки гидроподъемников заводятся в опорные гнезда на самолете. Перед установкой опорных головок в гнезда следует произвести нивелировку цилиндров — подъемников по уровням, для чего необходимо: поднять цилиндры подъемников, не доводя головки штоков до гнезд на 30—50 мм; поставить силовые цилинды главных гидроподъемников в вертикальное положение, повернув спору каждого цилиндра так, чтобы ось винта была параллельна оси уровня, в котором пузырек имеет максимальное смещение; установить каждый подвижной цилиндр так, чтобы шпоночные канавки стояли против меток на нижнем торце опоры; вращением рукоятки винта опоры цилиндров подогнать пузырек уровня на середину и вращением уровня проверить вертикальность каждого цилиндра; шаровые опоры стоек при этом должны быть ввернуты в стойки до отказа.

Если окажется, что при вращении уровня пузырек не будет находиться в среднем положении, операцию по нивелировке повторяют сначала с момента установки уровня, при котором пузырек имеет максимальное смещение от нейтральной оси. В случае невозможности установить выдвижной цилиндр в вертикальное положение с помощью винта опоры цилиндра, необходимо осуществить его регулировку, вывертывая шаровые опоры на стойках гидроподъемников.

Передний гидроподъемник устанавливается по уровню в вертикальное положение вращением гаек опорных пят. После этого проверяется совмещение осей опорных головок гидроподъемников с опорными гнездами на самолете, причем подвижная головка переднего гидроподъемника должна быть установлена так, чтобы она могла перемещаться вперед и назад вдоль продольной оси самолета. Совмещение осей опорных головок с опорными гнездами производится смещением гидроподъемников. После совмещения осей и проверки нивелировки головки заводятся в опорные гнезда до упора выдвижением цилиндров гидроподъемников ручными насосами.

Для подъема самолета на гидроподъемники необходимо: убрать колодки из-под колес; рукоятками ручных насосов одновременно и плавно, без рывков, выдвинуть цилиндры гидроподъемников, при этом самолет будет подниматься, находясь в горизонтальном положении; по мере выдвижения штоков цилиндров гидроподъемников опускать опорные гайки, сохраняя зазор между гайками и торцами цилиндров 10—15 мм; после окончания подъема гайки на всех цилиндрах гидроподъемников завернуть вниз до упора и сливными вентилями стравить давление жидкости.

Перед опусканием самолета нужно убедиться в том, что колеса рассторможены и под самолетом нет оборудования, которое может повредить обшивку самолета. Для опускания самолета на гидроподъемниках необходимо: подъемом цилиндров гидроподъемников на 3—5 мм освободить упорные гайки; поддерживая зазор между торцами цилиндров гидроподъемников и гайкой 10—15 мм, опускать одновременно все цилиндры, сливая жидкость из полости каждого цилиндра (вентили должны находиться в положении «Слив»); следить, чтобы самолет находился в горизонтальном положении.

Под колеса опущенного самолета устанавливаются упорные колодки. Если цилиндры гидроподъемников под действием собственного веса не опускаются, их необходимо опустить принудительно ручным насосом, установив рукоятки крана выдвижных цилиндров в положение «Принудительное опускание». Работы по подъему и опусканию выполняют шесть человек под руководством сменившего инженера или бортмеханика. Три человека работают ручными насосами и три человека заворачивают или отворачивают опорные гайки.

После проведения работ по подъему и опусканию самолета необходимо соблюдать следующие указания по технике безопасности.

Категорически запрещается: работать с гидроподъемниками лицам, не прошедшим инструктаж по технике безопасности и не знакомым с инструкцией по эксплуатации; работать с гидроподъемниками при неисправной гидросистеме; поднимать самолет неравномерно, не выдерживая его в горизонтальном положении; поднимать самолет гидроподъемниками, установленными на колесах; поднимать самолет, не осаживая при этом опорную гайку; поднимать самолет при скорости ветра более 10 м/с; во время подъема и опускания самолета производить какие-либо работы на самолете, а также находиться в самолете; находиться под самолетом во время его опускания; устанавливать опорные пяты гидроподъемников на неровные поверхности.

