

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева.

Кафедра: «Эксплуатация летательных аппаратов»

Самолет Ту-154

Книга 2

Учебное пособие.

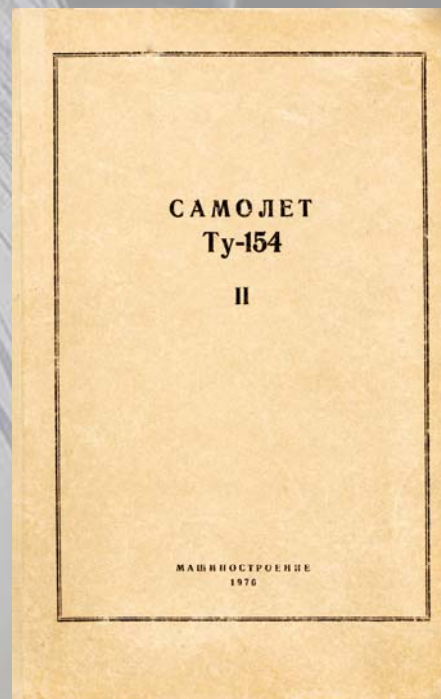
(Компьютерный вариант)

Ответственный за подготовку пособия: Сошин В.М.

Компьютерная обработка студент: Валуев А.А., Медведев В.И., Гумеров О.Р., Маринков Е.Е.

Пособие предназначено для студентов 3-го курса специальности 160901, изучающих конструкцию самолета Ту-154 по дисциплине «Авиационная техника». Пособие также может быть полезным при подготовке к проведению практических работ на самолете Ту-154 и при выполнении курсового проекта по дисциплине «Техническая эксплуатация ЛА и АД», при выполнении дипломного проектирования

*Пособие является электронной копией учебника: **Самолет Ту-154**. Конструкция и техническое обслуживание. М., «Машиностроение», 1975г. Авторы: *Волошин Ф.А., Кузнецов А.Н. Покровский В.Я., Соловьев А.Я**



Допущено для использования
в учебном процессе.
Протокол заседания кафедры «ЭАТ»

№ 4 от «20» декабря 2005г.

Самара 2005

Глава 1. Силовая установка самолета Ту-154

1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Силовая установка самолета Ту-154 включает три турбореактивных двигателя НК-8-2У (на самолетах первых выпусков — НК-8-2), гондолы и элементы крепления двигателей, систему управления двигателями, топливную и масляную системы, а также вспомогательную силовую установку (ВСУ) вместе с агрегатами, обеспечивающими ее работу.

Турбореактивные двигатели находятся в хвостовой части фюзеляжа. Внешние двигатели № 1 и 3 (двигатель № 1 — левый по полету, двигатель № 3 — правый) размещены в легкоъемных гондолах на горизонтальных пилонах фюзеляжа. Двигатель № 2 расположен внутри фюзеляжа, над ним — ВСУ.

Для улучшения посадочных характеристик самолета внешние двигатели оборудованы реверсивным устройством тяги (реверсом). Реверсивное устройство расположено на двигателе и конструктивно выполнено в виде двух отклоняющихся створок и двух диаметрально расположенных направляющих решеток.

Запуск двигателей — автоматический, при помощи стартера, приводимого в действие сжатым воздухом. Источниками сжатого воздуха могут быть ВСУ, работающий двигатель или наземная установка.

Управление запуском двигателей производится с пульта бортового инженера, а управление режимами их работы — рычагами управления двигателя (РУД) на среднем пульте пилотов и пульте бортинженера.

Управление реверсом тяги двигателей № 1 и 3 осуществляется специальными рычагами реверса, установленными на рычагах управления этими двигателями. Останов двигателей производится рычагами, размещенными на пульте бортинженера.

1.2. ГОНДОЛА ВНЕШНЕГО ДВИГАТЕЛЯ

Гондола внешнего двигателя служит для размещения двигателя, его агрегатов и элементов других систем. Конструкция гондолы образует плавные аэродинамические контуры, направляет воздух в компрессор, защищает двигатель и агрегаты от пыли, грязи, атмосферных осадков и механических повреждений. Гондолы внешних двигателей расположены симметрично относительно оси самолета.

Гондола имеет воздухозаборник (рис. 1.1), среднюю и хвостовую части.

Воздухозаборник 1 состоит из каркаса 17, обшивки 19, носка воздухозаборника 23, створок подпитки 18, канала воздухозаборника 20, носка пилона 2.

Шпангоуты, диафрагмы и балки образуют каркас воздухозаборника. К нему приклепаны наружная и внутренняя обшивки. Воздухозаборник крепится к средней части по шп. № 6. Чтобы скос потока воздуха от фюзеляжа и крыла не ухудшал работу воздухозаборника и не возникало дополнительного аэродинамического сопротивления, воздухозаборник развернут (относительно средней части гондолы) на 3° к борту фюзеляжа и на 1°30' вверх.

Для локализации пламени в случае пожара в районе шп. № 6 установлена противопожарная перегородка из сплава титана, отделяющая воздухозаборник от средней части гондолы.

Носок воздухозаборника съемный, прикреплен с помощью винтов и анкерных гаек по наружному и внутреннему контурам к воздухозаборнику. Носок имеет противообледенительное устройство, состоящее из коллектора 22 с отверстиями 30.

Створки подпитки предназначены для повышения эффективности работы воздухозаборника на старте и на взлете посредством увеличения подачи воздуха в канал. Гондолы двигателей НК-8-2 створок подпитки не имеют.

Между носком и первым шпангоутом равномерно по диаметру шпангоута расположены 12 каналов подпитки. Каждый канал закрывается створкой подпитки. Створка вращается на стальной оси 26, установленной в двух кронштейнах 25 на створке и в двух ответных кронштейнах 29. Кронштейны 29 крепятся к диафрагмам каркаса воздухозаборника. Пружина 28 поджимает створку к каркасу.

Створки выполнены неуправляемыми (плавающими). Они открываются вовнутрь канала воздухозаборника под действием разрежения, возникающего в канале на взлетном режиме работы двигателя. По мере роста скорости самолета разрежение в канале воздухозаборника уменьшается и створки подпитки под действием пружин постепенно закрываются.

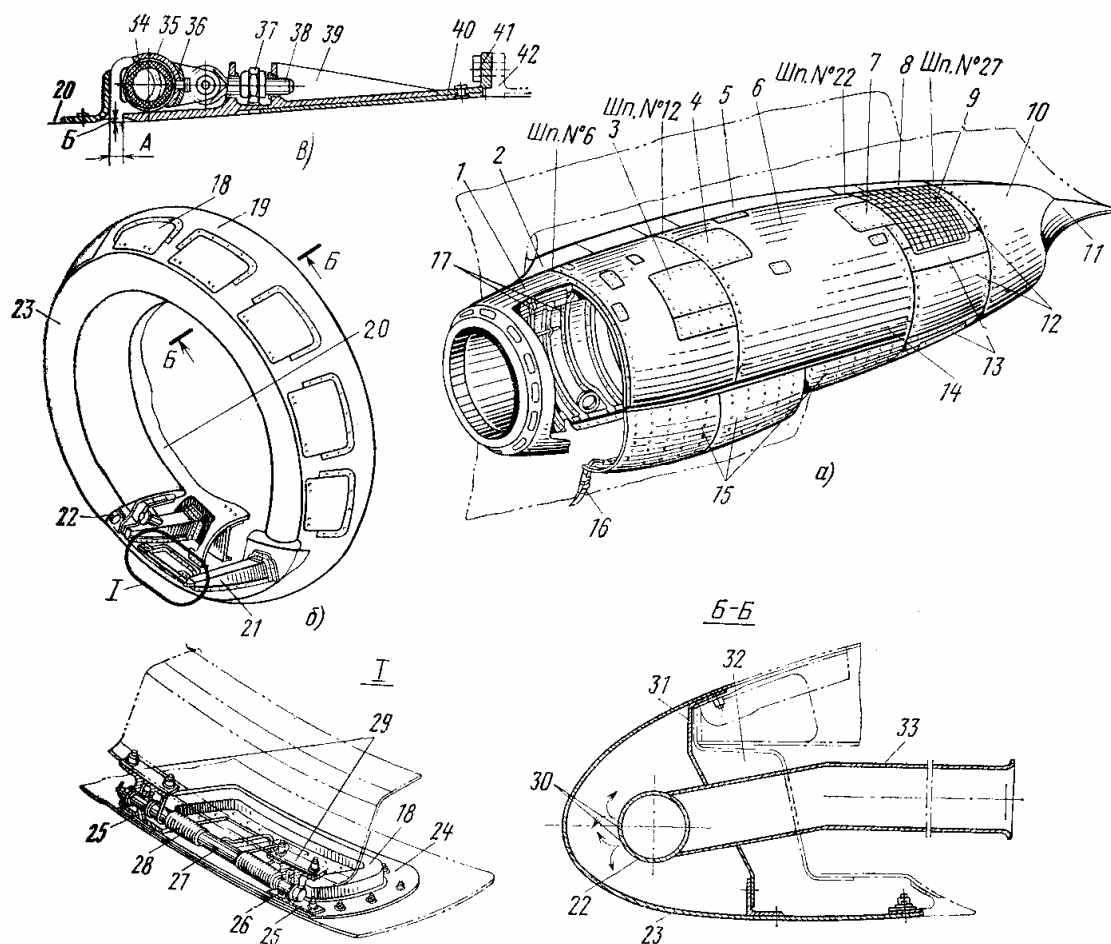


Рис. 1.1. Гондола двигателя:

а — общий вид гондолы; б — носовая часть воздухозаборника; в — переходное кольцо канала воздухозаборника;

1 — воздухозаборник; 2 — носок пилона; 3 — люк к масляному баку; 4 — люк к агрегатам двигателя; 5 — средняя часть пилона; 6 — средняя часть гондолы; 7 — люк к заднему узлу крепления двигателя; 8 — хвостовая часть пилона; 9 — решетка реверса; 10 — кок; 11 — стекатель; 12 — крышка реверса; 13, 14, 21 — балка; 15 — откидные крышки; 16 — натяжной замок; 17 — каркас; 18 — створка подпитки; 19 — обшивка; 20 — канал воздухозаборника; 22 — коллектор; 23 — носок воздухозаборника; 24 — окантовка; 25, 29, 36, 39 — кронштейны; 26 — ось; 27 — втулка; 28 — пружина; 30 — отверстия для выхода воздуха из коллектора; 31 — вырезы для выхода воздуха в камеру; 32 — камера; 33 — трубопровод; 34 — уплотнительное кольцо; 35 — прижим; 37 — гайка; 35, 41 — болты; 40 — обечайка; 42 — фланец.

Канал воздухозаборника состоит из поперечного набора, профилей жесткости и обшивки, склепанных между собой. Канал крепится винтами и анкерными гайками к шп. № 1 и заклепками к шп. № 5.

По стыку канала воздухозаборника с двигателем предусмотрен кольцевой зазор $6,5^{+3,5}_{-2,5}$ мм, который перекрыт резиновым уплотнительным кольцом 34, закрепленным на переходном кольце воздухозаборника.

Переходное кольцо с помощью болтов 41 крепится к фланцу 42 входного направляющего аппарата двигателя. Оно состоит из обечайки 40, кронштейнов 36 и 39, прижима 35, уплотнительного кольца 34 и ушковых болтов 38. С помощью ушковых болтов кольцо 34 передвигается поступательно и обеспечивает герметизацию стыка двигателя с каналом воздухозаборника.

Носок пилона по форме повторяет профиль носка крыла и состоит из обшивки, подкрепленной изнутри диафрагмами. Носок пилона отделен от гондолы противопожарной перегородкой, выполненной из листа сплава титана.

Средняя часть гондолы двигателя находится между шп. № 6 и 22. Поперечный набор ее состоит из шпангоутов, продольный набор — из трех балок: двух нижних и боковой. К продольному и поперечному набору крепится обшивка. В состав средней части гондолы входят крышки люков и средняя часть пилона.

Все шпангоуты средней части гондолы, за исключением шп. № 6, 11, 16, 22, по форме представляют собой часть окружности, нижняя часть которой отсутствует, так как внизу гондолы имеется вырез под крышки. Шп. № 11 и 16 имеют нижнюю съемную часть. Нижние съемные части шпангоутов с помощью легкоъемных стопорных шпилек соединяются с ответными кронштейнами на основной части шпангоута. На съемной части шпангоута, обращенной к крышке нижнего люка, имеется резиновая окантовка.

Шп. № 12 и 22 являются силовыми, на них установлены кронштейны крепления двигателя и узлы стыка гондолы с фюзеляжем. Эти шпангоуты состоят из двух частей: клепаной части 11 (рис. 1.2), выполненной из двух тавровых профилей и стенки, и штампованной части 4, 8.

Шп. № 22 имеет нижнюю съемную часть. На нем имеются кронштейны с шарнирными подшипниками, к которым крепятся продольные балки хвостовой части гондолы.

Нижние балки 14 (см. рис. 1.1) служат для окантовки выреза люка внизу гондолы и крепления на них откидных крышек 15.

Боковая балка 7 (см. рис.1.2) закреплена своими концами на шп. № 12 и 22 и воспринимает усилия от тяги двигателя. На балке закреплены два кронштейна — у шп. № 12 и 22. К этим кронштейнам шарнирно крепятся подкосы 5, вторые концы которых шарнирно соединены с кронштейнами шп. № 12 и 22. Подкос представляет собой стальную трубу, к которой с обеих сторон приварены вилки. Усилия от тяги двигателей через подкосы и кронштейны шп. № 12 и 22 передаются с балки на фюзеляж.

Для подхода к двигателю и к агрегатам других систем, находящимся в гондоле, сверху и с боков в средней части гондолы имеются лючки, закрытые крышками с винтовыми замками, а снизу находятся откидные крышки 15 (см. рис. 1.1)—три внутренних и три внешних, закрепленные на специальных шарнирах.

Каждая крышка в открытом положении удерживается штангой. При этом нижний конец штанги с наконечником устанавливается в паз с пружинным упором на профиле шпангоута. Чтобы вынуть наконечник из паза, необходимо нажать на выступающий язычок наконечника. При закрытии крышки штанга складывается вдоль крышки и удерживается пружинным замком. Штанга представляет собой дуралюминовую трубу, к концам которой приклепаны стальные наконечники.

Нижние части внутренних и внешних крышек в закрытом положении соединяются между собой с помощью натяжных замков 16.

Для облегчения закрытия натяжных замков внутренние крышки в закрытом положении крепятся с помощью кронштейнов и шпилек со специальными фиксирующими стопорами к соответствующим шпангоутам. Внутренние крышки закрываются первыми.

После закрытия внутренних крышек закрываются внешние крышки и соединяются с внутренними крышками натяжными замками.

Средняя часть пилона 5 по форме представляет собой профиль аналогичный профилю межлонжеронной части крыла. Средняя часть пилона состоит из верхней и нижней обшивок, подкрепленных диафрагмами, и стенки. Она отделена от средней части гондолы противопожарной перегородкой из листа сплава титана.

Хвостовая часть гондолы включает в себя три продольных балки 13 и 14, три крышки реверса 12, задний кок 10 со стекателем 11 и хвостовую часть пилона 8.

В хвостовой части между шп. № 22 и 26 сверху и снизу имеются открытые люки для решеток реверса двигателей.

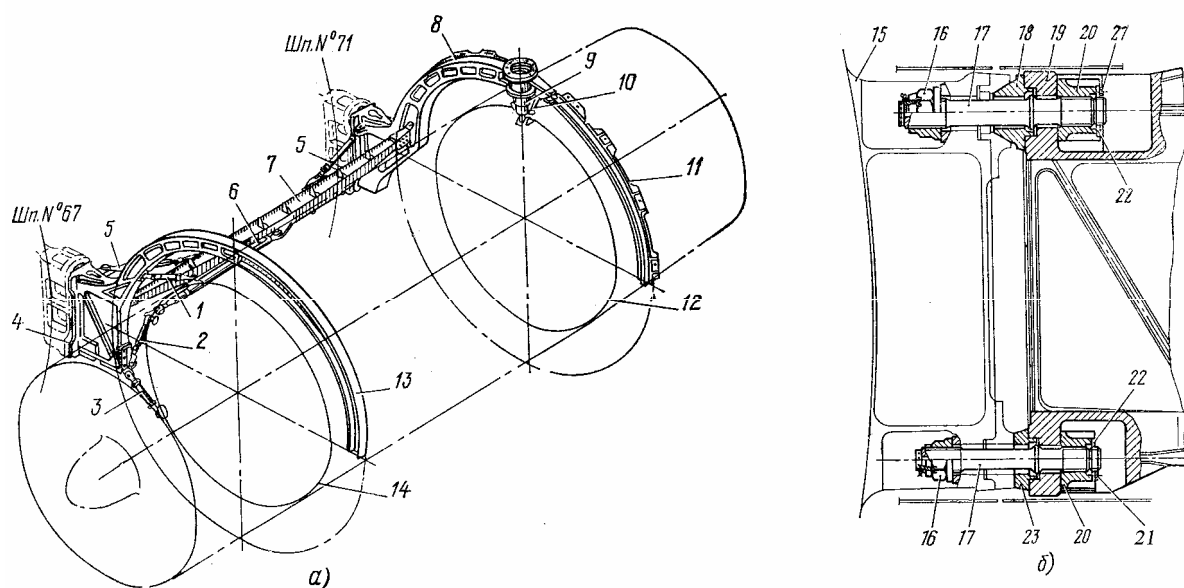


Рис. 1.2. Схема крепления гондолы к фюзеляжу и двигателя в гондole:

а — силовая схема; б — узел крепления гондолы к фюзеляжу;

1 — подкос № 1; 2 — подкос № 2; 3 — подкос № 3; 4 — штампованная часть шп. № 12; 5 — подкосы боковой балки; 6 — подкос № 4; 7 — боковая балка; 8 — штампованная часть шп. № 22; 9 — подкос № 5; Ю — подкос № 6; 11 — клепаная часть шп. № 22; 12, 14 — плоскость крепления двигателя; 13 — клепаная часть шп. № 12; 15, 19 — шпангоут; 16, 20 — гайка; 17 — болт; 18 — конус; 21 — винт; 22 — пластина; 23 — втулка

Продольные балки являются основными силовыми элементами конструкции. Они окантовывают вырезы под люки и передают нагрузки с хвостовой части гондолы на среднюю. Силовым элементом балки является замкнутый профиль, представляющий собой в сечении коробку, к которой через промежуточные профили приклепана внешняя обшивка гондолы. На каждой балке с помощью болтов закреплены два кронштейна, относительно которых поворачиваются крышки люков. Со стороны открытых люков для решеток реверса тяги двигателей с помощью кронштейнов закреплен герметизирующий профиль. Герметизирующие профили окантовывают открытые люки от шп. № 22 до № 27. Они препятствуют попаданию внутрь гондолы атмосферных осадков и выхлопных газов из реверсивного устройства. Герметизирующий профиль сделан из резины и оклеен двойным слоем капронового полотна.

К концам балки приклепаны кронштейны, с помощью которых балки шарнирно крепятся к шп. № 22 средней части гондолы и к шп. № 27 заднего кока гондолы.

Крышки 12 хвостовой части гондолы предназначены для обеспечения доступа к агрегатам двигателя, в частности, к механизму управления реверсом тяги. Обрез каждой

крышки в районе решетки реверса имеет герметизирующий продольный профиль, аналогичный герметизирующему профилю на балках. Таким образом, люки для решеток реверса со всех четырех сторон имеют герметизацию. В районе шп. № 27 на верхней крышке имеется штанга, с помощью которой крышка удерживается в открытом положении. При закрытом положении крышки штанга складывается вдоль крышки и удерживается в этом положении пружинным замком. Крышки крепятся к гондоле с помощью винтовых замков. На головках винтов замков и на обшивке гондолы нанесены красной эмалью риски. В закрытом положении замка риска на головке винта должна совпадать с риской на обшивке.

Задний кок состоит из шпангоутов и обшивки и соединен с тремя продольными балками хвостовой части гондолы.

Помимо соединения с балками, на самолетах первых выпусков задний кок тремя тягами присоединен к двигателю. На шп. № 28 установлено три кронштейна с амортизаторами. Амортизатор гасит колебания двигателя. Он состоит из двух стальных втулок, между которыми завулканизирована резина. Кронштейны с амортизаторами соединены с двигателем при помощи регулируемой тяги, состоящей из винта и двух вилок. При демонтаже двигателя задний кок снимается вместе с двигателем.

На самолетах последних выпусков задний кок крепится не к двигателю, а с помощью трех тяг крепится к двум кронштейнам, установленным на пилоне фюзеляжа. Соединение тяг с коком осуществлено через два кронштейна, закрепленные на внешней стороне шп. № 27. Тяги нерегулируемые по длине. Верхняя тяга имеет ухо с двумя отверстиями. Одно служит для соединения с кронштейном на пилоне, а другое — для крепления тяги, второй конец которой соединен с нижним кронштейном на коке гондолы.

Стекатель хвостовой части гондолы служит для изоляции поверхности пилона и фюзеляжа от выхлопной струи двигателя. Он покрыт жаропрочной листовой сталью.

Крепление гондолы к фюзеляжу осуществляется по узлам силовых шпангоутов № 12 и 22 гондолы и ответным узлам на шп. № 67 и 71 фюзеляжа. Стыковочные узлы находятся внутри пилона. На шп. № 12 и 22 имеются по два стыковочных узла — один верхний и один нижний (см. рис. 1.2). Верхние стыковочные узлы на каждом шпангоуте имеют конусное соединение, стянутое болтом 17 и гайками 16, 20. Конус 18 закреплен четырьмя болтами на шпангоуте 19 и входит в ответное отверстие на шпангоуте фюзеляжа.

В нижних стыковочных узлах соединение осуществлено по втулкам 23, стянутым болтами 17 и гайками 16, 20. На шпангоуте фюзеляжа имеется ответная втулка.

Гайки 20 контрятся с помощью пластин 22. Соединение пластины с болтом 17 осуществлено с помощью эвольвентного зубчатого соединения. Пластина с помощью двух винтов 21 соединена с гайкой 20. Винты 21 контрятся проволокой.

Гайки 16 также контрятся проволокой на болтах 17.

Гайки, конус и втулка изготовлены из стали. Гайки 20 имеют цилиндрическую поверхность, которой они контактируют с ответной цилиндрической поверхностью в колодцах шп. № 12 и 22. Это предотвращает их поворачивание вокруг оси болта при его затягивании.

Особенности технического обслуживания гондол двигателей. В связи с тем, что гондолы расположены высоко, необходимо особое внимание уделять состоянию стремянок, трапов и подъемных механизмов, с помощью которых осуществляется доступ к точкам осмотра.

Гондолы двигателей необходимо регулярно осматривать в течение всего периода эксплуатации.

Внешним осмотром проверить воздухозаборники. Убедиться в отсутствии ослабленных заклепок внутренней обшивки воздухозаборника и внутренних винтов крепления носка воздухозаборника.

В осенне-зимний и весенний периоды при неустойчивой погоде и температуре наружного воздуха +5°C и ниже убедиться, что в каналах воздухозаборников нет снега или влаги. При наличии снега или влаги удалить их, а каналы просушить горячим воздухом.

Проверить надежность крепления винтовыми замками боковых, верхних и нижних крышек люков подхода к агрегатам реверса. Проверку каждого замка производить поочередно. Для этого надо закрыть его, после чего открыть на полтора оборота (остальные замки должны быть открыты) и, покачивая крышку, убедиться, что замок самопроизвольно не открывается. Проверку исправности замков нижней крышки производить по величине износа двух первых витков винта, диаметр которых должен быть не менее 11,5 мм.

Осмотреть створки подпитки. Убедиться в их работоспособности. Проверить прилегание окантовок створок к внутреннему контуру каркаса gondoly. Местный зазор должен быть не более 1 мм. Западание или выступание створок относительно внешнего контура gondoly допускается не более 0,5 мм. В случае деформации окантовок заменить их.

Между срезами патрубков сброса воздуха из привода постоянных оборотов и стартера и фланцами сброса на крышках gondoly следы чеканки и наклепа патрубков о фланцы не допускаются. Если производилось снятие gondoly, то при ее установке необходимо поверхность конуса стыковочного узла смазать смазкой ЦИАТИМ-201.

Шарнирные подшипники крепления крышек люков, продольных балок хвостовой части gondoly периодически должны смазываться смазкой ЦИАТИМ-203.

1.3. КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для установки на самолет двигатель имеет передние и задние узлы крепления. Передние узлы крепления расположены на силовом поясе средней опоры двигателя. Задний узел крепления расположен на силовом поясе задней опоры двигателя.

Каждый узел переднего крепления двигателя представляет собой кронштейн (цапфу подвески двигателя) 25 (рис. 1.3), закрепленный на корпусе двигателя болтами 26. На кронштейне имеется конус с цилиндрической резьбой на конце.

Двигатели поставляются подготовленными для установки в левую gondoly. Для установки двигателя в правую gondoly или в фюзеляж необходимо произвести перестановку цапф переднего крепления двигателя в соответствии с местом его установки. Перестановку можно производить также на двигателе, снятом с самолета.

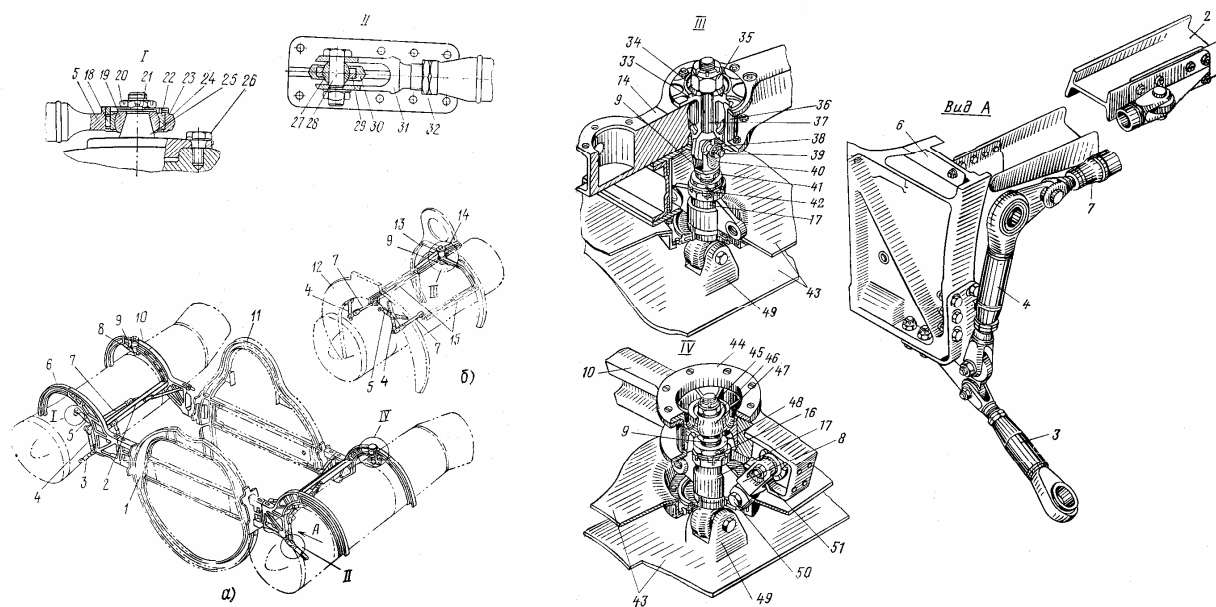


Рис. 1.3. Крепление двигателей
а — в gondолах; б — в фюзеляже;

I — узел крепления подкоса к двигателю; II — узел крепления подкоса к шпангоуту; III — заднее крепление двигателя в фюзеляже; IV — заднее крепление двигателя в gondоле;
1, 11, 12, 13 — шпангоут фюзеляжа; 2, 14, 15 — балка; 3 — подкос; № 3; 4 — подкос; № 2; 5 — подкос; № 1; 6 — шп. № 12 gondолы; 7 — подкос № 4; 8 — подкос № 6; 9 — подкос № 5; 10 — шп. № 22 gondолы; 16, 21, 34, 42, 46 — шайба; 17, 30 — кронштейн; 18 — штифт; 19, 27, 47 —

сферический вкладыш; 20,22,32,35,41,45,48— гайка; 23— контровка гайки; 24, 29— обойма; 25— цапфа; 26, 28, 39, 50, 51— болт; 31— вилка; 33,44— опора; 36— стакан; 43— двигатель; 49— проушина

Задний узел крепления двигателя на самолете расположен в плоскости симметрии двигателя. Его проушина 49 закреплена на силовом поясе задней опоры двигателя; в ней находится сферический подшипник, который обеспечивает шарнирное закрепление заднего узла на двигателе. С проушиной шарнирно соединен кронштейн 17, который имеет два ушка с отверстиями.

Система крепления внешних двигателей симметрична относительно вертикальной плоскости самолета. Крепятся двигатели в гондолах и фюзеляже с помощью подкосов. В гондолах подкосы шарнирно закреплены на силовых шпангоутах № 12 и 22 и силовой балке 2.

Переднее крепление двигателя в гондоле осуществляется подсоединением подкосов № 1, 2, 3, 4 к трем узлам двигателя.

Заднее крепление двигателя в гондоле осуществлено с помощью подкосов № 5 и 6.

Такая схема крепления двигателя с помощью подкосов обеспечивает свободное температурное расширение корпуса двигателя, быструю замену двигателя и удобный доступ к его узлам и агрегатам.

Подкос № 1 (рис. 1.4) крепления двигателя в гондоле представляет собой узел сварной конструкции. К стальной трубе 3 с одной стороны приварен штампованный стальной наконечник 4. В него запрессована шаровая обойма 7, внутри которой находится шаровой вкладыш 8 с конусным отверстием. Конусное отверстие предназначено для установки подкоса на цапфу двигателя. Обойма контрится штифтом 9 и затягивается гайкой 5 с тем, чтобы предотвратить ее проворачивание внутри наконечника. Гайка 5 контрится двумя заклепками 6. Сферическое соединение обоймы с вкладышем позволяет компенсировать монтажные отклонения и перекосы, а также разницу в температурных расширениях двигателя и конструкции самолета.

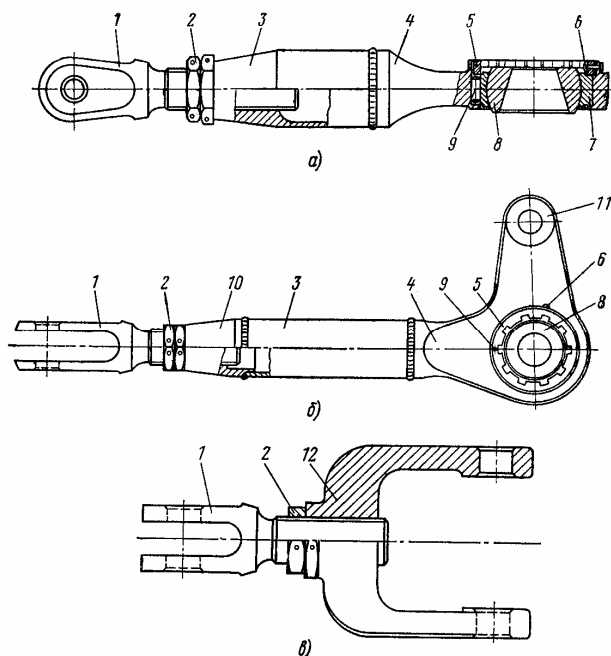


Рис. 1.4. Подкосы крепления двигателя:

а — подкос № 1; б — подкос № 2; в — подкос № 6;

1 — вилка; 2, 5 — гайка; 3 — труба; 4 — наконечник; 6 — заклепка; 7 — обойма; 8 — вкладыш; 9 — штифт; 10 — стакан; 11 — отверстие; 12 — скоба

С другой стороны подкоса в трубу 3 ввинчена резьбовая вилка 1. Вилка контрится гайкой 2. Для удобства затягивания контргайки конец трубы выполнен в виде гайки. Ввинчиванием или вывинчиванием резьбовой вилки достигается регулировка длины подкоса.

Все детали подкоса выполнены из высокопрочной стали. Внутренняя поверхность подкоса, кроме резьбы, грунтуется грунтом АЛГ-14. Наружная поверхность красится черной эмалью.

Подкос № 1 крепления двигателя в гондole соединяется с цапфой двигателя наконечником со сферическим вкладышем. Соединение контрится гайкой 20 (см. рис. 1.3). Вторым своим концом подкос крепится к кронштейну 30, закрепленному на шп. № 12. В кронштейн 30 завальцована обойма 29 шарнирного подшипника. Крепление подкоса № 1 к двигателю и конструкции самолета является типовым для крепления подкосов переднего крепления двигателя.

Подкос № 2 (см. рис. 1.4) по конструкции аналогичен подкосу № 1 за исключением того, что штампованный наконечник 5 имеет ухо с отверстием 11. Это ухо предназначено для подсоединения к нему подкоса № 4. Вилка 1 подкоса ввернута в стакан 10, приваренный к трубе 4.

Крепится подкос № 2 к цапфе двигателя, расположенной выше его горизонтальной оси. Второй конец подкоса крепится к кронштейну силового шпангоута № 12 гондолы. Крепление подкоса № 2 к двигателю и шпангоуту аналогично креплению подкоса № 1.

Подкос № 3 по своей конструкции полностью аналогичен подкосу № 1 и отличается от него только своей длиной. Подкос крепится к узлу двигателя, расположенному ниже его горизонтальной оси и к кронштейну на шп. № 12 гондолы.

Подкос № 4 отличается от подкоса № 1 тем, что вместо штампованного наконечника к трубе приварена вилка. С помощью вилки, ввернутой на резьбе в трубу подкоса с противоположной стороны, подкос соединен с ухом подкоса № 2. Другой вилкой (нерегулируемой) подкос соединен с кронштейном на продольной балке 2 (см. рис. 1.3).

Подкос № 5 заднего крепления двигателя в гондole представляет собой болт, выполненный из высокопрочной стали. Нижний конец болта ввернут в кронштейн 17 заднего узла крепления двигателя и контрится гайкой 48. Верхний конец болта выполнен в виде конуса и вставлен в коническое отверстие сферического вкладыша 47, шаровой опоры 44, закрепленной на силовом шпангоуте № 22 гондолы. Верхний конец подкоса во избежание осевых перемещений фиксируется гайкой 45.

Подкос № 5 должен быть ввернут в кронштейн 17 так, чтобы перекрывалось центральное отверстие в кронштейне.

Подкос № 6 представляет собой тягу, состоящую из двух звеньев — вилки 1, ввернутой в скобу 12 (см. рис. 1.4). Резьбовое соединение вилки со скобой контрится гайкой 2. Вилка с помощью болта 50 (см. рис. 1.3) соединена с кронштейном, установленным на двигателе. Скоба подкоса болтом 51 через распорную втулку, вставленную в сферический подшипник кронштейна на шп. № 22 гондолы, соединена с этим кронштейном.

Все подкосы крепления двигателя в правой и левой гондолах взаимозаменяемы.

В фюзеляже подкосы крепления двигателей шарнирно закреплены на шп. № 77 и 81 и силовых балках 14, 15. Переднее крепление двигателя в фюзеляже осуществлено с помощью подкосов № 1, 2, 4. Отличие системы подкосов переднего крепления двигателя в фюзеляже от системы подкосов крепления двигателя в гондole объясняется тем, что в гондолах используются узлы крепления только на одной стороне двигателя (обращенной к фюзеляжу), а в фюзеляже используются два узла крепления двигателя, расположенные выше его горизонтальной оси по обе стороны от вертикальной плоскости, и узел, расположенный выше его горизонтальной плоскости на левой (по полету) стороне.

Подкосы № 1, 2, 4 крепления двигателя в фюзеляже по конструкции аналогичны соответственно подкосам № 1, 2, 4 крепления двигателя в гондole и отличаются от них только длиной. Поэтому эти подкосы не взаимозаменяемы. Подкос № 1 крепления

двигателя в фюзеляже соединен с цапфой двигателя, расположенной на нем слева по полету. Второй коленец подкоса крепится к кронштейну на шп. № 77.

Крепление двигателя в фюзеляже имеет два подкоса № 2. Подкосы крепятся к тем же цапфам двигателя, что и подкосы № 2 в гондоле. Вторые концы подкосов № 2 соединены болтами с кронштейнами на шп. № 77.

Подкос № 4 с помощью вилки крепится к уху подкоса № 2. Вилкой (нерегулируемой) подкос соединен с кронштейном, закрепленным на шп. № 78.

Заднее крепление двигателя в фюзеляже осуществлено с помощью подкоса № 5.

Подкос состоит из двух звеньев. Нижнее звено ввернуто в кронштейн 17 узла заднего крепления двигателя и контрится гайкой 41. Верхний конец нижнего звена подкоса имеет вилку. Верхнее звено 37 вставлено в стальной стакан 36 фланца 38, закрепленного на продольной балке 14, расположенной между шп. № 80 и 82.

Нижний конец верхнего звена имеет ухо с шарнирным подшипником. Оба звена — верхнее и нижнее — соединены между собой болтовым соединением 39.

Нижнее звено подкоса № 5 должно быть ввернуто в кронштейн 17 так, чтобы перекрывалось центральное отверстие в кронштейне.

Крепление двигателя в фюзеляже не имеет подкосов, аналогичных подкосам № 3, 6 крепления двигателя в гондоле.

Так как все подкосы крепления двигателя в гондоле и фюзеляже регулируемые по длине, а подкос № 5 крепления двигателя в гондоле может ввертываться или вывертываться из кронштейна на двигателе, то положение двигателя может регулироваться изменением длин подкосов.

Изменение длины подкосов № 1 и 6 в гондоле и подкоса № 1 в фюзеляже смещает двигатель в горизонтальной плоскости. Изменение длины подкоса № 2 и ввертывание (вывертывание) подкоса № 5 кронштейна двигателя перемещает двигатель в вертикальной плоскости.

При монтаже и демонтаже двигателя подкосы не снимаются с самолета. Они отсоединяются от двигателя и, благодаря наличию сферических подшипников в узлах крепления на конструкции гондол и фюзеляжа, разводятся в стороны.

Особенности технического обслуживания крепления двигателей. Осмотреть подкосы и узлы крепления их к двигателю и к конструкции самолета. Трещины, коррозия, деформации не допускаются. Контровка гаек не должна быть нарушена. Ослабление узлов крепления подкосов к каркасу гондолы и к двигателю не допускается. При осмотре подкосов убедитесь, что контрольные отверстия регулируемых наконечников перекрыты, а контргайки надежно затянуты и законтрены проволокой.

В случае появления коррозии на деталях узлов крепления двигателей необходимо удалить ее и восстановить лакокрасочное покрытие. При отсутствии лакокрасочного покрытия место, с которого удалена коррозия, покрыть тонким слоем смазки ЦИАТИМ-203.

При монтаже двигателя гайка крепления подкоса № 5 к шаровой опоре должна быть затянута тарированным ключом с моментом 2850 ± 285 кгс·см. Затяжку гаек крепления подкосов № 1, 2, 3 к двигателю производить тарированным ключом с моментом 850_{-100}^{+200} кгс·см.

Правильное положение двигателя определяется следующими параметрами:

— величина зазора А для двигателя в гондоле (см. рис. 1.1) должна быть $6,5_{-2,5}^{+3,5}$ мм, для двигателя в фюзеляже — в пределах 6 ± 2 мм;

— допускаемая величина ступеньки Б по потоку — не более 3 мм,

— против потока — не более 2 мм для двигателя в гондоле и, соответственно, не более 7 мм и 2 мм для двигателя в фюзеляже;

— величина ступеньки по разьему хвостовой части пилона не должна превышать ± 4 мм;

— величина зазора между гондолой и двигателем — не менее 10 мм по контуру;

— зазор между стекателем и наружным контуром сопла двигателя в гондоле должен быть не менее 40 мм;

— величина зазора между задним стекателем фюзеляжа и двигателем должна быть не менее 20 мм по контуру.

Все болты, цапфы и шарнирные подшипники системы крепления двигателей при установке двигателя на самолет смазываются смазкой ЦИАТИМ-203.

1.4.УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯМИ

Управление двигателями позволяет осуществлять запуск их на земле и в полете, ложный запуск, холодную прокрутку, прекращение запуска, нормальный и аварийный останов двигателей, управление режимами работы двигателей и управление реверсом тяги двигателей.

Системы запуска двигателей на земле и в полете, ложного запуска, прекращения запуска, холодной прокрутки двигателя отнесены к конструкции двигателя и в данной книге не рассматриваются. Ниже рассматривается управление двигателями, включающее в себя две системы: систему управления режимами работы двигателей и реверсом и систему управления остановом двигателей.

Система управления режимами работы двигателей и реверсом тяги обеспечивает управление величиной прямой и обратной тяги каждого в отдельности двигателя.

Система управления остановом двигателей обеспечивает останов каждого в отдельности двигателя.

Система управления режимами работы

Управление режимами работы двигателей и реверсом тяги двигателей сводится к управлению положением рычагов насосов — регуляторов НР-8-2У (НР-8-2) на двигателях, которые обеспечивают автоматическую подачу топлива к форсункам двигателя в количестве, необходимом для поддержания заданного режима на прямой и обратной тягах. Для каждого двигателя имеется отдельная система управления рычагом насоса-регулятора. Система управления каждого двигателя состоит из рычага управления двигателем (РУД) 1 (рис. 1.5), расположенного на среднем пульте пилотов рычага 8 управления двигателем, расположенного на пульте бортинженера, и проводки управления.