Буксировка самолета. Самолет буксируется тягачом со скоростью не более 20 км/ч при буксировке носом вперед и не более 10 км/ч при буксировке хвостом вперед. Руководит буксировкой сменивший инженер или бортмеханик. В кабине самолета при его буксировке должен находиться бортмеханик или техник для управления тормозами. К буксировке самолета допускаются лишь лица, прошедшие специальный инструктаж.

Перед буксировкой необходимо: убрать из-под самолета все стремянки и приспособления; отсоединить от самолета все шланги и провода наземных источников питания: очистить путь буксировки от стремянок, агрегатов наземного оборудования и других посторонних предметов в зоне движения самолета; убедиться в надежности работы тормозов; снять самолет со стояночного тормоза.

При буксировке самолета нужно соблюдать следующие правила:

не допускать буксировки самолета по льду на наклонной поверхности во избежание продольного и поперечного юза, особенно на поворотах;

не допускать резких рывков и остановок самолета буксировщиком;

буксировать самолет по дорожкам с укатанным грунтом (снегом) или с твердым покрытием;

буксировать самолет тягачом с тяговым усилием не менее 5000 кгс;

развороты при буксировке должны производиться плавно, без рывков, на угол не более 35°. Производить разворот передних колес на месте включением крана запрещается;

использоваться самолетными тормозами только тогда, когда нужно замедлить движение при накате самолета на посторонние предметы, а также при отсоединении буксировочных приспособлений;

при буксировке самолета ночью у тягача должны быть зажжены фары и габаритные огни, а на самолете — аэронавигационные огни;

три среза одного из контрольных болтов его необходимо заменить запасным, имеющимся в коробке водила.

Буксировка самолета носом вперед осуществляется буксировочным водилом 24-9103-700, которое крепится к оси

колес передней ноги шасси штырем. Буксировочное водило винчале присоединяется к самолету, а затем к тягачу.

Три или пять человек производят буксировку самолета под руководством сменившего инженера: один идет рядом с водилом, два у консолей крыла и два (если дорога скользкая или с наличием уклонов) у главных ног шасси.

По окончании буксировки следует установить упорные колодки под колеса самолета, отсоединить водило и поставить колеса основного шасси на стояночный тормоз. При буксировке самолета носом вперед запрещается страгивать самолет с места, раскачивая его тягачом, и вытаскивать самолет, застрявший в грязи или попавший колесами в яму. Вытаскивать застрявший самолет разрешается только буксировкой хвостом вперед при помощи буксировочного троса.

Осаживание самолета назад автомобилем (при высоте буксировочного крюка над землей 800 мм и больше) разрешается только при наличии передней центровки. Категорически запрещается осаживать самолет трактором (при высоте буксировочного крюка над землей менее 800 мм) во избежание опрокидывания самолета на хвост.

Буксировку самолета хвостом вперед производится в основном для вытаскивания самолета, застрявшего в мягком прунте. Буксировка в этом случае осуществляется тросом 24-9120-0, присоединенным к ушкам на амортизационных стойках главных ног шасси. Изменение направления движения самолета во время буксировки осуществляется вручную разворотом передних колес водилом.

Буксировку производят 6 чел. под руководством сменившего инженера: 2 чел. поддерживают трос, 2 управляют передними колесами и 2 находятся у консолей крыла. В кабине обязательно должен находиться один из членов экипажа, который в случае внезапной остановки буксировщика должен плавно затормозить колесами, чтобы избежать опрокидывания самолета на хвост.

Предотвращение опрокидывания самолета на хвост при буксировке хвостом вперед необходимо производить при начале торможения колес прижимом водила к земле всей бригадой, совершающей буксировку. По окончании буксировки необходимо отсоединить буксировочный трос и водило, поставить упорные колодки под колеса и поставить самолет на стояночный тормоз.

Хранение самолета. Для предохранения внешних поверхностей самолета от загрязнения, обледенения, атмосферных осадков и солнечных лучей самолет зачехляется чехлами из водонепроницаемого палаточного полотна. В зимнее время силовые установки с гондолами двигателей зачехляются зимними чехлами. Зачехлять самолет необходимо чистыми от пыли, грязи и масла чехлами; чехлы следует надевать только на чистые сухие поверхности самолета. Для того чтобы чехлы находились на самолете в пятинаутом состоянии, в их конструкции предусмотрены резиновые амортизаторы. В ветреную погоду необходимо следить за тем, чтобы чехлы и ленты не

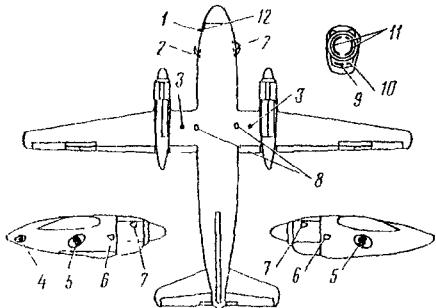


Рис. 103 Схема расположения эксплуатационных заглушек.