Проводка управления предназначена для передачи перемещений рычагов управления двигателем на рычаг насоса-регулятора.

Проводка управления двигателем смешанная: рычаги пульта пилотов и пульта бортинженера соединены жесткой проводкой; на участке от начального ролика 3 у пульта пилота до конечного ролика 20 проводка тросовая; от конечного ролика 20 до рычага 16 насоса-регулятора проводка управления жесткая; подсоединение исполнительного механизма автомата тяги 23 к проводке управления осуществляется с помощью жесткой проводки 36.

Тросовая проводка состоит из тросов 14, направляющих роликов 5, 12, редукционных роликов 10, регулятора натяжения 11, начального 3 и конечного 20 роликов, герметических выводов 15.

Жесткая проводка состоит из тяг 2, 4, 6, 24, 28, 29, 30 и качалок 5, 19, 26, 32.

В проводку управления двигателем входят объединенные компенсационные узлы 17.

Пульт пилотов состоит из каркаса, сектора управления двигателями и ограничительной скобы. Каркас пульта образуют крышка 1 и корпус 15 (рис. 1.6). Крышка корпуса включает левую и правую боковины, отштампованные из листового материала, и литые кронштейны. Боковины крепятся к кронштейнам с помощью винтов.

Между кронштейнами имеются щели, через которые проходят рычаги управления двигателями. Кронштейны болтами крепятся к литому корпусу 15. На крышке пульта имеется трафарет с указанием «Взлетный режим» и «Малый газ».

Сектор управления двигателями объединяет три рычага 5, 6, 7 управления двигателями и две стальные качалки 20, свободно насаженные на ось 16. Ось своими концами вставлена

в отверстия на боковых стенках корпуса пульта и зафиксирована болтом 18, крепящим ее к корпусу.

Рычаги имеют ручки из белой пластмассы, на которых сверху выгравированы и заполнены черной эмалью индексы Г1, Г2, Г3. Индекс «Г» обозначает «Газ», цифры 1, 2, 3 обозначают номер двигателя. В ручках рычагов управления двигателями № 1 и 3 установлены кнопки 8 отключения исполнительного механизма автомата тяги, который входит в комплект автоматической бортовой системы управления самолетом АБСУ-154.

На рычагах управления двигателями Г1 и Г3 имеются рычаги управления реверсом 2. Рычаг управления реверсом имеет пластмассовую головку, на которой имеется надпись «Реверс».

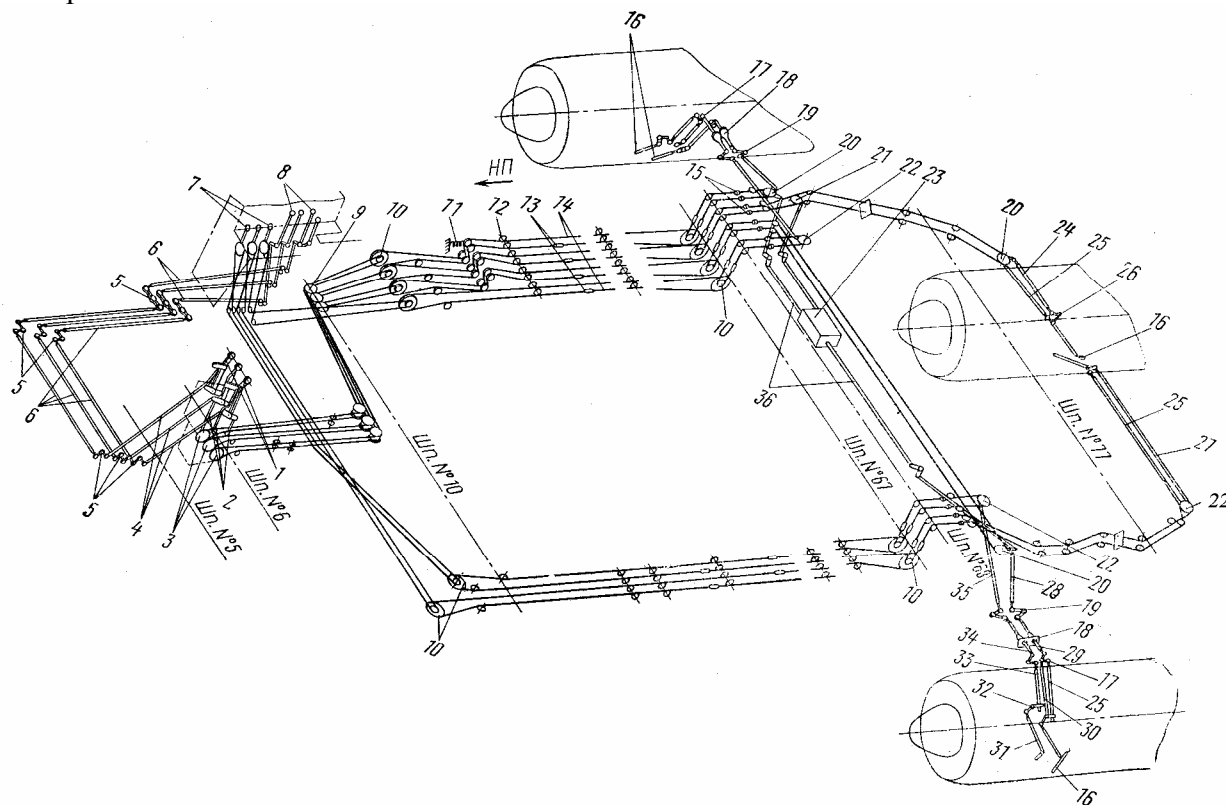


Рис. 1.5. Система управления двигателями и остановом:

1 — рычаги управления двигателями на пульте пилотов; 2, 4, 6, 24, 28, 29, 30 — тяга проводки (управления двигателями; 3 — начальный ролик; 5, 19, 26, 32 — качалка; 7 — рычаги управления остановом; 8 — рычаги управления двигателями на пульте бортинженера; 9, 12, 21 — направляющий ролик; 10 — редукционный ролик; 11 — регулятор натяжения тросов; 13 — тандер; 14 — трос; 15 — герметический вывод; 16 — рычаги управления двигателем и стоп-краном на насосе-регуляторе; 17 — объединенный компенсационный узел; 18 — чехлы; 20 — конечный ролик системы управления двигателем; 22 — конечный ролик системы управления остановом двигателя; 23 — исполнительный механизм автомата тяги; 25 — компенсационная тяга; 27, 31, 33, 34, 35 — тяга проводки управления остановом двигателей; 36 — тяга подключения исполнительного механизма автомата тяги

Рычаг реверса поворачивается вокруг оси 27, закрепленной на рычаге управления двигателем, и шарнирно соединен с тягой 19 осью 28. Тяга 19 соединена с качалкой 20, к которой подсоединены тяги 17 и 22. Тяга 17 соединена с начальным роликом тросовой проводки управления двигателями. Тяга 22 является тягой проводки связи между рычагами управления двигателями пультов пилотов и бортинженера.

Тяга 19 при выключенном реверсе обеспечивает жесткую связь РУД с качалкой 20. При повороте РУД вместе с ним поворачивается качалка 20 и через тяги 17 и 22 передается движение соответственно проводке управления и на пульт бортинженера.

Реверс двигателей осуществляется поворотом рычага реверса вверх. Для исключения возможности включения реверса на режимах выше режима малого газа имеется блокировочный механизм, включающий в себя серьгу 14 с двумя роликами, закрепленную шарнирно на тяге 19, и ограничительную скобу 10, закрепленную на корпусе 15 пульта. Ролики серьги представляют собой бронзовые втулки, насаженные на стальную ось.

Если РУД находится не в положении «Малый газ», то рычаг реверса нельзя повернуть на включение реверса, так как ролики серьги будут упираться в поверхность скобы, и тем самым будут препятствовать перемещению тяги 19. Когда РУД будет в положении «Малый газ» и встанет на неподвижный упор 12, представляющий собой часть поверхности ограничительной скобы, то реверс может быть включен, так как ролики серьги войдут в паз скобы при перемещении тяги 19 и тем самым застопорят РУД на упоре малого газа. Однозначность взаимного положения РУД на режиме малого газа и паза скобы определяется тем, что ролики серьги перемещаются в пазах, сделанных на корпусе РУД. Ограничительная скоба стальная и крепится болтами 11 и 21 к корпусу 15. Отверстия под болты — овальные. Ушки, которыми скоба крепится к корпусу болтами 11, имеют рифление. Овальные отверстия и рифление необходимы для регулирования положения упора малого газа и, следовательно, включения реверса. Максимальное отклонение рукоятки управления реверса на его включение ограничивается регулируемым упором 4, представляющим собой винт, ввернутый в верхнюю часть рычага управления двигателем.

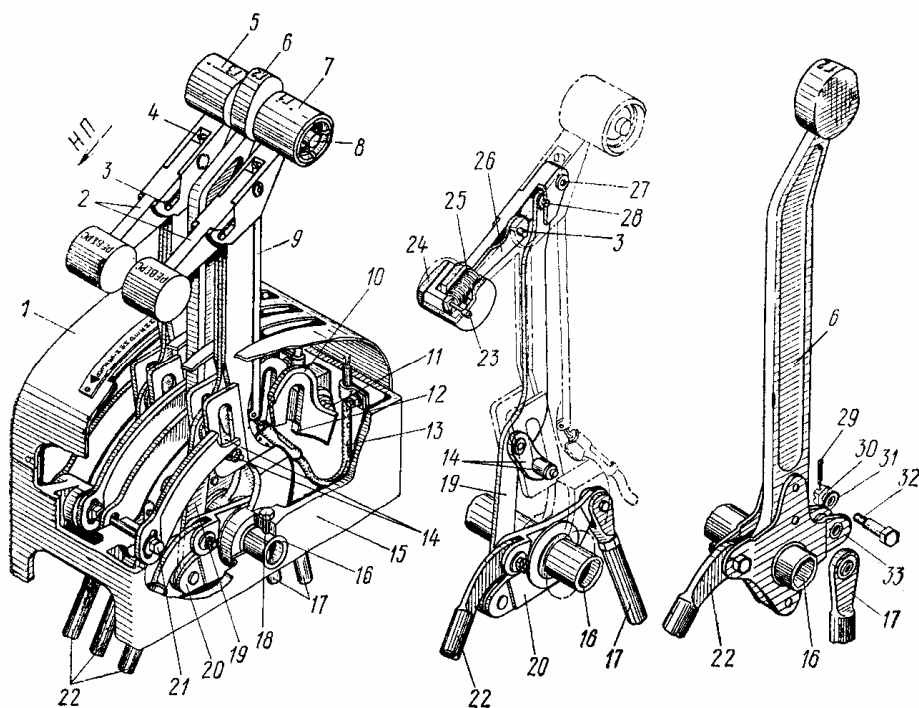


Рис. 1.6. Пульт пилотов:

1 — крышка; 2 — рычаги управления реверсом; 3 — фиксатор; 4, 12 — упор; 5, 6, 7 — рычаг управления двигателями; 8 — кнопка; 9 — кожух; 10 — скоба; 11, 18, 21, 32 — болт; 13 — электрожгут; 14 — серьга; 15 — корпус; 16 — ось; 17, 19, 22 — тяга; 20 — качалка; 23 — штифт; 24 — головка; 25 — пружина; 26 — шток; 27, 28 — ось; 29 — шплинт; 30 — гайка; 31 — шайба; 33 — щека

Для предотвращения случайного включения реверса, в частности, его включения с пульта бортинженера при установке РУД на малый газ, рычаг реверса в нижнем положении (реверс отключен) стопорится с помощью фиксатора 3, который входит в прорези рычага,

образующие крючки. Фиксатор жестко соединен со штоком 26, на который надета пружина 25. Пружина удерживает фиксатор на крючках. Шток с помощью штифта 23 соединен с ручкой рычага реверса. Для включения реверса необходимо ручку рычага реверса потянуть на себя до выхода фиксаторов из пазов крючка и затем повернуть рычаг реверса вверх до упора.

Так как двигатель № 2 не имеет реверса, то конструкция его РУД отличается от рычагов управления двигателями № 1 и 3. Рычаг 6 не имеет рычага управления реверсом. К нижней части рычага приклепаны стальные щечки 33, в отверстия которых запрессованы втулки. В полученные таким образом вилки вставляются и соединяются болтами с рычагом ушки тяг 17 и 22. Рычаги управления двигателями и реверсом тяги окрашены эмалью серого цвета.

Пульт бортинженера (рис. 1.7) состоит из каркаса, секторов управления двигателями и останова двигателей и тормозного устройства. Верхняя панель пульта — съемная и крепится на анкерных гайках. Стенки пульта имеют лючки. На верхней съемной панели имеются трафареты с указаниями о работе сигнализации и положении рычагов, с риской красного цвета для установки рычагов управления двигателями в среднее положение при регулировке системы управления.

Секторы управления двигателями и останова и рычаг тормозного устройства насажены на один общий стальной вал 29, закрепленный с помощью фланцев на боковых стенках пульта.

Сектор управления двигателями состоит из трех рычагов 3. Сверху рычага имеется ручка из белой пластмассы с индексами Г1, Г2, Г3. К нижней части рычага приклепан поводок из алюминиевого сплава, к которому шарнирно крепится тяга проводки связи с рычагами управления пульта пилотов. Через ступицы поводков проходит вал 29. Между рычагами на вал надеты текстолитовые прокладки 27. Для предотвращения проворачивания вокруг оси прокладки имеют удлиненную форму с отверстием, через которое проходит болт 28, закрепленный на корпусе пульта.

На каждом рычаге управления двигателями закреплены два кронштейна, к которым крепятся специальные ушковые болты с дуралюминовыми контактными роликами 9, 17.

Внутри пульта бортинженера расположены три концевых выключателя 16, которые должны обеспечить включение sireны при взлете с невыпущенными на взлетный угол закрылками. С противоположной стороны РУД находятся три концевых выключателя 8, обеспечивающие включение sireны при заходе на посадку с невыпущенными шасси при установке РУД в положение, соответствующее $95 \pm 2^\circ$ по лимбу. Срабатывание концевых выключателей происходит при их обжатии контактными роликами 9, 17.

Сектор останова состоит из трех рычагов управления остановом 2. Сверху рычагов управления остановом имеются ручки из белой пластмассы с индексами К1, К2, К3.

К рычагам останова приклепаны дуралюминовые ролики. К роликам крепятся тросы системы останова двигателей. В верхней части рычага имеется гашетка 19, связанная тягой с защелкой 20. В положении «Запуск» каждый рычаг 2 фиксируется защелкой 20, входящей в паз кронштейна 21 и удерживаемой в нем пружиной 18. Кронштейн 21 закреплен на пульте.

К рычагам останова приклепаны дуралюминовые ролики. К роликам крепятся тросы системы останова двигателей. В верхней части рычага имеется гашетка 19, связанная тягой с защелкой 20. В положении «Запуск» каждый рычаг 2 фиксируется защелкой 20, входящей в паз кронштейна 21 и удерживаемой в нем пружиной 18. Кронштейн 21 закреплен на пульте.

Для перевода рычага из положения «Запуск» в положение «Останов» необходимо повернуть гашетку 19 и, преодолевая усилие от пружины 18, вывести защелку из зацепления с кронштейном 21.

После этого можно повернуть рычаг. Между рычагами останова на вал надеты текстолитовые прокладки аналогичные прокладкам между РУД.

Тормозное устройство предназначено для фиксации РУД в заданном положении. В него входит рычаг 4, в ступицу которого вставлена стальная втулка 25, взаимодействующая со стальным фланцем 24 вала, закрепленным на стенке пульта.

Втулка 25 фиксируется относительно рычага 4 шпонкой. Ее торец, обращенный к фланцу 24, имеет форму винтовой поверхности. На ответной поверхности фланца имеется выступ. При повороте тормозного рычага 4 от себя выступ на фланце скользит по винтовой поверхности торца втулки, перемещая рычаг 4 вдоль оси вала 29 в сторону РУД. При этом сжимается свесь пакет рычагов управления и увеличивается трение между рычагами управления и прокладками. Так как рычаги управления находятся на части вала, диаметр которой меньше диаметра той части вала, где находятся ролики рычагов останова, то осевое перемещение рычагов управления при их затормаживании ограничивается этой частью вала и не передается на рычаги останова.

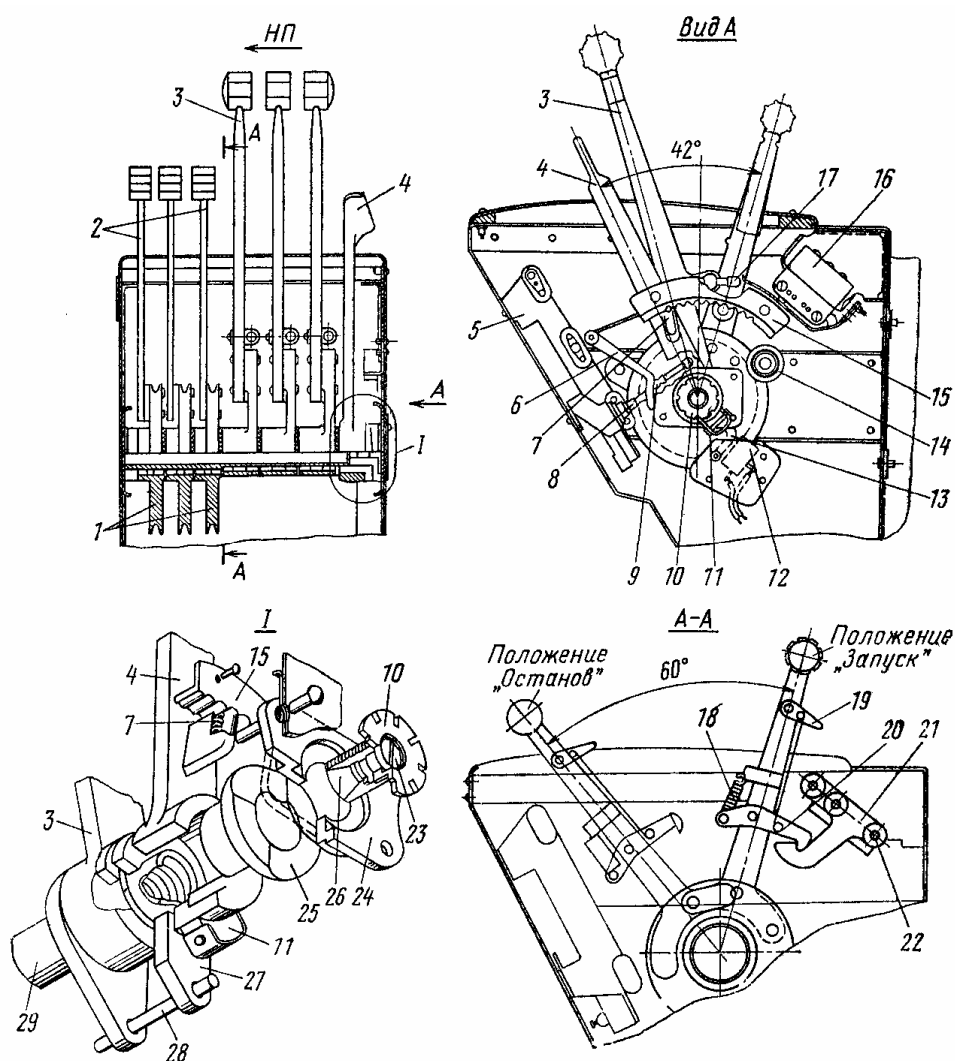


Рис. 1.7. Пульт бортового инженера:

1— ролик; 2— рычаги управления останова двигателей; 3— рычаги управления двигателями; 4— рычаг тормозного устройства; 5— панель концевых выключателей; 6, 13— рычаги; 7— кронштейн с шариком и пружиной; 8, 12, 16— концевой выключатель; 9, 17— контактные ролики; 10— цанговый болт; 11— кулачок; 14— поводок; 15— гребенка; 16— пружина; 19— гашетка; 20— защелка; 21— кронштейн; 22, 23, 28— болт; 24— фланец; 25— втулка; 26— конус; 27— прокладка; 29— вал

Для регулировки хода рычага тормозного устройства и, следовательно, величины сжатия пакета рычагов управления, в вал 29 ввинчен цанговый болт 10 с внутренней

конической поверхностью. В эту часть болта вставлен распорный конус 26. Распорный конус при помощи болта 23 контрит положение цангового болта. Вворачиванием или вывертыванием цангового болта 10 уменьшается или увеличивается зазор между текстолитовыми прокладками и рычагами, тем самым меняется величина хода рычага 4.

На рычаге тормоза имеется кронштейн 7, в котором находится шарик с пружиной. Шарик с пружиной в совокупности с секторной стальной гребенкой 15, закрепленной на каркасе пульта, образуют шариковый замок. Он фиксирует рычаг тормозного устройства в заданном положении.

В нижней части рычага тормоза имеется профилированным кулачок 11. При взаимодействии этого кулачка с концевым выключателем 12 обеспечивается отключение исполнительного механизма автомата тяги при заторможенном положении рычагов управления двигателями. Все рычаги пульта бортинженера окрашены эмалью серого цвета.

Тросовая проводка системы управления двигателями выполнена из тросов КСАН (канат стальной авиационный нераскручивающийся) диаметром 2,5 мм. Тросовая проводка начинается от начальных роликов 5 (см. рис. 1.5), соединенных жесткими тягами 2 с качалками секторов рычагов управления двигателями пульта пилотов. Начальные ролики закреплены на отдельном от пульта пилотов кронштейне, установленном на шп. № 6. От начальных роликов до роликов на шп. № 9 тросы идут по оси симметрии самолета. На шп. № 9 тросы переводятся на правый борт самолета и от шп. № 10 идут под полом пассажирской кабины до шп. № 67. На шп. № 67 тросы поднимаются вверх и через герметические выводы 15, установленные на днище шп. № 67.А, выходят из герметичной кабины на конечные ролики 20.

Конечный ролик 20 системы управления двигателем № 2 расположен у шп. № 78. Тросы управления двигателем № 2 от герметических выводов до конечного ролика идут по правому борту самолета. Тросы управления двигателем № 1 за герметическим выводом с помощью роликов меняют свое направление и переходят к левому борту фюзеляжа, где находится конечный ролик. На конечных роликах заканчивается тросовая проводка управления.

Для регулирования натяжения тросов и обеспечения возможности их демонтажа в проводке имеются тандерные соединения 13, которые расположены около шп. № 10, 11, 23, 25, 37, 60 и 67. Подход к ним осуществляется через люки в полу и в техническом отсеке.

На стандартных наконечниках заделки тросовой проводки имеется опознавательная маркировка: Г1А, Г1Б, Г2А, Г2Б, Г3А, Г3Б. Цифра маркировки указывает на номер двигателя, которым осуществляется управление с помощью данной проводки. При натяжении тросов Г1А, Г2А, Г3А тяга двигателей увеличивается. При натяжении тросов Г1Б, Г2Б, Г3Б тяга двигателей уменьшается.

Маркировка, аналогичная маркировке тросов, нанесена на кронштейны крепления роликов.

Заделка тросов на начальных, конечных и редукционных роликах осуществлена посредством обжатия троса специальной втулкой, которая вставлена в паз ролика.

Для предотвращения коррозии тросы оцинкованы и пропитаны антикоррозийным составом. С целью уменьшения вытяжки тросов в процессе эксплуатации перед установкой на самолет они подвергаются предварительной вытяжке.

Направляющие ролики служат для поддержания, предотвращения соприкосновения с элементами конструкции и для изменения направления тросов. Ролики изготовлены из текстолита. С целью уменьшения трения в корпусы роликов запрессованы латунные втулки с шарикоподшипниками закрытого типа. Для установки роликов применяются специальные кронштейны, в которых они крепятся группами. Кронштейны изготовлены либо литьем из сплава Мл5, либо из дуралюминовых профилей. В кронштейнах роликов имеются ограничители тросов.

Начальный и конечный ролики служат для перехода от одного вида проводки на другой. Начальные ролики расположены у шп. № 6 под пультом пилотов и обеспечивают переход с жесткой проводки на тросовую. Начальный ролик выполнен из алюминиевого

сплава. В его спице сделано отверстие под болт 2 (рис. 1.8) для крепления тяги 3. Тяга другим концом присоединена к качалке сектора управления РУД пульта пилотов.

Трос проводки управления закреплен на ролике с помощью двух шплинтов 5 и ограничителя 4, обжатого на тросе. Ограничитель в заделке не должен иметь люфта.

В ступицу ролика запрессованы два шарикоподшипника закрытого типа, между которыми вставлена распорная втулка.

На начальных роликах систем управления двигателями № 1 и 3 закреплены регулируемые болты с нажимными роликами 7. Ролики предназначены для включения концевых выключателей, обеспечивающих включение крана на выпуск внутренних интерцепторов при включении реверса двигателей. Все три начальных ролика закреплены на одном кронштейне из магниевого сплава МЛ5. Кронштейн и ролики окрашены эмалью темно-зеленого цвета. При помощи рисок, нанесенных черной эмалью на крайние ролики, и ответной риски на кронштейне, ролики устанавливаются в среднее положение при регулировке системы управления. Начальные ролики имеют ограничитель троса.

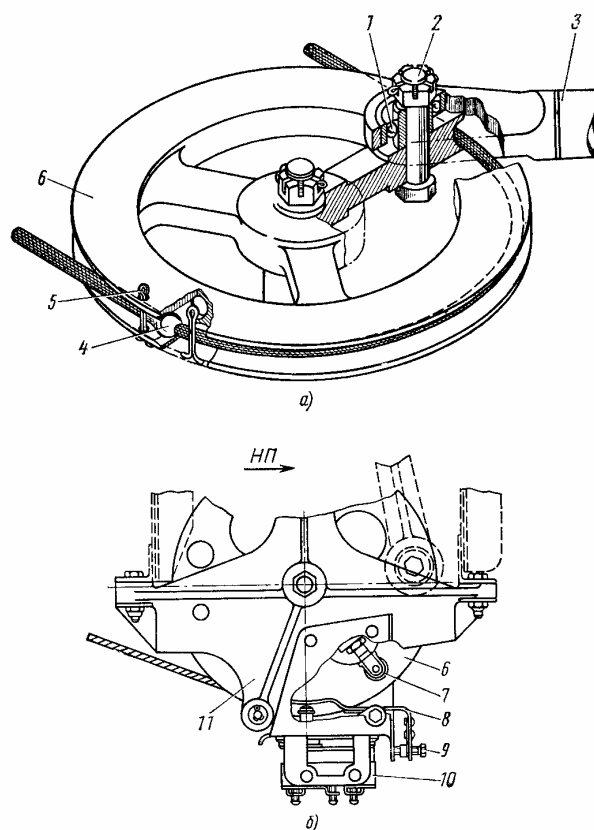


Рис. 1.8. Начальный ролик:

а — конструкция; б — установка;

1 — подшипник; 2 — болт; 3 — тяга; 4 — ограничитель; 5 — шплинт; 6 — ролик; 7 — нажимной ролик; 8 — планка; 9 — винт; 10 — концевой выключатель; 11 — кронштейн

Конечные ролики 20 (см. рис. 1.5) предназначены для перехода от тросовой проводки управления к жесткой. По своей конструкции конечные ролики аналогичны начальным роликам, за исключением того, что ступицы конечных роликов проводки управления двигателями № 1 и 3 увеличены по высоте и имеют вильчатые рычаги, к которым подсоединены тяги проводки от исполнительного механизма автомата тяги. Конечные ролики проводок управления двигателями № 1 и 3 установлены у шп. № 69.

Конечный ролик проводки управления двигателем № 2 является одновременно элементом компенсационного узла, расположенного у шп. № 78. Этот ролик (рис. 1.9) представляет собой конструкцию из двух секторов, разнесенных по высоте на одной ступице. В ступицу запрессованы два шарикоподшипника закрытого типа, между которыми имеется

распорная втулка. На каждом секторе имеется заделка троса. К нижнему сектору приклепан поводок 9. К поводку присоединяется тяга 10 управления двигателем.

Редукционные ролики предназначены для изменения хода тросовой проводки. Для уменьшения влияния вытяжки тросов и влияния люфтов, существующих в проводке на всей трассе, ход тросовой проводки на длине от шп. № 13 до шп. № 67 увеличен примерно в четыре раза. Такое увеличение хода тросовой проводки уменьшает влияние люфтов на точность работы системы управления примерно в четыре раза. У шп. № 13 установлены редукционные ролики 10 с передачей движения троса с ролика малого диаметра на ролик большего диаметра, что увеличивает соответственно ход тросовой проводки. У шп. № 67 установлены аналогичные ролики, но с обратной передачей движения.

Редукционный ролик представляет собой литую из алюминиевого сплава деталь, изготовленную так, что ролик малого диаметра и сектор большого диаметра представляют собой одно целое.

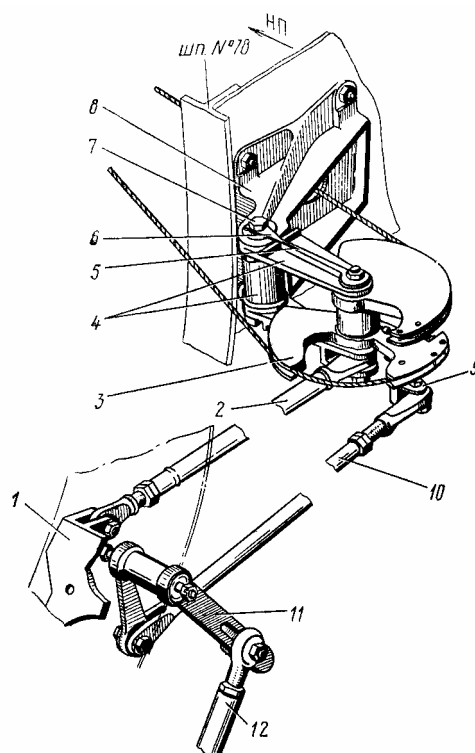


Рис. 1.9. Установка конечного ролика:

1— кронштейн на двигателе; 2— компенсационная тяга; 3— конечный ролик; 4— компенсационное звено; 5— риска; 6— стрелка; 7— ось звена; 8— кронштейн; 9— поводок; 10, 12— тяга; 11— качалка

Редукционный ролик вращается на двух шарикоподшипниках закрытого типа, запрессованных в него. Между шарикоподшипниками имеется распорная втулка.

Тросы закрепляются на ролике и на секторе с помощью ограничителей, которые обжимаются на тросах и заделываются в корпусе ролика. Ограничитель в заделке не должен иметь люфта. Трос на секторе имеет ограничитель его перемещения, установленный на кронштейне роликов.

Как у шп. № 13, так и у шп. № 67 редукционные ролики устанавливаются группами в общем кронштейне, отлитом из магниевого сплава МЛ15.

Ролики и кронштейны анодированы, покрыты грунтом АЛ Г-14 и окрашены эмалью темно-зеленого цвета. На крайних роликах и кронштейне имеются риски, нанесенные красной эмалью. Риски служат для установки роликов в среднее положение при регулировке системы управления двигателями.

Регулятор натяжения тросов предназначен для компенсации разницы температурных изменений длины фюзеляжа и проводки управления; с его помощью поддерживается требуемое натяжение тросов.

При изменении окружающей температуры от -60°C до $+60^{\circ}\text{C}$ регулятор поддерживает натяжение тросов в системе управления двигателями в диапазоне 17—28 кгс.

Регулятор натяжения тросов (рис. 1.10) расположен между шп. №20 и 21.

Корпус регулятора *б* закреплен на балках пола *1*. В корпусе с помощью конусного болта неподвижно закреплена ось *9*, на которой вращаются три качалки *10* с шарнирно закрепленными на каждом плече качалки двумя текстолитовыми роликами.

В ступицах качалок *10* и в оси *9* имеются отверстия для прохода через них тросов *5* проводки управления. Между каждой парой роликов на качалке находится серьга *3*, к которой крепится пружина *2*. Другой конец пружины закреплен за болт *7*, вставленный в корпус. Каждая качалка таким образом соединена с двумя пружинами. Сжимаясь, пружины обеспечивают постоянное натяжение обоих тросов проводки управления каждого двигателя.

Поворот каждой в отдельности качалки под действием пружин ограничивается двумя упорами. Один упор является нерегулируемым и представляет собой площадку на поверхности корпуса. Вторым упором служит стальной болт *8*. Упоры установлены на одной стороне корпуса по обе стороны качалки.

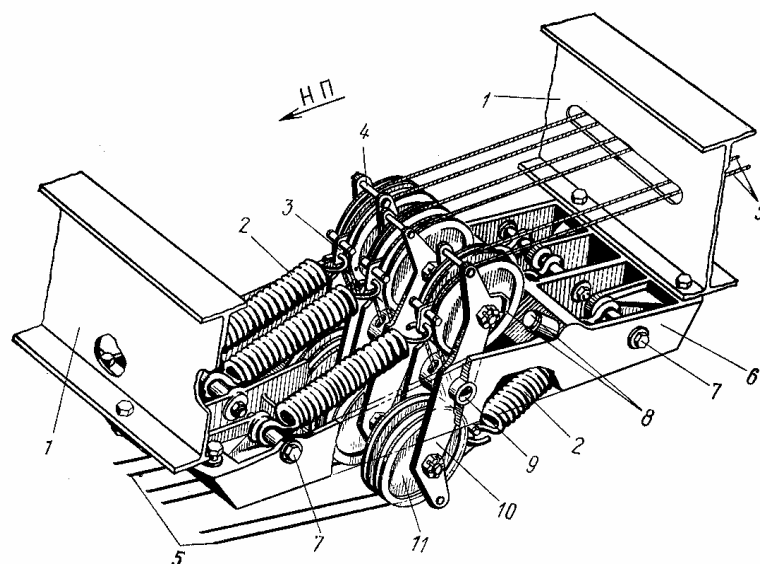


Рис. 1.10. Регулятор натяжения тросов:

1 — балка; 2 — пружина; 3 — серьга; 4 — ограничитель; 5 — трос; 6 — корпус; 7 — болт; 8 — упор; 9 — ось; 10 — качалка; 11 — ролик

Герметические выводы (рис. 1.11) уменьшают утечку воздуха из герметической части фюзеляжа в местах выхода тросов из нее. Установлен герметический вывод на днище герметического шпангоута № 67А со стороны правого борта.

Между прижимной планкой *1* и панелью находятся пакеты, каждый из которых образован резиновой прокладкой *б*, колодками *7* из прессованного стеклопластика и сердечника *5*. Трос проходит через сферический сердечник, сжатый колодками. Внутри его находится смазка ЦИАТИМ-201.

На гермоднище со стороны выхода тросов в негерметичную часть фюзеляжа наклеены трафареты, указывающие, какой именно трос должен выходить через данное отверстие (Г1А, Г1Б, Г2А и т. д.). Через герметический вывод, установленный на правой стороне шп. № 67А, помимо тросов управления двигателя, проходят тросы останова двигателя № 3 (маркировка тросов КЗА, КЗБ).

Компенсационные узлы предназначены для устранения влияния деформации конструкции самолета, крепления двигателя и его вибрации на изменение режима работы двигателя и положение рычага останова. Всего в самолете установлено четыре компенса-

онных узла. В проводках управления двигателями № 1 и 3 установлено по одному объединенному компенсационному узлу 17 (см. рис. 1.5) для системы управления двигателем и системы останова двигателя. В системе управления двигателем № 2 используются отдельные компенсационные узлы: узел 20 в проводке управления двигателем, узел 22— в проводке управления остановом двигателя. Кронштейн 16 объединенного компенсационного узла (рис. 1.12), отлитый из магниевых сплавов, закреплен на гондоле двигателя между шп. № 15 и 16. На оси 18 кронштейна шарнирно закреплено компенсационное звено 17, которое может поворачиваться вокруг этой оси. На компенсационном звене имеется ось с двумя качалками— качалкой 15 проводки управления двигателем и качалкой 14 проводки системы останова двигателя. Качалки соединены с тягами 5, 7, 10 соответствующих проводков.

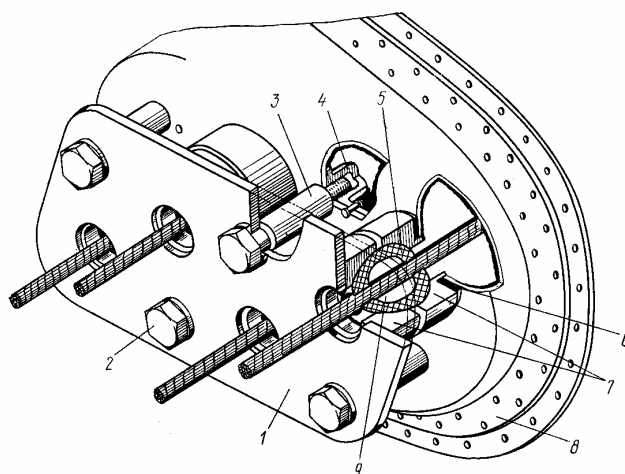


Рис. 1.11. Герметический вывод:

1 — планка; 2 — болт; 3 — втулка; 4 — гайка; 5 — сердечник; 6 — прокладка; 7 — колодка; 8 — панель; 9 — смазка

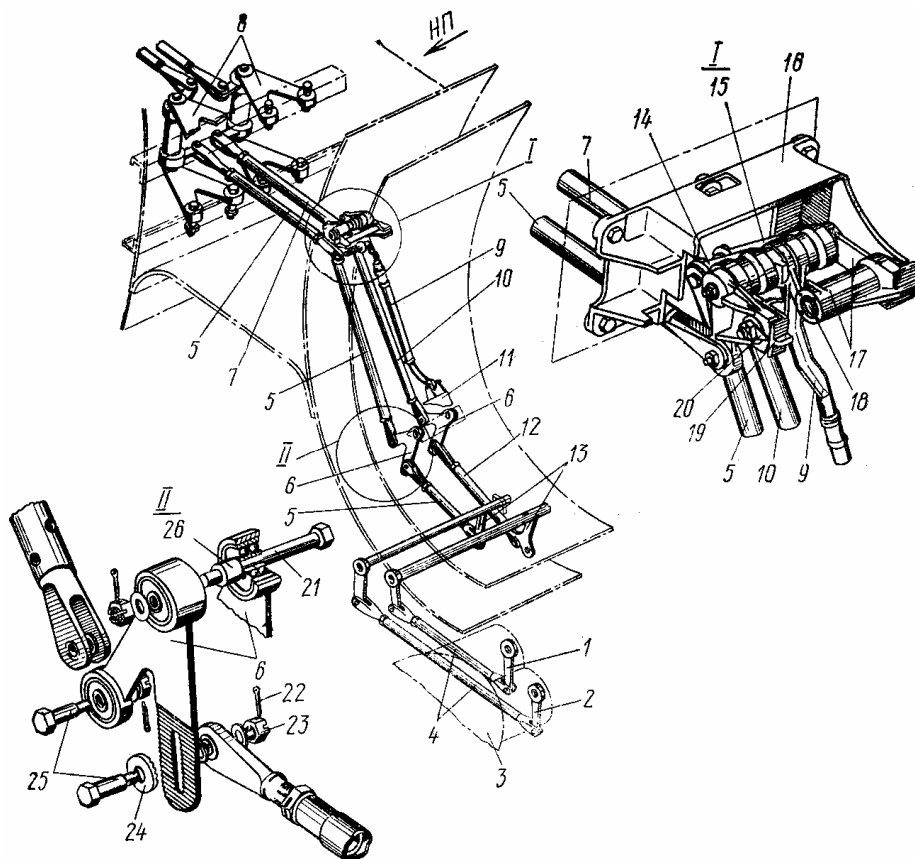


Рис. 1.12. Объединенный компенсационный узел:

1— рычаг управления двигателем; 2— рычаг стоп-крана; 3 — насос-регулятор; 4, 7, 10, 12 — тяга проводки управления двигателем; 5 — тяги проводки управления остановом двигателя; 6, 13, 14, 15 — качалка; 8 — кронштейны с качалками на фюзеляже; 9 — компенсационная тяга; 11 — кронштейн с качалками на двигателе; 16 — кронштейн компенсационного узла; 17 — звено; 18 — ось; 19 — риска; 20 — стрелка; 21, 25 — болты; 22 — шплинт; 23 — гайка; 24 — шайба; 26 — втулка

Ось компенсационного звена проходит через подшипник в наконечнике компенсационной тяги 9. Второй конец компенсационной тяги шарнирно закреплен на кронштейне 11 двигателя.

Компенсационная тяга имеет наконечники, в которые запрессованы подшипники. Резьбовой наконечник, соединенный с осью компенсационного звена, из компоновочных соображений изогнут. Поэтому для исключения заклинивания проводки управления нельзя перевертывать компенсационную тягу, меняя ее точки крепления.

Компенсационные тяги узлов двигателей № 1 и 3 не взаимозаменяемы, так как отличаются общей длиной и длиной изогнутого нерегулируемого наконечника.

Покрытие и маркировка компенсационной тяги такие же, как и у тяг проводки управления двигателями.

На кронштейне 11, закрепленном на двигателе, к которому крепится компенсационная тяга, установлены качалки 6 проводок управления двигателя и его останова, соединенные стальными регулируемыми тягами 5, 10 с качалками 14, 15 проводок управления на компенсационном звене.