1 - кожух зонтичный на сигнализатор обледенения; 2 - заглушка на заборники воздуха для системы аэронавигационных приборов; 3 - заглушки на дренаж топливной системы; 4 - заглушка выхлопной грубы ВСУ; 5 - заглушки выхлопной трубы двигателя АИ-24ВТ; 6 - заглушки гончеля горячей части двигателя; 7 - заглушки обдува генератора; 8 - заглушки заборников РП 600; 9 - заглушки тонометра маслорадиатора; 10 - заглушки воздуховодного радиатора; 11 - заглушки устройства вхолючного двигателя АИ-24ВТ; 12 - заглушки электроракетницы

втулок воздушных винтов, гондолы двигателей, фюзеляжа.

При кратковременных стоянках в зимнее время, если температура окружающего воздуха ниже -30°C , необходимо зачехлять двигатели зимними чехлами. При этом и при прогреве двигателей наземными подогревателями двигатели также должны быть зачехлены.

При установке заглушек (рис. 10.3) и зачехлении агрегатов самолета необходимо сначала зачехлять приемники скоростного напора и установить заглушки на двигатели, дренажи и заборники, а затем зачехлить лопасти и обтекатели втулок винтов, гондолы, цвигагелей, крыло, стабилизатор, носовую часть фюзеляжа, фюзеляжи, антенные устройства и колеса шасси. Перед зачехлением крыла и стабилизатора рули должны быть застопорены. Категорически запрещается отрабатывать систему управления самолетом и двигателями при зачехленных органах управления.

Зачехление самолета производится бригадой из 3 чел. с использованием специальных стремянок. Подкатывание и установку стремянок необходимо производить осторожно во избежание повреждения самолета. Ходить по обшивке самолета при зачехлении разрешается только в специальной мягкой обуви. При зачехлении крыла и стабилизатора вначале следует натянуть чехлы вдоль передней кромки, что обеспечивает плотное их прилегание к этим агрегатам самолета. В жаркую погоду полагается зачехлять колеса шасси.

болтались и не были по обшивке самолета. Слабо натянутые чехлы нужно подтянуть, а концы лент закрепить.

При снятии чехлов их необходимо сворачивать на самолете, а не на земле, и хранить в контейнере во избежание попадания в них песка, пыли и влаги. Полное зачехление всего самолета обязательно при длительных стоянках (свыше 10 сут) как в летнее, так и в зимнее время. Кроме этого, полное зачехление производится при кратковременной стоянке на песчаных аэродромах и в зимнее время в случае ненастной погоды и в условиях обледенения.

При ночных стоянках самолета, а также при стоянках менее 10 сут нужно зачехлять только лопасти и обтекатели двигателей и носовую часть

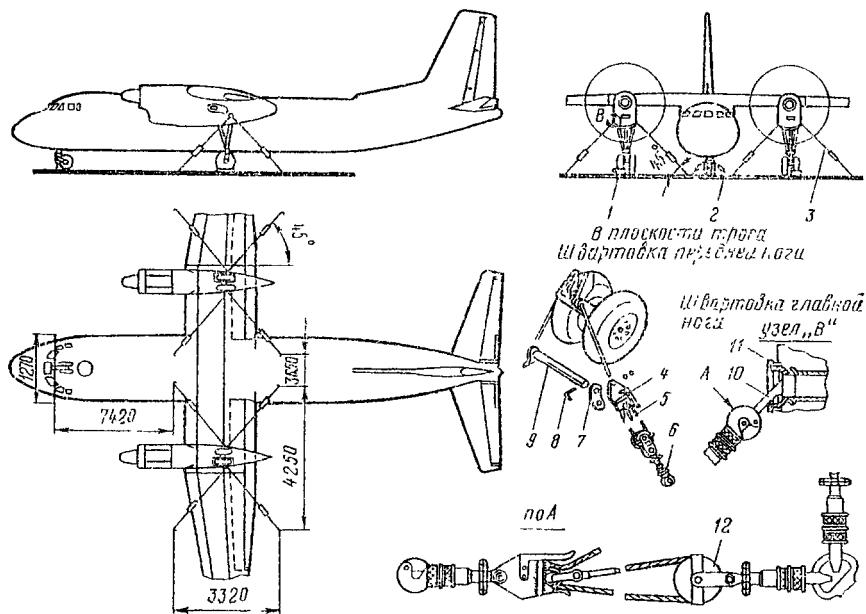


Рис. 104. Схема швартовки самолета:

1 — колодка; 2 — швартовка передней опоры; 3 — швартовка основной опоры; 4 — замок; 5 — трос; 6 — карабин; 7 — съемное ушко; 8 — Г-образный штырь; 9 — стержень; 10 — серьга; 11 — контргайка; 12 — блок

Расчехление самолета производится в порядке, обратном зачехлению. При расчехлении чехлы следует аккуратно свертывать в таком порядке, который позволяет их быстро расстилать по поверхности самолета при последующем зачехлении. Крыльевые чехлы, например, следует подбирать с краев к середине, расстилать в одну узкую ленту и скатывать ее в рулон в направлении от фюзеляжа к концевому обтекателю.

Фланельные подшивки при свертывании чехлов должны располагаться внутри рулона одна к другой для предохранения их от загрязнения. При работе на крыле применяются мягкие маты, которые укладываются между лонжеронами и закрепляются лямками с крючками и амортизаторами с петлями. После работы маты скатываются на поверхности крыла, на земле очищаются от пыли и грязи, просушиваются и укладываются в контейнер.

Швартовка самолета. При хранении самолета на открытой стоянке особое внимание необходимо уделять швартовке самолета. При кратковременной стоянке самолет необходимо установить на стояночные тормоза, а под колеса основного шасси установить упорные колодки.

В случае длительной стоянки или штормового предупреждения самолет дополнительно швартуется швартовочными расчалками,

которые одними концами крепятся к амортизационным стойкам шасси, а другими концами — к специально установленным якорям на стоянках самолета (рис 10.4). В качестве якорей на оборудованных стоянках используются стальные забетонированные кольца. На стоянках, не имеющих таких колец, самолет швартуется к штагам, ввернутым в грунт.

Правила безопасности при работе на авиационной технике

К работам на самолете допускаются только авиационные специалисты, хорошо изучившие инструкцию по эксплуатации и знающие меры безопасности. Следует помнить, что из-за ограниченных доступов к дегалям и агрегатам самолета при небрежном пользовании инструментом возможны травмы рук. При работах на крыле и хвостовом оперении нужно следить за аккуратностью установки стремянок и лестниц, а также за правильностью крепления гранов.

На самолетах применяются специальные жидкости и газы, агрессивно действующие не только на кожу, но и на весь организм человека. Некоторые из них взрывоопасны. Поэтому при заправке этими жидкостями систем самолетов необходимо принимать меры безопасности, изложенные в инструкциях по эксплуатации или в специальных брошюрах. При работе на самолете попадание в зону вращения винта опасно для жизни. Опасно также находиться вблизи всасывающих каналов, работающих турбореактивных двигателей или в районе действия реактивной струи с большой скоростью и высокой температурой газового потока.

При выполнении работ в кабинах необходимо

- а) перед началом работ, еще до посадки в кабину, для предотвращения складывания шасси и самопроизвольного включения электрических агрегатов проверять: нейтральное (выключенное) положение переключателей кранов выпуска шасси и закрылков; выключенное положение переключателей электроцепей, соединяющих источники электроэнергии с бортовой сетью; выключенное положение цепей питания электроэнергии самоликвидаторов аппаратуры;
- б) не допускать работать в кабине с инструментом и посторонними предметами в карманах, так как их потеря может привести к заклиниванию управления самолетом в полете.