Одно плечо качалки 6 имеет овальное отверстие под болт для крепления тяги и рифленую поверхность. Овальное отверстие и рифленая поверхность необходимы для перемещения точки крепления тяги к качалке при регулировке систем управления.

На оси вращения компенсационного звена закреплена стрелка 20, окрашенная в красный цвет. На кронштейне белой краской нанесена риска 19. В нейтральном положении компенсационного звена стрелка должна совпадать с риской. Установка компенсационного звена в нейтральное положение производится изменением длины компенсационной тяги.

При деформации конструкции самолета, крепления двигателей или его вибрации, благодаря неизменной длине компенсационной тяги, компенсационное звено 17 вместе с качалками 14, 15 поворачивается вокруг оси 18. Поэтому положение точек крепления тяг 5, 10 к качалкам 14, 15 относительно качалок 6 на двигателе остается неизменным и, следовательно, перемещение проводок управления двигателем и его останова между компенсационным узлом и рычагами управления двигателем и стоп-краном насоса-регулятора отсутствует.

Перемещение оси вращения качалок 14, 15 на компенсационном звене относительно оси кронштейна от ее среднего положения должно быть не более ± 10 мм. Ограничение перемещения компенсационного звена свыше этой величины осуществляется нерегулируемыми упорами, которые представляют собой части поверхности кронштейна, расположенные у оси вращения компенсационного звена. В крайних положениях компенсационного звена при его отклонении на ± 10 мм от среднего положения зазор между кронштейном и тягами должен быть не менее 2 мм.

С противоположной стороны компенсационного узла в месте входа тяг из пилона в гондолу установлен противопожарный кожух. К кожуху крепятся противопожарные чехлы, закрепленные на тягах. При установке чехлов на тяги необходимо обеспечить свободное перемещение тяг.

Компенсационный узел в проводке управления двигателем № 2 по принципу своей работы не отличается от описанного выше объединенного компенсационного узла. Конструктивное отличие между ними заключается в том, что вместо качалок проводок управления и останова двигателя используется конечный ролик проводки управления. Через ось вращения конечного ролика и подшипник в наконечнике компенсационной тяги 2 (см.

рис. 1.9) проходит болт, который является осью вращения ролика на компенсационном звене 4. К конечному ролику крепится тяга 10 управления двигателем.

Исполнительный механизм автомата тяги (ИМАТ), который входит в комплект автоматической бортовой системы управления АБСУ-154, подключен к проводкам управления двигателями. Автомат тяги предназначен для управления скоростью полета самолета на маршруте и посадке при автоматическом управлении самолетом. Он выводит самолет на заданную пилотом скорость и поддерживает ее, воздействуя с помощью исполнительного механизма на рычаги насосов-регуляторов.

Исполнительный механизм автомата тяги установлен в техническом отсеке между шп. № 68 и 69. Он крепится к кронштейну, отлитому из сплава МЛ5 и закрепленному на конструкции самолета. Исполнительный механизм имеет три выходных рычага, к которым крепятся тяги жесткой проводки, подсоединяющие его к проводкам управления двигателями. Через промежуточные качалки тяги соединены с конечными роликами проводок управления двигателями № 1 и 3 и роликом проводки управления двигателем № 2. Таким образом, исполнительный механизм подключен к проводкам управления двигателями параллельно, и перемещение его рычагов приводит к перемещению проводок управления и соответствующих РУД на пультах пилотов и бортинженера и рычагов насосов-регуляторов.

Если рычаги управления двигателями заторможены рычагом тормозного устройства на пульте бортинженера, в результате чего проводки управления двигателем не могут перемещаться, то для исключения отказа исполнительного механизма (так как его выходные рычаги не могут переместить заторможенную проводку) он отключается с помощью концевых выключателей 12 (см. рис. 1.7), взаимодействующих с кулачком 11 рычага тормозного устройства.

Тяги проводки управления двигателями используются в следующих местах проводки: для соединения РУД пульта пилотов и бортинженера, соединения РУД пульта пилотов с начальными роликами тросовой проводки управления двигателями, для передачи движения от конечных роликов тросовой проводки к рычагам насосов-регуляторов, для подсоединения исполнительного механизма автомата тяги к проводке управления двигателями.

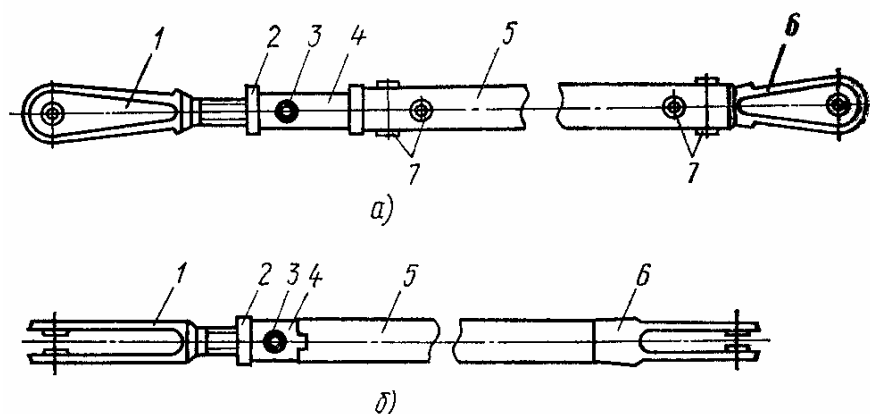


Рис. 1.13. Тяги проводки управления:

а — клепаная; б — сварная;

1, 6 — наконечник; 2 — контргайка; 3 — контрольное отверстие; 4 — стакан; 5 — труба; 7 — заклепки

В проводке применяются тяги двух конструкций: тяги клепаные (рис. 1.13, а), у которых законцовки приклепаны к трубе, и тяги сварные (рис. 1.13, б), у которых законцовки приварены к трубе.

Труба 5 тяги клепаной сделана либо из дуралюмина Д16Т, либо из стали. В трубу запрессованы законцовки — стакан 4 и глухой наконечник 6 — и соединены с ней с помощью стальных трубчатых заклепок 7. В стакан 4 ввинчивается наконечник 1, который контрится гайкой 2.

Резьбовой наконечник 1 и наконечник 6 могут быть конструктивно выполнены как вильчатые или ушковые. В ушковый наконечник запрессован шарнирный подшипник. В отверстия вильчатого наконечника запрессованы втулки. Наконечники 1, 6 и стакан 4 на всех тягах, как клепаных, так и сварных выполнены из стали. Все тяги, применяемые в проводке управления двигателями, регулируются. Регулировка тяг по длине необходима для регулировки взаимного положения РУД пульта пилотов и пульта бортинженера и получения соответствующего положения рычагов насосов-регуляторов на двигателе, а также для регулировки взаимного положения рычагов ИМАТ и проводки управления.

Трубы, стаканы и наконечники тяг, кроме посадочных мест, покрывают снаружи эмалью темно-зеленого цвета. Контрольное отверстие 3 на стакане обведено красной эмалью.

Труба 5 тяги сварной конструкции стальная. К ней приварены стакан 4 и вильчатый наконечник 6. В стакан ввернут либо вильчатый наконечник, либо ушковый. Регулировка по длине, покрытие и маркировка тяг сварной конструкции осуществляются так же, как и для клепаных тяг.

Качалки служат для изменения направления движения тяг в передаточного отношения в проводке управления.

Качалки вращаются в кронштейнах, закрепленных на каркасе самолета или на двигателях. Качалки, установленные на двигателях и соединенные тягами с компенсационными узлами, имеют овальные отверстия под болт для крепления тяги и рифленую поверхность. Окрашены качалки и кронштейны эмалью темно-зеленого цвета.

Управление прямой и обратной тягой (реверсом двигателей № 1 и 3) осуществляется одним рычагом на насосе-регуляторе двигателя. Этот рычаг перемещается в диапазоне углов от 0 до 115°.

При перемещении РУД на пульте пилотов или на пульте бортинженера на полный ход движение проводки управления приводит к повороту рычага на насосе-регуляторе на угол от 32,5 до 115°. Это соответствует изменению режима работы двигателя (прямой тяги) от режима малого газа до взлетного. При перемещении рычага; управления двигателем назад происходит соответствующее уменьшение тяги. Режим работы каждого двигателя контролируется измерителями тахометров, показывающими частоту вращения роторов двигателя, и индикатором, показывающим положение рычага управления насоса-регулятора двигателя. Частота вращения роторов выражена в процентах. Шкала измерителей имеет диапазон измерения от 0 до 110%. Измерители, расположенные на средней приборной доске пилотов, контролируют обороты ротора высокого давления. Измерители, расположенные на приборной доске бортинженера, контролируют обороты роторов высокого и низкого давлений.

Управление реверсом двигателей осуществляется только с пульта пилотов.

Для включения реверса тяги РУД необходимо поставить на упор малого газа, снять рычаг управления реверсом (РУР) с фиксатора и перевести его вверх до упора. При этом РУД будет застопорен на упоре малого газа, а проводка управления двигателем получит дополнительный ход и повернет рычаг на насосе-регуляторе двигателя в диапазоне углов от 32,5° до 3_{-3}^{+2} ° (для двигателя НК-8-2У).

Перемещение створок реверса в положение обратной тяги происходит при 20 ± 1 ° по указателю положения рычага насоса-регулятора.

При перемещении рычага насоса-регулятора с 20 ± 1 ° до 3_{-3}^{+2} ° обратная тяга возрастает до максимальной. Когда створки реверса находятся на упоре обратной тяги, на панели контроля двигателей горит табло «Створки реверса». При переводе РУД в исходное положение (выключение реверса) створки реверса перемещаются в положение прямой тяги, и табло гаснет. В системе управления реверсом тяги на двигателе предусмотрен ряд блокировок, препятствующих самопроизвольному перемещению створок реверса из положения прямой тяги в положение обратной тяги и обеспечивающих необходимые ограничения режима работы двигателя при появлении отказов в системе управления створками реверса, в том числе при самопроизвольных перемещениях створок реверса.

Система управления остановом

Останов двигателей — нормальный и аварийный — осуществляется с пульта бортиженера. Для каждого двигателя имеется отдельная система управления остановом. Система управления остановом двигателя включает в себя рычаг останова и проводку управления, соединяющую рычаг останова с рычагом стоп-крана на насосе-регуляторе двигателя.

Рычаги 2 останова двигателей находятся на пульте бортиженера (см. рис. 1.7) и имеют два положения: «Запуск» и «Останов». В положении «Запуск» каждый рычаг фиксируется с помощью защелки 20. Перевести рычаг останова в положение «Останов» можно только при подъеме гашетки 19 вверх, что выведет защелку 20 из зацепления с кронштейном 21.

Проводка управления остановом двигателей начинается тросовой проводкой на ролике 1 рычага останова и конструктивно не отличается от проводки управления двигателями. Она также является смешанной, т. е. тросовой и жесткой, и включает в себя такие же элементы, которые входят в проводку управления двигателями. В проводке управления остановом двигателей отсутствует регулятор натяжения тросов.

Тросовая проводка управления остановом двигателей №1 и 2 от роликов на рычагах останова пульта бортиженера переводится на левый борт фюзеляжа и проходит под полом пассажирской кабины по левому борту до конечных роликов 22 (см. рис. 1.5). Конечный ролик 22 системы управления остановом двигателя №1 находится в районе шп. № 69. Конечный ролик системы управления остановом двигателя № 2 находится у шп. № 78. Конечные ролики проводки управления остановом двигателя отличаются от конечных роликов проводки управления двигателями тем, что на них закреплены болты с нажимными роликами. Нажимные ролики предназначены для включения концевых выключателей системы включения электропитания ограничителей температуры выходящих газов.

Тросовая проводка управления остановом двигателя № 3 проложена по правому борту рядом с тросовой проводкой систем управления двигателями.

Тросы проводки управления остановом имеют маркировку К1А, К1Б, К2А, К2Б, К3А, К3Б. Цифра в маркировке обозначает номер двигателя.

Тросы с маркировкой К1А, К2А, К3А натягиваются при переводе рычагов останова в положение «Запуск». Тросы К1Б, К2Б, К3Б натягиваются при переводе рычагов останова в положение «Останов». Тяги и качалки проводки управления остановом после конечных роликов двигателей № 1, 2 и 3 конструктивно выполнены так же, как и соответствующие элементы проводки управления двигателями. Тяги и качалки проводки управления остановом двигателей № 1 и 3 размещены рядом с аналогичными элементами проводки управления двигателями № 1 и 3. Проводка управления остановом двигателя № 2 проходит к двигателю по левому борту фюзеляжа. Тяги проводки управления остановом не взаимозаменяемы с тягами проводки управления двигателей из-за их разной длины.

Герметические выводы проводки управления остановом двигателей № 1 и 2 расположены на днище герметического шпангоута № 67А со стороны левого борта. Проводка управления остановом двигателя № 3 проходит через герметический вывод проводки системы управления двигателями расположенный со стороны правого борта на днище шп. № 67А. Конструкция герметического вывода проводки управления остановом двигателей аналогична конструкции герметичного вывода проводки управления двигателями.

В проводке управления остановом двигателей № 1 и 3 компенсационные узлы являются общими с проводкой управления режимами двигателей. В проводке управления остановом двигателя № 2 имеется отдельный компенсационный узел, конструктивно ни чем не отличающийся от компенсационного узла проводки управления двигателя № 2 и являющийся его отраженным видом.

Особенности технического обслуживания

Основными работами по техническому обслуживанию систем управления двигателями и их остановом являются проверка состояния пультов управления, рычагов управления

двигателями и останомом, деталей и узлов тросовой и жесткой проводки, проверка натяжения тросов, смазка деталей и узлов систем управления, проверка работоспособности систем и их регулировка.

При проверке состояния пультов управления, рычагов управления двигателями и останова, деталей и узлов тросовой и жесткой проводки обратить внимание на состояние лакокрасочного покрытия. Указанные элементы систем управления не должны иметь нарушений лакокрасочного покрытия, забоин, следов коррозии, трещин и т. д.

В системах управления двигателями и останомом применяют детали, изготовленные из магниевых сплавов МЛ5. Детали из этого материала в большей степени, чем из других подвержены коррозии. Поэтому при обслуживании систем необходимо детали из материала МЛ5 периодически внимательно осматривать.

При визуальном осмотре внешней поверхности деталей и узлов управления особое внимание необходимо уделять местам их контакта с деталями крепежа и конструкции самолета, участкам возможного скопления влаги. При обнаружении на деталях царапин, задиров и других повреждений защитных покрытий поврежденная поверхность должна быть зачищена, обезжирена и покрыта соответствующим лакокрасочным материалом.

При проверке состояния рычагов управления двигателями и останова необходимо убедиться в синхронном положении рукояток рычагов. Несинхронность положения РУД допустима не более 0,5 диаметра рукоятки рычага. Боковое качание каждого рычага не должно превышать 2,5 мм по рукоятке. Рычаги без присоединенной к ним проводки управления в расторможенном состоянии должны поворачиваться легко, без заеданий. При перемещении рычага управления реверсом вниз (реверс выключен) он должен четко фиксироваться защелкой в крайнем нижнем положении.

Проверить надежность фиксации рычагов останова на пульте бортинженера. В положении «Запуск» рычаг не должен срываться с защелки при неподнятой гашетке.

При проверке проводки управления необходимо обратить внимание на зазоры между тягами, качалками, тросами и роликами проводки управления двигателями и останова и неподвижными элементами конструкции самолета. Зазоры должны быть не менее 5 мм. Зазоры между деталями и узлами проводок управления и останова и подвижными элементами других самолетных систем должны быть не менее 10 мм.

При осмотре тяг необходимо проверить надежность шарнирных соединений тяг и качалок, легкость вращения качалок, отсутствие заеданий. Выяснить, имеются ли признаки износа, убедиться в отсутствии люфтов. Подшипники в качалках и тягах должны иметь легкое вращение, без заеданий и хруста. При наличии тугого и неравномерного вращения этих деталей их следует снять и проверить состояние подшипников.

Тяги не должны иметь погнутостей труб, царапин, вмятин и т. п. Зазоры между головками заклепок и трубой тяги, трещины на развальцованных головках трубчатых заклепок, ослабление заклепок крепления наконечников к трубам, а также люфт наконечников не допускается. Тяги, имеющие указанные дефекты, должны быть заменены.

При замене тяг длину их надо регулировать при среднем положении проводки управления. При этом качалки должны находиться в среднем положении относительно своих кронштейнов; рычаги на пульте пилотов и пульте бортинженера также должны находиться в среднем положении. Регулировка длины тяги достигается ввинчиванием или вывинчиванием резьбового наконечника. При регулировке длины тяг необходимо следить, чтобы контрольные отверстия в тягах были перекрыты наконечниками. После регулировки длины тяг контргайки регулируемых наконечников должны быть затянуты. Резьба болтов соединения тяг и качалок не должна быть забита или сорвана.

Осмотреть состояние тросов. Все тросы должны иметь маркировку. Маркировка должна быть четкой, чистой, без потертостей. Маркировка должна быть также на кронштейнах роликов и у выхода тросов из герметических выводов.

Тросы не должны иметь вмятин, царапин, засечек, обрыва отдельных проволок, «заёршенности», коррозии, нагартовки в местах соприкосновения с роликами и других дефектов. Места обрыва проволок проверяются проглаживанием троса кожаной рукавицей

или ветошью. В случае сомнения в наличии на тросе нагартовки или потертости необходимо с помощью тандера ослабить трос и перегнуть его на поврежденном участке. Потертые или нагартованные проволоки троса лопнут. Такой трос необходимо заменить.

При обнаружении коррозии троса необходимо протереть его ветошью до удаления следов коррозии. Если таким способом удалить коррозию невозможно, то трос заменяется. Удалять коррозию шкуркой или наждачной бумагой запрещается. Так как для защиты от коррозии тросы оцинкованы и пропитаны антикоррозийным составом, то их нельзя промывать в бензине или каком-либо растворителе.

Проверить заделку тросов в наконечниках и втулках. Конец троса в обжатом наконечнике не должен уходить за контрольное отверстие. При появлении утонения троса, указывающего на начало выполивания троса из наконечника, трос необходимо заменить.

Проверить натяжение тросов в зависимости от температуры окружающего воздуха (рис. 1.14) с помощью тензометра. Проверку обязательно делать при подготовке самолета к осенне-зимней и весенне-летней навигации. Исходное натяжение тросов при температуре $+20^{\circ}\text{C}$ должно быть $22 \pm 2,5$ кгс. Если есть отступление от нормы, произвести регулировку натяжения тросов, после чего законтрить разъемные (тандерные) соединения тросов и смазать их. При длительной стоянке самолета усилия натяжения тросов следует снизить до 3—6 кгс.

Проверить надежность контровки тандеров проволокой. Если в каком-либо месте проволока переломана, то контровку следует заменить. Выход резьбы наконечников из муфт тандерных соединений более трех ниток недопустим. Резьба наконечников тросов не должна быть сорвана или забита. Трос с таким наконечником необходимо заменить.

Так как тросы проводки подвергаются предварительной вытяжке, то при замене троса проверку его длины необходимо делать при натяжении троса усилием 10 кгс.

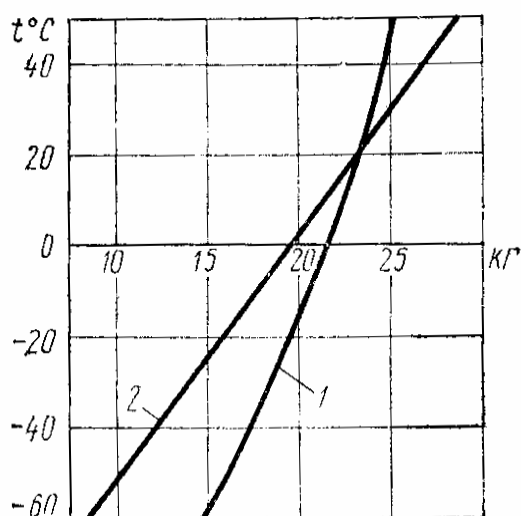


Рис. 1.14. Зависимость натяжения тросов управления двигателями от температуры окружающего воздуха:

1 — натяжение тросов с регулятором натяжения; 2 — натяжение тросов без регулятора натяжения

При перемещении троса наконечники соединения тросов при их крайних положениях должны иметь расстояние до роликов не менее 40 мм.

Ролики тросовой проводки должны иметь плавное вращение, без заеданий и скачков. При наличии тугого и неравномерного вращения роликов их необходимо снять и проверить состояние шарикоподшипников.

При осмотре особое внимание обратить на состояние реборд роликов, особенно текстолитовых, и их рабочих канавок. Реборды роликов не должны иметь изломов, выкрашиваний или вмятин. Рабочие канавки роликов не должны иметь сильной (до

бархатистости) потертости. Ролики с поврежденными ребордами или с сильной потертостью рабочих канавок заменяются роликами того же размера.

Обратить внимание на наличие люфта втулок заделки тросов на начальных, конечных и редуцированных роликах. Люфт в заделке троса не допускается. Для избежания люфтов в системе необходимо следить, чтобы кронштейны крепления роликов были закреплены жестко.

Зазор между ребордами роликов и валиками-ограничителями должен быть выдержан в диапазоне 0,2—1 мм.

Оси тросов должны совпадать с плоскостями роликов. Перекос троса относительно плоскости ролика не должен превышать 1° для роликов диаметров менее 90 мм. Для роликов диаметром более 90 мм перекос троса не должен превышать $1^\circ 30'$.

Для устранения перекосов тросов на роликах допускается перемещение ролика по оси болта посредством подбора длин распорных втулок, замены втулок пакетом шайб и прокладкой шайб под бобышки крепления кронштейнов. При установке кронштейнов разрешается подпилка на 1—2 мм бобышек кронштейнов и постановка выравнивающих шайб.

Контакт тросов с конструкцией самолета не допускается.

Осмотреть состояние герметических выводов тросов и выяснить, имеются ли признаки износа сердечников герметических выводов; проверить наличие в них смазки ЦИАТИМ-201. Изношенные сердечники заменить новыми. Затяжка болтов крепления герметических выводов должна быть такой, чтобы усилие на перемещение тросов было в пределах 0,1—0,2 кгс. Затяжку герметических выводов производить после того, как тросы будут протернуты через сердечники герметических выводов и установлены в рабочее положение.

Проверить соосность прохождения и центрирования тросов через отверстия в прижимной планке герметического вывода и в шп. № 67А. Тросы должны проходить через герметические выводы без перегибов и перемещаться без заеданий.

Проверить линейное перемещение троса на регуляторе натяжения при ходе качалок с роликами от упора до упора. Перемещение троса должно быть 128 ± 10 мм. Проверить усилия на тросе при страгивании качалки с упора-болта и при удерживании ее на упоре-корпусе. Усилие на тросе при страгивании качалки с упора-болта должно быть 19 ± 5 кгс. Усилие удерживания качалки на упоре-корпусе должно быть 69 ± 5 кгс. Для получения требуемых усилий разрешается перестановка пружин. Все трущиеся поверхности регулятора должны быть смазаны смазкой ЦИАТИМ-201.

Проверить динамометром величину усилия трения в системах управления двигателями. Измерение усилий на рычагах управления двигателями производить, прикрепив крючок на рукоятку рычага. Каждый рычаг управления двигателем на пульте пилотов должен перемещаться усилием не более 2,5 кгс при расторможенном положении рычага тормоза на пульте бортинженера.

Смазка систем управления двигателем и систем управления остановом является весьма важным условием безотказной работы и длительного срока службы систем. Для смазки деталей и узлов, а также для защиты их поверхностей от коррозии применяется смазка ЦИАТИМ-201. Смазываются тросы проводки управления двигателями и останова у герметических выводов, шарнирные соединения тяг качалок проводок управления до горячей части двигателя, трущиеся поверхности рычагов управления, регуляторов натяжения. Необходимо регулярно заполнять смазкой сердечники герметических выводов и смазывать тросы на участке герметических выводов. Смазку на тросовую проводку и на поверхность деталей следует наносить хлопчатобумажной тканью, пропитанной смазкой ЦИАТИМ-201. Для смазки шарнирных соединений тяг и качалок, трущихся поверхностей следует использовать шприц из комплекта инструмента самолета. При температуре воздуха ниже 0° С шприц со смазкой и смазываемые узлы подогреть подогревателем.

При замене смазки старая смазка удаляется. Следует иметь в виду, что применение недостаточно чистой смазки или нанесение ее на плохо очищенную или промытую от старой смазки поверхность может повлечь замерзание смазки при низких температурах. При

длительной стоянке все шарнирные соединения и тросы следует густо смазать смазкой ЦИАТИМ-201.

Проверка работоспособности системы управления двигателем и системы управления остановом осуществляется перемещением рычагов управления двигателями и остановом. Перемещением рычагов необходимо проверить плавность хода каждого рычага пульта пилотов и пульта бортинженера во всем диапазоне их перемещений. Перемещение должно быть без ощущения люфтов, заеданий, рывков и т. п.

Проверить соответствие положений рычагов управления двигателями и рычагов управления реверсом положениям рычагов на насосах-регуляторах двигателей. Для этого установить РУД на упор малого газа и проверить при этом положение указателя лимба на насосе-регуляторе. Указатель лимба должен показывать $32,5 \pm 2^\circ$ для двигателя НК-8-2У (рис. 1.15) и $42,5 \pm 2^\circ$ для двигателя НК-8-2. Площадка малого газа находится соответственно в зоне $25-40^\circ$ и $40-45^\circ$ по лимбу. Если нет соответствия между рычагом управления двигателя в положении малого газа и рычагом насоса-регулятора в положении малого газа, то его необходимо добиться, изменяя длину конечной тяги или перемещая точку ее крепления в овальном отверстии качалки с рифлением. При этом разрешается перемещать упор малого газа посредством изменения положения скобы 10 (см. рис. 1.6).

При перемещении РУД вперед до упора в положение «Взлет» рычаг насоса-регулятора должен дойти до упора взлетного режима.

При перемещении рычага реверса до отказа вверх (при положении РУД на упоре малого газа) рычаг насоса-регулятора должен дойти до упора максимальной обратной тяги.

Проверить соответствие положений рычагов останова двигателей и рычагов стоп-кранов насоса-регулятора. При переводе рычагов останова на пульте бортинженера в крайние положения рычаги стоп-кранов должны доходить до упоров, соответствующих положениям «Запуск» и «Останов».

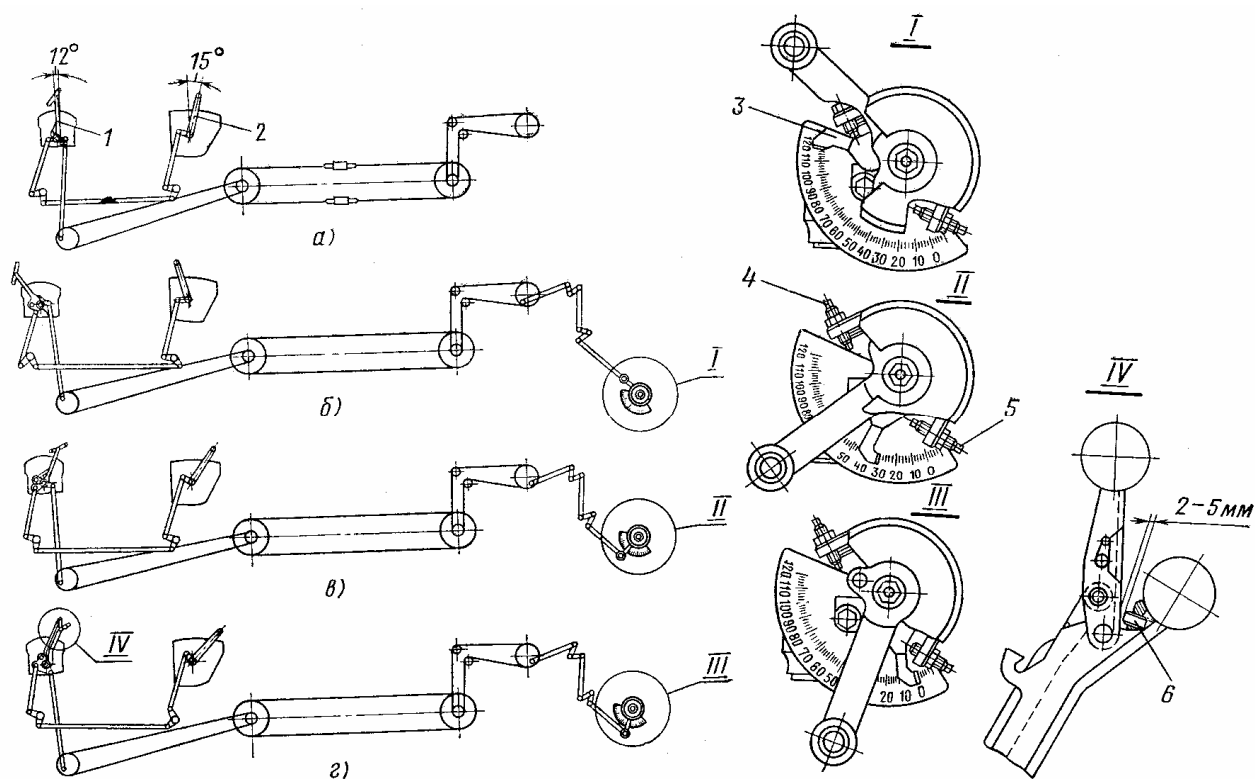


Рис. 1.15. Регулировка системы управления двигателями:
 а — среднее положение системы; б — взлетный режим; в — режим малого газа; г — реверс включен;

1 — РУД пульта пилотов; 2 — РУД пульта бортинженера; 3 — указатель лимба на насосе-регуляторе; 4 — упор взлетного режима; 5 — упор максимальной обратной тяги; 6 — регулируемый упор

Проверить надежность фиксации рычагов останова в положении «Запуск». В этом положении рычаг не должен перемещаться при неподнятой гашетке. При поднятой гашетке усилие перемещения рычага останова должно быть не более 3 кгс.

Регулировка системы управления двигателями предполагает регулировку системы управления режимами работы двигателя, системы управления реверсом тяги и тормозного устройства.

Перед проведением регулировки необходимо установить компенсационный узел в среднее положение, т. е. его стрелка должна совпадать с риской на кронштейне (или компенсационном звене). Рычаги управления двигателями на пульте пилотов и пульте бортинженера надо установить так, чтобы риски на рычагах пульта бортинженера совместились с риской на трафарете верхней крышки пульта. При этом РУД на пульте пилота должны быть отклонены от вертикали на угол 12° в сторону пилота, а РУД на пульте бортинженера — на угол 15° от вертикали в сторону бортинженера. Находящиеся в таком положении РУД зафиксировать тормозом на пульте бортинженера.

При указанном положении РУД начальные, конечные и редуцированные ролики должны стоять в среднем положении (т. е. риски на них должны быть совмещены с рисками на их кронштейнах крепления), а углы между качалками и тягами должны составлять 90° . Если такого соответствия нет, то его необходимо добиться за счет изменения длины тяг и тросов, не расстопоривая РУД. При этом с помощью тензометра проверить натяжение тросов и обеспечить его требуемое значение (см. рис. 1.14).

Растормозить РУД, перевести его на пульте пилотов вперед до отказа в положение «Взлет» и в этом положении затормозить его. Зазоры между рычагами управления двигателями и концами прорезей в верхних крышках пультов должны быть не менее 6 мм; они необходимы для выбора вытяжки тросов в процессе эксплуатации. Зазор между рукояткой управления реверсом и крышкой пульта должен быть не менее 7 мм. В этом положении РУД рычаг на насосе-регуляторе должен быть на упоре взлетного режима. Если указанного соответствия нет, то его нужно добиться, изменяя длину конечной тяги или перемещая точку ее крепления в овальном отверстии на качалке с рифлением.

Растормозить рычаг управления двигателем и перевести его на пульте пилотов назад до упора в положение «Малый газ». При этом указатель лимба на насосе-регуляторе должен показывать $32,5 \pm 2^\circ$ (НК-8-2У) или $42,5 \pm 2^\circ$ (НК-8-2).

После окончания регулировки убедиться в том, что рычаги управления двигателями на пульте пилотов и пульте бортинженера перемещаются плавно, без заеданий с усилием не более 2,5 кгс при расторможенных рычагах.

При проверке управления реверсом тяги двигателей используется аэродромный источник сжатого воздуха. После подачи воздуха через воздушный редуктор на реверсе рычаг реверса перевести до отказа вверх. При этом створки реверса должны переместиться в положение обратной тяги и загореться сигнальное табло «Створка реверса». Рычаг насоса-регулятора должен дойти до упора максимальной обратной тяги. Зазор между рукояткой реверса и регулируемым упором на рычаге управления двигателем должен быть 2-5 мм (см. рис. 1.15).

После регулировки управления реверсом перевести рычаг управления реверсом вниз и установить его на фиксатор. Створки реверса переместятся в положение прямой тяги и при этом табло «Створки реверса» погаснет и загорится табло «Замок реверса».

Проверить регулировку тормозного устройства, для чего его рычаг необходимо перевести вперед (от бортинженера) на 30° . При этом в любом положении рычага управления двигателем усилие для его перемещения, приложенное к рукоятке рычага, должно быть не менее 8 кгс.

Регулировку величины усилия в случае необходимости осуществить следующим образом. Снять крышку подхода к механизму на боковой стенке пульта и вывернуть болт 23 (см. рис. 1.7) на несколько оборотов. Вытолкнуть болт 23 вместе с распорным конусом 26 вовнутрь пульта до упора их в цанговый болт 10. Вворачивая или выворачивая цанговый болт, получить требуемое усилие рычагов управления двигателем.

Проверка регулировки системы останова двигателей осуществляется аналогично регулировке системы управления двигателями, с особенностями, связанными с функциональным назначением системы.

Рычаг останова при регулировке должен находиться в среднем положении. После регулировки проверить натяжение тросов на соответствие требованиям, указанным в рис. 1.14. Если натяжение не соответствует величине, определяемой по графику, надо отрегулировать его, меняя длину тросов. При этом рычаги и ролики нельзя сдвигать с их среднего положения.

Установить рычаг останова в крайние положения и проверить, доходит ли при этом рычаг стоп-крана насоса-регулятора до соответствующих упоров. Если он не доходит, то необходимо изменить длину конечной тяги или переместить точку ее крепления по овальному отверстию в качалке.

В крайних положениях рычага останова зазор между ним и крышкой пульта должен быть 6—8 мм. В положении «Запуск» этот зазор должен быть обеспечен при поднятой гашетке 19 (см. рис. 1.7). Убедиться в надежности фиксации рычага останова в положение «Запуск» — рычаг не должен срываться с защелки при опущенной гашетке. При поднятой гашетке усилие перемещения рычага останова должно быть не более 3 кгс.

Необходимо проверить срабатывание концевых выключателей, связанных с системами управления и останова двигателей. Эта работа проводится совместно со специалистами по спецоборудованию. Регулировка включения концевых выключателей осуществляется изменением их положения, что достигается поворотом панели, на которой они закреплены. Предварительно необходимо ослабить болты ее крепления. Для поворота панели в стенке пульта имеются прорези.

1.5. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система самолета предназначена для размещения и хранения необходимого для выполнения полета запаса топлива и подачи его в работающие двигатели в необходимом количестве и под требуемым давлением на всех режимах полета.

Топливная система условно делится на две системы: внешнюю, или самолетную, и внутреннюю, или систему двигателей. К внутренней системе относятся топливные агрегаты и соединяющие их трубопроводы, установленные на двигателе и поставляемые вместе с двигателем НК-8-2У (НК-8-2).

В данной книге рассматривается только самолетная топливная система.

Самолетная топливная система состоит из топливных баков и следующих систем: питания топливом основных двигателей, питания топливом двигателя вспомогательной силовой установки, перекачки топлива, дренажа топливных баков, заправки топливом, а также системы автоматики расхода и измерения топлива АЦТ6, системы измерения расхода топлива СИРТ-1Т. Впоследствии на самолетах вместо системы АЦТ6 будет устанавливаться система автоматики расхода и измерения топлива СУИТ4-1Т. На самолетах последних выпусков в самолетную топливную систему включена система подачи в топливо противобледенительной жидкости.

Топливо на самолете размещено в пяти кессон-баках. Три бака— один бак № 1 и два бака № 2 (рис. 1.16) —расположены в центроплане и два бака (баки № 3) — в отъемных частях крыла.

На самолетах последних выпусков пространство в центроплане между бортовыми нервюрами № 3 и первым и вторым лонжеронами используется в качестве бака № 4. Этот бак

на первом этапе будет балластным, а на последующих модификациях самолета топливо из него будет подаваться в бак № 1.

Бак № 4, являясь балластным, имеет агрегаты и элементы всех систем, необходимые для его нормального функционирования.

Питание двигателей осуществляется из расходного бака № 1, который пополняется топливом из баков № 2 и 3, а в последующем — из бака № 4.

Централизованная заправка баков топливом производится снизу, через две приемные горловины, установленные в носке центроплана правого крыла. При отказе централизованной заправки под давлением заправка всех баков (кроме расходного) может производиться через верхние заправочные горловины баков.

Приборы контроля работы топливной системы и элементы управления ее работой размещены на пульте бортинженера на панели топливной системы и запуска ВСУ (рис. 1.17), на панели приборов контроля работы двигателей, на электрощитке пульта бортинженера, а также на щитке заправки, расположенном под крышкой люка на нижней поверхности носка центроплана правого крыла.

Каждый топливный бак представляет собой герметический отсек, образованный лонжеронами, нервюрами и верхней и нижней панелями крыла.

Емкость топливных баков, л

Бак № 1 (расходный)	4 125
Бак № 2 (левый, правый)	11 875
Бак № 3 (левый правый)	6 780
Бак № 4	8 250
Общая емкость баков самолета:	
без бака №4	41 435
с баком № 4	49 685

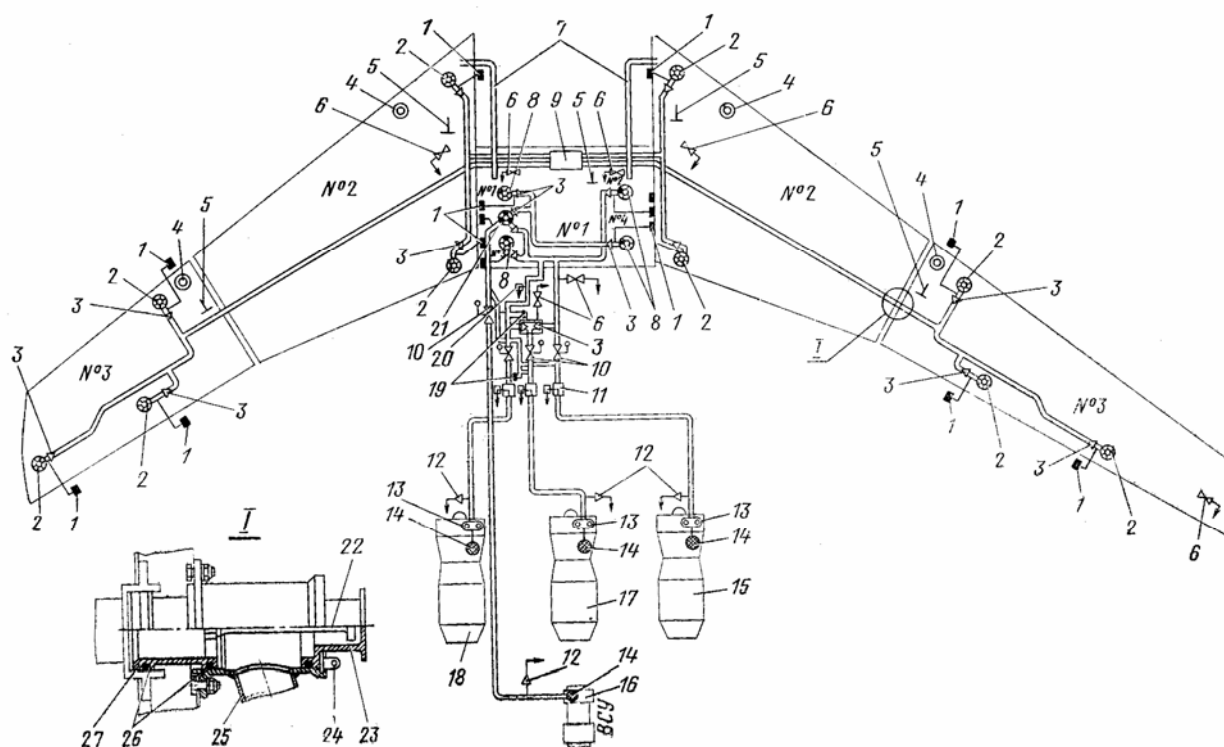


Рис. 1.16. Принципиальная схема топливной системы:

1— сигнализаторы давления СДУ2А-0Л8 и СДУ2-0,18; 2— насос ЭЦН-323; 3— обратный клапан; 4— заливная горловина; 5— магнитная линейка; 6— сливной кран; 7— переливные трубы; 8— насос ЭЦН-325; 9— порционер; 10— перекрывной пожарный кран; 11— датчик расходомера ДРТМС-ША; 12—штуцер консервации 1703А-Т; 13— подкачивающий насос ДЦН-44Т; 14— фильтр; 15— двигатель № 3; 16—двигатель ВСУ; 17— двигатель № 2; 18— двигатель № 1; 19— температурно-разгрузочный клапан; 30— датчик плотности ДПЕ5-1; 21—насос ЭЦН-319; 22— стержень; 23— заглушка; 24— стопорное кольцо, 25— трубопровод; 26— уплотнение; 27— переходная муфта

Слив топлива непосредственно из баков может осуществляться самотеком через сливные клапаны каждого бака. Через сливные клапаны производится также слив конденсата.

Корпус сливного клапана 3 (рис. 1.18) крепится к нижней панели топливного бака. На корпусе клапана имеются выступы для крепления наконечника специального шланга слива топлива. При соединении наконечника с корпусом штырь наконечника отжимает клапан 2 вверх и открывает выход топлива из бака. По два сливных клапана установлены в расходном баке № 1, в баке № 4 и на одном клапану в каждом (левом и правом) баке № 2 и 3. Устанавливаются они в нижних точках баков.

Мерная магнитная линейка предназначена для определения количества топлива в баках, без использования системы автоматики и измерения топлива АЦТ6 (СУИТ4-1Т) и без захода в кабину самолета.

Корпус 10 магнитной линейки (рис. 1.19) герметический. В нижней части его имеется резьба для крепления фланца 5. Внутри корпуса свободно перемещается мерная линейка, в верхней части которой имеется железный сердечник, а в нижней — пята. В убранном положении мерная линейка удерживается защелкой 2, зуб которой входит в проточку пяты и прижимается пружиной 13. На мерной линейке выгравированы деления и цифры градуировке через каждые 100 л.

Поплавок выполнен из пенопласта, покрытого эмалью. Внутри его находится магнит 11. Поплавок надет на корпус мерной линейки и перемещается вдоль его, следуя за уровнем топлива в баке. Нижнее положение поплавка ограничивается чашкой. При отжатии защелки линейка под собственным весом выходит из бака и удерживается в соответствующем положении, благодаря взаимодействию железного сердечника мерной линейки с магнитом поплавка.

Мерные линейки баков № 1, 2, 3 и 4 отличаются друг от друга только длиной. Они установлены (по одной) в баках № 1 и 4 и в концевой части баков № 2 и 3.

Для установки мерных линеек на нижней панели бака имеются специальные фланцы.

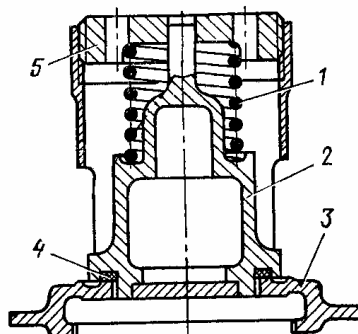


Рис. 1.18. Сливной топливный кран:

1 – пружина; 2 – клапана; 3 – корпус; 4 – резиновая прокладка; 5 – гайка

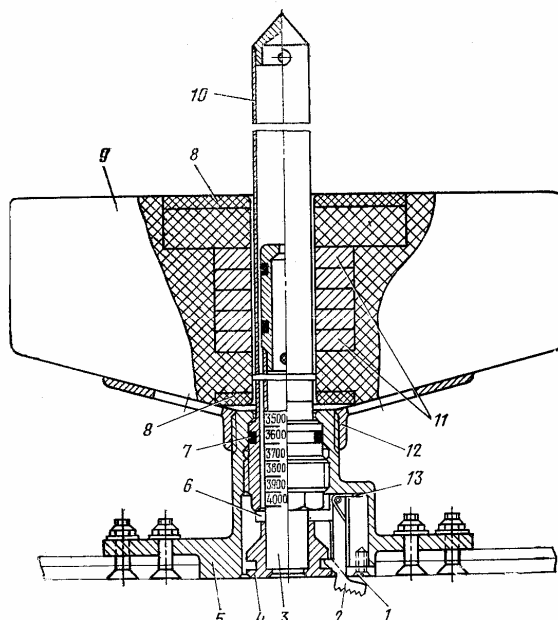


Рис. 1.19. Мерная магнитная линейка:

1 – винт; 2 – защёлка; 3 – линейка; 5 – фланец; 6 – кронштейн; 7 – уплотнительное кольцо; 8 – фторопластовое кольцо; 9 – поплавок; 10 – корпус; 11 – магнит; 12 – чашка; 13 – пружина

Система питания топливом основных двигателей

Система питания топливом основных двигателей обеспечивает подачу топлива через систему трубопроводов из расходного бака № 1 к подкачивающим насосам двигателей (см. рис. 1.16).

В систему питания топливом основных двигателей входят четыре подкачивающих насоса ЭЦН-325 8, четыре обратных клапана, установленные в выходных патрубках подкачивающих насосов, четыре сигнализатора давления СДУ2А-0,18, блок обратных клапанов, три перекрывных крана 768600МА 10, четыре температурно-разгрузочных клапана 19, три штуцера 1703А-Г консервации двигателей 12, трубопроводы и комплект агрегатов системы измерения расхода топлива СИРТ-1Т.

При работе системы топливо из расходного бака № 1 четырьмя насосами ЭЦН-325 подается в два сборных трубопровода, проложенных внутри бака и выведенных из него на левый внешний борт фюзеляжа. Насосы № 1 и 4 подают топливо по трубопроводам 2, 7 (рис.

1.20) к двигателю № 1 и через блок обратных клапанов 20 по трубопроводу 10 к двигателю № 2. Насосы № 2 и 3 подают топливо по трубопроводам 18 к 11 к двигателю № 3 и через блок обратных клапанов 20 к двигателю № 2.

На выходе трубопроводов 2 и 18 из бака № 1 за третьим лонжероном центроплана на левой внешней стороне фюзеляжа, между его шп. № 50 и 51 находится узел топливных агрегатов. Здесь установлены перекрывающие краны 16, температурно-разгрузочные клапаны 6, датчик топливомера 1 и датчики расходомера 14 из комплекта систем измерения расхода топлива СИРТ-1Т, сливные краны 17, 19, блок обратных клапанов 20.

Давление топлива перед подкачивающим насосом двигателя при работе двигателя на всех режимах, кроме запуска, должно быть 0,4—2,55 кгс/см². При запуске двигателя давление перед подкачивающим насосом должно быть не менее 1,0 кгс/см² при расходе 1000 л/мин.

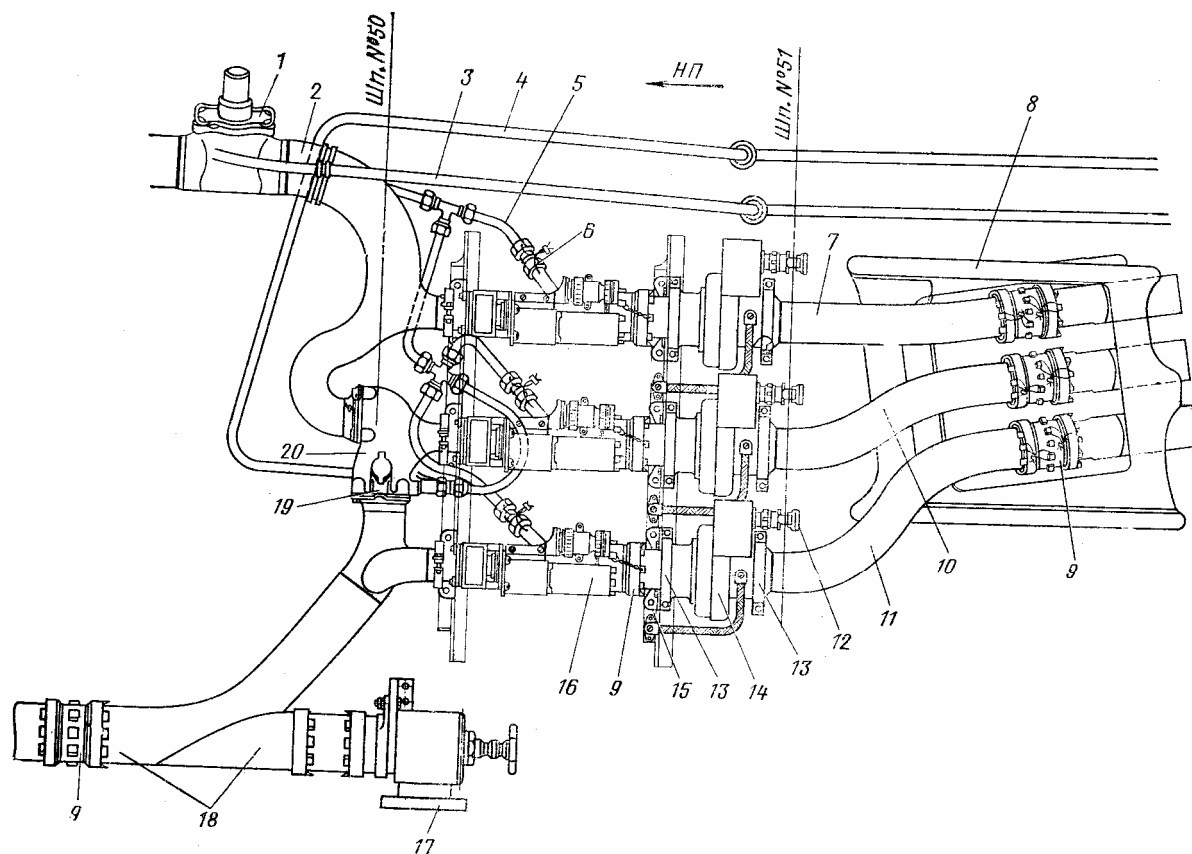


Рис. 1.20. Узел топливных агрегатов:

1—датчик плотности ДПЕ5-1; 2—трубопровод подачи топлива насосами № 1 и 4; 3—трубопровод подачи топлива к ВСУ; 4—трубопровод подачи топлива к баку жидкости «И»; 5—трубопровод; 6—температурно-разгрузочный клапан; 7—трубопровод подачи топлива к двигателю № 1; 8—герметический узел; 9—муфта; 10—трубопровод подачи к двигателю № 2; 11—трубопровод подачи к двигателю № 3; 12—штепсельный разъем; 13—хомут; 14—датчик расходомера ДРТМС-ЮА; 15—кронштейн; 16—перекрывающей (пожарный) кран 768600МА; 17—сливной кран 604700АТ; 18—трубопровод подачи топлива насосами № 2 и 3; 19—сливной кран 636700/А; 20—блок обратных клапанов

Насосы ЭЦН-325 называются подкачивающими, так как они предназначены для подачи топлива из расходного бака под давлением к подкачивающим насосам двигателей. Подкачивающие насосы увеличивают высотность топливной системы, так как обеспечивается неразрывность потока топлива на входе в насос-регулятор двигателя и исключается возможность кавитации.

Установка четырех насосов ЭЦН-325 повышает надежность системы питания топливом. Выход из строя одного любого насоса или одновременный отказ двух (№ 1 и 3, № 1 и 2, № 2 и 4, № 3 и 4) насосов не накладывают никаких ограничений на работу двигателей: топливо к

ним будет подаваться под давлением. Одновременный отказ насосов № 1 и 4 или 2 и 3 не накладывает ограничений на работу двигателей соответственно № 1 и 3, но топливо к ним в этом случае подается самотеком.

Насос ЭЦН-325 состоит из двух узлов: центробежного насоса и электродвигателя (рис. 1.21). Насос включает в себя корпус 8, крышку 10, осевое колесо 9, крыльчатку 12, предохранительные сетки 1, выходной патрубков 5. Предохранительные сетки, установленные на корпусе, являются фильтром грубой очистки. Установка осевого колеса перед крыльчаткой улучшает антикавитационные свойства насоса, так как оно обеспечивает снижение относительной скорости движения топлива на входе в крыльчатку вследствие закрутки потока, создает подпор перед крыльчаткой и отбрасывает в радиальных направлениях пузырьки воздуха и пары топлива. Осевое колесо и крыльчатка закреплены на валу электродвигателя. Электродвигатель находится в корпусе 3, который болтами соединен с корпусом центробежного насоса, т. е. электродвигатель смонтирован вместе с насосом. Снизу насос закрывается крышкой, которая крепится на винтах к корпусу насоса.

Насос ЭЦН-325 вмонтирован в специальный корпус 24 и закреплен на нем винтами 14.

В корпусе имеется два патрубка: патрубок 17 отвода топлива и патрубок 28 электропровода. В патрубке отвода топлива расположен обратный клапан 19. В патрубок отвода топлива ввернут штуцер трубки 21 подвода топлива к сигнализатору давления.

Патрубок электропровода служит для подвода к электродвигателю проводов. Патрубок соединен с дуралюминовой трубкой 27, выведенной из топливного бака через его нижнюю панель. В патрубке закреплена пластмассовая клеммная колодка 29. К ней подсоединены с одной стороны провода, проходящие по патрубку 28, а с другой — провода 31 к электродвигателю насоса. Клеммная колодка закрыта пластмассовой крышкой 30.

При включении электродвигателя топливо из бака через предохранительную сетку поступает на осевое колесо и далее на крыльчатку. На крыльчатке за счет центробежных сил в расширяющихся каналах, образованных лопатками крыльчатки, повышается давление топлива. Из крыльчатки топливо поступает в кольцевой сборник (улитку) и далее в выходной патрубок. Часть топлива по каналу 13 поступает во внутреннюю полость электродвигателя для его охлаждения и затем возвращается в бак.

Запуск электродвигателя насоса осуществляется непосредственным включением его в электросеть. На панели топливной системы (см. рис. 1.17) пульты бортингенера имеются четыре выключателя «Насосы расходного бака» и четыре зеленые лампы сигнализации работы подкачивающих насосов. Питание насосов осуществляется от сети переменного тока через автоматы защиты, расположенные на правой и левой панелях генераторов.

При работе насоса горит соответствующая лампа.

Сигнализация работы насосов и системы управления их работой осуществляется через автоматы защиты на правой панели автоматов защиты.

Насосы установлены в баке № 1 на его нижней панели. Крышка насоса и клеммная колодка выступают за внешний контур бака.

Обратные клапаны 19 (см. рис. 1.21) установлены в выходных патрубках топливопровода корпуса насоса ЭЦН-325. Они предназначены для предотвращения перетекания топлива из трубопровода в бак при неработающем насосе. Обратный клапан состоит из основания клапана 23, корпуса 22, тарелки 15, рычага 16, пружины 18 и уплотнений 20. Пружина через рычаг прижимает тарелку к корпусу и закрывает клапан. В основании клапана имеются отверстия и проточка, а в корпусе — отверстия для поступления топлива в трубопровод для подачи его к сигнализатору давления.

Сигнализаторы давления СДУ2А-0Д8 контролируют работу насосов ЭЦН-325. Каждый насос имеет свой отдельный сигнализатор давления. При работе насосов и давлении за ними свыше $0,18 \text{ кгс/см}^2$ сигнализатор замыкает электрическую цепь сигнальной лампы на панели топливной системы пульта бортингенера. При падении давления топлива за насосами ниже $0,18 \text{ кгс/см}^2$ сигнализатор размыкает электрическую цепь сигнальной лампы, и она гаснет.

Сигнализатор давления представляет собой электрогидравлическое реле, чувствительным элементом которого является мембранная коробка. При изменении давления топлива

мембранная коробка деформируется и через шток действует на микровыключатель, вмонтированный в общий корпус сигнализатора давления.

Сигнализаторы давления насосов ЭЦН-325 размещены на двух панелях сигнализаторов давления. Панели закреплены на левом и правом бортах фюзеляжа между шп. № 48—50. На каждой панели установлено по пять сигнализаторов давления. На левом борту находятся сигнализаторы давления насосов № 1 и 3. На правом борту — сигнализаторы давления насосов № 2 и 4. К каждому сигнализатору подходит трубопровод от контролируемого насоса.

Для подхода к сигнализаторам снимается верхний зализ между центропланом и фюзеляжем.

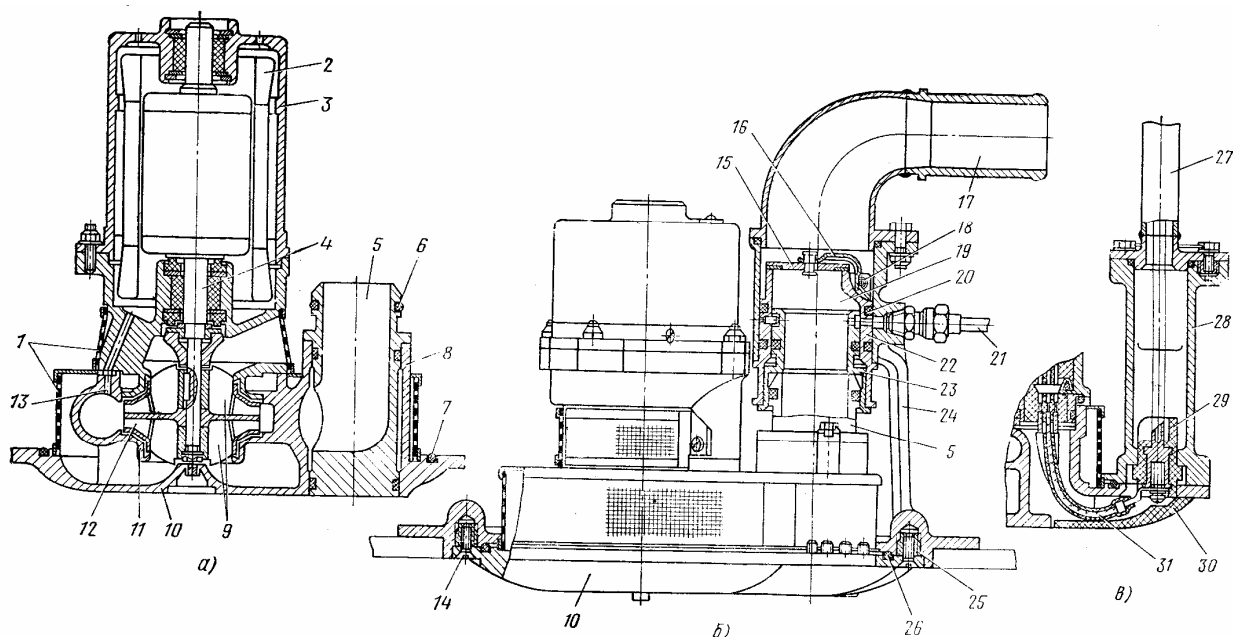


Рис. 1.21. Топливный насос ЭЦН-325:

а — топливный насос; *б* — установка; *в* — подключение электропроводки;
 1 — сетка; 2 — электродвигатель; 3 — корпус электродвигателя; 4 — вал; 5 — патрубок; 6, 7 — уплотнительные резиновые кольца; 8 — корпус насоса; 9 — осевое колесо; 10 — крышка; 11 — улитка; 12 — крыльчатка; 13 — канал; 14 — винт; 15 — тарелка; 16 — рычаг; 17, 28 — патрубки; 18 — пружина; 19 — обратный клапан; 20, 26 — резиновые кольца; 21, 27 — трубки; 22 — корпус; 23 — основание; 24 — корпус; 25 — футорка; 29 — клеммная колодка; 30 — крышка; 31 — электропровода.

Блок обратных клапанов предназначен для подачи топлива от насосов ЭЦН-325 к двигателю № 2 и предотвращения перетекания топлива из одной магистрали в другую в случае разрушения последней.

Блок обратных клапанов состоит из корпуса 3 (рис. 1.22) и двух обратных клапанов 1. Обратные клапаны установлены в его входных патрубках. Верхний патрубок соединен с магистралью питания топливом двигателя № 1. Нижний патрубок соединен с магистралью питания топливом двигателя № 3. Выходной патрубок 2 соединен с трубопроводом магистрали питания топливом двигателя № 2. При наличии давления в магистралях питания топливом двигателей № 1 и 3 обратные клапаны открыты, и топливо поступает через них к трубопроводу магистрали питания двигателя № 2. В случае падения давления в магистрали питания какого-либо двигателя (№ 1 или 3) соответствующий обратный клапан закрывается и препятствует перетеканию топлива из одной работающей магистрали в другую, неработающую. К корпусу подсоединен температурно-разгрузочный клапан. Обратный клапан блока состоит из корпуса 7, крышки клапана 8, рычага 6 с пружиной. Пружина прижимает крышку к корпусу, препятствуя перетеканию топлива.

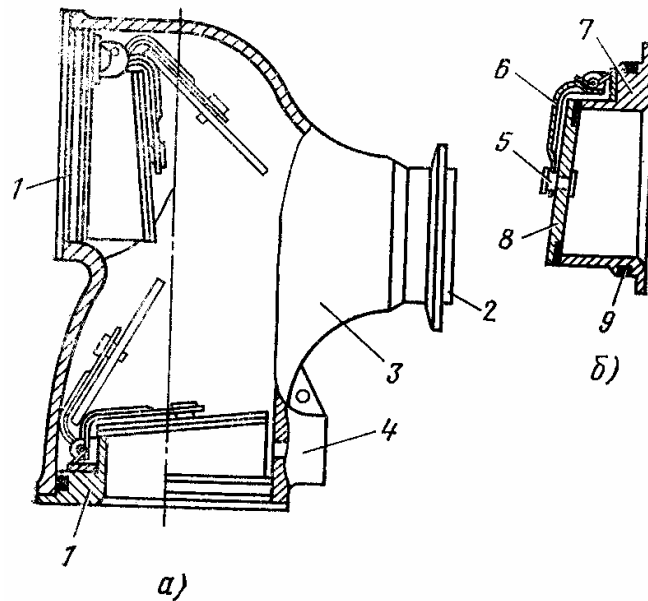


Рис. 1.22. Блок обратных клапанов:
 а — блок в сборе; б — обратный клапан;
 1 — обратный клапан; 2 — выходной патрубок; 3, 7 — корпус; 4 — бобышка;
 5 — ось; 6 — рычаг; 8 — крышка; 9 — уплотнение

Блок обратных клапанов установлен в узле топливных агрегатов между шп. № 50 и 51.

Сливной кран 636700/А, установленный на блоке обратных клапанов, используется для слива топлива самотеком.

Клапан 1 с резиновой прокладкой (рис. 1.23) закрепляется на штоке 5 ручки 6 проволочной скобой 2. Ручка и переходная гайка 4 соединяются друг с другом через зубья, образующие трещотку.

Трещотка совместно с пружиной 7 ручки предотвращает самопроизвольное открытие крана и осуществляет контроль ручки крана в закрытом положении.

Для открытия крана необходимо предварительно оттянуть ручку, прижатую пружиной, вывести из зацепления зубья трещотки и лишь после этого вращать ручку.

При сливе топлива к крану подсоединяется и стопорится наконечник специального шланга.

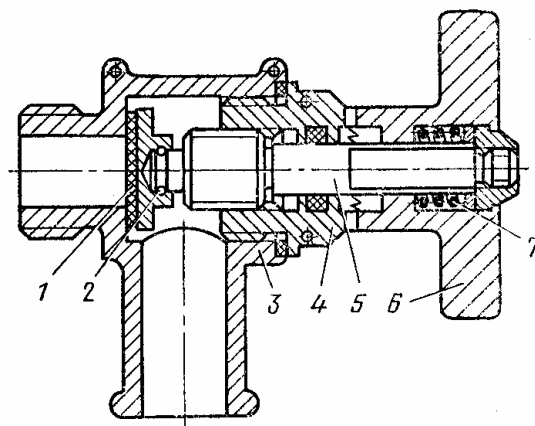


Рис. 1.23. Сливной топливный кран 636700/А:
 1 — клапан; 2 — скоба; 3 — корпус; 4 — гайка; 5 — шток; 6 — ручка; 7 — пружина

Сливной кран 604700АТ (рис. 1.24) предназначен для слива топлива с помощью перекачивающих и подкачивающих насосов.

Ручка 1 соединяется с крышкой крана 3 через зубья трещотки и прижимается к ней пружиной 8. Назначение трещотки и пружины такое же, как и у крана 636700/А. Открытие сливного крана 604700АТ аналогично открытию сливного крана 636700/А.

Кран 604700АТ установлен на трубопроводе по левому борту фюзеляжа у шп. № 50. Доступ к нему осуществляется через лючок снизу, в хвостовой части зализа центроплана.

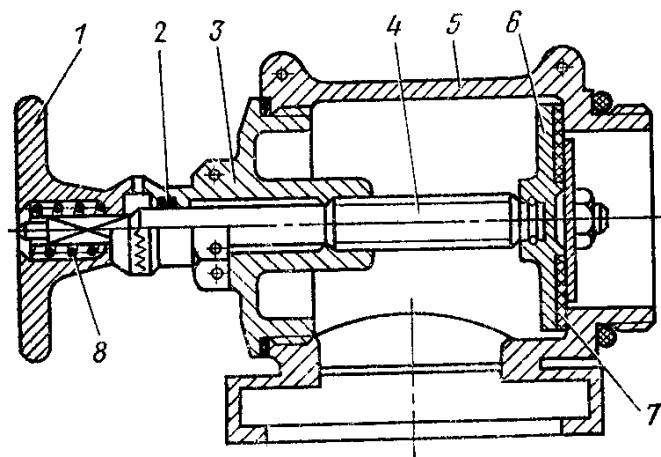


Рис. 1.24. Сливной топливный кран 604700АТ:

1 — ручка; 2 — кольцо; 3 — крышка; 4 — винт; 5 — корпус; 6 — клапан; 7 — прокладка;
8 — пружина

Перекрывной кран 788600МА (рис. 1.25) служит для перекрытия магистралей подачи топлива к двигателям.

Перекрывной кран работает по принципу заслонки и имеет два положения: открытое и закрытое. Электродвигатель через вал 5 и поводок 6, посаженный на шлицы вала, поворачивает заслонку 8, открывая или закрывая проходное отверстие в корпусе крана. В закрытом положении заслонка уплотнена резиновым кольцом, что исключает утечку топлива через него при рабочем давлении топлива в трубопроводе.

Управление перекрывными кранами осуществляется переключателями, расположенными на панели топливной системы пульта бортинженера. Переключатель имеет два положения: «Открыт» и «Закрыт». Над переключателями имеются зеленые лампы. При достижении заслонкой крайних положений электромеханизм автоматически отключается концевыми выключателями, смонтированными в механизме. В положении крана «Открыт» зеленая лампа горит. В положении крана «Закрыт» Она гаснет.

Автоматы защиты цепей электроуправления кранами расположены на правой панели автоматов защиты.

Краны установлены в узле топливных агрегатов в трубопроводах, идущих к двигателям.

Для крепления к фланцам трубопровода соответствующей топливной магистрали перекрывной кран имеет шпильки 1.

Температурно-разгрузочный клапан служит для предохранения трубопроводов системы питания топливом двигателей от избыточного давления вследствие температурного расширения топлива. Возникновение избыточного давления вследствие температурного расширения топлива возможно при неработающих двигателях и закрытом перекрывном кране 768600МА. Участки трубопроводов от перекрывных кранов до двигателей и блок обратных клапанов объединены через температурно-разгрузочные клапаны с трубопроводами 5 (см. рис. 1.20), которые соединяются с выходным трубопроводом насоса ЭЦН-319. Это позволяет при неработающих двигателях и закрытых перекрывных кранах 768600МА стравливать расширяющееся от нагревания топливо из замкнутых объемов трубопроводов и блока обратных клапанов в расходный бак.

Корпус 5 (рис. 1.26) имеет резьбу, с помощью которой клапан ввертывается в бобышку на трубопроводе. Пружины клапанов оттарированы на давление $2,5^{+0,5}$ кгс/см². При достижении указанной величины давления топлива внутри трубопровода клапан перемещается, сжимая

пружину, и топливо стравливается через трубопроводы от насоса ЭЦН-319 в расходный бак. Три температурно-разгрузочных клапана установлены на патрубках за перекрывными кранами, один клапан установлен на блоке обратных клапанов перед перекрывными кранами.

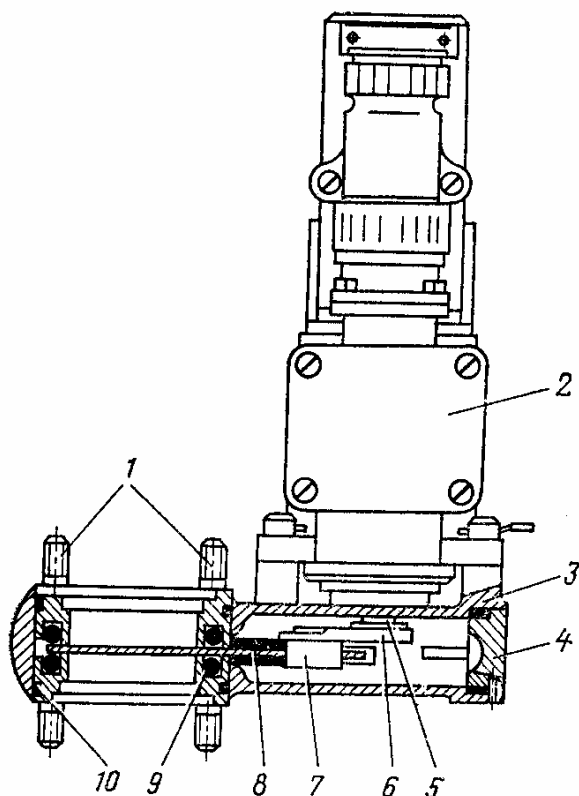


Рис. 1.25. Перекрывной (пожарный) кран 768600МА:

1 — шпилька; 2 — электромеханизм ЭПВ-150М; 3 — корпус; 4 — крышка; 5 — вал; 6 — поводок; 7 — подшипник; 8 — заслонка; 9, 10 — уплотнительное кольцо

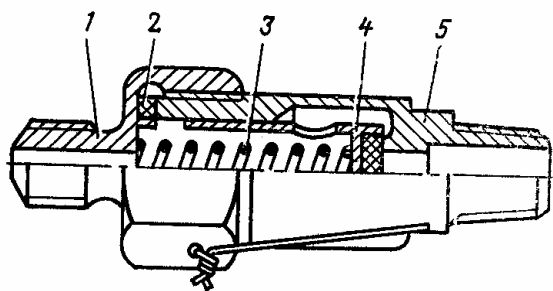


Рис. 1.26. Температурно-разгрузочный клапан:

1 — крышка; 2 — уплотнительное кольцо; 3 — пружина; 4 — клапан; 5 — корпус

Штуцер консервации 1703А-Г (рис. 1.27) предназначен для подсоединения приспособления для консервации топливной системы двигателя. Штуцер консервации навинчивается на переходник, приваренный к трубопроводу 1. Обратный клапан 3 предотвращает утечку топлива через штуцер консервации. Штуцера консервации установлены на трубопроводах системы питания топливом, соединенных с входными патрубками подкачивающих насосов двигателя.

Система питания топливом двигателя ВСУ

Система питания топливом двигателя ВСУ обеспечивает подачу топлива по трубопроводам из расходного бака № 1 к входному фильтру двигателя.

В систему входят подкачивающий насос ЭЦН-319 21 (см. рис. 1.16), два обратных клапана, сигнализатор давления СДУ2А-0,18, перекрывной кран 610200А, штуцер консервации 1703А-Т и трубопроводы.

Подкачивающий насос ЭЦН-319 установлен в расходном баке № 1. Он подает топливо через перекрывной кран 610200А по трубопроводу к входному фильтру двигателя.

Трубопровод подачи топлива к двигателю ВСУ выходит из расходного бака № 1 на левый внешний борт фюзеляжа и входит в его герметическую часть у шп. № 51. В герметической части фюзеляжа трубопровод проложен по левому борту рядом с трубопроводами системы питания топливом основных двигателей. Через шп. № 67А трубопровод выходит из герметической части фюзеляжа и проходит по левому борту фюзеляжа до шп. № 78, где соединяется с двигателем.

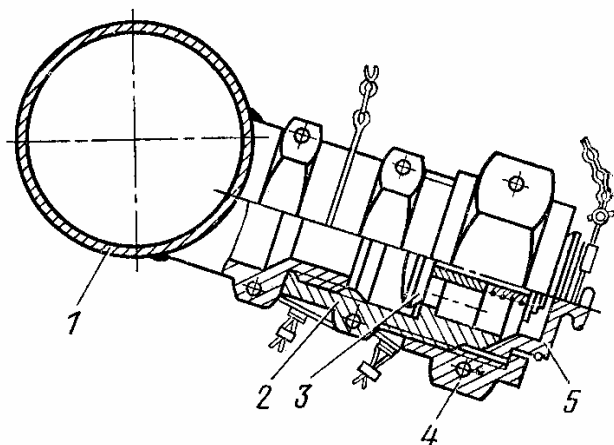


Рис. 1.27. Штуцер консервации 1703А-Т:

1 — трубопровод; 2 — корпус; 3—обратный клапан; 4 — гайка; 5 — заглушка

Топливный насос ЭЦН-319 предназначен для подачи топлива к двигателю ВСУ и основным двигателям при их запуске в полете.

Насос ЭЦН-319 (рис. 1.28) состоит из двух узлов: центробежного насоса и электродвигателя. Центробежный насос включает в себя корпус 10, крыльчатку 6, защитную сетку 1, уплотнительные резиновые кольца 3, 8, крышку 7, дренажную трубку 9. Электродвигатель насоса работает от сети постоянного тока с напряжением 27 В. На валу 5 электродвигателя закреплена крыльчатка. Вал проходит через уплотнительную манжету 11. Манжета и прокладка 12 защищают электродвигатель от проникновения в него топлива, чем обеспечивается пожарная безопасность. Рабочая полость двигателя сообщается с атмосферой при помощи дренажной трубки. Топливо, просачивающееся через уплотнения, отводится через дренажную трубку в атмосферу.

Крышка на винтах крепится к корпусу насоса. Насос установлен в специальном кожухе 17 и крепится к нему винтами 26.

Кожух насоса крепится по контуру винтами к нижней панели бака. В верхней части корпуса кожуха насоса имеются три патрубка. К ним присоединены штуцера 13 подачи топлива к основным двигателям и штуцер 14 подачи топлива к ВСУ. Защитная сетка является фильтром грубой очистки. Топливо через защитную сетку поступает к крыльчатке насоса и затем в кольцевой сборник. Из кольцевого сборника топливо попадает в пространство между кожухом насоса 17 и насосом 19, откуда оно через штуцера 13 поступает в трубопроводы.

Кожух имеет патрубок, к которому крепится дуралюминовая трубка 18 подвода электропроводов. Трубка выводится за пределы топливного бака через его нижнюю панель.

Конструкция кожуха обеспечивает возможность демонтажа и монтажа насоса без слива топлива из бака. Для этого кожух имеет клапан 23 и устройство для его открытия и закрытия. Клапан соединен со стальным рычагом 20. Второй конец рычага имеет ось, которая вращается в приливе основания кожуха. На оси рычага закреплен поводок, шарнирно

соединенный валиком 34 со штоком 35 винтового привода устройства закрытия (открытия) клапана. Нижний конец штока имеет левую резьбу и ввернут в стальной винт 27, имеющий правую резьбу. Две пружины 21 удерживают крышку в открытом положении. Открытое положение крышки является рабочим положением, и через отверстие в корпусе топливо поступает к насосу. Для закрытия крышки необходимо вывернуть против часовой стрелки винт 27 до упора. При этом перемещение штока посредством поводка, соединенного с ним и с крышкой, приведет к закрытию крышки, что изолирует насос от топлива в баке. Одновременно при вывинчивании винта 27 крышка 24 клеммной колодки освобождает фланец насоса для его демонтажа. Винт 31 должен быть предварительно вывернут.

Насос установлен в расходном баке на его нижней поверхности. Включение насоса осуществляется в процессе запуска ВСУ автоматически после открытия створок ВСУ их концевыми выключателями. При работе насоса горит табло 21 (см. рис. 1.17). Электропитание насоса осуществляется через АЗС, находящийся в РК хвостовой.

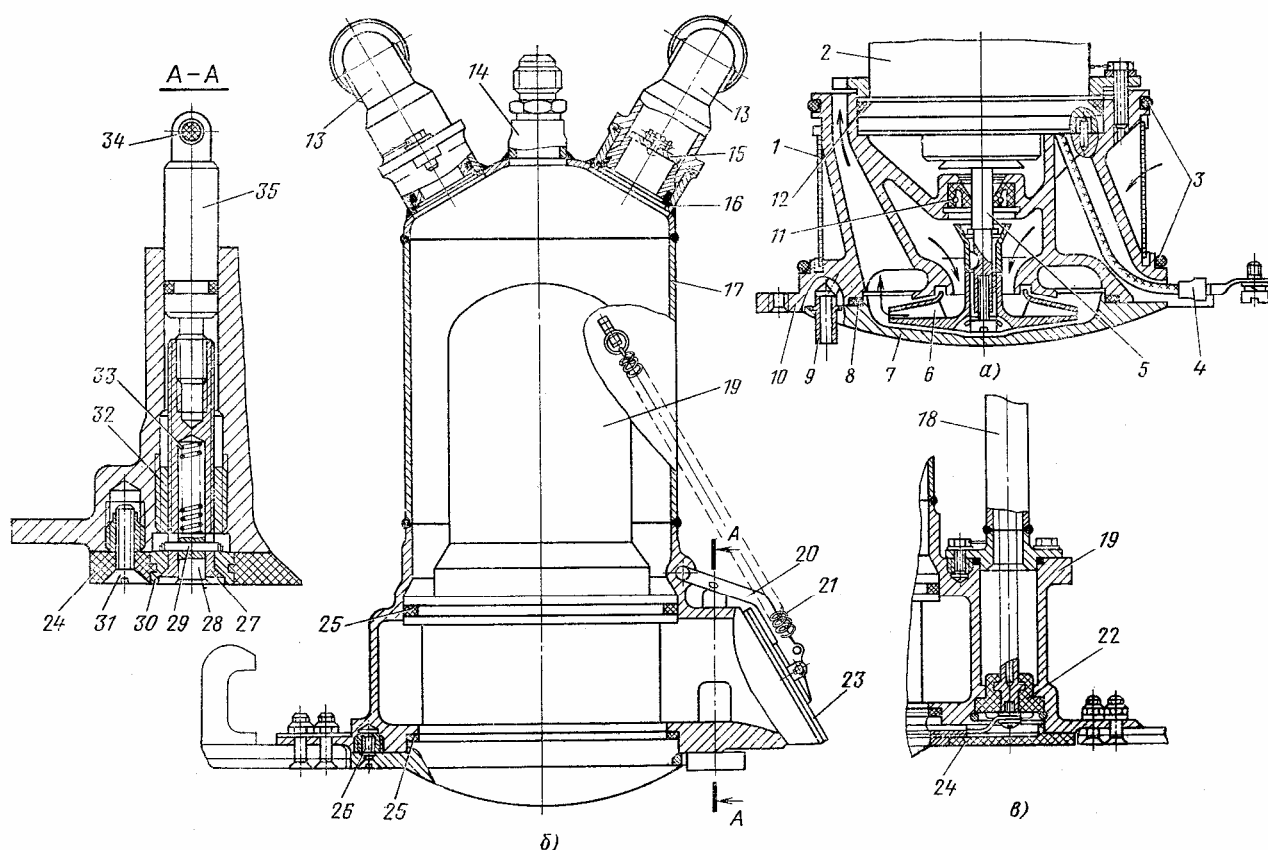


Рис. 1.28. Топливный насос ЭЦН-319:

а—насос; б—установка насоса; в—подключение электропроводки;

1 — защитная сетка; 2 — электродвигатель; 3, 8, 25 — уплотнительное кольцо; 4 — электропровод; 5 — вал; 6 — крыльчатка; 7 — крышка; 9 — трубка; 10 — корпус; 11 — манжета; 12 — прокладка; 13 — выходной штуцер; 14 — штуцер подачи топлива к ВСУ; 15 — обратный клапан; 16 — кольцо; 17 — кожух; 18 — трубка; 19 — насос ЭЦН-319; 20 — рычаг; 21, 33 — пружина; 22 — колодка; 23 — клапан; 24 — крышка; 26, 27, 31 — винт; 28, 29 — штифт; 30 — втулка; 32 — футорка; 34 — валик; 35 — шток

Обратные клапаны 15 (см. рис. 1.28) предназначены для предотвращения перетекания топлива из трубопроводов подачи топлива к основным двигателям в бак при неработающем насосе. Обратные клапаны устанавливаются в выходных патрубках кожуха насоса. Обратные клапаны насоса ЭЦН-319 по конструкции и принципу работы аналогичны клапанам блока обратных клапанов.

Сигнализатор давления предназначен для контроля работы насоса ЭЦН-319. При давлении топлива за насосом выше $0,18 \text{ кгс/см}^2$ сигнализатор замыкает электрическую цепь табло сигнализации наличия давления в питающей магистрали. Табло находится на панели запуска ВСУ.

При падении давления топлива за насосом ниже $0,18 \text{ кгс/см}^2$ сигнализатор размыкает электрическую цепь питания табло и оно гаснет.

Принцип работы сигнализатора давления описан выше. Сигнализатор давления размещен на общей панели сигнализаторов давления, на левом борту фюзеляжа между шп. № 48-50.

Перекрывной топливный кран 610200А служит для перекрытия трубопровода питания топливом ВСУ.

Перекрывной кран выполнен как одно целое с электромагнитом (рис. 1.29) и имеет два положения: открытое и закрытое.

При подаче напряжения на обмотку возбуждения электромагнита якорь сжимает пружину и сообщает штуцер входа со штуцером выхода.

При отсутствии напряжения на обмотке возбуждения якорь прижимается пружиной 3 к седлу выходного штуцера 5, и кран закрывается.