При подготовке к запуску, запуске и опробовании двигателей следует

- а) перед запуском двигателя необходимо проверять: наличие противопожарных средств авиационной техники; наличие и исправность упорных колодок под колесами и швартовочных приспособлений, крепление последних к самолету; установку рычага управления двигателем в положение «Малый газ»;

б) работающие авиационные двигатели являются источником больших шумов, поэтому для предохранения органов слуха от повреждения все регулировочные работы, как правило, необходимо выполнять в шлемах;

в) во время конгроля факеления форсунок на работающем двигателе самолет по возможности разворачивать так, чтобы струя газов сносила в сторону боковым ветром; кроме того, проверяющий обязательно должен пользоваться защитным прозрачным козырьком;

г) во избежание возникновения пожара запрещается на работающем двигателе производить промывочные работы или раскоксование легковоспламеняющимися жидкостями;

д) при появлении дыма в кабине двигатели немедленно выключать и определять неисправность. До тех пор, пока причина дымления не будет точно установлена и неисправность не устранена, двигатели не запускают;

е) во время работы двигателя обслуживающему персоналу не следует находиться в опасной зоне, впереди и сзади самолета;

ж) во время проверки работы двигателя обслуживающему персоналу запрещается находиться на самолете вне кабины или производить какие-либо работы, не связанные с указанной проверкой.

При проведении работ с шасси и щитками необходимо:

а) подъемники, на которые устанавливаются самолеты для выполнения работ с шасси, должны быть исправными; устанавливать их нужно опорами под специально предусмотренные детали конструкции самолета, поднимать самолет на подъемники можно только после проверки их крепления на поверхности земли (особенно зимой);

б) проверочные работы по уборке и выпуску шасси, а также щитков (посадочных и тормозных) проводить по предупредительным командам «От шасси!», «От щитков!» и др. При этом уборку и выпуск шасси и щитков производить только после получения ответной команды «Есть от шасси» или «Есть от щитков»;

в) при работе в зоне закрылков во избежание их неожиданного выпуска или уборки предварительно стравливать давление в гидросистеме и отключать электропитание, а кран закрылков устанавливать в положение «Выпущен»;

г) при убранном шасси и нахождении самолета на подъемниках не допускать проведения каких-либо работ, не связанных с проверкой уборки и выпуска шасси;

д) давление азота (воздуха) из амортизаторов шасси справлять с помощью специальных приспособлений, но ни в коем случае не выворачиванием корпуса зарядного клапана, так как под давлением корпус может с большой скоростью вылететь из гнезда и нанести травму;

е) зарядку авиационных шин колес шасси производить от аэродромных баллонов и только через специальное приспособление с манометром, предварительно убедившись в надежности посадки съемной реборды; несоблюдение этих мер может привести к разрушению колеса и травмам;

При замене двигателя:

а) во избежание увечий личного состава при подъеме двигателей, необходимо предварительно проверить: установку стрельы

края в положение, соответствующее весу двигателя; целостность гросов поднятия стрелы крана и поднятия груза; надежность работы механизмов, стоянящих систему подъема от проворачивания в противоположную сторону под действием веса двигателя;

б) подвеску двигателя к крюку крана необходимо осуществлять только за специальное и исправное приспособление, закрепленное за все предусмотренные для данной конструкции двигателя точки подвеса;

в) во избежание разрушения трубопроводов, шлангов электротягутов и тяг управления силовой установки необходимо проверить отсоединение их от двигателя;

г) личному составу запрещается находиться под стрелой крана с поднятым двигателем;

д) при перемещении крана вручную следует избегать касания его стрелкой проводов электролиний.

При работе с баллонами, наполненными сжатыми газами, следует твердо знать, что:

а) во избежание разрывов нельзя пользоваться аэродромными или самолетными баллонами, наполненными сжатыми газами, у которых истекли сроки проверки Котлонадзором, а также ударять баллоны при погрузочно-разгрузочных работах;

б) резкое открытие вентилей баллонов может привести к динамическому разрушению элементов заправляемых систем или к воспламенению в кислородных системах. Для предотвращения взрыва кислородных баллонов необходимо пользоваться только обезжиренным инструментом и работать в перчатках;

в) перед отсоединением шланга от штуцера заправки систему предварительно перекрывают вентилем и сглаживают давление из шланга, так как при несоблюдении этого требования возможны поломка бортового штуцера и нанесение травм наконечником шланга при истечении из него газа.

При работе с электросистемами самолета необходимо: в период работы с аккумуляторами принимать все меры предосторожности, изложенные в соответствующих инструкциях и специальных указаниях; места, облитые (забрызганные) электролитом, нейтрализовать щелочными растворами; во избежание короткого замыкания и возникновения пожара все ремонтные работы выполнять при обесточенных электропитаниях.