Управление краном осуществляется выключателем 22 (см. рис. 1.17). Автомат защиты крана находится на правой панели автоматов защиты. Кран установлен в зоне узла топливных агрегатов на левом борту фюзеляжа у шп. № 51. На самолетах последних выпусков перекрывной кран устанавливается на трубопроводе в заднем техотсеке.

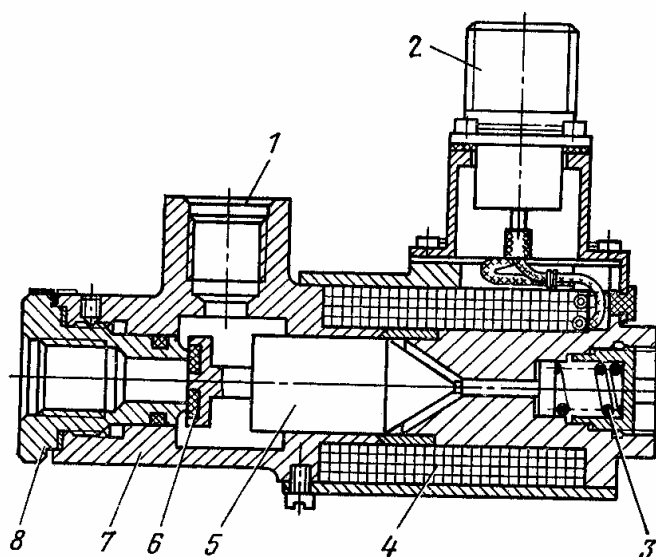


Рис. 1.29. Перекрывной топливный кран 610200А:
1,8 — штуцер; 2 — штепсельный разъем; 3 — пружина;
4 — обмотка; 5 — якорь с клапаном; 6 — уплотнение; 7 — корпус

Штуцер консервации 1703А-Т, как и в системе питания топливом основных двигателей, используется для подсоединения приспособления для консервации топливной системы ВСУ. Он установлен между шп. № 77 и 78 фюзеляжа.

Работа топливной системы ВСУ

Управление системой подачи топлива к двигателю ВСУ производится с панели «Запуск ВСУ» на пульте бортинженера. Для включения топливного насоса необходимо установить переключатели «Запуск» во включенное положение, переключатель «Запуск— Хол. прокрутка» — в положение «Запуск». Загорание табло «Р. топлива» свидетельствует об исправности насоса. Для подачи топлива к двигателю ВСУ установить переключатель «Перекрывной кран ВСУ» в положение «Открыт».

Система дренажа топливных баков

Система дренажа предназначена для сообщения внутренних полостей баков с атмосферой. При заправке баков топливом под давлением дренажная система обеспечивает выход из них воздуха, предотвращая деформацию крыла.

При выработке топлива или при его сливе дренажная система обеспечивает поступление воздуха в баки, предотвращая образование в них пониженного давления, которое препятствует выходу топлива из баков к двигателям и может привести к смятию баков

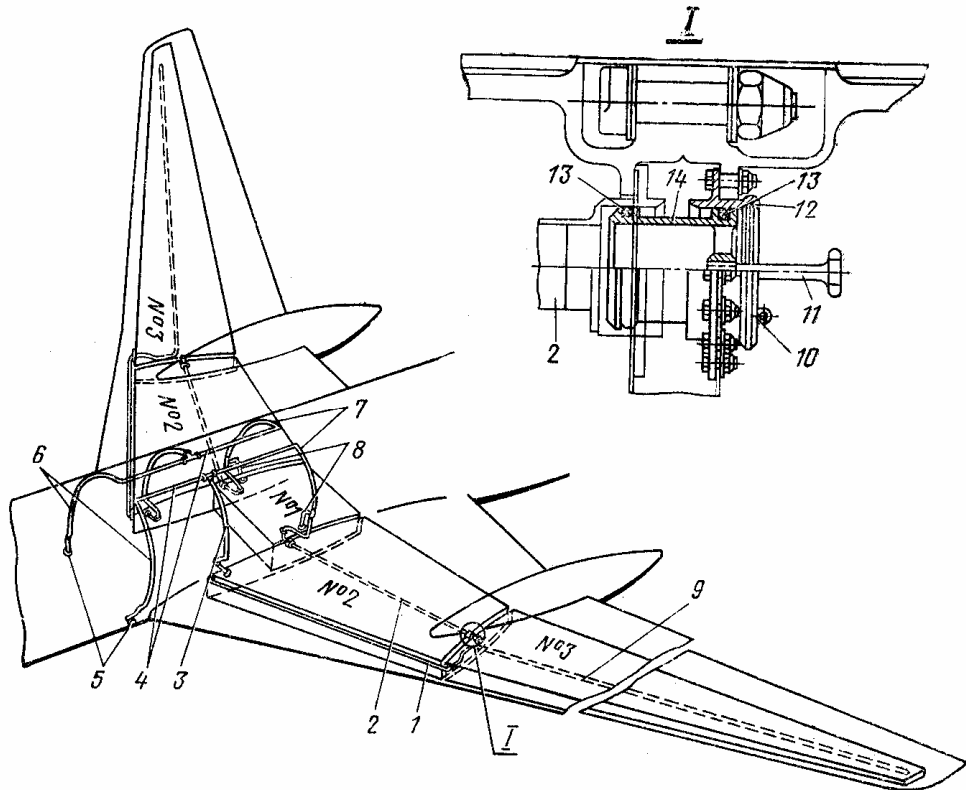


Рис. 1.30. Система дренажа топливных баков:

1,9 — трубопровод концевой части бака № 3; 2 — трубопровод корневой части бака № 3;
3 — трубопровод бака № 2; 4 — сборник; 5 — заборник; 6 — трубопровод заборников
воздуха; 7 — трубопровод баков № 1 и 3; 8 — трубопровод бака № 1; 10 — стопорное кольцо;
11 — стержень; 12 — фланец; 13 — уплотнительное кольцо; 14 — муфта

Система дренажа топливных баков — открытого типа. Она обеспечивает сообщение баков с атмосферой на земле и при различных положениях самолета в полете. Во время полета самолета скоростной напор воздуха через дренажную систему обеспечивает повышенное давление в баках. Оно предотвращает образование пониженного давления в баках во время изменения высоты полета, уменьшает испарение топлива. Повышенное давление в баках повышает высотность топливной системы, обеспечивая нормальную работу топливных насосов. Система дренажа баков состоит из трубопроводов, расположенных в фюзеляже и крыльях.

Система трубопроводов в фюзеляже состоит из двух сборников 4 (рис. 1.30), трубопроводов 6, соединяющих их с заборниками воздуха 5, и трубопроводов, соединяющих баки со сборниками.

Система трубопроводов в крыльях состоит из трубопроводов 9 и 2, проложенных соответственно внутри баков № 3 и 2, и трубопровода 1, расположенного на первом лонжероне вне кессон-бака.

Сборники представляют собой горизонтальные трубопроводы расположенные между шп. № 37 и 47, в верхней части фюзеляжа симметрично относительно вертикальной плоскости самолета.

Заборники воздуха расположены по обоим бортам фюзеляжа между шп. № 36 и 37 перед носком крыла. Заборник воздуха представляет собой фланец, закрепленный на внутренней стороне обшивки фюзеляжа, в которой сделано отверстие для прохода воздуха.

В зоне шп. № 42 к сборнику подсоединены дренажные трубопроводы 3 кессон-баков № 2: баки № 2 левые подсоединены к левому сборнику, баки № 2 правые — к правому сборнику.

В зоне шп. № 46 к сборнику присоединены дренажные трубопроводы 7 баков № 1 и 3. Левые баки № 3 подсоединены к левому сборнику, правые баки — к правому. С трубопроводами 7 соединены дренажные трубопроводы 8 бака № 1. Бак № 1 через дренажные трубопроводы 7 и 8 сообщается как с правым, так и с левым сборниками. Дренажные трубопроводы бака № 4 подсоединены к правому и левому сборникам. Трубопроводы соединены с полостью бака через фланцы на его верхней панели.

В крыле расположены дренажные трубопроводы бака № 3. Бак № 3 имеет две линии дренажа: дренаж корневой и концевой частей бака.

Стык трубопровода 2 с баком № 3 по разъемной нервюре № 14 осуществлен специальным соединением. Оно состоит из переходной муфты 14, уплотнительных колец 13, фланца 12, стопорного кольца 10. Переходная муфта опирается на фланец и трубопровод 2 центроплана. В переходную муфту ввинчен стержень 11. Он необходим для демонтажа переходной муфты. Положение переходной муфты относительно фланца фиксируется стопорным кольцом. Подход к соединению осуществляется через отверстие для клапана слива избыточного («перезалитого») топлива в нижней панели отъемной части крыла.

Трубопровод концевой части бака № 3 состоит из двух трубопроводов: трубопровода 9, проложенного внутри бака вдоль второго лонжерона до разъемной нервюры № 14 и трубопровода 1, проложенного по первому лонжерону центроплана вне его герметической части. Соединение этих двух трубопроводов осуществлено на выходе трубопровода 9 из бака № 3 у нервюры № 14.

Система перекачки

Система перекачки топлива предназначена для перекачивания топлива из правых и левых баков № 2 и 3 в расходный бак № 1. Система включает в себя десять перекачивающих насосов ЭЦН-323, десять обратных клапанов, десять сигнализаторов давления СДУ2А-0Д8, один сигнализатор давления СДУ2-0Д8, порционер и трубопроводы (см. рис. 1.16).

При наличии на самолете бака № 4 система перекачки топлива дополняется двумя насосами ЭЦН-323, установленными в баке № 4, соответственно двумя обратными клапанами, установленными в выходных патрубках насосов, двумя сигнализаторами давления СДУ2А-0Д8, контролирующими работу этих насосов, и четырьмя перекрывными кранами 768600МА.

Помимо этого в состав системы перекачки топлива входят агрегаты из комплекта системы автоматики расхода и измерения топлива АЦТ6 (СУИТ-1Т).

Насосы ЭЦН-323 предназначены для перекачивания топлива из баков в расходный бак. Центробежный топливный насос ЭЦН-323 по конструкции, принципу работы и способу установки в баках аналогичен подкачивающему насосу ЭЦН-325 и отличается от него только габаритными размерами, массой, типом электродвигателя и техническими данными.

Запуск насосов осуществляется непосредственным включением их в электрическую цепь. Насосы имеют автоматическое, ручное и принудительное управление.

Автоматическое управление перекачивающими насосами осуществляется с помощью автомата расхода топлива. При автоматическом управлении выключатели 19 (см. рис. 1.17) установить в положение «Выключено». Переключатель 18 установить в положение «Авт.». Выключатель «Принудительное вкл. топливн. насосов», расположенный на электрощитке

бортинженера, установить в положение «Выключено» (закрыт колпачком). Контроль за работой насосов осуществляется по сигнальным лампам 6, 7.

Ручное управление насосами применяется при отказе автомата расхода топлива. При ручном управлении переключатель 18 установить в положение «Ручн.» Выключатели 19 включаются и выключаются в соответствии с программой расхода топлива. Выключатель «Принудительное вкл. топливн. насосов» должен быть в положении «Выключено» (закрыт колпачком). Количество топлива в баках определяется по указателям топливомеров и лампам сигнализации работы насосов.

На ручное управление насосами переходят при пустых баках № 2 и 3 и выработке топлива из бака № 1. Для этого переключатель «Авт. — Ручн.» установить в положение «Ручн.» и включить все насосы перекачки.

При отказе автоматического и ручного управления насосами перекачки, когда одновременно гаснут все лампы насосов баков № 2 и 3 и насосы не включаются ручным управлением при установке переключателя «Авт. — Ручн.» в положение «Ручн.», включается выключатель «Принудительное вкл. топливн. насосов» и после этого осуществляется или автоматическое управление перекачкой, или ручное.

Автоматы защиты сети электропитания насосов находятся на правой и левой панели генераторов. Сигнализация работы насосов и система управления их работой осуществляется через автоматы защиты на правой панели автоматов защиты.

В баках № 2 установлено по два перекачивающих насоса ЭЦН-323. Насосы бака № 2 установлены у первого и третьего лонжеронов, в корневой части бака.

В баках № 3 установлено по три перекачивающих насоса: один насос установлен у первого лонжерона в корневой части бака — между нервюрами № 14 и 15, два насоса у третьего лонжерона — один в средней части бака, между нервюрами № 19 и 20, и второй — в концевой части бака, между нервюрами № 31 и 32.

В баке № 4 установлено два перекачивающих насоса. От этих насосов через первый лонжерон выведены трубопроводы для перекачки «балластного» топлива в левый и правый баки № 2. Перед входом этих трубопроводов в баки № 2 установлены перекрывные краны 768600МА. На общем тройнике такие же краны установлены в трубопроводах перекачки из баков № 3 в баки № 2, но к этим кранам электропроводка не подведена.

Управление перекачкой топлива из бака № 4 (если топливо служит балластом) осуществляется с дополнительного щитка, расположенного рядом с щитком заправки. На самолетах, где топливо бака № 4 используется для перекачки в расходный бак, управление перекачкой топлива осуществляется с панели топливной системы бортинженера.

На самолетах последних выпусков имеется основная и дополнительная системы перекачки топлива.

Основная система перекачки топлива функционирует при ручном и автоматическом управлении и обеспечивает подачу топлива из баков № 2, 3, 4, в расходный бак по заданной программе. Эта система включает в себя дополнительно, по сравнению с системами самолетов, не имеющих бака № 4, два перекачивающих насоса ЭЦН-323, размещенные в баке № 4, два обратных клапана, установленные в выходных патрубках этих насосов и два сигнализатора СДУ2А-0,18, контролирующие работу этих насосов.

Дополнительная система перекачки топлива обеспечивает при ручном управлении перекачку остатков топлива после полета из правого и левого баков № 3 соответственно в незаполненные правый и левый баки № 2. Это необходимо для предотвращения опрокидывания самолета на хвост. Дополнительная система также обеспечивает перекачку из бака № 4, если он не заправляется на последующий полет, в незаполненные левый и правый баки № 2. Система состоит из трубопроводов, подсоединенных к трубопроводам основной системы перекачки, и четырех перекрывных кранов 768600МА.

Перекачка топлива из баков № 3 в баки № 2 возможна только при горящей лампе «Автомат расхода — 3». Если к моменту перекачки в каком-либо баке № 2 уровень топлива окажется выше уровня срабатывания сигнализатора включения насосов бака № 3, то кран перекачки в этот бак не откроется.

Управление насосами и кранами перекачки осуществляется с панели топливной системы.

Обратные клапаны установлены в выходных патрубках корпуса насосов ЭЦН-323 и предназначены для предотвращения перетекания топлива из трубопровода в бак при неработающих насосах. Обратные клапаны по конструкции и принципу работы аналогичны обратным клапанам насосов ЭЦН-325.

Сигнализаторы давления СДУ2А-0,18 контролируют работу перекачивающих насосов ЭЦН-323. Каждый насос имеет свой сигнализатор давления. Принцип работы и основные технические данные сигнализатора давления СДУ2А-0,18 такие же, как у СДУ2-0,18.

Для предотвращения переполнения топливом расходного бака при включенном автомате расхода топлива и неисправных клапанах порционера сигнализаторы давления выключают перекачивающие насосы.

Сигнализаторы давления перекачивающих насосов правого и левого баков № 2 размещены соответственно на правой и левой панелях сигнализаторов давления. Сигнализаторы давления перекачивающих насосов баков № 3 установлены на первой и третьем лонжеронах крыла.

Сигнализатор давления СДУ2А-0Д8 предназначен для предотвращения переполнения топливом расходного бака. При ручном и автоматическом управлении насосами и неисправном клапане порционера он выключает перекачивающие насосы ЭЦН-323 баков № 2 и 3 в случае создания избыточного давления в расходном баке выше $0,18 \text{ кгс/см}^2$.

Установлен СДУ2-0,18 на правой панели сигнализаторов давления.

Порционер предназначен для поддержания заданного уровня топлива в расходном баке.

Порционер состоит из четырех мембранных клапанов (рис. 1.31) и поплавкового управляющего клапана. Мембранные клапаны установлены в гнездах 23 корпуса. К корпусу приварены патрубки 14. Для предотвращения вспенивания топлива при его перекачке концы патрубков находятся ниже уровня топлива в баке.

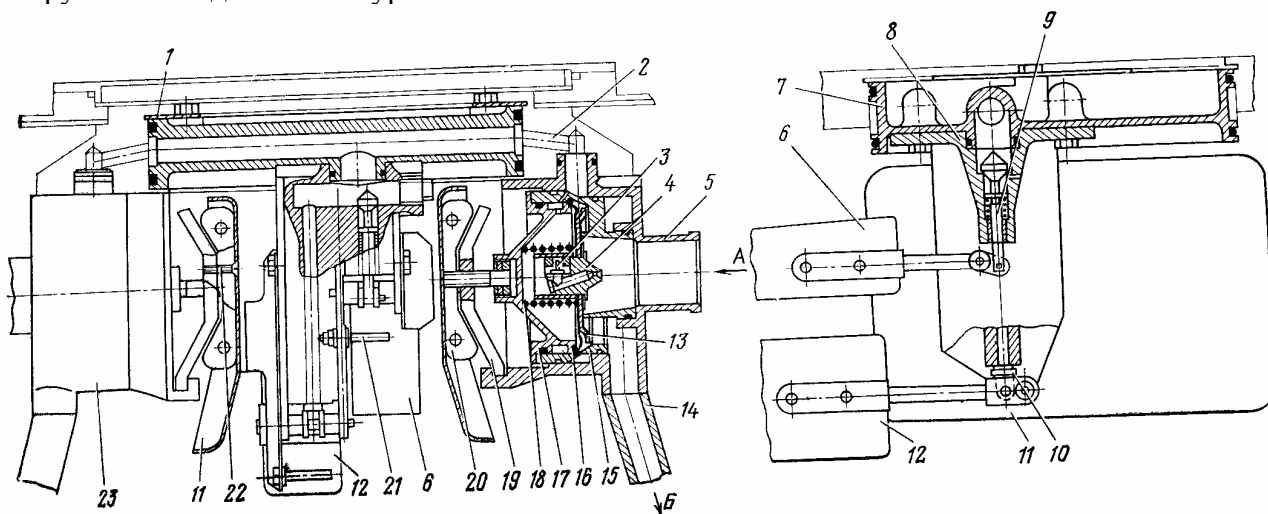


Рис. 1.31. Порционер:

1 — сухарь; 2 — канал; 3 — обратный клапан; 4 — жиклер; 5 — патрубок; 6, 12 — поплавок; 7 — кольцо; 8 — кронштейн; 9, 10 — клапан; 11 — щека; 13 — тарелка; 14 — патрубок; 15 — корпус мембранного клапана; 16 — мембрана; 17 — крышка; 18 — пружина; 19 — траверса; 20 — барашек; 21 — ограничитель; 22 — винт; 23 — гнездо.

Каждый мембранный клапан состоит из крышки 17, корпуса 15, пружины 18, жиклера 4, обратного клапана 3, мембраны 16, мембранной тарелки 13. Мембрана вместе с мембранной тарелкой завальцованы в жиклере. Этот мембранный клапан вставлен в корпус и зажат в нем крышкой, которая крепится к корпусу винтами. В крышку вставлен винт с траверсой 19 и барашком 20. Мембранный клапан удерживается в гнезде корпуса траверсой. Под действием пружины мембранный клапан закрывает входной патрубок 5. К входным патрубкам присоединены трубопроводы от насосов перекачки.

В центре корпуса порционера размещен поплавковый клапан с двумя поплавками 6, 12 и клапанами 9, 10. Клапаны находятся в кронштейне 8. Кронштейн соединен с кольцом 7, закрепленным в плите верхней панели сухарями 1. Внутри кольца имеются каналы 2, выход из которых запирают два клапана — верхний 9 и нижний 10. Клапаны соединены рычагами с поплавками, которые их открывают и закрывают. Поплавки изготовлены из пенопласта. На корпусе установлены ограничители хода поплавков вниз 21.

Порционер работает следующим образом. Когда уровень топлива в расходном баке меньше заданного, поплавки опущены и клапаны открыты. Топливо подается насосами через патрубки 5 к мембранным клапанам, проходит через жиклер 4 в замембранную полость. Через отверстия в крышке и корпусе мембранного клапана топливо поступает в каналы 2 и по ним к клапанам 9 и 10. Так как клапаны открыты, то топливо через них сливается в бак и в каналах 2 и замембранных полостях нет давления. Поэтому топливо, поступающее через патрубок 5, отжимает мембранный узел, преодолевая усилие пружины 18, и по патрубку сливается в расходный бак. Уровень топлива в расходном баке повышается. При этом сначала начинает всплывать поплавок 12 и закрывает клапан 10. Топливо продолжает поступать в бак по патрубку 14. Когда всплывает поплавок 6, то закрывается клапан 9 и выход топлива из замембранных полостей прекращается. Топливо, проходящее через жиклеры 4, заполняет замкнутые каналы 2 и замембранную полость. Давление в замембранной полости становится равным давлению в патрубках 5, и пружина отжимает мембранный узел к входному патрубку. Перекачка топлива прекращается. Так как верхний клапан имеет люфт в месте соединения с поплавком, то он, двигаясь по ходу вытекающего из него топлива, закрывается рывком, обеспечивая одновременное закрытие мембраны клапанов.

Обратные клапаны 3 в мембранных клапанах препятствуют вытеканию топлива из мембранной полости в патрубки 5, когда нет подачи топлива.

По мере выработки топлива его уровень в баке № 1 понижается. Когда топливо выработается настолько, что поплавок 6 повиснет, он будет удерживаться в этом состоянии силой давления топлива на клапан 9. При дальнейшем понижении уровня топлива опускается поплавок 12 и открывается клапан 10. Топливо вытекает через клапан 10 из каналов 2, давление в каналах снижается, и поплавок 6 опустится под действием своего веса и откроет клапан 9. При открытии клапана 9 резко падает давление в замембранных полостях, что обеспечивает одновременное открытие мембраны каналов. Цикл перекачки топлива повторяется.

Порционер работает циклично независимо от числа и номеров очередных баков, из которых в данный момент ведется перекачка топлива. Порционер пропускает в расходный бак порции топлива, равные 150 кг.

Частота подаваемых порций топлива зависит от расхода топлива двигателями. При работе порционера стрелка указателя топливомера бака № 1 периодически перемещается в диапазоне 150 кг, сигнализируя о нормальной работе порционера. Порционер установлен внутри расходного бака у его верхней панели.

Трубопроводы перекачки топлива из баков № 2 и 3 в расходный бак № 1 расположены внутри баков. Они соединяют выходные патрубки перекачивающих насосов с порционером.

Соединение трубопроводов по разъему отъемной части крыла и центроплана обеспечено с помощью специального узла (см. рис. 1.16). Он состоит из переходной муфты 27, уплотнительных колец 26, стопорного кольца 24, заглушки 23, стержня 22. Стержень необходим для демонтажа переходной муфты.

Кроме трубопроводов перекачки топлива в систему входят переливные трубы 7. Они соединяют полости правого и левого баков № 2 с баком № 1 и предохраняют расходный бак от переполнения топливом, сливая излишнее топливо из него в баки № 2. Бак № 4 также соединен с баками № 2 переливными трубопроводами.

Система заправки

Система заправки самолета обеспечивает централизованную заправку баков под давлением и заправку их через верхние заправочные горловины. Централизованная заправка

баков производится через две горловины заправки топливом, установленные в нижней части правого носка центроплана.

Применение заправки под давлением имеет следующие основные эксплуатационные преимущества по сравнению с заправкой через верхние заправочные горловины:

- сокращается время заправки, что особенно важно для самолетов, имеющих большую емкость топливных баков. Время полной заправки равно 20 мин;
- сокращается персонал, обслуживающий заправку; исключается возможность попадания в баки атмосферных осадков, пыли и посторонних предметов;
- появляется возможность автоматической централизованной заправки самолетов от заправочных колонок без использования топливозаправщиков;
- предохраняется от повреждений обшивка крыла, что особенно важно для скоростных самолетов;
- исключается возможность пролива топлива и скопления у приемных устройств взрывоопасных паров, что улучшает условия пожарной безопасности;
- отсутствие необходимости подниматься на крыло для заправки самолета топливом повышает безопасность работ и не требует дополнительного наземного оборудования (стремянки, лестницы, трапов и т.д.).

Однако, этот способ заправки приводит к увеличению веса самолета в связи с установкой на нем агрегатов и трубопроводов заправки и к усложнению оборудования топливной системы.

Заправка самолета топливом через верхние заправочные горловины производится только при отказе системы заправки под давлением и в особых случаях. Каждый бак № 2 и 3 заправляется топливом отдельно через свою горловину.

Система заправки топливом под давлением горловины заправки топлива 20 (рис. 1.32), пять кранов заправки 15, 16, 17, щиток управления 8, четыре клапана слива избыточного топлива 1, 4, сигнализатор давления 7, мембранный клапан 9, электромагнитный кран 22 и трубопроводы.

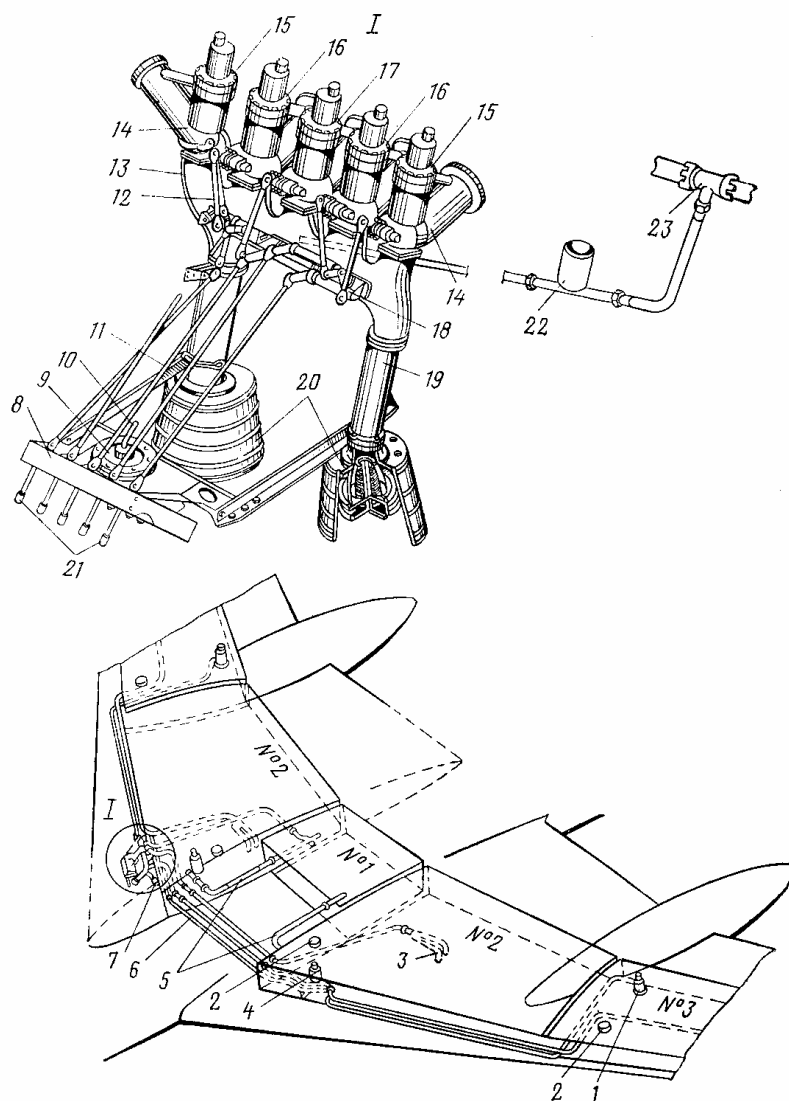


Рис. 1.32. Система заправки топливом:

1, 4 — клапан слива избыточного топлива; 2—горловина; 3 — раструб; 5, 19— трубы; 6— трубопровод командного давления; 7 — сигнализатор давления СДУ6-4,5; 8—щиток; 9— клапан; 10—трубка; 11, 12—тяги; 13 — коллектор; 14 — патрубок; 15, 16, 17 — кран заправки; 18 — качалка; 20—горловина заправки; 21 — рукоятка; 22 — электромагнитный кран МКТ-16; 23 — муфта

Помимо этого, в систему централизованной заправки входят блоки автомата заправки и датчики из комплекта системы АЦТ6 (СУИТ4-1Т).

Конструктивно горловины заправки, краны заправки, щиток управления объединены в один узел, установленный на первом лонжероне правой стороны центроплана в зоне нервюры № 5. Две заправочные горловины выходными патрубками через переходные трубы 19 крепятся к коллектору 13. К фланцам верхней части коллектора крепятся пять кранов заправки. От выходных патрубков кранов отводятся трубопроводы, по которым топливо подается в соответствующий бак. От коллектора отводятся трубопроводы 6 командного давления топлива. Эти трубопроводы подводятся к клапанам слива избыточного топлива.

Полость коллектора соединена трубопроводом с трубопроводом дренажа.

От коллектора отведены трубопроводы к сигнализатору давления СДУ6-4,5 и к предохранительному мембранному клапану 9. Для заправки бака № 4 топливом на коллекторе централизованной заправки установлен дополнительный кран заправки.

Горловина заправки топливом (рис. 1.33) служит для подсоединения штуцера заправочного шланга. Корпус 7 и выходной патрубок соединены между собой болтами.

Обратный клапан 5 с пружиной 2 герметично закрывает горловину. Он открывается при подсоединении штуцера шланга заправки и закрывается под действием пружины при его отсоединении, запирая топливо в горловине.

Присоединительный фланец 6 выполнен по нормали, соответствующей международным стандартам. Крышка 4 заливной горловины является стандартной.

Кожух 3 выполнен из резины и служит для предотвращения попадания топлива в носок крыла.

При заправке самолета штуцер шланга топливозаправщика присоединяется к горловине. Одновременно толкатель штуцера шланга отжимает обратный клапан и соединяет внутреннюю полость горловины со шлангом топливозаправщика.

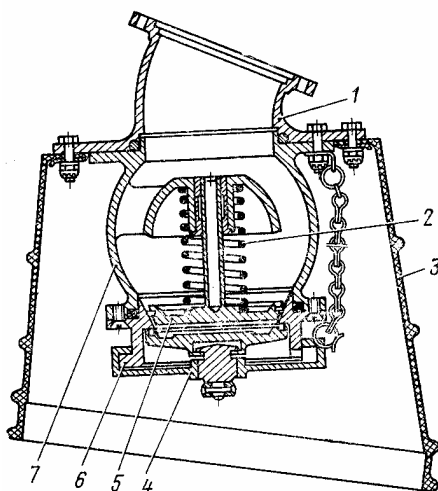


Рис. 1.33. Горловина для заправки топливом под давлением:

1— патрубок; 2— пружина; 3 — кожух; 4 — крышка; 5 — обратный клапан; 6 — фланец; 7— корпус

Кран заправки топливом перекрывает подачу топлива в бак, прекращая его заправку. Подача прекращается автоматически по сигналу от датчика заправки системы АЦТ6 (СУИТ4-1Т) при достижении заданного уровня топлива в баке и с помощью выключателя, расположенного на щитке заправки, при любом количестве заправленного топлива. В конструкции крана имеется устройство для ручного управления его открытием для слива топлива из баков через систему заправки.

В системе заправки топливом применены краны с проходным сечением диаметром 45 мм для заправки баков № 1 и 3 и с проходным сечением диаметром 60 мм для заправки баков № 2. По конструкции и по принципу работы краны аналогичны.

Кран (рис. 1.34) имеет электромагнит 6. Электромагнит и перепускной клапан 5 размещены в корпусе 8. Перемещение корпуса ограничено гильзой 9 и гайкой 7.

Поводок 1 стопором 16 закреплен на оси 17. Поводок имеет вид вилки, которая охватывает упорное кольцо 14 поршня 13. К концу оси, выходящему из корпуса, присоединяется тяга 12 (см рис. 1.32).

Работа крана осуществляется следующим образом: При включении выключателя 29 (рис. 1.35) соответствующего крана заправки подается ток на обмотку электромагнита 6 (рис. 1.34), который открывает перепускной клапан. Топливо, поступающее под давлением из коллектора во входной патрубок 15 через жиклер в поршне, поступает в его внутреннюю полость. Из этой полости топливо через открытый перепускной клапан по каналам в корпусе электромагнита и корпусе клапана сливается в выходной патрубок 11. Одновременно с этим топливо, поступающее во входной патрубок, отжимает поршень, преодолевая усилие пружины, и через выходной патрубок по трубопроводу подается в бак.

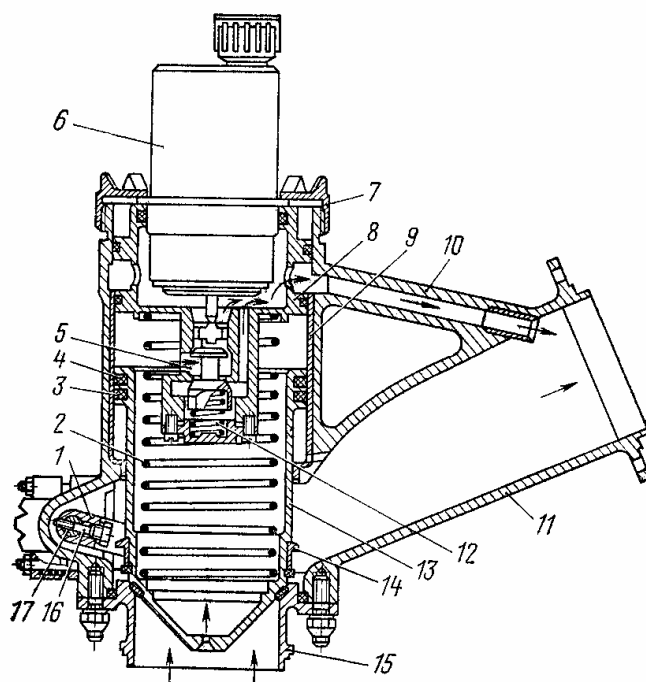


Рис. 1.34. Кран заправки топливом:

1 — поводок; 2, 12 — пружины; 3, 4 — уплотнительное кольцо; 5 — клапан; 6 — электромагнит; 7 — гайка; 8 — корпус электромагнита; 9 — гильза; 10 — корпус крана; 11, 15 — патрубок; 13 — поршень; 14 — кольцо; 16 — стопор; 17 — ось.

При заполнении бака топливом до заданного уровня по сигналу датчика заправки (или при включении выключателя на щитке заправки) электромагнит обесточивается и перепускной клапан под действием пружины 12 закрывается. Слив топлива из внутренней полости поршня прекращается, но оно продолжает поступать в нее через жиклер. Давление, создаваемое поступающим топливом, перемещает поршень и закрывает входной патрубок. Подача топлива в бак прекращается.

Поводок 1 предназначен для ручного управления краном при обесточенном электромагните и, следовательно, закрытом перепускном клапане. Ручное открытие крана дает возможность производить отсос топлива из баков через систему заправки.

Открытие крана осуществляется перемещением рукоятки 7 (см.рис. 1.35) на щитке заправки в положение «Слив». Движение рукоятки через тяги 11, 12 и качалки 18 (см. рис. 1.32) передается на ось 17 (см. рис. 1.34). Ось поворачивается, и вместе с ней — поводок 1. При повороте поводка его полувилки, отклоняясь, упираются в буртик упорного кольца 14 и перемещают поршень 13 на открытие крана. При установке рукоятки на щитке в положение «Заправка» поршень под действием пружины 2 перемещается и закрывает кран. Когда клапан заправки открыт, то на щитке заправки горит соответствующая ему зелёная лампочка.

Для крана заправки бака №4 на самолётах, где он является балластным, обеспечено только ручное управление. На самолётах, где топливо из бака №4 перекачивается в бак №1, осуществлено автоматическое закрытие крана при заправке заданного количества топлива.

Щиток заправки. Управление заправкой топливом под давлением осуществляется со щитка заправки. На нем расположено пять рукояток 7 (рис. 1.35) управления кранами заправки, переключатель 28 вариантов заправки, выключатели кранов заправки 29, выключатель блока заправки 32, выключатель освещения щитка 33 заправки, зеленые сигнальные лампы 30, желтая лампа 31 сигнализации заправки.

Щиток заправки состоит из панели 1 и рукояток 7 с механизмом их фиксации в положении «Слив топлива».

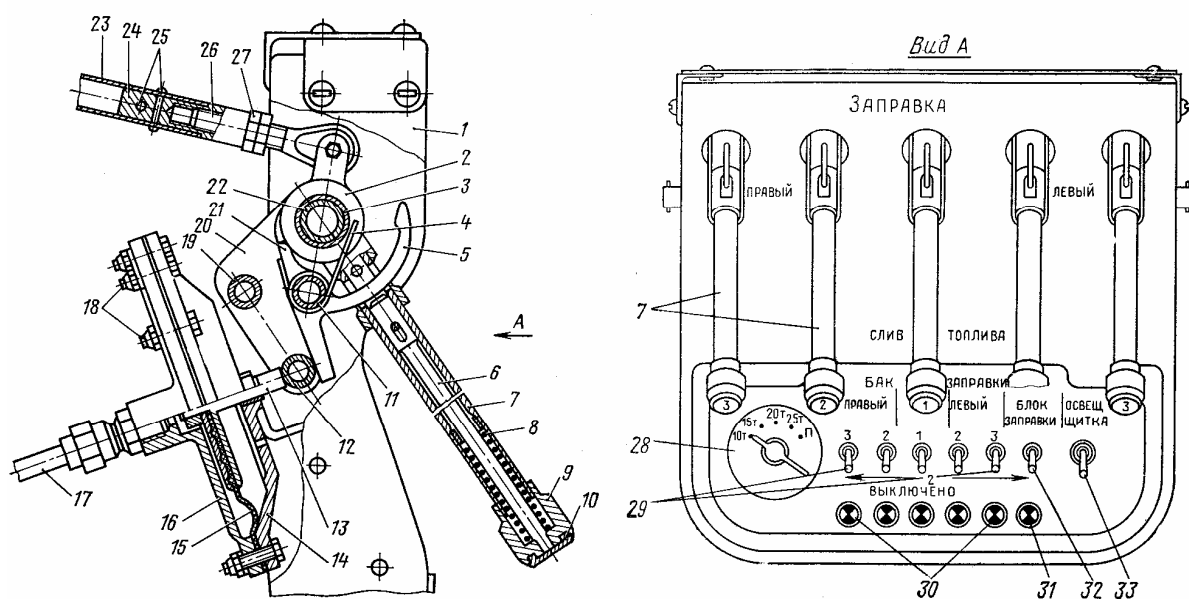


Рис. 1.35. Щиток заправки:

1 — панель; 2, 20 — поводок; 3, 11 — ось; 4, 8 — пружина; 5 — рычаг; 6, 13 — шток; 7 — рукоятка; 9 — кнопка; 10, 14, 16 — крышка; 12, 19 — трубка; 15 — мембрана; 17 — трубопровод; 18 — болт; 21 — качалка; 22 — втулка; 23 — тяга; 24 — переходник; 25 — заклепка; 26 — наконечник; 27 — гайка; 28 — переключатель ПГ5-4Т; 29 — выключатель кранов заправки; 30 — лампы (зеленые) положения кранов заправки; 31 — лампа (желтая) заправки; 32 — переключатель блока заправки; 33 — выключатель освещения щитка заправки

Рукоятка состоит из поводка 2, штока 6, пружины 8, кнопки 9, крышки 10. На крышке указан номер топливного бака, краном заправки которого управляет данная рукоятка.

Механизм фиксации включает пружины 4, рычаги 5, трубчатую ось 11, трубки 12, 19, поводки 20. Ось трубки и два поводка 20 являются общими для механизма фиксации. Для каждой рукоятки имеются отдельные пружины 4 и рычаг 5. В поводке 2 и трубке рукоятки 7 предусмотрено прямоугольное отверстие для прохода рычага 5. Поводки 20 вращаются вокруг оси 3, на них закреплены трубки 12 и 19.

Перед заправкой топлива под давлением рукоятки должны быть в положении «Заправка». Если рукоятки находятся в положении «Слив топлива», то их перевести в положение «Заправка». Для этого надо нажать на кнопку 9, преодолевая усилие пружины 8. При этом шток 6 переместится, надавит на рычаг 5 и повернет его вокруг оси 11. При повороте рычага качалка 21 выйдет из зацепления с поводком 2 рукоятки. Рукоятка получит возможность повернуться вокруг оси 3. При ее повороте через тягу 23 будет передано движение на открытие клапана заправки. В фиксированном положении рукоятки рычаг 5 удерживается пружиной 4.

Предохранительный мембранный клапан обеспечивает автоматическое снятие рукояток с фиксации, если они во время заправки находятся в положении «Слив топлива», а топливо через заливные горловины подается под давлением на заправку бака. Мембранный клапан крепится к панели щитка.

Мембранный клапан состоит из крышек 14, 16, между которыми находится мембрана 15. Мембрана соединена со штоком 13. Одна полость клапана соединена трубопроводом 17 с коллектором. В случае заправки топливо под давлением поступает из коллектора по трубопроводу в мембранный клапан. Перемещение мембраны вместе со штоком приводит к перемещению трубки 12 и рычага 5, что обеспечивает снятие рукояток с фиксации. Когда рукоятки сняты с фиксации, пружины поршней кранов заправки через систему тяг и качалок переведут рукоятки в положение «Заправка».

Тяги — регулируемые по длине. Изменение длины тяг осуществляется с помощью резьбового наконечника 26.

Выбор варианта заправки осуществляется с помощью переключателя ПГ5-4Т. Переключатель имеет положения «10т», «15т», «20т», «25т» и «П» (полная заправка). Каждое положение переключателя соответствует определенному варианту заправки. Бак № 1 не имеет вариантов заправки и всегда заполняется полностью, баки № 2 и 3 имеют пять вариантов заправки. Бак № 3 в вариантах «25т» и «П» заправляется полностью.

Переключатель 32 служит для включения блока заправки. При установке ПГ5-4Т в требуемое положение к блоку заправки подключаются те сигнализаторы уровня, срабатывание которых соответствует выбранному варианту заправки.

После заправки загорается желтая лампа 31, которая сигнализирует о том, что надо выключить АЗС.

Управление заправкой топлива в бак № 4 осуществляется с дополнительного щитка, расположенного рядом со щитком заправки. Заправка бака № 4 может производиться по трем вариантам: «2Т», «4Т» и «П» — полная заправка бака.

Клапан слива избыточного («перезалитого») топлива предназначен для предохранения баков от разрушения при переполнении их топливом во время заправки под давлением.

Клапан бака № 2 (рис. 1.36) в верхней части корпуса 4 имеет отверстия. Корпус крепится к фланцу нижней панели бака.

Поршень 6 имеет шток, который закреплен в клапане 5. Снизу к клапану крепится тяга 3 с надетой на нее пружиной 2. Тяга соединена с качалкой 14, которая через звено 15 соединяется с заслонкой 13 клапана.

Пружина удерживает клапан в закрытом положении. Топливо для заправки баков по трубопроводу командного давления 1 поступает из коллектора в полость под поршнем. Преодолевая усилие пружины, поршень под действием давления топлива перемещается вверх до упора в кольцо 10. Одновременно поднимается клапан 5 и отклоняется заслонка 13. Клапан может переместиться вверх на такую величину, что нижняя полость соединится с отверстиями в верхней части корпуса.

Если датчик заправки данного бака не подаст сигнал на закрытие крана заправки при достижении в баке заданного уровня, то топливо, достигнув отверстий в корпусе клапана, будет выливаться через открытую заслонку на землю.

При прекращении подачи топлива в бак давление его в трубопроводе 1 упадет и поршень под действием пружины переместится вниз. При этом закроется заслонка и клапан 5 опустится настолько что отделит нижнюю полость корпуса клапана от отверстий в его верхней части.

Клапан слива избыточного топлива бака № 3 по принципу работы аналогичен описанному выше. Они отличаются друг от друга размерами, конструктивной формой корпуса и поршневого узла и поэтому не взаимозаменяемы.

В каждом баке № 2 и 3 установлено по одному клапану слива избыточного топлива. В баке № 2 клапан установлен у первого лонжерона крыла в зоне нервюры № 4. В баке № 3 клапан установлен у разъемной нервюры № 14 за вторым лонжероном.

Сигнализатор давления СДУ6-4,5 включен в электрическую цепь кранов заправки и предназначен для автоматического закрытия их в случае повышения давления топлива в коллекторе более $4,5 \text{ кгс/см}^2$.

Сигнализатор давления установлен на первом лонжероне центроплана в зоне установки кранов заправки и соединен трубопроводом с коллектором.

Принцип действия сигнализатора давления СДУ6-4,5 аналогичен принципу действия рассмотренных выше сигнализаторов давления.

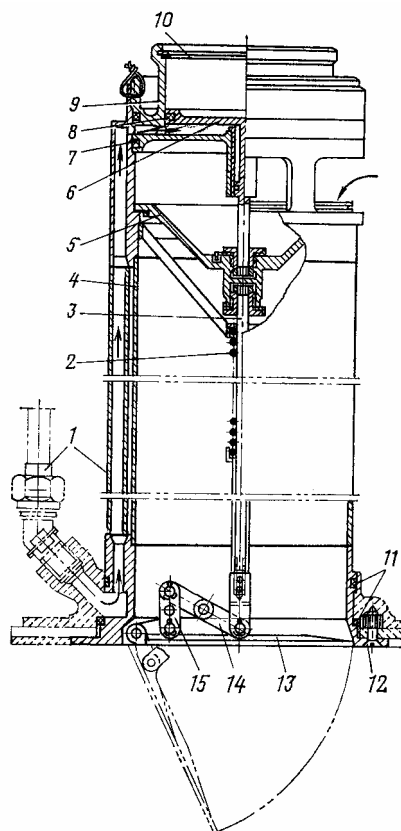


Рис. 1.36. Клапан слива избыточного («перезалитого») топлива бака № 2:
 1 — трубопровод; 2 — пружина; 3 — тяга; 4 — корпус; 5 — поршень; 6 — клапан; 7, 8, 11 — кольцо; 9 — цилиндр; 10 — упорное кольцо; 12 — болт; 13 — заслонка; 14 — качалка; 15 — звено

Электромагнитный кран МКТ-16 предназначен для предотвращения появления при подъеме на высоту избыточного давления в трубопроводах командного давления, подсоединенных к клапанам слива избыточного топлива и, следовательно, их самопроизвольного открытия, и попадания топлива из системы заправки в систему дренажа во время заправки.

Кран 22 (см. рис. 1.32) установлен на трубопроводе, соединяющем коллектор централизованной заправки топливом с трубопроводом системы дренажа.

Электромагнитный кран (рис. 1.37) представляет собой электромагнит, соединенный с корпусом 10. В корпусе электромагнита 5 размещены обмотки 7 электромагнита, якорь 6 и сердечник 8. На штоке якоря 6 закреплен клапан 4. Корпус имеет входной штуцер 1 и выходной штуцер 11.

Во время заправки топлива кран закрыт. Для его закрытия питание подается на обмотку электромагнита. Перемещение якоря при этом приводит к тому, что клапан 4 садится на седло 2 выходного штуцера и запирает систему.

Открытие крана происходит под действием пружины 3 при обесточивании обмотки 7. Кран открывается после заправки и остается открытым на стоянке и в течение всего полета. Кран расположен на первом лонжероне правой стороны центроплана между нервюрами № 3 и 4.

Трубопроводы системы заправки предназначены для подачи топлива в баки и топлива командного давления к клапанам слива избыточного топлива. Трубопроводы соединены с выходными патрубками кранов заправки.

Трубопроводы в баках № 2 и 3 заканчиваются раструбами 3 (см. рис. 1.32). Раструб делит топливо на два потока, направляя их вниз к нижней поверхности бака. С помощью раструбов, расположенных вблизи нижней панели кессон-бака, обеспечивается гашение скорости

топлива и предотвращение его вспенивания при заправке и дается возможность более полно производить отсос топлива из баков через трубопроводы заправки.

Трубопроводы командного давления клапанов слива избыточного топлива проложены до клапанов соответствующих баков рядом с трубопроводами заправки.

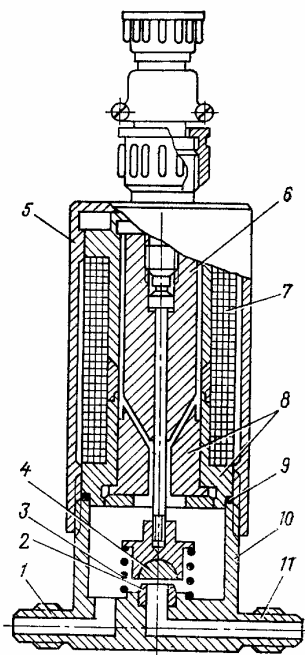


Рис. 1.37. Электромагнитный кран MKT-16:

1 — входной штуцер; 2 — седло; 3 — пружина; 4 — клапан; 5 — корпус электромагнита; 6 — якорь; 7 — обмотка; 8 — сердечник; 9 — прокладка; 10 — корпус; 11 — выходной штуцер

Заправочная горловина предназначена для заправки баков сверху. Заправочные горловины имеются у баков № 2 и 3.

В корпус 9 (рис. 1.38) запрессовано кольцо 8, в котором имеется проточка. Закрывается горловина стандартной пробкой.

Пробка состоит из корпуса 7, кнопки 5, пружин 2, 6, клапана и шариков 3.

При нажатии на кнопку сжимается пружина 6 и проточка на кнопке совмещается с шариками. Шарики входят в проточку, и кнопка под действием пружины выталкивается из корпуса.

Для закрытия горловины необходимо одной рукой нажать на кнопку, чтобы шарик утопился в ней, а другой рукой пробку вставить заподлицо с обшивкой. При освобождении кнопки шарик входит в проточку кольца корпуса горловины и запирает пробку.

В нижней точке корпуса ввернут штуцер сливной трубки 10. Трубка пропущена внутри бака и выведена за нижнюю обшивку крыла. По ней сливается из горловины дождевая вода и излишек топлива.

Слив топлива из баков может производиться через систему централизованной заправки отсосом с помощью топливосливщика.

Для слива топлива отсосом используются трубопроводы подачи топлива от коллектора централизованной заправки в баки, горловина централизованной заправки топливом и ручное управление кранами заправки.

Трубопроводы топливной системы выполнены из алюминий-магниевого сплава и стали 20. Стальные трубопроводы применяются в пожароопасных зонах.

Для предотвращения коррозии трубопроводы алюминий-магниевого сплава анодируются. Стальные трубопроводы фосфатируются с последующим промасливанием. Помимо этого все трубопроводы топливной системы покрыты эмалью желтого цвета. На обоих концах каждого трубопровода эмалью черного цвета нанесены метка и полоса шириной 5 мм и длиной, равной половине диаметра трубопровода.

Металлизация трубопроводов осуществляется с помощью переключателей, один конец которых крепится к конструкции самолета, а другой — к хомуту крепления трубопровода.

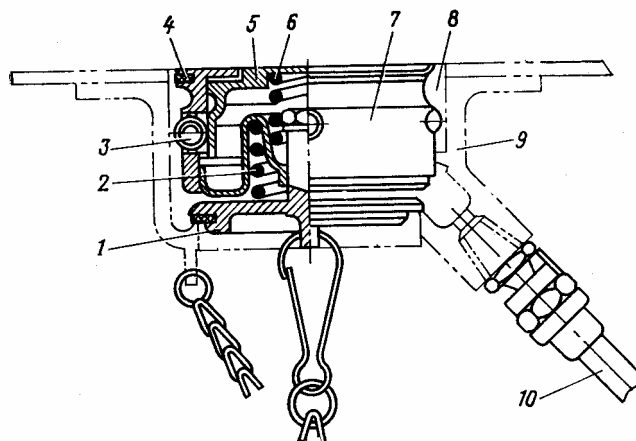


Рис. 1.38. Заправочная горловина:

1 — клапан; 2, 6 — пружина; 3 — шарик; 4 — прокладка; 5 — кнопка; 7 — корпус пробки; 8 — кольцо; 9 — корпус; 10 — трубка

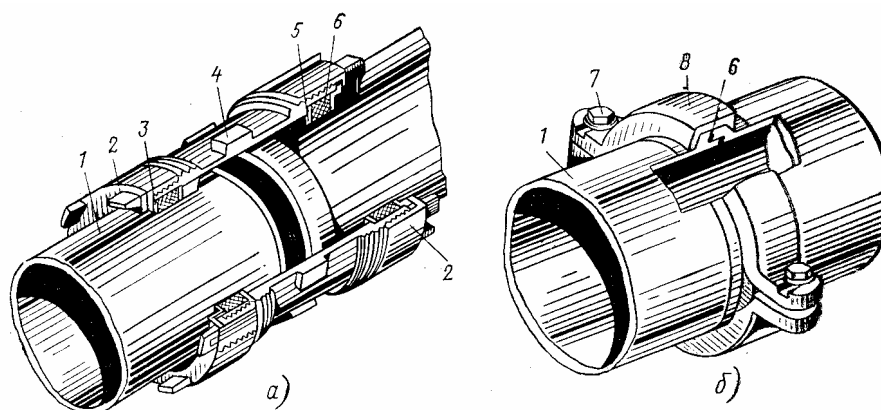


Рис. 1.39. Типовое соединение трубопроводов:

а — соединительной муфтой; б — технологическое;

1 — трубопровод; 2 — гайка; 3, 5 — кольцо; 4 — муфта; 6 — резиновое кольцо; 7 — болт; 8 — хомут

Дренажные трубопроводы в крыле не должны иметь никаких прогибов и искривлений, так как в них может скапливаться влага, которая может закупорить систему.

Трубопроводы имеют два вида соединений: с помощью муфты и технологическое (рис. 1.39).

Трубопроводы, соединяемые с помощью муфты, имеют специальные стандартные законцовки. При соединении трубопроводов между их торцами должен оставаться зазор 6—12 мм для обеспечения температурного расширения труб.

При технологическом соединении трубопроводов к концам труб привариваются стаканы с фланцами. Фланец одного из стаканов имеет проточку под уплотнительное резиновое кольцо 6. Трубопроводы стыкуются друг с другом торцами фланцев. Стык закрывается хомутом 8. Хомут состоит из двух одинаковых скоб, которые стягиваются болтами 7. Для плотной затяжки соединения хомут имеет по контуру коническую проточку, в которую входят фланцы стаканов стыкуемых трубопроводов. Соединения дренажных труб, находящихся внутри баков, обмазаны герметикой У-30МЭС.

В герметической части фюзеляжа соединения трубопроводов с помощью муфт у шп. № 58 и 64 герметизируются специальным кожухом (рис. 1.40). Кожух состоит из двух крышек 2, соединенных между собой болтами. В нижней части кожуха имеется штуцер 5 дренажной

трубки, через которую топливо, просочившееся через соединение, в кожух, отводится в атмосферу.

Крепятся трубопроводы к конструкции самолета с помощью колодок и хомутов.

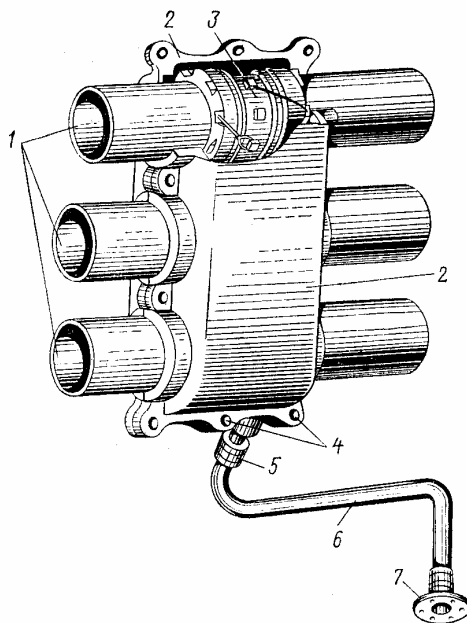


Рис. 1.40. Герметизирующий кожух:

1 — трубопроводы; 2 — крышка; 3 — муфта; 4 — болт; 5 — штуцер; 6 — трубка; 7 — фланец

Герметические выводы трубопроводов уменьшают утечку воздуха из герметической части фюзеляжа в местах прохода трубопроводов.

Герметический вывод трубопроводов на входе трубопроводов в герметическую часть фюзеляжа представляет собой коробку (рис. 1.41). Она состоит из основания 1, съемной крышки 4, тиколовой ленты 3 и уплотнительных колец 7. Основание по своему контуру приклепано к конструкции фюзеляжа. Проход трубопроводов через коробку загерметизирован кольцевыми резиновыми кольцами. Коробка герметизации расположена между шп. № 51 и 52 фюзеляжа.

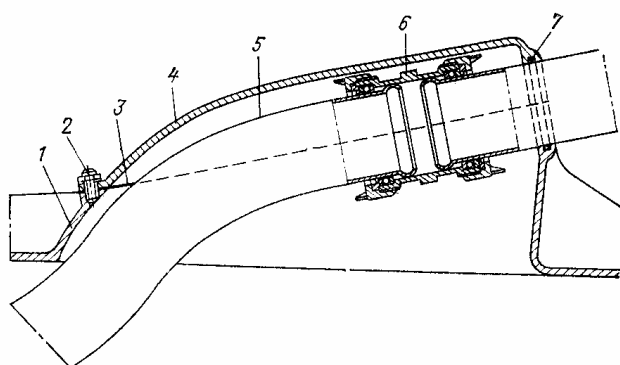


Рис. 1.41. Герметический вывод:

1 — основание; 2 — шпилька; 3 — тиколовая лента; 4 — крышка; 5 — трубопровод; 6 — муфта; 7 — уплотнительное кольцо

При выходе из герметической части фюзеляжа трубопровод питания топливом двигателя № 2 проходит через герметический вывод, установленный на шп. № 67.

Герметизация входа трубопровода питания топливом ВСУ в герметическую часть фюзеляжа, выхода из него, прохода через противопожарную перегородку осуществляется с помощью стандартного прямого переходника.

Система автоматики и измерения топлива АЦТ6

Система автоматики и измерения топлива АЦТ6 обеспечивает измерение количества топлива в каждом баке и суммарного количества топлива на борту, управление выработкой топлива по заданной программе, выравнивание выработки топлива из одноименных баков. № 2 и 3 правого и левого крыла, сигнализацию аварийного остатка топлива 2500 кг, автоматическое управление закрытием заправочных кранов, отключение насосов перекачки при переполнении расходного бака из-за отказа порционера, выдачу сигналов о суммарном запасе топлива в самолетный ответчик и бортовую систему регистрации.

В комплект системы АЦТ6 входят электроемкостные датчики топливомера, датчики заправки, электроемкостные датчики-компенсаторы, переключатель вариантов заправки, три указателя топливомера, блоки измерения, блоки выравнивания, блок автомата расхода, блок суммарной сигнализации и три указателя топливо-мера.

Система состоит из следующих четырех частей: топливомера, автомата выравнивания, автомата расхода топлива и автомата заправки.

Топливомер предназначен для измерения количества топлива в каждом баке и суммарного количества топлива на борту. Топливомер включается перед запуском двигателей и остается включенным в течение всего полета.

В основу принципа работы топливомера положен метод электроемкостного измерения количества топлива. Он основан на преобразовании неэлектрической величины — уровня топлива — в электрический параметр — электрическую емкость. Это преобразование осуществляется с помощью электроемкостных датчиков, установленных в баках.

Электрическая емкость датчиков преобразуется в показания указателей топливомеров. Так как изменение температуры топлива вызывает изменение его диэлектрической проницаемости, то для ликвидации появляющейся в связи с этим погрешности введены датчики-компенсаторы.

Указатель топливомера УТ2-1Т показывает количество топлива в баке № 1 (стрелка с индексом «1») и суммарное количество топлива на самолете (стрелка с индексом «С»).

Указатель топливомера УТ1-3Т показывает количество топлива в баках № 2 правом (стрелка с индексом «П») и левом (стрелка с индексом «Л»).

Указатель топливомера УТ1-4Т показывает количество топлива в баках № 3 правом (стрелка с индексом «П») и левом (стрелка с индексом «Л»).

Шкала каждого прибора градуируется в килограммах.

Датчик топливомера (рис. 1.42) имеет основание 3, к которому крепятся трубы 5, 8, вставленные друг в друга с некоторым зазором. Трубы соединены между собой через одну так, что образуют конденсатор.

Электрическая емкость датчика изменяется в зависимости от уровня топлива между трубами, так как диэлектрическая проницаемость воздуха и топлива различны.

В системе АЦТ6 применяются датчики топливомера с сигнализацией и без сигнализации уровня топлива. Датчики с сигнализацией отличаются от датчиков без сигнализации тем, что имеют внутри поплавков 6 и катушку индуктивности 7.

Поплавок снизу имеет втулку из ферромагнитного материала. При изменении уровня топлива поплавок сигнализатора, поднимаясь или опускаясь, перемещает втулку в магнитном поле катушки и ее индуктивность меняется.

Изменение индуктивности катушки после соответствующей обработки используется для управления насосами перекачки или кранами заправки и их лампами сигнализации.

Датчик-компенсатор имеет такой же принцип работы, как и датчик топливомера без сигнализатора уровня топлива.

Датчики топливомера, датчики заправки и датчики-компенсаторы устанавливаются в специальных коробках, закрепленных на верхних панелях топливных баков.

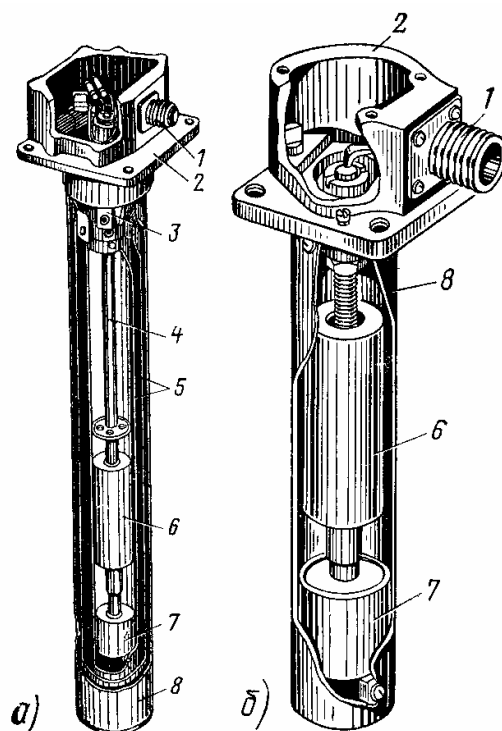


Рис. 1.42. Датчики топливомера и заправки:

а — датчик топливомера; *б* — датчик заправки;

1 — штепсельный разъем; *2* — головка;

3 — основание датчика; *4* — стержень; *5, 8* — труба; *6* — поплавок; *7* — катушка индуктивности

Автомат выравнивания предназначен для выравнивания расхода топлива из правых и левых баков № 2 и 3. Автомат выравнивания работает только при автоматическом управлении расходом топлива и включается в случае неравномерной выработки топлива из одноименных правых и левых баков.

Управляют работой автомата выравнивания датчики топливомера. В основе работы автомата выравнивания используется принцип сравнения напряжений, пропорциональных количеству топлива в одноименных баках.

При разном количестве топлива в сравниваемых баках появляется напряжение рассогласования измерительных мостов датчиков топливомера, пропорциональное разности количества топлива. Это напряжение подается на блок выравнивания и является сигналом на отключение насоса того бака, у которого количество топлива меньше. При этом загораются желтые лампы «Выравнивание» этого бака. Автомат выравнивания срабатывает при появлении разницы количества топлива 350 ± 150 кг в симметричных баках № 2 и 300 ± 100 кг в симметричных баках № 3.

В том случае, когда разница в количестве топлива между правым и левым одноименными баками достигнет величины 800 ± 200 кг, автомат выравнивания отключается. При этом подается сигнал на включение топливных насосов одноименных баков, загораются все желтые лампы «Выравнивание» и гаснет зеленая лампа «Автомат выравнивания». В этом случае необходимо отключить автомат выравнивания и перейти на ручное управление выравниванием, выключив насосы бака, где топлива меньше.

Лампы сигнализации автомата выравнивания и выключатель автомата выравнивания расположены на щитке топливной системы бортинженера.

Автомат расхода топлива обеспечивает управление выработкой топлива по программе расхода и сигнализацию аварийного остатка топлива.

Автомат расхода топлива включается перед запуском двигателей. В целях сохранения центровки самолета программа расхода топлива постоянна для любой взлетной массы самолета.

Датчиками автомата расхода являются индуктивные датчики заправки (сигнализаторы уровня) и сигнализаторы уровня датчиков топливомера.

Датчик заправки имеет герметически запаянную катушку индуктивности 7. В доньшке поплавка вмонтирована втулка из ферромагнитного материала. При изменении уровня топлива поплавок перемещается вдоль трубы и на определенном уровне устанавливается так, что ферромагнитная втулка входит в катушку, и ее индуктивность увеличивается. При увеличении индуктивности катушки подается сигнал на управление работой топливных насосов или электромагнитных кранов заправки и на замыкание цепи питания их сигнальных ламп. Цепи питания системы автоматики и измерения топлива защищены автоматами, расположенными на правой панели автоматов защиты.

Автоматическое управление заправкой и сигнализация заправки баков топливом сводится к автоматическому закрытию кранов заправки и выключению сигнальных ламп. Это автоматическое управление осуществляется с помощью тех же индуктивных датчиков заправки (сигнализаторов уровня), которые используются при автоматическом управлении расходом топлива.

Управление заправкой осуществляется с помощью блока автоматики заправки и переключателя вариантов заправки ПГ5-4Т. В каждом положении переключателя к блоку автоматики подключаются те датчики заправки, уровень срабатывания которых соответствует выбранному варианту. При поступлении сигнала с датчика заправки о достижении требуемого уровня топлива в баке, блок автоматики подает сигнал на закрытие крана заправки данного бака и выключение соответствующей лампы на щитке заправки.

Система измерения расхода топлива СИРТ-1Т

Система предназначена для измерения мгновенного расхода топлива (в кг/час) каждым двигателем и замера остатков топлива (в кг) во всей топливной системе самолета.

Система включается перед полетом и остается включенной до окончания полета. Ее электропитание осуществляется через автоматы защиты на правой панели АЗС.

В комплект СИРТ-1Т входят три датчика расхода 11 (см. рис. 1.16), датчик плотности 20, преобразователь электронный, указатель суммарного запаса топлива 11 (см. рис. 1.17) УСЗТ-1Т и три указателя мгновенного расхода топлива, установленные на пульте бортового инженера.

Принцип действия системы заключается в преобразовании скорости потока топлива, количества протекшего топлива и плотности топлива в показания мгновенного расхода топлива и запаса топлива.

Остаток топлива в баках измеряется по разности между количеством заправленного топлива и количеством топлива, израсходованного двигателями. При этом стрелка указателя суммарного запаса топлива непрерывно перемещается в направлении к нулю шкалы показывая остаток топлива.

Поправка на изменение плотности топлива в зависимости от вменяемого сорта топлива вносится автоматически в показания указателей мгновенного расхода и суммарного запаса топлива с помощью датчика плотности.

Датчик расхода (рис. 1.43) состоит из корпуса, крыльчатки и преобразователя вращения крыльчатки в электрические сигналы.

Действие прибора основано на измерении скорости вращения крыльчатки 1, приводимой в движение протекающим потоком. Эта скорость пропорциональна мгновенному расходу

топлива и количеству топлива, протекшего через крыльчатку. Крыльчатка вращается в шарикоподшипниках. При вращении крыльчатки вращается постоянный магнит 8, закрепленный на ее оси. Вращающееся поле магнита индуцирует в обмотке катушки статора электродвижущую силу переменного тока, который, после преобразования, перемещает стрелку указателя мгновенного расхода топлива.

Крыльчатка через червячную передачу 3 вращает стальной сердечник 4. Его вращение преобразовывается в электрический сигнал измерения суммарного расхода топлива двигателем.

Электрические сигналы, пропорциональные количеству топлива, протекшего через все три датчика, после преобразования поступают в указатель суммарного расхода топлива всех двигателей.

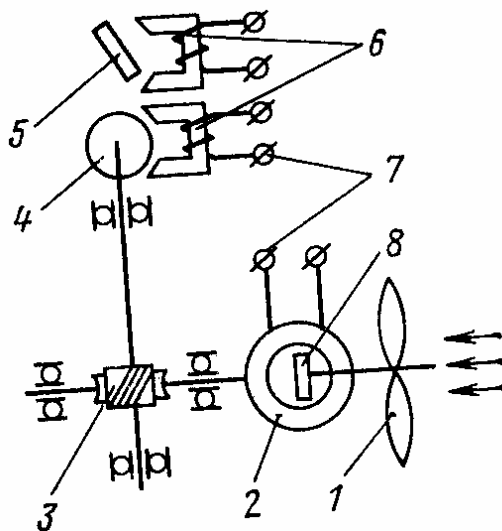


Рис. 1.43. Принципиальная схема датчика расхода ДРТМС-10А:

1 — крыльчатка; 2 — магнитопровод; 3 — червячная пара; 4 — сердечник; 5 — шунт; 6 — катушка; 7 — клемма; 8 — магнит

Датчик плотности (рис. 1.44) имеет пластины 1, образующие плоский конденсатор. Топливо, протекая через датчик, заполняет конденсатор, емкость которого пропорциональна плотности топлива. Конденсатор связан с блоком отработки плотности, который вносит поправку в показания указателя мгновенного расхода.

Три датчика расхода топлива и датчик плотности установлены на левом борту фюзеляжа между шп. № 50 и 51.

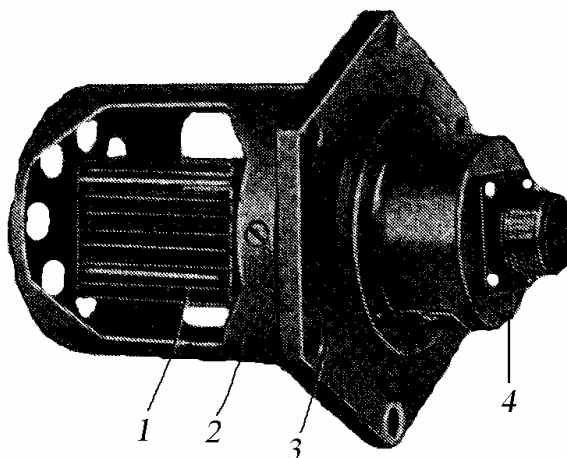


Рис. 1.44. Датчик плотности ДПЕ5-1:

1 — пластины; 2 — корпус; 3 — фланец; 4 — разъем

Работа топливной системы

Для приведения топливной системы в рабочее состояние необходимо:

1. До включения аэродромного питания или запуска ВСУ включить автоматы защиты цепей питания на правой и левой панелях генераторов и включить на правой панели автоматов защиты:

— девять АЗС «Топливные насосы» (в том числе четыре АЗС подкачивающих насосов бака № 1, два АЗС насосов перекачки баков № 2, три АЗС насосов перекачки бака № 3);

— три АЗС «Перекрывные краны»; АЗС «Автоматика», «Автомат — ручное», «Сигнализация»;

— два АЗС «Топливомер» («Питание», «Контроль»);

— АЗС «Автомат выравнивания», «Расходомер».

Это автоматы защиты цепи постоянного тока.

Помимо этих автоматов, на правой панели автоматов защиты необходимо включить автоматы защиты цепей переменного тока: АЗС «Топливомер» («Автоматика», «Бак № 1», «Бак № 2», «Бак № 3», «Суммарный»); АЗС «Автомат выравнивания», «Расходомер», «Авт. топлива».

Если на самолете имеется бак № 4, то включаются, помимо указанных, дополнительные АЗС, появление которых обусловлено наличием агрегатов и элементов, необходимых для использования этого бака.

2. Выключатели топливной системы «Топливомер», «Расходомер», «Автомат расхода топлива» поставить во включенное положение.

3. Переключатель «Авт. — Ручн.» установить в положение «Авт.»

4. Проверить работу топливомера нажатием кнопок «Н» и «Р» на каждом из его указателей. При нажатии кнопки «Н» (нуль) стрелка указателя должна перемещаться к нулевой отметке шкалы, а при нажатии кнопки «Р» (размах) — к максимальной отметке шкалы. При отпуске кнопки стрелки прибора должны возвращаться в исходное положение.

5. Проверить по топливомеру наличие топлива в баках. После проверки стрелку указателя суммарного запаса топлива расходомера установить на фактическое количество топлива в баках с учетом таблицы поправок топливомера в стояночном состоянии и установить кремальеру указателя на значение сорта залитого топлива.

6. Переключателями на панели топливной системы поочередно проверить открытие и закрытие перекрывных кранов

7. Выключателями на панели топливной системы поочередным включением проверить работу насосов бака № 1.

8. Установить переключатель «Авт.— Ручн.» в положение Ручн.» и поочередным включением выключателей на панели топливной системы проверить работу насосов перекачки, после чего поставить переключатель в положение «Авт.»

Если производится запуск двигателей при ручном управлении насосами перекачки, переключатель «Авт.—Ручн.» установить в положение «Ручн.» и включение насосов при необходимости производить соответствующими выключателями на панели топливной системы.

9. Переключателями на панели топливной системы открыть перекрывные краны и включить насосы бака № 1.

Каждый двигатель питается топливом по единственному трубопроводу. По этому трубопроводу топливо от подкачивающих насосов бака № 1, пройдя перекрывной кран, поступает в топливоподкачивающий насос двигателя. Топливоподкачивающий насос подает топливо к фильтру низкого давления и затем в насос-регулятор, создавая на его входе избыточное давление топлива от 1,5 до 4,75 кгс/см² (в зависимости от режима работы двигателя). Из насоса-регулятора топливо поступает в топливо-масляный радиатор. После радиатора топливо через фильтр высокого давления направляется к распределителю топлива и далее к форсункам первого и второго контуров камеры сгорания. Максимальное давление

топлива перед рабочими форсунками — 60 кгс/см^2 . Помимо этого, в начале запуска двигателя часть топлива от топливо-масляного радиатора поступает через электромагнитный клапан пускового топлива к пусковым форсункам воспламенителей.

От насоса-регулятора часть топлива подается к ограничителю оборотов и к агрегатам управления механизации компрессора.

Топливо, просачивающееся через уплотнения агрегатов топливной системы двигателя, по трубопроводам дренажной системы двигателя отводится в дренажный бачок и затем выбрасывается в атмосферу.

Управление расходом топлива в полете осуществляется автоматом расхода топлива системы АЦТ6 (СУИТ4-1Т). Так как питание двигателей производится из расходного бака № 1, то перекачивание топлива в него и выработка осуществляется в такой последовательности.

1. Перекачивается топливо из баков № 2. При этом включена сигнальная лампа «Автомат расхода топлива 2 бак» и лампы, сигнализирующие работу насосов баков № 2.

2. При остатке топлива в баках № 2 примерно по 3500 кг срабатывают сигнализаторы уровней, установленные в датчиках баков № 2, и подают сигнал на включение топливных насосов баков № 3 и сигнальной лампы «Автомат расхода топлива 3 бак».

3. Перекачивается топливо из баков № 2 и 3 одновременно. При этом включены лампы, сигнализирующие о работе насосов баков № 2 и 3.

4. При остатке топлива в баках № 2 примерно по 500 кг срабатывают сигнализаторы уровней, установленные в датчиках бака № 2, и подают сигнал на снятие блокировки выключения топливных насосов баков № 2.

При полной выработке топлива из баков № 2 сигнализаторы давления СДУ2А-0,18 выдают сигнал на выключение топливных насосов баков № 2 и соответствующих ламп.

5. Продолжается перекачка топлива из баков № 3. При остатке топлива в баках № 3 по 2200 кг срабатывают сигнализаторы уровней, установленные в датчиках баков № 3, и выдают сигнал на снятие блокировки выключения топливных насосов баков № 3.

По окончании выработки топлива из баков № 3 и после израсходования из бака № 1 примерно 600 кг топливные насосы баков № 3 выключаются.

6. При наличии запрограммированного топлива бака № 4 после полной выработки топлива баков № 3 происходит включение топливных насосов бака № 4 и сигнальной лампы «Автомат расхода 4».

Когда в баке № 4 остается 600 кг топлива, сигнализатор уровня, установленный в датчике бака, выдает сигнал на снятие блокировки выключения топливных насосов бака. При полной выработке топлива из бака № 4 сигнализатор давления выдает сигнал на выключение топливных насосов бака и соответствующих ламп сигнализации.

7. При остатке топлива в баке № 1 2500 кг срабатывает сигнализатор уровня, установленный в датчике бака № 1, и включается красная сигнальная лампа «Остаток 2500 кг».

В баке № 1 выше уровня срабатывания поплавкового клапана порционера установлен сигнализатор уровня датчика заправки. При отказе порционера срабатывает сигнализатор уровня и выключает перекачивающие насосы баков № 2 и 3, исключая этим переполнение бака № 1.

В случае неравномерной перекачки топлива из одноименных баков левого и правого крыла (отказ одного из насосов перекачки) при автоматическом управлении расходом топлива выравнивание топлива производить автоматом выравнивания.

В случае отказа автомата расхода перекачку топлива необходимо производить при ручном управлении насосами. Переключатель 18 (см. рис. 1.17). «Авт.—Ручн.» надо поставить в положение «Ручн.», и выключатели насосов перекачки 19 включать и выключать в соответствии с программой расхода топлива, описанной выше.

Если перекачивающие насосы баков № 2 и 3 не включаются (зеленые лампы сигнализации их работы не загораются), выключатель «Принудительное вкл. топливн. насосов», установленный под защитной крышкой на верхнем щитке бортиженера, установить в положение «Включено» и перейти на ручное управление насосами перекачки, соблюдая

установленный порядок выработки баков. При этом надо следить за тем, чтобы количество топлива в баке № 1 не превышало 3200 кг. При достижении этой величины перекачивающие насосы необходимо выключить, так как в случае неисправности клапанов порционера при включенном выключателе «Принудительное вкл. топливн. насосов» может произойти деформация бака.

В случае наполнения бака № 1 выше уровня 3300—3400 кг и появления периодического одновременного отключения — включения всех насосов перекачки, отключить автомат расхода и перейти на ручное управление насосами перекачки, соблюдая установленный порядок выработки баков. При этом поддерживать в баке № 1 уровень топлива в пределах от 2500—2600 кг до 3100—3200 кг.

Система подачи противообледенительной жидкости

Система предназначена для подачи противообледенительной жидкости в топливо с целью растворения кристаллов льда, образующихся при отрицательных температурах из содержащейся в топливе воды и скапливающихся на фильтрующих элементах топливных фильтров низкого давления двигателей.

Система состоит из бака 8 (рис. 1.45), фильтра 14, штуцера заправки жидкости 15, клапана стравливания воздуха 9, пяти электромагнитных кранов 610200А 5, 6, 23, насоса ЭЦН-19А 7, трех трубок Вентури 25 и трубопроводов.

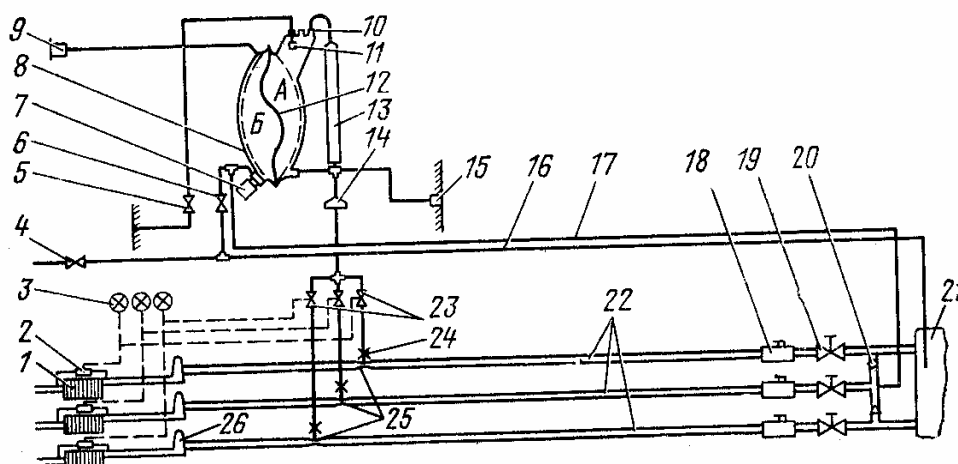


Рис. 1.45. Схема системы подачи противообледенительной жидкости:

1, 14 — фильтр; 2 — сигнализатор перепада давления; 3 — табло; 4, 5, 6, 23 — краны 610200А; 7 — насос ЭЦН-19А; 8 — бак; 9, 11 — клапаны; 10 — заливная горловина; 12 — диафрагма; 13 — мерное стекло; 15 — штуцер заправки; 16, 17, 22 — трубопроводы; 18 — расходомер; 19 — перекрывной кран; 20 — блок обратных клапанов; 21 — расходный бак; 24 — жиклер; 25 — трубка Вентури; 26 — подкачивающий насос

Бак противообледенительной жидкости состоит из двух сферических обечаек, соединенных болтами. Между фланцами обечаек зажата диафрагма 12, которая разделяет бак на две полости — А и Б. В полость А заливается противообледенительная жидкость в количестве 23—25 л. Снизу бака расположен штуцер подачи жидкости в трубопроводы питания топливом двигателей и топливный насос 13 (рис. 1.46). Сверху бака размещены заливная горловина 9, штуцер 7 трубопровода мерного стекла и дренажный клапан 8. Дренажный клапан 8 закрывается с помощью поплавка 18 при полном заполнении бака жидкостью. На баке закреплено мерное стекло 6.

На мерном стекле нанесены две поперечных риски. Одна риска соответствует полностью заправленному жидкостью баку, другая — заполнению его наполовину. Бак расположен между шп. № 68 и 69.

Элементы управления и контроля системы расположены на щитке наземной проверки 19 и электрощитке бортинженера.