При работе с радиотехническим оборудованием: перед началом работ необходимо ознакомиться с предупредительными надписями, например: «Запрещается производить съемку или установку блоков станций без предварительного отключения ее от источников электропитания», так как в некоторых блоках поддерживается напряжение более 10 000—15 000 В. Следует помнить, что длительное пребывание в зонах излучения антенн радиотехнических станций вредно для здоровья. Особая осторожность также требуется при работе со станциями, имеющими цепи взрыва; работы на них выполняют только при обесточенных целях взрыва.

ОГЛАВЛЕНИЕ

<i>Глава I. Основные данные самолета</i>	3
Основные сведения о конструкции	4
Основные технические данные	5
Геометрические данные	11
Основные аэродинамические данные	12
Взлетно-посадочные характеристики	14
Поперечная и продольная устойчивость	16
Управляемость	17
Основные данные по прочности	18
<i>Глава II. Конструкция планера</i>	19
Общие сведения	19
Фюзеляж	20
Остекление фюзеляжа	28
Двери и люки	30
Грузовой люк	34
Крыло	41
Хвостовое оперение	46
Основные технологические рекомендации по техническому обслуживанию планера	51
<i>Глава III. Управление самолетом</i>	66
Общие сведения	66
Управление рулями и элеронами	67
Пульт управления	71
Приводка управления	74
Управление поворотом колес передней ноги шасси	82
Основные рекомендации по техническому обслуживанию систем управления самолетом	83
<i>Глава IV. Шасси самолета</i>	91
Общие сведения	91
Стойка шасси основная	92
Колеса тормозные	94
Противоюзовая автоматика	97
Переднее шасси	99
Работа амортизатора	102
Колеса переднего шасси	103
Управление и сигнализация уборки и выпуска шасси	111
Основные рекомендации по техническому обслуживанию шасси	112
Техническое обслуживание колес	115
<i>Глава V. Гидравлическая система</i>	123
Общие сведения	123
Работа гидравлической системы	126

Участок поворота колес переднего шасси	136
Участок управления закрылками	144
Участок стеклоочистителей	147
Участок аварийного флюгирования воздушных винтов и останова двигателей	148
Участки подъема и опускания рампы и управления замками рельсов грузового люка	149
Участок отката и наката рампы	150
Участок управления аварийным люком	153
Участок ручного насоса	154
Агрегаты гидросистемы	154
Агрегаты участков подъема и опускания рампы, управления замками рельсов и пороговыми замками грузового люка	163
Система наддува гидробака	169
Некоторые рекомендации по техническому обслуживанию гидросистемы	170
Управление рампой грузолюка с гидропульта	176
Глава VI. Силовая установка	181
Общие сведения	181
Гондолы двигателей	186
Крепление двигателей АИ-24ВТ на самолете	193
Система обдува двигателя и его агрегатов	195
Выхлопная система	198
Управление двигателями	200
Система запуска двигателей АИ-24ВТ	206
Управление вспомогательной силовой установкой и контроль за ее работой	208
Топливная система (общие сведения)	209
Система нейтрального газа	221
Противопожарная система	224
Основные рекомендации по техническому обслуживанию силовой установки	230
Глава VII. Высотное оборудование	245
Система кондиционирования воздуха	245
Система автоматического регулирования давления воздуха в кабине	253
Агрегаты системы кондиционирования	258
Основные рекомендации по техническому обслуживанию системы кондиционирования	263
Проверка герметичности трубопроводов высотной системы	267
Проверка фюзеляжа на герметичность	269
Кислородное оборудование	271
Глава VIII. Противообледенительная система	274
Воздушно-тепловая противообледенительная система	274
Агрегаты воздушно-тепловой противообледенительной системы	277
Глава IX. Транспортное и бытовое оборудование	280
Погрузочно-разгрузочное оборудование	280
Облицовки кабин, светозащитные шторки и светофильтры	290
Основные рекомендации по эксплуатации и техническому обслуживанию	293
Глава X. Техническая эксплуатация	300
Силовая установка	307
Проверка работы вспомогательной силовой установки	307