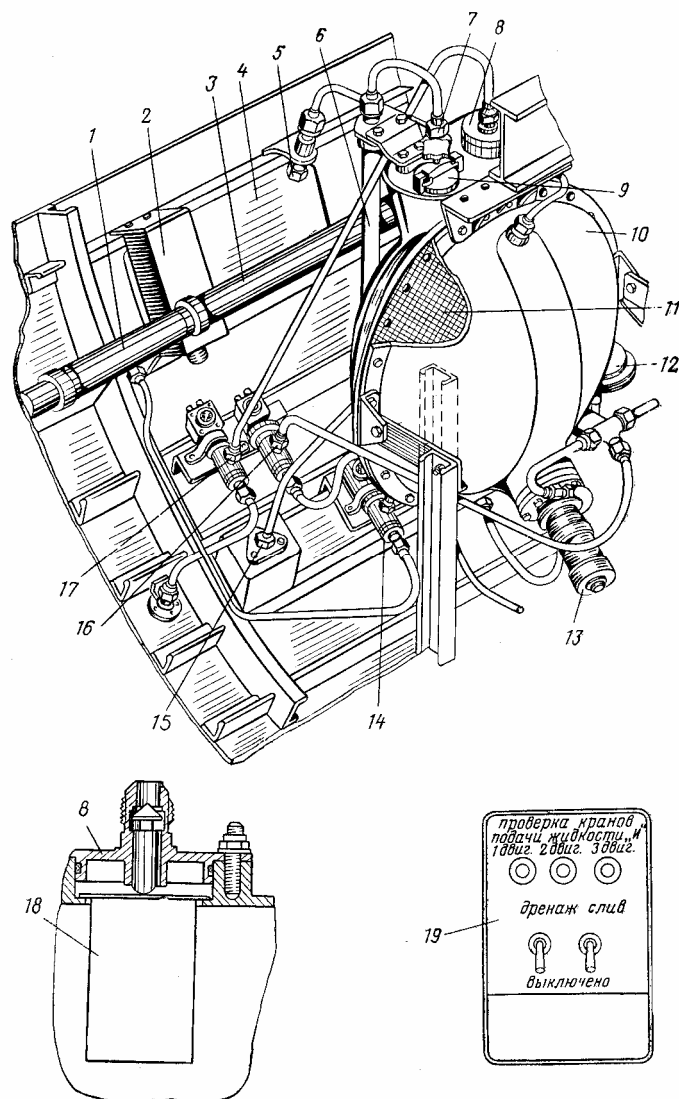


Рис. 1.46. Монтаж агрегатов системы подачи противообледенительной жидкости:
 1 — трубка Вентури; 2 — щиток; 3 — трубопровод; 4 — люк; 5,8 — клапаны; 6 — мерное стекло; 7, 15 — штуцеры; 9 — заливная горловина; 10 — бак; 11 — диафрагма; 12 — фильтр; 13 — насос ЭЦН-19А; 14, 16, 17 — краны; 18 — поплавок; 19 — щиток наземной проверки системы

Фильтр противообледенительной жидкости (рис. 1.47, а) служит для очистки противообледенительной жидкости от механических частиц.

Фильтрующий элемент 2 зажат между фланцами верхнего 1 и нижнего 5 корпусов. Он состоит из фильтрующей и каркасной сеток. Под сеткой установлен рифленный, с отверстиями, диск 3 для поддержания фильтрующего элемента.

Штуцер заправки (рис. 1.47, б) служит для заправки бака противообледенительной жидкости и слива ее. На наружной части корпуса 7 имеются пазы для закрепления на нем наконечника шланга заправочного устройства. Клапан 11 отжимается штоком наконечника шланга при его подсоединении. При отсоединении наконечника клапан закрывается под действием пружины 12, предотвращая вытекание жидкости. Штуцер заправки размещен у шп. № 69. Он закреплен на фланце, установленном на обшивке фюзеляжа и соединен трубопроводом с баком.

Клапан стравливания воздуха (рис. 1.47, в) предназначен для стравливания воздуха из топливной полости бака противообледенительной жидкости. Гнездо 18 имеет штуцер для

подсоединения трубопровода. Для стравливания воздуха к штуцеру подсоединяется приспособление И666000. С помощью этого приспособления отжимается шарик 16 клапана и воздух стравливается из бака.

Клапан установлен у люка обслуживания противообледенительной системы между шп. № 68 и 69.

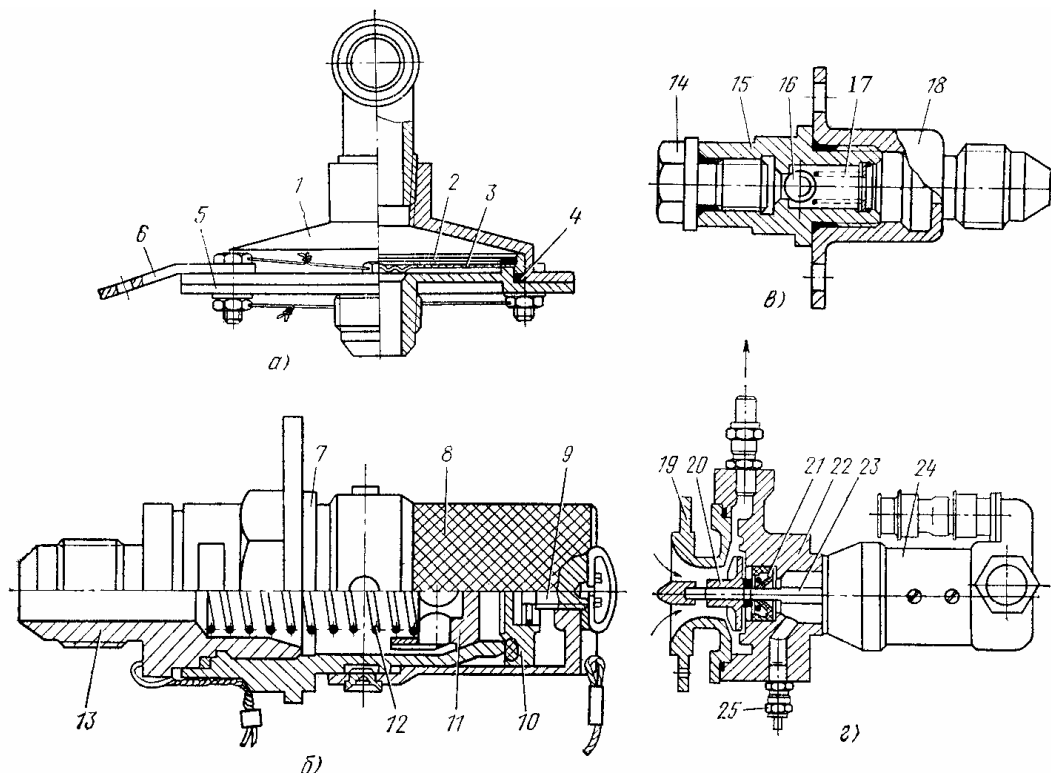


Рис. 1.47. Агрегаты системы подачи противообледенительной жидкости:

а—фильтр противообледенительной жидкости; б — штуцер заправки; в — клапан стравливания воздуха; г — насос ЭЦН-19А;

1, 5, 7, 15, 22 — корпус; 2 — фильтрующий элемент; 3 — диск; 4 — прокладка; 6 — пластина крепления; 8, 14 — заглушки; 9 — винт; 10 — крышка; 11—клапан; 12, 17—пружины; 13—переходник; 16—шарик; 18—гнездо; 19—фланец; 20 — крыльчатка; 21—уплотнения; 23 — вал; 24 — электродвигатель; 25 — дренажный штуцер

Электромагнитные краны 610200А имеют следующие назначения: три крана 14 (см. рис. 1.46) служат для перекрытия трубопроводов подачи жидкости в топливные магистрали двигателей, краны 16 и 17—соответственно для слива топлива из бака и сообщения его с атмосферой. Описание электромагнитного крана дано в разделе «Система питания топливом двигателя ВСУ». Краны расположены между шп. № 68 и 69.

Насос ЭЦН-19А (рис. 1.47, г) служит для слива топлива из бака в расходный бак. Слив топлива осуществляется при заправке и контроле количества жидкости в баке. Насос устанавливается в нижней части бака. Насос центробежного типа. Электродвигатель 24 смонтирован вместе с насосом. При включении электродвигателя топливо из бака поступает на крыльчатку 20. За счет центробежных сил давление топлива повышается и топливо направляется в расходный бак. Топливо, просачивающееся через уплотнение, отводится дренажным штуцером 25 в атмосферу.

Трубка Вентури вмонтирована в трубопроводы систем питания топливом основных двигателей.

Трубка соединяется с трубопроводами с помощью фланцев на ее торцах. На корпусе трубки имеется стрелка, направление которой должно совпадать с направлением движения топлива к двигателям. К переходнику трубки подсоединяется трубопровод подачи жидкости.

В трубопроводах питания топливом двигателей № 1 и 3 трубка Вентури установлена между шп. № 62 и 63; питания топливом двигателя № 2 — между шп. № 70 и 71.

Противообледенительная жидкость находится в полости *A* бака. В полости *B* бака находится топливо, которое поступает в нее из расходного бака по трубопроводу 17 (см. рис. 1.45), подсоединенному к топливной магистрали системы питания основных двигателей перед блоком обратных клапанов. Из полости *A* бака жидкость через фильтр 14 и краны 23 по трубопроводам подается к жиклерам Трубок Вентури 25. При протекании топлива через трубку Вентури ее суженной части понижается статическое давление топлива и образуется перепад давления между давлением в баке и давлением суженной части трубки.

Система подачи жидкости работает следующим образом. При скоплении кристаллов льда в фильтре 1 его гидравлическое сопротивление увеличивается. Когда перепад давления на каком-либо фильтре достигает величины $0,4 \text{ кгс/см}^2$, срабатывает сигнализатор перепада давления 2. Он включает табло «Фильтр засорен», расположенное на панели приборов контроля двигателей, и подает сигнал на открытие соответствующего электромагнитного крана 23. За счет перепада давлений в баке и в трубке Вентури жидкость вытесняется из бака и подается в топливо. Так как давление в сужающейся части трубки Вентури зависит от скорости протекания через нее топлива, т. е. от его расхода, то и перепад давления между баком и трубкой Вентури зависит от расхода топлива. Это приводит к тому, что жидкость подается в количестве, создающем определенную постоянную концентрацию ее в топливе независимо от его расхода.

Противообледенительная жидкость, поступая с топливом в фильтр, растворяет лед на фильтрующем элементе. Сопротивление фильтра уменьшается, и сигнализатор перепада давления перестает подавать сигнал на открытие электромагнитного крана. Гаснет табло «Фильтр засорен», электромагнитный кран закрывается и подача жидкости в топливо прекращается.

Если сигнализатор перепада давления продолжает после подачи жидкости подавать сигнал засорения фильтра на табло «Фильтр засорен» и оно не гаснет более 20 с, то это указывает на засорение фильтра механическими частицами. В этом случае для сохранения запаса противообледенительной жидкости система ее подачи с помощью выключателя «Жидкость И», расположенного на электрощитке бортинженера, переводится на автоматический режим работы. В этом режиме жидкость подается периодически в засоренный фильтр и фильтры других двигателей только в случае их обмерзания и в количестве, необходимом для удаления кристаллов льда.

Автоматы защиты цепей проверки количества жидкости в баке и кранов подачи жидкости в топливную систему расположены на распределительной коробке ограничителей температуры в техническом отсеке, а АЗС цепи управления прерывистой подачи жидкости — на правой панели автоматов защиты.

Особенности технического обслуживания

При техническом обслуживании топливной системы самолета необходимо с особой тщательностью соблюдать указания по технике безопасности.

Работы по замене агрегатов, трубопроводов и другие работы связанные с возможностью открытой течи топлива на землю или на конструкцию самолета, выполнять при обесточенной электросети самолета. Не допускается попадание топлива на электропровода и агрегаты электрооборудования самолета.

Работы в топливных кессон-баках надо проводить в спецодежде, в маске или противогазе в присутствии связного для наблюдения.

Спецодежда должна быть из хлопчатобумажной ткани с застежками или пуговицами, не дающими искрения. Связной для наблюдения должен видеть работающего в баке и подаваемые им сигналы в течение всей работы, чтобы принять меры в случае сигнала о помощи. При работе внутри бака вынуть из карманов все ненужные инструменты и личные вещи, не брать в бак металлические вещи с острыми краями.

Для предотвращения пожара при заправке самолета надо надежно заземлять самолет, заправочные шланги и топливозаправщики. Под колеса топливозаправщика установить колодки. Необходимо помнить, что источником пожара могут быть разряды статического электричества и искры, появляющиеся в результате ударов металлических предметов друг о друга. Поэтому во избежание появления разрядов статического электричества запрещается пользоваться при промывочных работах шерстяными и текстильными материалами.

Горловины кессон-баков и других емкостей с горючими материалами открывать руками, не ударяя по ним металлическими предметами, чтобы не допустить появления искры. Не допускается трение и волочение каких-либо металлических предметов (стремянок, ящиков и т. д.) вблизи самолета или под ним при открытых топливных баках. Не допускается хождение в ботинках, подбитых гвоздями и металлическими пластинами, в непосредственной близости от открытых баков.

Основными работами по обслуживанию топливной системы являются: проверка состояния трубопроводов и агрегатов системы; проверка работы подкачивающих и перекачивающих насосов, порционера, топливного насоса ВСУ; проверка герметичности системы питания основных двигателей и перекрывных (пожарных) кранов; работы по заправке и сливу топлива; определение работоспособности агрегатов системы подачи противообледенительной жидкости и ее заправка.

В процессе эксплуатации необходимо тщательно следить за герметичностью и надежностью всех соединений трубопроводов. При наличии течи по соединениям заменить в них уплотнительные кольца.

При демонтаже соединительных металлических муфт трубопроводов надо слить топливо из трубопровода и расконтрить гайки муфты. Специальным ключом ослабить одну гайку, а другую полностью отвернуть. После этого сдвинуть муфту в сторону ослабленной гайки. Снять уплотнительные кольца. При снятых уплотнительных кольцах отвернутая соединительная муфта должна свободно перемещаться по концам труб.

При монтаже соединительной муфты гайки должны наворачиваться на муфту без скручивания уплотнительных резиновых колец.

Детали, имеющие на уплотняемых поверхностях забоины, царапины и задиры, установке на самолет не подлежат.

При соединении трубопроводов с помощью муфты необходимо обеспечить соосность трубопроводов на стыках. Допускается их несоосность не более 1 мм. Зазор между концами стыкуемых трубопроводов должен быть 9 ± 3 мм.

Осмотреть магистрали топливной и дренажной систем. На трубопроводах не должно быть вмятин, царапин, потертостей. Не допускается контакт между трубопроводами и элементами каркаса самолета.

Убедиться в отсутствии подтеков топлива в местах прокладки трубопроводов и крепления их к агрегатам.

Проверить целостность перемычек металлизации и их крепления.

Для крепления трубопроводов, находящихся внутри кессон-баков, для избежания коррозии применять хомуты только с оцинкованной стальной лентой.

При осмотре агрегатов топливной системы необходимо убедиться в отсутствии течи, подтеков, трещин, забоин, повреждения лакокрасочного покрытия, ослабления болтов крепления и нарушения контровки.

При осмотре поплавкового устройства порционера обратить особое внимание на состояние поплавков и их рычагов.

При проведении работ необходимо следить, чтобы в кессон-баки, трубопроводы и агрегаты не попали посторонние предметы, вода, снег, грязь.

Для демонтажа насосов ЭЦН-323 и ЭЦН-325 необходимо сливать топливо из баков. Демонтаж насоса ЭЦН-319 проводить без слива топлива из бака. Запрещается поднимать насосы за электропровода.

При монтаже насоса не допускается повреждение защитного кожуха электродвигателя.

Перед монтажом агрегатов надо проверять целостность уплотнений, следить, чтобы на резиновых кольцах не было закусываний, подрезов, вмятин, деформаций, сеток старения. Резиновые уплотнительные кольца разрешается смазывать маслом МК-8.

После монтажа насосов проверить их работоспособность включением вручную в пилотской кабине и прослушиванием их.

После ремонта и демонтажа трубопроводов и агрегатов топливной системы необходимо перед первым запуском двигателя произвести промывку трубопроводов подачи топлива к двигателям, посредством включения топливных подкачивающих насосов.

В любое время года необходимо следить за чистотой заборников воздуха системы дренажа топливных баков.

Сливной трубопровод заправочной горловины не должен быть засорен, так как конденсат, находящийся в нем, может замерзнуть разорвать его, и через этот разрыв топливо будет вытекать из бака. Проверка работы подкачивающих насосов и герметичности системы питания основных двигателей производится поочередным включением насосов расходного бака.

Загорание сигнальных ламп свидетельствует об исправности насосов и системы сигнализации.

Эту работу, а также работы по проверке функционирования других топливных насосов, электромагнитных кранов и систем, требующих электропитания, осуществлять при включении АЗС систем.

Для проверки герметичности системы питания основных двигателей открыть перекрывные краны и после 5 минут (не менее) работы подкачивающих насосов осмотреть топливные магистрали и убедиться в их герметичности. При наличии течи по соединениям трубопроводов между собой и агрегатами заменить уплотнительные резиновые кольца.

При проверке функционирования перекачивающих насосов выключатель переключения управления перекачивающими насосами установить в положение «Ручн.». При поочередном включении перекачивающих насосов должны загораться соответствующие им сигнальные лампы, что свидетельствует об исправности насосов и системы сигнализации.

Работоспособность порционера проверяется при включенных топливомере и автомате расхода топлива при автоматическом управлении перекачивающими насосами (переключатель «Авт. — Ручн.» должен стоять в положении «Авт.»). По зеленым сигнальным лампам перекачивающих насосов баков № 2 и 3 следить за работой насосов. Погасание этих ламп свидетельствует о том, что порционер неисправен.

Для проверки работоспособности топливного насоса ВСУ и герметичности перекрывных кранов 768600МА магистралей питания основных двигателей, выключатель запуска ВСУ установить во включенное положение, выключатель «Запуск—хол. прокр.» установить в положение «Запуск.»

Загорание табло «Р—топлива» на панели запуска ВСУ свидетельствует об исправности насоса. Если после 5 минут работы насоса сигнальные табло «Р—топлива» основных двигателей на панели приборов контроля двигателей не погаснут, то перекрывные краны герметичны.

Рукоятки на щитке заправки в открытом или закрытом положении кранов заправки должны быть в одной плоскости; допускается их отклонение от плоскости ± 2 мм.

Заправка самолета топливом осуществляется в соответствии с заданием на полет с помощью системы заправки под давлением.

Основным топливом для двигателей самолета и двигателя ВСУ является керосин марок Т-1, ТС-1, Т-7 (ТС-1Г), Т-7П и смеси указанных марок.

В случае отсутствия или неисправности системы подачи жидкости «И» в топливо необходимо добавить эту жидкость в количестве, определяемом специальной инструкцией.

Во время заправки самолета топливом необходимо соблюдать меры по обеспечению техники безопасности. До начала работ убедиться, что самолет и топливозаправщик заземлены, установлены упорные колодки под передние и задние колеса главных стоек шасси, а на шп. № 67 установлена страховочная штанга, сняты заглушки с заборников

системы дренажа. На стоянке должны быть противопожарные средства. Курить и зажигать спички возле самолета запрещается. Запрещаются работы по обслуживанию радио-электроприборного оборудования и замене аккумуляторов. Топливо, слитое из отстойников топливозаправщика, не должно иметь воды и механических примесей. В паспорте на топливо должна быть виза ответственного лица, разрешающего заправку.

Количество заправляемого топлива определяется в соответствии с заданием на полет и графиком его расхода и заправки (рис. 1.48).

Централизованная заправка самолета топливом производится в следующем порядке.

1. Присоединить к горловинам наконечники заправочных шлангов и установить металлизацию между горловиной и заправочным шлангом.

2. Включить питание бортовой сети самолета от аэродромного источника или от ВСУ.

3. Рукоятки управления кранами заправки установить в положение «Заправка».

4. Установить переключатель вариантов заправки ПГ5-4Т в положение требуемого количества топлива.

5. Включить выключатель блока заправки.

6. Проверить, нет ли обледенения заслонок клапанов слива избыточного топлива. При наличии льда — удалить его горячей водой.

7. Подать топливо от топливозаправщика с давлением $1,5—2 \text{ кгс/см}^2$ и убедиться, что заслонки клапанов перезалитого топлива открылись.

Запрещается открывать краны заправки, если заслонки клапанов слива избыточного топлива всех баков не открыты.

8. Включить на щитке заправки выключатели кранов заправляемых баков. При этом должны загореться зеленые сигнальные лампы.

Увеличить подачу топлива от топливозаправщика и следить по его манометрам, чтобы давление топлива не превышало $4,5 \text{ кгс/см}^2$.

9. После погасания на щитке заправки сигнальных ламп, установить все выключатели в положение «Выключено». По окончании заправки при снятии давления топлива заслонки кранов слива избыточного топлива должны автоматически закрыться. Применение усилий для их закрытия не допускается.

10. Откачать топливо из заправочных шлангов топливозаправщика, отсоединить наконечники и заземление заправочных шлангов от горловин. Надеть на заправочные горловины крышки и закрыть лючки горловины и щитка заправки. Установить заглушки на заборники системы дренажа, если самолет не вылетает.

11. Примерно через 15 мин после заправки слить отстой из каждого кессон-бака по 0,5—1 л в чистую стеклянную посуду через сливные топливные клапаны. Отстой сливается с помощью специального шланга с наконечником, который присоединяется к сливному крану кессон-бака.

Заправка топливом сверху осуществляется через заливные горловины правых и левых баков № 2 и 3.

В процессе заправки ходить по крылу можно только в специальной обуви. На шланге, применяемом для заправки, не должно быть грязи и песка. Перед началом заправки необходимо установить металлизацию между горловиной бака и заправочным пистолетом. Заправку можно производить одновременно любым количеством пистолетов от одного или двух заправщиков. Однако во избежание опрокидывания самолета на хвост в первую очередь необходимо заправлять баки № 2, а затем баки № 3. Если расходный бак неполностью заправлен топливом, то для его заправки включить перекачивающие насосы заправляемого топливом бака. Через 15 мин после заправки слить отстой по 0,5—1 л через сливные топливные клапаны.

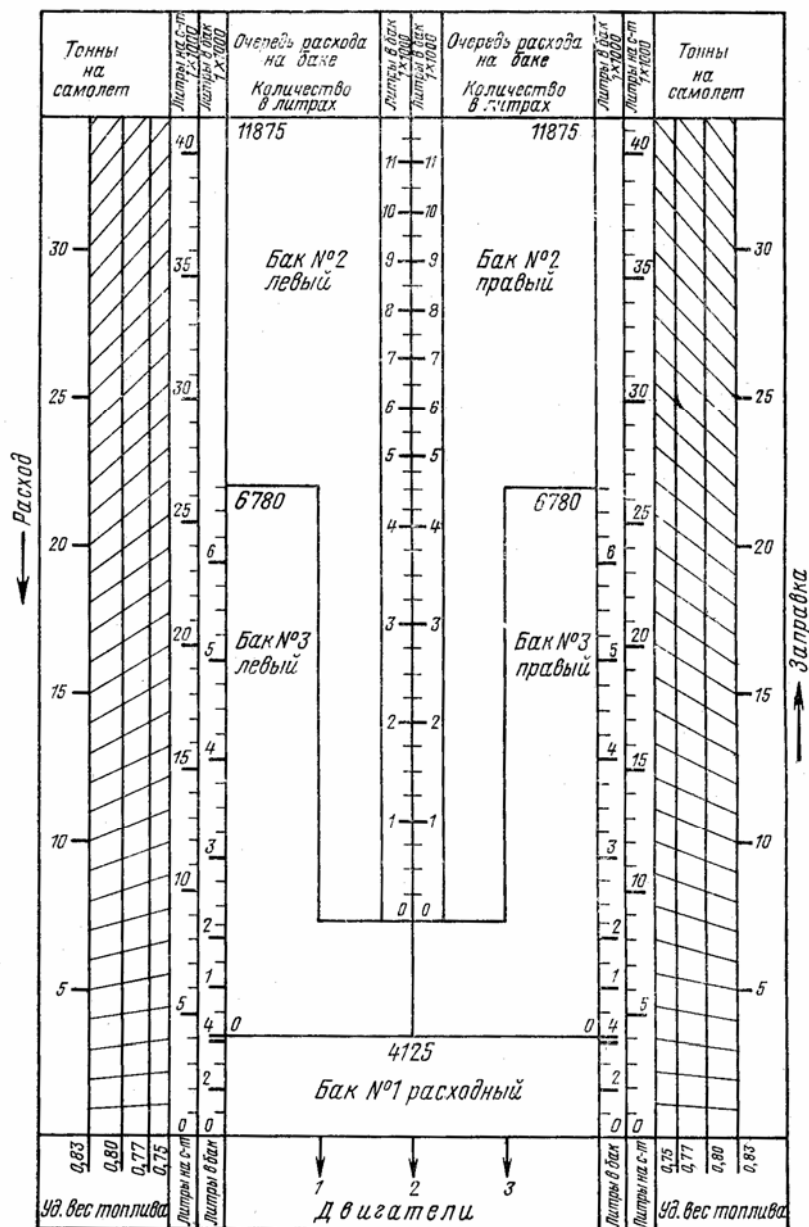


Рис. 1.48. График расхода и заправки топлива

Слив топлива может быть произведен тремя способами:

1. Через краны слива с помощью топливных насосов как при автоматическом, так и при ручном управлении ими. В обоих случаях слив производить в порядке очередности расхода топлива.
2. Отсосом топлива через систему заправки баков.
3. Через сливные клапаны баков.

Если сливается топливо из баков № 2 при заполненных баках № 3, под хвостовую часть фюзеляжа на шп. № 67 необходимо установить гидropодъемник, чтобы предотвратить опрокидывание самолета на хвост.

Слив топлива с помощью насосов ведут при открытом кране слива 604700АТ. После погасания сигнальных ламп перекачивающих и подкачивающих насосов, что свидетельствует о сливе топлива, эти насосы надо выключить и закрыть сливной кран.

Для слива топлива с помощью насосов из отдельных баков необходимо переключатель 18 (см. рис. 1.17) установить в положение «Ручн.», выключатель ручного управления перекачивающим насосом соответствующего бака установить во включенное положение и включить подкачивающие насосы № 2 и 3 расходного бака.

Для слива топлива отсосом через систему централизованной заправки баков необходимо иметь шланг с наконечником для подсоединения к горловинам централизованной заправки, подобный шлангу для централизованной заправки. Шланг топливосливщика подсоединить к горловине централизованной заправки.

Перед сливом топлива отсосом через систему заправки поставить на щитке заправки выключатель блока заправки во включенное положение и вручную открывать краны заправки, соблюдая определенную очередность. Сначала сливают топливо из баков № 3 и затем из баков № 2 и из бака № 1. Слив производится насосами топливозаправщика.

Для слива топлива самотеком необходимо специальные шланги с наконечниками для открытия сливных клапанов. Шланги опускаются в сливную емкость, и наконечники подсоединяются к сливному клапану. Поворотом рычага на головке наконечника открывается сливной клапан, и осуществляется слив топлива.

Основными работами по техническому обслуживанию системы подачи противообледенительной жидкости являются заправка противообледенительной жидкости, проверка количества жидкости в баке, проверка работы кранов подачи жидкости и выпуск воздуха из топливной полости бака.

Следует помнить, что жидкость «И» ядовита. Поэтому при работе с ней необходимо соблюдать меры предосторожности, предупреждающие попадание жидкости внутрь организма (мыть руки после работы с жидкостью, не брать в рот шланг для ее подсасывания и т. д.).

Заправку бака жидкостью «И» осуществляют двумя способами: под давлением и через заливную горловину. Через заливную горловину бак наполняется только при отсутствии устройства для заправки под давлением. Заправка бака под давлением не более 2 кгс/см^2 производится через заправочный штуцер. Управление заправкой осуществляется со щитка наземной проверки.

Для заправки под давлением подсоединить шланг к штуцеру 15 (см. рис. 1.45), открыть краны 5 и 6, и, включив насос 7, слить топливо из полости Б, освобождая бак для противообледенительной жидкости. Заправку ведут до верхней отметки мерного стекла.

При заправке бака через заливную горловину открывают только кран 6 и включают насос 7. Жидкость заливается в горловину бака через воронку.

Проверка количества противообледенительной жидкости в баке производится по мерному стеклу бака. Для этого переключатели «Дренаж» и «Слив» щитка наземной проверки установить в верхнее положение и тем самым включить насос ЭЦН-19А. После проверки их установить в выключенное положение.

Слив топлива из полости Б бака производится с помощью насоса ЭЦН-19А. Включение насоса, открытие электромагнитных кранов слива топлива и дренажа осуществляется выключателями «Слив» и «Дренаж» на панели щитка 19 (см. рис. 1.46) наземной проверки системы. Слив жидкости из бака производится через штуцер заправки.

Для проверки кранов подачи противообледенительной жидкости надо нажать поочередно на кнопки «Проверка кранов подачи жидкости «И» на щитке наземной проверки. При нажатии каждой кнопки должен быть слышен щелчок соответствующего крана, что свидетельствует о его исправности.

При первом заполнении топливной полости бака топливом и регулярно, через определенное количество часов полета производить выпуск воздуха из топливной полости бака. Для выпуска воздуха из полости Б (см. рис. 1.45) бака к клапану стравливания 9 подсоединяют шланг и включают какой-либо подкачивающий насос расходного бака. При появлении из шланга непрерывной струи керосина выключить подкачивающий насос.

1.6. ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Вспомогательная силовая установка является источником горячего сжатого воздуха и электроэнергии постоянного и переменного тока для питания самолетных систем.

На земле ВСУ обеспечивает самолету полную автономность в процессе предполетной подготовки и может использоваться на аэродромах, расположенных на высоте не более 3000 м над уровнем моря. При этом от ВСУ могут одновременно отбираться электроэнергия и сжатый воздух для системы запуска основных двигателей или для системы кондиционирования.

ВСУ включает газотурбинный двигатель, систему его крепления, воздухозаборное устройство, выхлопную систему и системы, обеспечивающие запуск и управление работой двигателя.

Газотурбинный двигатель (рис. 1.49) расположен в отсеке ВСУ, находящемся в хвостовой негерметической части фюзеляжа под рулем направления между шп. № 78 и 85.

Органы управления и приборы контроля расположены на панели «Запуск ВСУ», находящейся на пульте бортинженера.

Отсек ВСУ имеет дренажную систему. В его наиболее низкой точке имеется дренажный сборник 10, через трубку которого самотеком вытекает жидкость.

Крепление газотурбинного двигателя осуществлено в трех точках: двух передних и одной задней. Передние точки крепления расположены симметрично с обеих сторон средней части двигателя и представляют собой конические цапфы 4 (рис. 1.50). Задняя точка крепления расположена по оси симметрии двигателя, снизу, и представляет собой кронштейн, в ухо которого заделан шарнирный подшипник 15.

Коническими цапфами двигатель через резиновые демпферы опирается на кронштейн 20 и стойку 11. Кронштейн 20 шарнирно закреплен на узле крепления 19. Узел 19 крепится к конструкции самолета в плоскости шп. № 80. К ушку кронштейна 20 крепится регулируемый по длине стержень 21, второй конец которого шарнирно закреплен на узле крепления 22. Узел 22 расположен в плоскости шп. № 79.

К ушку стойки 11 крепится регулируемый по длине стержень 10. Стойка и стержень соединены соответственно с полуосями 2 и 12.

Полуоси представляют собой ушковые болты, которые могут поворачиваться вокруг своей оси в кронштейнах 1 и 13. Полуоси имеют одну геометрическую ось (вращения). Кронштейны 1 и 13 установлены в плоскостях шп. № 79 и 80. Стойка 11 — регулируемая по длине.

Демпферы, через которые конические цапфы двигателя опираются на кронштейн 20 и стойку 11, вмонтированы в их проушины и поглощают вибрацию двигателя, не передавая ее на конструкцию самолета. Демпфер состоит из двух резиновых втулок 6, ограничительного кольца 5, стальной втулки 3, шайбы 9. Затяжка демпфера осуществляется гайкой 7.

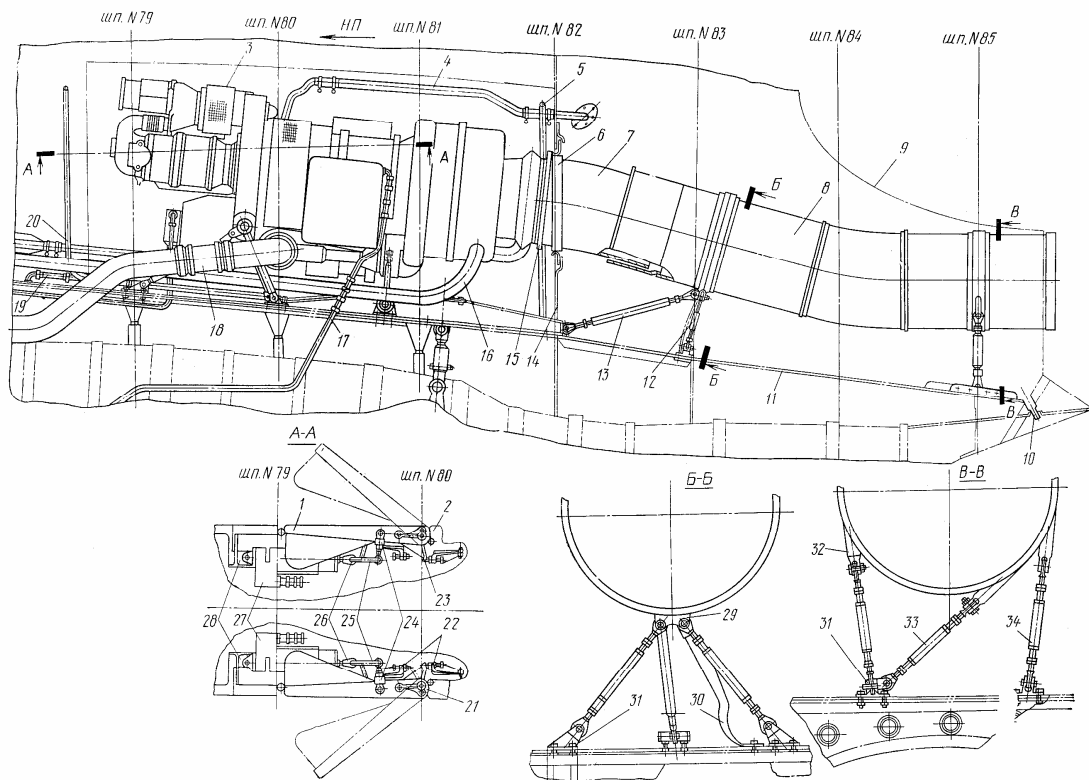


Рис. 1.49. Вспомогательная силовая установка:

1 — створка; 2,9 — крышки; 3 — двигатель; 4 — труба; 5,20 — коллектор; 6 — отражатель; 7 — патрубок; 8 — выхлопная труба; 10 — дренажный сборник; 11,14 — перегородки; 12,13,33,34 — стержень; 15 — ленточный хомут; 16,17,18,19 — трубопровод; 21,28,31 — кронштейны; 22 — болты-упоры; 23 — кронштейн-упор; 24 — пружинный загрузчик; 25 — качалка; 26 — ушковый болт; 27 — электромеханизм; 29,32 — вилки; 30 — перемычка металлизации;

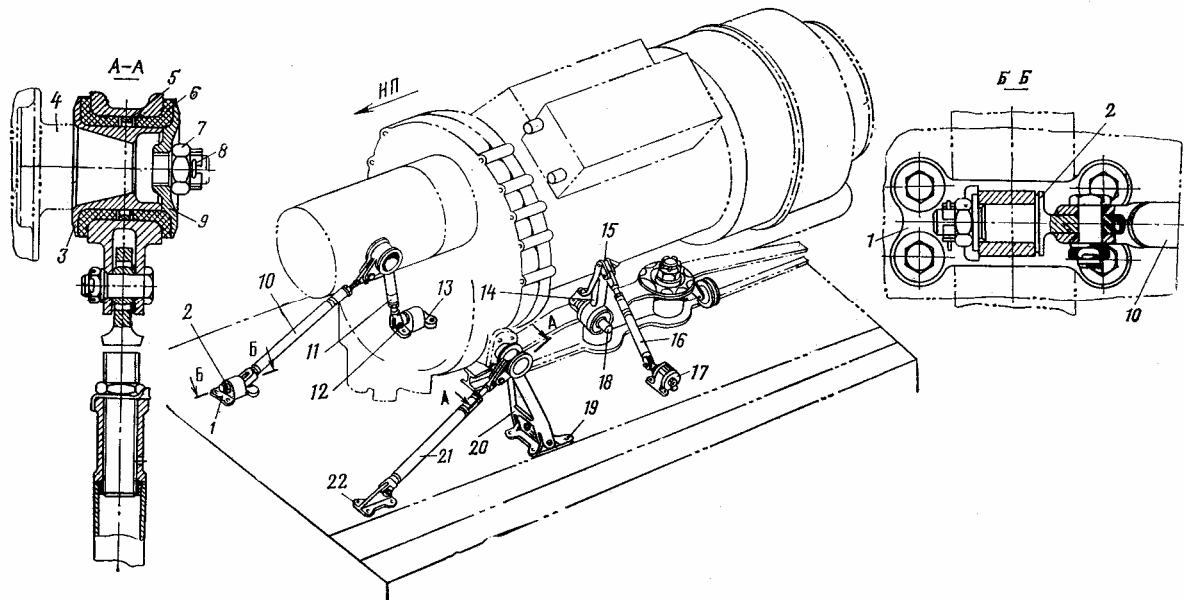


Рис. 1.50. Крепление двигателя ВСУ:

1, 13, 20 — кронштейны; 2, 12 — полуоси; 3, 6 — втулки; 4 — цапфа; 5 — кольцо; 7 — гайка; 8 — шплинт; 9 — шайба; 10, 16, 21 — стержень; 11, 14 — стойка; 15 — подшипник; 17, 18 — опорный узел; 19, 22 — узел крепления

Заднее крепление двигателя осуществляется с помощью стойки 14 и регулируемого по длине стержня 16. Стойка имеет два уха, одно из которых соединено с кронштейном шарнирного подшипника 15, а второе — со стержнем 16.

Для устранения воздействия высоких температур на демпферы заднего крепления двигателя, их перенесли в опорный узел 18 стойки 14 и в опорный узел 17 стержня 16. Конструкция демпферов заднего крепления двигателя аналогична конструкции демпферов переднего крепления. Отличие заключается в замене конической втулки на цилиндрическую. Демпферы опорных узлов 17 и 18 устанавливаются соосно, что позволяет поворачивать стойки и стержень.

Регулирование стержней и стойки по длине осуществляется при помощи резьбовых наконечников.

Детали крепления двигателя окрашены в черный цвет.

Воздухозаборное устройство обеспечивает сообщение отсека ВСУ с окружающим воздухом для доступа и направления его к двигателю. Оно состоит из створок 1, электромеханизмов 27, качалок 25 и пружинных загрузателей 24 (см. рис. 1.49).

Створки расположены с правой и левой стороны отсека ВСУ на его откидных боковых крышках 2. Створка представляет собой клепанную конструкцию, образованную внешней и внутренней дуралюминовыми обшивками, между которыми находятся продольные и поперечные диафрагмы. Створка имеет вертикальную ось вращения. Вращение ее осуществляется в кронштейнах-опорах, закрепленных на конструкции боковой крышки по шп. № 80 фюзеляжа. В верхней части створка имеет кронштейн-упор 23. Каждая створка открывается и закрывается своим электромеханизмом. Выходной шток электромеханизма перемещается поступательно. В шток электромеханизма ввернут регулируемый ушковый болт 26, который соединен с качалкой 25. Второе плечо качалки через пружинный загрузатель 24 соединено со створкой. Двуплечая качалка вращается в кронштейне, закрепленном на боковой крышке.

Пружинный загрузатель представляет собой соединенные с помощью резьбы корпус и основание с ушком, внутри которых находится пакет тарельчатых пружин. Пружинный загрузатель предназначен для компенсации погрешностей хода штока электромеханизма. Величина обжатия пружинного загрузателя обозначена рисками на его валике.

Крайние положения створок ограничиваются болтами-упорами 22, установленными на боковых крышках. Регулированием болтов-упоров и хода штока электромеханизма - исключается, при нормальном обжатии пружинного загрузателя, выступание створок за обводы фюзеляжа.

Ход штока электромеханизма на выпуск соответствует открытию створок, ход на уборку — закрытию их. Открытие створок происходит автоматически при включении выключателя «Запуск» на панели ВСУ. В конце хода створок на открытие загорается табло «Заборник открыт», расположенное на этой же панели. Створки закрываются после выключения выключателя «Запуск».

На самолетах первых выпусков створки имеют горизонтальную ось вращения. Доступ воздуха в отсек ВСУ осуществляется при их повороте вокруг оси на 90°. Поворот осуществляется двигателем вращательного действия.

Выхлопная система предназначена для отвода отработанных газов двигателя. Она состоит из патрубка 7, выхлопной трубы 8, и стержней 12, 13, 33, 34 крепления выхлопной трубы.

Патрубок имеет фланец для соединения с выхлопным соплом двигателя. На фланце имеется эксцентриковый фиксатор, предназначенный для фиксации и предотвращения проворачивания патрубка относительно выхлопного сопла двигателя.