Особенности эксплуатации двигателей в различных климатических условиях	312
Заправка самолета топливом, маслами, специальными жидкостями и зарядка газами	312
Эксплуатация топливной системы	318
Эксплуатация маслосистемы	320
Эксплуатация противопожарной системы	320
Бортовые системы	323
Подъем и опускание самолета, его буксировка и хранение	330
Правила безопасности при работе на авиационной технике	336

Жан Сергеевич Черненко
Герман Семенович Лагосюк
Борис Иосифович Горовой

САМОЛЕТ Ан-26. КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Рецензент В. А. Сумцов

Редактор Э. М. Федорова

Обложка художника Г. П. Козаковцева

Технический редактор Л. Е. Шмелева

Корректоры Т. С. Ященко, О. М. Зверева

ИБ № 765

Сдано в набор 5/VII 1976 г. Подписано к печати 6/I 1977 г.

Формат 60×90 $\frac{1}{16}$ Бум. тип. № 2 Печ. л. 21,5 Уч.-изд. л. 25,4 Тираж 10 000

Т-01808 Изд. № 1-3-1/17 № 8650 Зак. тип. 1283. Цена 1 р 45 к.

Изд. во «ГРАНСПОРТ», Москва, Басманный туп., 6а

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома

при Государственном комитете Совета Министров СССР

по делам издательств, полиграфии и книжной торговли,

Хохловский пер., 7

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ СОВЕТА МИНИСТРОВ СССР
ПО ДЕЛАМ ИЗДАТЕЛЬСТВ, ПОЛИГРАФИИ И КНИЖНОЙ ТОРГОВЛИ

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ТРАНСПОРТ»

Имеются в наличии книги:

Аксенов А. Ф., Литвинов А. А. Применение авиационных технических жидкостей. 1974. 155 с. 61 к.

Белогородский С. Л. Автоматизация управления посадкой самолета. 1972. 351 с. 1 р. 48 к.

Бортовые системы управления полетом. Под общ. ред. Ю. В. Байбординой. Учеб. пособие для студентов вузов гражданской авиации. 1975. 335 с. 1 р. 02 к.

Гаухман Я. Н. Гиперзвуковые транспортные самолеты. 1967. 52 с. 4 к.

Диагностические комплексы систем автоматического самолетовождения. Под ред. В. А. Игнатова. 1975. 270 с. 2 р.

Картамышев П. В., Тарасов А. К. Методика летного обучения. Под ред. И. Ф. Васина. Учебник для студентов вузов гражданской авиации. 1974. 312 с. 98 к.

Крылов К. А. Повышение износостойкости деталей самолетов. 1974. 144 с. 1 р. 05 к.

Лейзерах А. А. Сборник задач по самолетовождению. Изд. 4-е, перераб. и доп. 1973. 317 с. 1 р. 30 к.

Малков С. Н. Организация централизованного ремонта агрегатов самолетов. 1974. 180 с. 1 р. 24 к.

Осадкий В. И. Воздушная навигация. Применение радиопавиационных средств и автоматизированных навигационных комплексов. Учебник для студентов вузов гражданской авиации. 1972. 288 с. 76 к.

Русинов И. Я. Механизация наземного обслуживания воздушных перевозок. 1971. 249 с. 1 р. 03 к.

Савченко Н. М., Аненков Н. П. Бортовая система управления БСУ—ЗП. 1974. 210 с. 1 р. 16 к.

В книге освещаются вопросы устройства и работы бортовой системы управления БСУ-ЗП. Изложены принципы построения, устройство и работа отдельных составных частей, входящих в систему БСУ-ЗП. Рассмотрена работа электрических схем системы в

различных режимах. Кратко освещены вопросы принципа действия радиотехнических систем навигации и инструментальной посадки, а также основные свойства самолета как объекта управления.

Чертков Я. Б., Спиркин В. Г. Применение реактивных топлив в авиации. 1974. 160 с. 1 р. 22 к.

В книге описаны источники и методы получения авиационных реактивных топлив, их состав, физикохимические характеристики и эксплуатационные свойства. Рассматривается ассортимент и эффективность присадок, их характеристика и методы применения. Особое внимание уделено перспективным многофункциональным присадкам.

Продажа производится:

отделениями издательства «Транспорт» при управлениях железных дорог, киоскераами, книгоношами на предприятиях, центральным магазином «Транспортная книга» (107078, Москва, Б-78, Садово-Спасская ул., д. 21).

По желанию покупателей литература высылается по почте наложенным платежом.