Соединение патрубка и выхлопного сопла осуществляется с помощью быстросъемного ленточного хомута 15. Патрубок телескопически с зазором входит в выхлопную трубу, так что в месте его входа образуется кольцевой зазор — эжектор. Подсасывание воздуха через него со стороны создает дополнительную вентиляцию отсека ВСУ и способствует снижению температуры стенок выхлопной трубы. К патрубку приварен кольцевой отражатель 6,

исключающий прорыв выхлопных газов на вход в компрессор двигателя во время запуска двигателя вспомогательной установки и обеспечивающий подвижное соединение выхлопной трубы с противопожарной перегородкой 14.

В передней части выхлопной трубы имеется двойная вилка 29, в задней части имеются три вилки 32, к которым крепятся соответственно стержни 12, 13 и 33, 34. Стержни, регулируемые по длине, крепятся к кронштейнам 31 на фюзеляже. Регулировка стержней по длине осуществляется двумя резьбовыми наконечниками.

Регулировкой длины стержней 33, 34 достигается равномерность кругового зазора между выхлопной трубой и конструкцией самолета.

Особенности технического обслуживания. Открыть боковые крышки отсека ВСУ и визуально убедиться в отсутствии течи топлива и масла из соединений. Убедиться в отсутствии посторонних предметов и в чистоте отсека ВСУ.

Произвести внешний осмотр двигателя, убедиться в надежности его крепления, крепления его агрегатов, трубопроводов и электропроводов.

Проверить состояние защитной сетки на входе в компрессор и вентилятор двигателя. Осмотреть воздухозаборное устройство, проверить плотность закрытия воздухозаборных створок. Все шарнирные соединения (шарниры качалок, оси вращения створок и т. д.) воздухозаборного устройства должны быть смазаны смазкой ЦИАТИМ-201. Пружинный загрузатель должен быть заполнен смазкой ЦИАТИМ-201.

Осмотреть выхлопную трубу двигателя. Убедиться в надежности его крепления, надежности крепления выхлопного патрубка к двигателю.

Проверить наличие зазора между выхлопной трубой и конструкцией самолета. Минимальный зазор в верхней части трубы равен 3 мм. Убедиться в том, что регулируемые наконечники стержней крепления выхлопной трубы и двигателя не выходят за пределы контрольных отверстий в стержнях и законтрены. Шарнирные соединения крепления двигателя и выхлопной трубы, полуоси опорных узлов крепления двигателя должны быть смазаны смазкой ЦИАТИМ-201. Убедиться, что дренажная трубка отсека ВСУ не засорена.

Проверить надежность крепления металлизации. Проверить мерной линейкой заправку масляного бака. Уровень масла должен быть на отметке $8 \pm 0,5$ л. При необходимости произвести дозаправку масла.

1.7. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Масляная система служит для хранения запаса масла, необходимого для работы основных двигателей и двигателя ВСУ, подачи масла в двигатели с целью их смазки и охлаждения, откачки и охлаждения масла.

На самолете для каждого двигателя имеется самостоятельная масляная система. Все масляные системы основных двигателей выполнены одинаково. Система смазки двигателя ВСУ целиком смонтирована на двигателе.

Агрегаты масляной системы основных двигателей описаны в книге «Двигатель НК-8-2». Ниже будет рассмотрена система заправки и контроля масла в баках.

Для смазки двигателей применяются минеральное масло МК-8 или МК-8П и синтетическое масло ВНИИНП50-1-4Ф.

Смешивание минерального и синтетического масел не допускается. Рабочее давление в линии нагнетания масляной системы — $4_{-0,5}$ кгс/см². Емкость масляной системы каждого основного двигателя — 55 л. Емкость масляного бака — 39 л.

Система централизованной заправки маслом под давлением обеспечивает одновременно заправку маслом баков основных двигателей и бака двигателя ВСУ. Система заправки состоит из заправочного штуцера 3 и трубопроводов (рис. 1.51).

Заправка производится от маслозаправщика под давлением до 6 кгс/см². На пистолет маслозаправщика устанавливается наконечник, с помощью которого открывается клапан заправочного штуцера.

От заправочного штуцера масло по трубопроводам поступает в четыре бака через заправочные клапаны поплавкового типа, смонтированные в них. При достижении в баке основного двигателя уровня, соответствующего 28 кг масла, а в баке двигателя ВСУ уровня, соответствующего 8—9 кг, заправочный клапан автоматически закрывается и заполнение баков маслом прекращается. При отказе заправочного клапана масло будет выливаться из бака через штуцер и трубопровод суфлирования за борт.

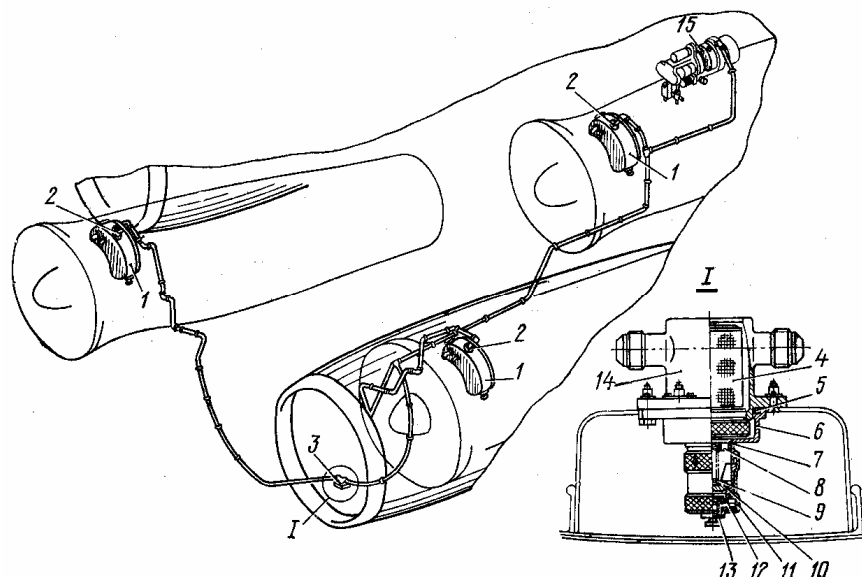


Рис. 1.51. Система заправки маслом:

1, 15 — масляные баки; 2 — горловина; 3 — заправочный штуцер; 4 — фильтр; 5, 7 — кольцо; 6 — корпус; 8 — упор; 9, 13 — пружины; 10 — клапан; 11 — заглушка; 12 — клапан заглушки; 14 — тройник

Заправка маслом производится до тех пор, пока стрелки указателей масломеров не встанут на границу зеленого и желтого участков шкалы и не погаснет сигнальная лампа бака двигателя ВСУ 3 (рис. 1.52).

Заправочный штуцер (см. рис. 1.51) имеет тройник 14, от которого идут трубопроводы к бакам.

Клапан 10 пружиной 9 поджимается к краям внутренней поверхности корпуса 6 и препятствует вытеканию масла из трубопроводов масляной системы.

Герметизация заправочного штуцера при его закрытии заглушкой 11 обеспечивается клапаном 12 с резиновой прокладкой. Клапан поджимается к корпусу штуцера пружиной 13.

Корпус на наружной поверхности имеет три паза со специальными законцовками для закрепления на нем заглушки.

Эти же пазы служат для закрепления специального наконечника раздаточного пистолета маслозаправщика. Наконечник имеет шток, который отжимает клапан 10 при его подсоединении. При снятии наконечника со штуцера клапан закрывается.

Заправочный штуцер расположен снизу фюзеляжа у шп. 68.

Трубопроводы системы заправки маслом соединяют заправочный штуцер с маслобаками основных двигателей и маслобаком двигателя ВСУ.

Соединение трубопроводов между собой осуществляется с помощью переходников (соединение по наружному конусу) и металлических муфт с резино-металлическими уплотнениями.

Трубопроводы окрашены в коричневый цвет.

Система измерения масла СИМ1-1Т предназначена для измерения запаса масла в маслобаке каждого основного двигателя.

В комплект системы СИМ1-1Т входят указатель со встроенным блоком измерения и датчик. На самолете установлено три комплекта СИМ1-1 Т.

Принцип действия системы основан на измерении электрической емкости датчика-конденсатора, меняющейся при изменении уровня масла в баке. Датчик по конструкции и работе аналогичен датчику топливомера и устанавливается в масляном баке.

Система измерения выдает сигналы на табло «Мало масла» и «Избыток масла», расположенные на панели приборов контроля двигателей пульты бортинженера. Табло «Мало масла» загорается при наличии в баке 9 кг масла. Табло «Избыток масла» загорается при 33 кг масла в баке. Красная лампа на панели указателей и табло «Уровень масла», расположенное на панели запуска ВСУ загораются при наличии в баке ВСУ масла менее 2,5 кг.

Контроль на земле за количеством масла в маслобаках основных двигателей осуществляется по указателям маслом ров, а в маслобаке ВСУ — по сигнальной лампе.

Указатели с встроенными блоками измерения установлены на панели, закрепленной внизу фюзеляжа у шп. № 68. Панель закрывается лючком.

Особенности технического обслуживания. Основными работами по техническому обслуживанию масляной системы являются проверка состояния агрегатов и трубопроводов систем, замена масла, слив его и заправка масляной системы.

При техническом обслуживании необходимо осуществлять внешний осмотр трубопроводов, баков и агрегатов масляных систем, визуальную проверку их герметичности. Следить, нет ли подтеков масла. Убедиться в отсутствии повреждения, потертостей трубопроводов. Не допускать контакта между трубопроводами и элементами каркаса самолета. Проверить крепление трубопроводов, целостность перемычек металлизации и их крепления.

Проверить нет ли закупорки отверстий дренажных выводов масляной системы.

В случае замены синтетического масла ВНИИНП50-1-4Ф на минеральное масло МК-8 или МК-8П или наоборот необходимо провести промывку масляной системы.

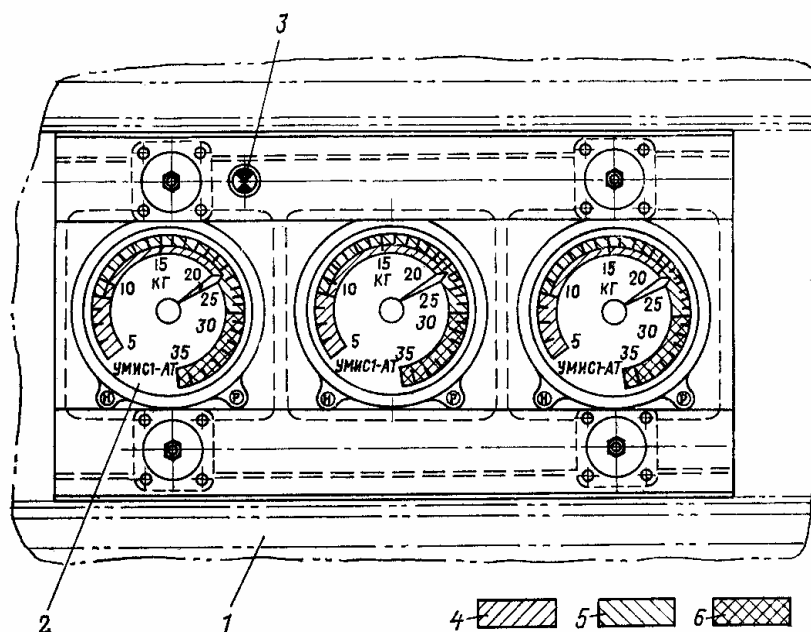


Рис. 1.52. Система измерения масла СИМ 1-1Т;

1 — панель; 2 — указатель УМИС1-1АТ; 3 — сигнальная лампа бака двигателя ВСУ; 4 — красный цвет; 5 — зеленый цвет; 6 — желтый цвет

Слив масла из масляной системы необходим при консервации масляной и топливной систем, а также в случае, если масло не соответствует нормам, при замене агрегатов масляной системы и при замене сорта масла. Слив масла производится с помощью шланга через сливной кран на коробке самолетных агрегатов двигателя.

При этом электропитание двигателя должно быть отключено.

При заправке системы маслом необходимо соблюдать правила техники безопасности, аналогичные указаниям по технике безопасности при работах, связанных с обслуживанием топливной системы самолета.

Необходимо помнить, что масло ВНИИП50-1-4Ф ядовито, и поэтому при работе с ним необходимо соблюдать правила по технике безопасности, оговоренные в специальной инструкции.

Заправка маслом может осуществляться централизованно и через горловины маслобаков.

Централизованная заправка маслом под давлением производится через заправочный штуцер. Для заправки масла под давлением необходимо включить питание системы СИМ1-1Т с помощью АЗС «Масломер» на левой панели генераторов и «Запуск ВСУ» на правой панели автоматов защиты.

Заправку баков производить до тех пор, пока стрелки на всех указателях не встанут на границу зеленого и желтого участков шкалы, что соответствует 28,2 кг масла, а сигнальная лампа бака ВСУ погаснет.

Если в процессе заправки произойдет переход стрелки указателя какого-либо бака на желтый участок шкалы, то это указывает на неисправность заправочного клапана бака. В этом случае заправку надо превратить, избыток масла слить, а остальные баки, если они полностью не заправлены, дозаправить через заправочные горловины.

Заправка маслобаков через заправочные горловины может осуществляться только как исключение.

В этом случае количество залитого масла контролируется мерной линейкой.

Перед каждым полетом количество масла в баке основного двигателя должно быть не менее 12 кг — стрелка указателя масломера должна находиться на зеленом участке шкалы. Для гонки двигателя на земле масла в баке должно быть не менее 9 кг — стрелка не должна заходить на красный участок шкалы.

Перед каждым очередным запуском двигателя ВСУ масла в его баке должно быть не менее 2,5 кг — сигнальная лампа на панели указателей масломеров и табло «Уровень масла» на панели запуска. ВСУ пульта бортинженера не должны гореть. После загорания лампы двигатель ВСУ может работать в течение 2 часов.

Глава 2. Высотное оборудование самолета Ту-154

2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Высотное оборудование служит для обеспечения жизнедеятельности и работоспособности экипажа и пассажиров, находящихся в герметической кабине (кабине) во время полета самолета на высотах до 12 км.

Герметическая кабина самолета — вентиляционного типа. Ее наддув осуществляется путем нагнетания воздуха, отбираемого от 9-х ступеней компрессоров двигателей на земле и в полете или от ВСУ на земле. Воздух после использования выбрасывается в атмосферу.

В высотное оборудование входят системы, позволяющие осуществить наддув, вентиляцию, обогрев, а также поддержание необходимого давления и температуры в кабине.

Наддув кабины, вентиляцию и обогрев обеспечивает система кондиционирования, а поддержание необходимого давления — система регулирования давления.

Кроме этого, высотное оборудование имеет специальные устройства и системы, которые осуществляют отсос воздуха из кухни, обогрев ВСУ на земле и в полете, штуцер наземного кондиционирования, обогрев заправочных и сливных клапанов туалетов и сливного клапана кухни.

Основные данные

Объем герметической кабины, m^3	316—320
Количество воздуха, отбираемого от трех двигателей, $кг/час$	5000—5500
Количество воздуха, отбираемого от двух двигателей, $кг/час$	4600
Количество воздуха, отбираемого от ВСУ, $кг/ч$	4000—4500
Температура воздуха, отбираемого от двигателей, $^{\circ}C$	240—350
Температура воздуха, отбираемого от ВСУ, $^{\circ}C$	200—250
Избыточное давление воздуха, отбираемого от двигателей, $кгс/см^2$	7,5—9,0
Избыточное давление воздуха, отбираемого от ВСУ, $кгс/см^2$	2,8—3,5
Избыточное давление в кабине на высотах более 7,2 км, $кгс/см^2$	0,63
Допустимое избыточное давление в кабине, $кгс/см^2$	0,68
Предельно допустимое избыточное давление в кабине, $кгс/см^2$	0,70
Допустимый отрицательный перепад давления, $кгс/см^2$	0,02
Минимально допустимое абсолютное давление в кабине, $кгс/см^2$	0,7+0,02
Допустимая условная высота в кабине, $м$	3000±150
Предельно допустимая условная высота в кабине, $м$	3600
Скорость изменения давления в кабине в крейсерском полете, $мм рт. ст/с$	0,18
Суммарный расход воздуха по основным магистралям, $кг/ч$	3700÷4200
Максимально допустимый расход воздуха по линии, питающей смесители, $кг/ч$	1300
Избыточное давление воздуха перед турбохолодильником (для высоты, равной 0), $кгс/см^2$	2,5±0,1
Предельно допустимая температура воздуха в системе кондиционирования при ее нормальной работе, $^{\circ}C$	+10÷ +60
Предельно допустимая температура воздуха в системе кондиционирования при разогреве кабин, $^{\circ}C$	70
Температура воздуха, поддерживаемая в кабине, $^{\circ}C$	18—24

Высотное оборудование самолета включает в себя кислородную систему для питания кислородом членов экипажа на рабочих местах и — в случае необходимости — при их передвижении по разгерметизированной кабине, а также для питания больных пассажиров при кислородном голодании.

2.2. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Принципиальная схема и работа системы.

Система кондиционирования воздуха обеспечивает наддув, вентиляцию и обогрев кабин при отборе воздуха как от трех, так и от двух двигателей.

Воздухообмен за один час полета при работе трех двигателей — 16÷17-кратной, а при работе двух двигателей — примерно 15-кратный.

При работе системы воздух от компрессоров двигателей через запорные краны 35 (см. рис. 2.1) или от ВСУ по трубопроводам 41, 44, 48, 52, минуя обратные фиксируемые клапаны 51, поступает в общую магистраль, по которой подводится к первичному воздуховоздушному радиатору (ВВР) 39, обеспечивающему охлаждение воздуха до температуры +100 ÷ +200 $^{\circ}C$. При необходимости воздух может поступать в основную магистраль помимо радиатора, если открыта заслонка 42. ВВР и заслонка образуют предварительный узел охлаждения.

За ВВР воздуховод делится на левую и правую основные магистрали 55, в начале которых установлены заслонки 37 и регуляторы избыточного давления воздуха 36. Заслонки позволяют перекрыть подачу воздуха в магистрали при запуске двигателей или при

повышении давления в них до 5 кгс/см^2 . Регуляторы понижают избыточное давление воздуха в основных магистралях до величины $2,5 \pm 0,2 \text{ кгс/см}^2$.

В районе переднего лонжерона центроплана основные магистрали подходят к бортам фюзеляжа. На них установлены регуляторы избыточного давления 29. Затем воздух поступает к основным ВВР 22, а от них — к турбохолодильникам (ТХ) 23. В основных ВВР воздух охлаждается до температуры $+40 \div +70^\circ \text{C}$, а в ТХ — до $-10 \div +20^\circ \text{C}$.

В необходимых случаях для поддержания температуры воздуха в кабине или ускорения ее разогрева воздух может быть пропущен помимо ТХ и ВВР. Для этой цели в системе установлены распределители воздуха 58.

Следует отметить, что при перепуске воздуха минуя ТХ и ВВР регулятор 29 за собой поддерживает избыточное давление $0,1 \pm 0,03 \text{ кгс/см}^2$, а когда воздухопроводы перепуска закрыты — $2,5 \pm 0,2 \text{ кгс/см}^2$.

Воздухо-воздушные радиаторы 22, турбохолодильники и распределители воздуха образуют левый и правый основные узлы охлаждения.

От основных узлов охлаждения начинаются магистрали охлажденного воздуха, на которых установлены влагоотделители 28 и глушитель шума 27.

После глушителя воздух разделяется на три основных потока. Первый по магистрали 12 направляется в кабину экипажа, где подводится к патрубкам обдува ног пилотов 1 и бортинженера 4, к насадкам индивидуальной вентиляции 2, к боковым патрубкам 71 с ручными заслонками для регулирования расхода воздуха, в линию обдува остекления фонаря кабины экипажа 70 и в линию общей вентиляции и обогрева кабины экипажа, которая заканчивается ручной заслонкой 7.

Второй поток поступает в коробки 56, 64 индивидуальной вентиляции пассажирских салонов, а также в воздухопроводы 57, 65 вентиляции верхней части салонов.

К коробам индивидуальной вентиляции подсоединяются коробки с насадками индивидуальной вентиляции, а также воздухопроводы, питающие большие насадки индивидуальной вентиляции, расположенные в переднем и задних туалетах. Вентиляция кухни осуществляется с помощью малых насадков индивидуальной вентиляции, расположенных в коробках.

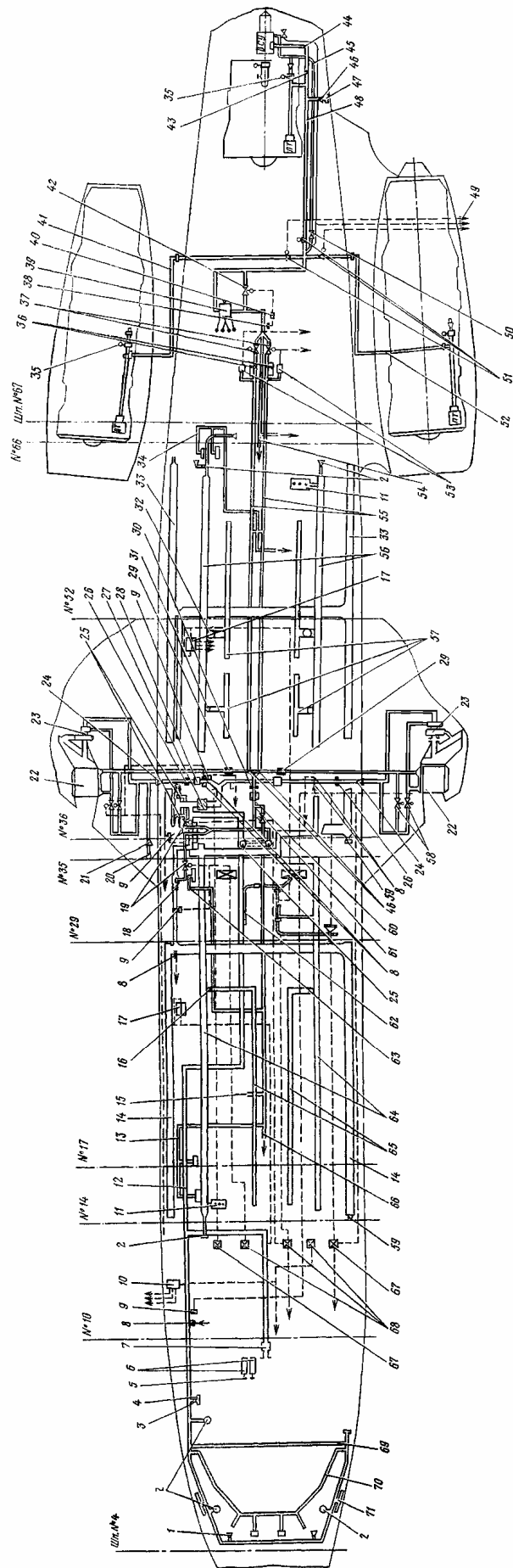


Рис. 2.1. Система кондиционирования воздуха

Спецификация к рисунку 2.1. (Система кондиционирования воздуха):

1— патрубок обдува ног пилота; 3— большой насадок индивидуальной вентиляции; 3, 16, 18, 30, 31, 32— ограничительные шайбы; 4— патрубок обдува ног бортинженера; 5— фильтр 11ВФ-12-1; 6— регуляторы давления воздуха 2077АТ № 1, 2; 7, 59— ручные заслонки; 8— датчики температуры П-1; 9— термореле 4463АТ-48; 10, 17— коробка с приемниками П-9Т и датчиками 2182А; 11— коробка с насадками индивидуальной вентиляции 12— воздухопровод кабины экипажа; 13— обогрев заправочных и сливных клапанов переднего туалета; 14, 33 — панели обогрева салонов; 15— трубопровод обогрева статических штуцеров; 19— распределители воздуха 514; 20— штуцер наземного кондиционирования; 21— обратный клапан; 22— основной воздухо-воздушный радиатор 4458; 23— турбохолодильник 1621Т; 24, 43, 46— обратные клапаны 4477, 4488Т, 4672; 25— смесители; 26— мерная шайба; 27— глушитель шума; 28— влагоотделитель; 29— регулятор избыточного давления 4833; 34— обогрев сливных и заправочных штуцеров задних туалетов; 35— запорный кран; 36— регулятор избыточного; давления 4561; 37, 42— заслонки 4602; 38— термореле 4463АТ-1; 39— воздухо-воздушный радиатор 4487Т; 40— импульсный преобразователь 4735Т; 41, 48, 52— воздухопроводы отбора воздуха от двигателей; 44— воздухопровод отбора воздуха от ВСУ; 45— система обогрева ВСУ; 43— штуцер установки воздушного запуска; 49— электрическая связь главного выключателя запуска; 50— задвижка 3161; 51— обратные фиксируемые клапаны 5102; 53— сигнализатор давления МСТ-5А; 54— трубопровод эжектирования; 55— основные магистрали; 56, 64— коробка индивидуальной вентиляции салонов; 57, 65— воздухопровод вентиляции верхней кабины салонов; 58— распределители воздуха 513; 60— регулятор избыточного давления 4832; 61— воздухопровод горячего воздуха смесителей; 62— вытяжное устройство кухни; 63— обогрев сливных клапанов кухни; 66— трубопровод обогрева штуцеров системы регулирования давления; 67, 68— блоки управления 2427; 2427А; 69— воздухопровод кольцевания; 70— обдув остекления; 71— боковой патрубок с ручной заслонкой.

Воздухопроводы 57, 65 улучшают конвекцию воздуха в салонах и не допускают застойных зон. Воздух из этих воздухопроводов выбрасывается через щели и отверстия в облицовке. Всего имеется восемь таких ответвлений — по три на каждом борту во втором салоне и по одному — в первом.

Третий поток охлажденного воздуха подается к панелям обогрева 14, 33.

В основных магистралях, по которым поступает воздух в кабину экипажа и панели обогрева, установлены смесители 25. Магистрали, питающие панели второго салона, имеют два смесителя, а первого салона и кабину экипажа — по одному.

К каждому смесителю подведен горячий воздух, который поступает из объединенной магистрали 61. На этой магистрали установлен регулятор избыточного давления 60, а в линиях перед смесителями распределители 19.

Регулятор 60 поддерживает за собой избыточное давление $0,3 \pm 0,03 \text{ кгс/см}^2$.

За смесителями поддерживается температура воздуха не более 60°C . При разогреве кабины разрешается температуру доводить до 70°C .

К панелям обогрева подходят ручные заслонки 59, которые регулируют подачу теплого воздуха в передний и задний вестибюли.

В воздухопроводах системы установлены обратные клапаны 46, 24 и 43. Обратные клапаны 46 перекрывают магистрали 55, в случае их разгерметизации, и линию штуцера 47, предназначенного для подсоединения рукава установки воздушного запуска при запуске двигателей на земле.

Обратные клапаны 24 служат для перекрытия магистралей в случае разгерметизации системы, находящейся за герметической кабиной в носках крыла. Во время работы двигателей обратный клапан 43 перекрывает воздухопровод отбора воздуха 44 от ВСУ.

Перед влагоотделителями в магистралях установлены мерные шайбы 26. В воздухопроводах системы установлены ограничительные шайбы 3, 16, 18, 30, 31, 32, которые позволяют равномерно распределить воздух по кабине.

Обогревные панели салонов. Обогревные панели второго салона имеют два питающих воздухопровода со смесителями. Это необходимо для получения равномерного расхода воздуха по длине салона.

Обогревные панели первого салона питаются от одного воздухопровода со смесителем. Панели изготовлены из металла и сверху между шпангоутами имеют патрубки, с которыми стыкуются оконные панели.

Оконные панели 6 (рис. 2.2) выклеены из стеклоткани и устанавливаются между шпангоутами. Они прижаты к теплозвукоизоляции и крепятся к фюзеляжу при помощи шпилек. Панели по краям прижимаются к шпангоутам, а сверху — к облицовке салонов и жалюзи 5.

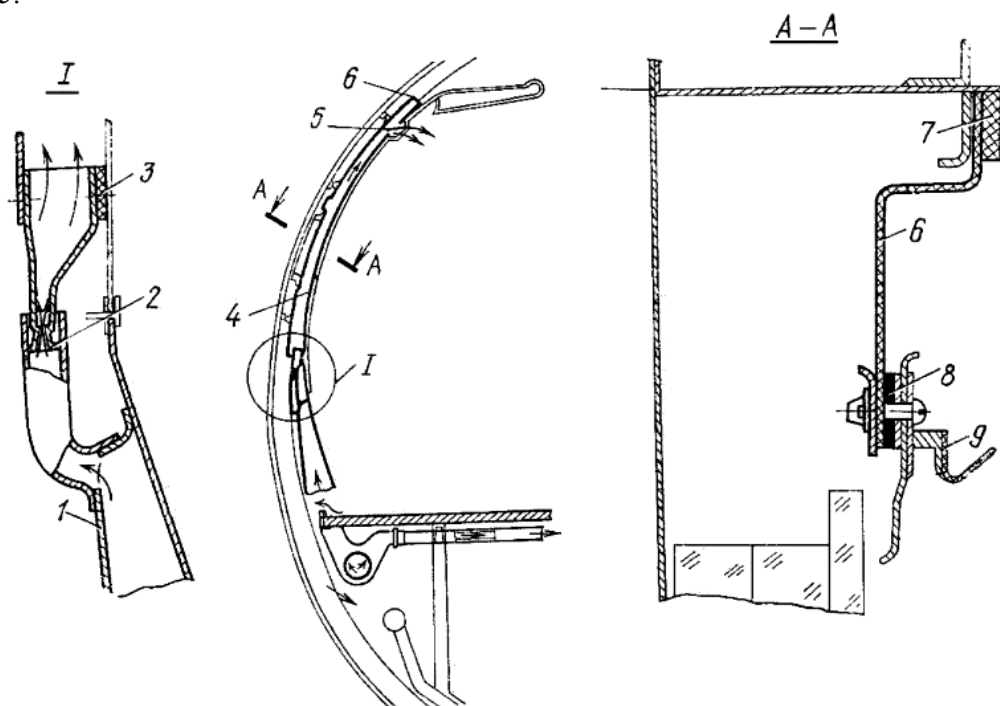


Рис. 2.2. Обогревные панели салонов:

1—панель обогрева; 2—сопло; 3, 7, 8—прокладки; 4—декоративная панель; 5—жалюзи; 6—оконная панель; 9—манжета

По центру оконной панели крепится межоконная декоративная панель 4. Оконные и декоративные панели образуют полости для воздуха, который поступает туда из сопел 2. Для обеспечения герметичности панелей служат манжета 9 и прокладки 3, 7, 8. Прокладки изготовлены из мягкой губчатой резины. Они располагаются по всему внешнему периметру оконной панели.

Воздухо-воздушный радиатор 4487Г (рис. 2.3) предназначен для первичного охлаждения воздуха, поступающего от компрессоров двигателей, атмосферным воздухом от скоростного напора в полете. Радиатор как по охлаждающему, так и что продувочному воздуху является одноходовым.

ВВР состоит из шести охлаждающих секций 6, сваренных между собой. Каждая секция состоит из плоских трубок 1, оребренных внутри гофрированными пластинами 8, а снаружи гофрированными пластинами 5, которые соединены с трубками методом спекания. Трубки располагаются в отверстиях досок 2 и опаяны по периметру.

Боковины 3 и уголки 4 ограничивают поток продувочного воздуха и приварены к пластинам 7. Для обеспечения жесткости и температурной компенсации боковины имеют гофры.

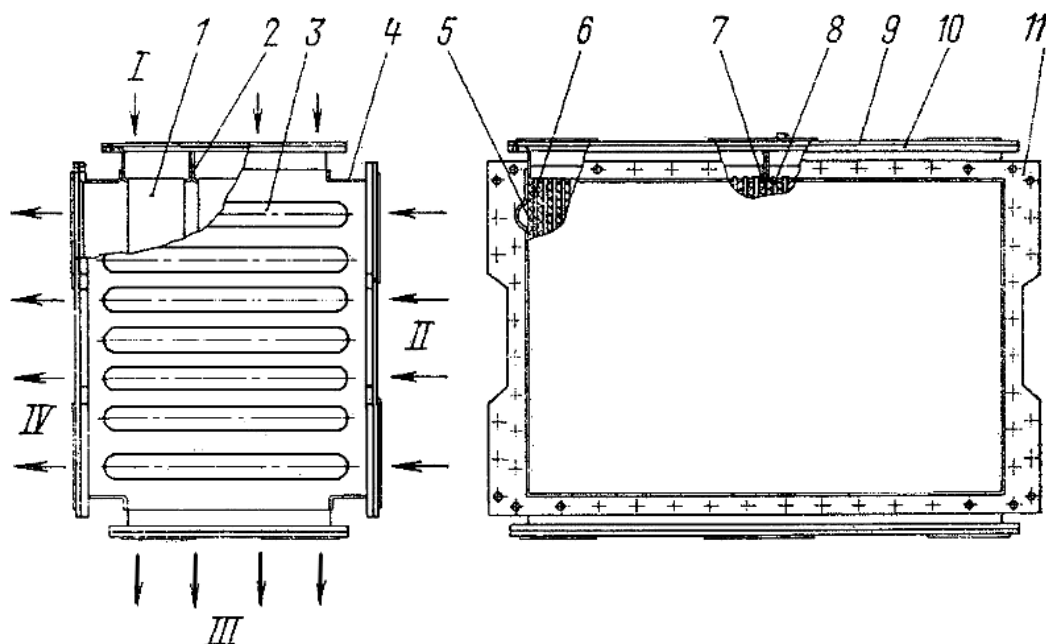


Рис. 2.3. Воздухо-воздушный радиатор 4487Т:

1 — трубка; 2 — трубная доска; 3 — боковина; 4 — уголок; 5, 8 — гофрированные пластины; 6 — охлаждающая секция; 7 — пластина; 9 — транспортная заглушка; 10, 11 — фланцы; I — вход охлаждающего воздуха; II — вход продувочного воздуха; III — выход охлаждающего воздуха; IV — выход продувочного воздуха

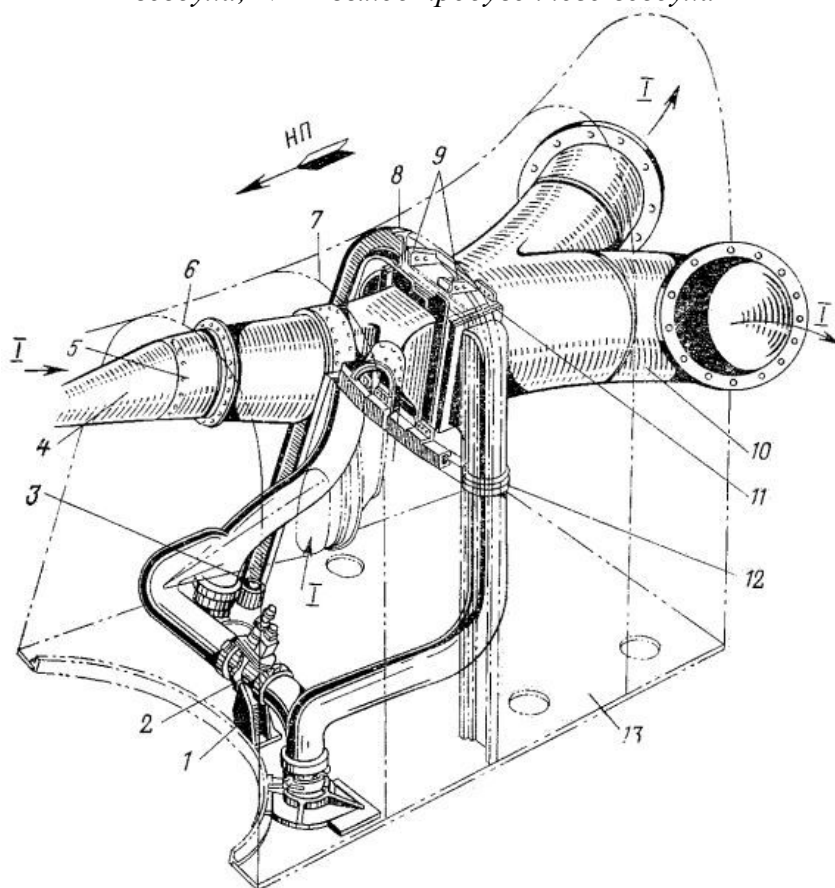


Рис. 2.4. Установка первичного воздухо-воздушного радиатора 4487Т:

1 — кронштейн; 2 — заслонка 4602; 3 — воздухопровод системы противообледенения; 4 — щелевой заборник; 5 — входной канал продувочного воздуха; 6, 7, 8 — шп. № 70, 71, 72; 9 — ушки; 10 — выходной канал продувочного воздуха; 11 — ВВР 4487Т; 12 — хомут; 13 — форкиль; I — поток атмосферного воздуха

К боковинам и угольникам приварены фланцы 10 и 11. Фланцы 11 служат для подсоединения каналов продувочного воздуха. Эти фланцы имеют по второму неполному ряду отверстий для крепления ВВР к каркасу самолета. К фланцам 10 крепятся крышки, к которым подсоединяются воздухопроводы охлаждающего воздуха. Охлаждающий воздух от компрессоров двигателей проходит через трубки и их гофрированные пластины, отдавая стенкам трубок тепло. Продувочный воздух, обдувая внешние поверхности стенок трубок и гофрированные пластины, отбирает от них тепло и уносит его в атмосферу.

Радиатор установлен в форкиле. Продувочный воздух поступает во входные каналы 5 (рис. 2.4) через щелевые заборники 4, которые располагаются в обтекателе воздухозаборника среднего двигателя между шп. № 69 и 71.

Воздухо-воздушный радиатор 4458Т (рис. 2.5) имеет то же назначение, что и радиатор 4487Т, но может продуваться и вентилятором турбохолодильника, т. е. может работать как в полете, так и на земле. Он является двухходовым по охлаждающему воздуху и одноходовым по продувочному, а поэтому имеет три фланца 10, 11. К фланцу 10 подсоединяется крышка с двумя патрубками, к которым подходят воздухопроводы охлаждающего воздуха. Крышка крепится по периметру фланца болтами и шпильками 7.

По фронту продувочного воздуха установлены профили 8 и распорные трубки 1 с расчалками, которые позволяют избежать деформации корпуса от действия внутреннего давления в ВВР. В остальном конструкция и работа ВВР 4458Т аналогична 4487Т.

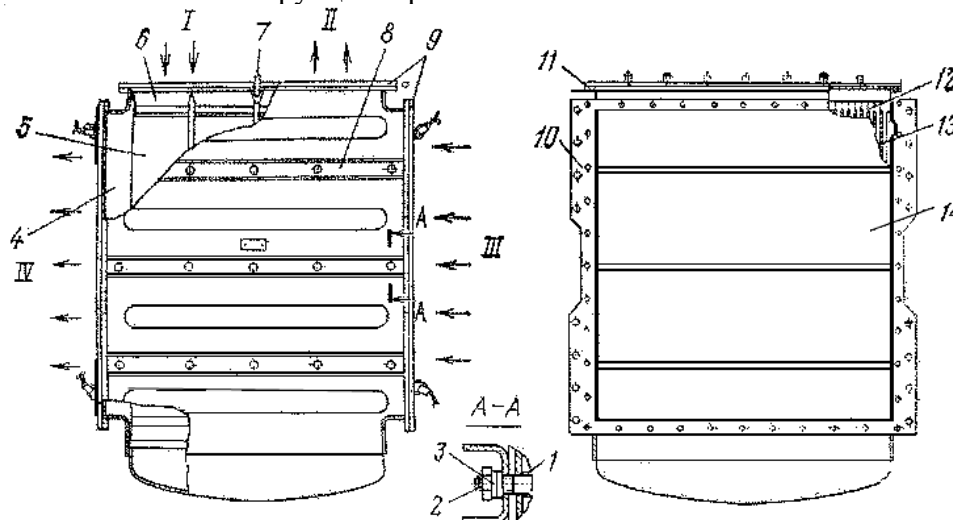


Рис 2.5. Воздухо-воздушный радиатор 4458Т:

1 — распорная трубка; 2 — расчалка; 3 — гайка; 4 — корпус; 5 — трубка; 6 — рамка; 7 — шпилька; 8 — профиль; 9 — транспортная заглушка; 10, 11 — фланцы; 12, 13 — гофрированные пластины; 14 — охлаждающая секция; I — вход охлаждающего воздуха; II — выход охлаждающего воздуха; III — вход продувочного воздуха; IV — выход продувочного воздуха

На самолете установлены два таких радиатора а носках крыла. Продувочный воздух к ВВР поступает через входной канал 2 (рис. 2.6). Выходной канал 5 имеет обратный клапан 8, предохранительную решетку 10, которая в случае разгрузки клапана удерживает его в канале. Для демонтажа канала служит люк, прикрываемый крышкой 11.

Воздух из компрессора турбохолодильника выбрасывается в атмосферу через патрубок 16 и обтекатель 15. Обтекатель предназначен для улучшения аэродинамики самолета и уменьшения уровня шума в районе входного трапа.

Турбохолодильник 162Т предназначен для охлаждения воздуха после ВВР 4458 и является второй ступенью охлаждения основного узла. Компрессор турбохолодильника используется для просасывания продувочного воздуха ВВР при работе системы на земле.

Основными узлами и деталями турбохолодильника являются: корпус 1 (рис. 2.7), турбина, компрессор и вал 26.

Основными узлами и деталями турбины являются: сопловой аппарат 17, диск 21, улитка 18 с входным патрубком и выходной патрубком 20.

Компрессор состоит из диска 9, улитки 2 с выходным патрубком 31 и входного патрубка 8.

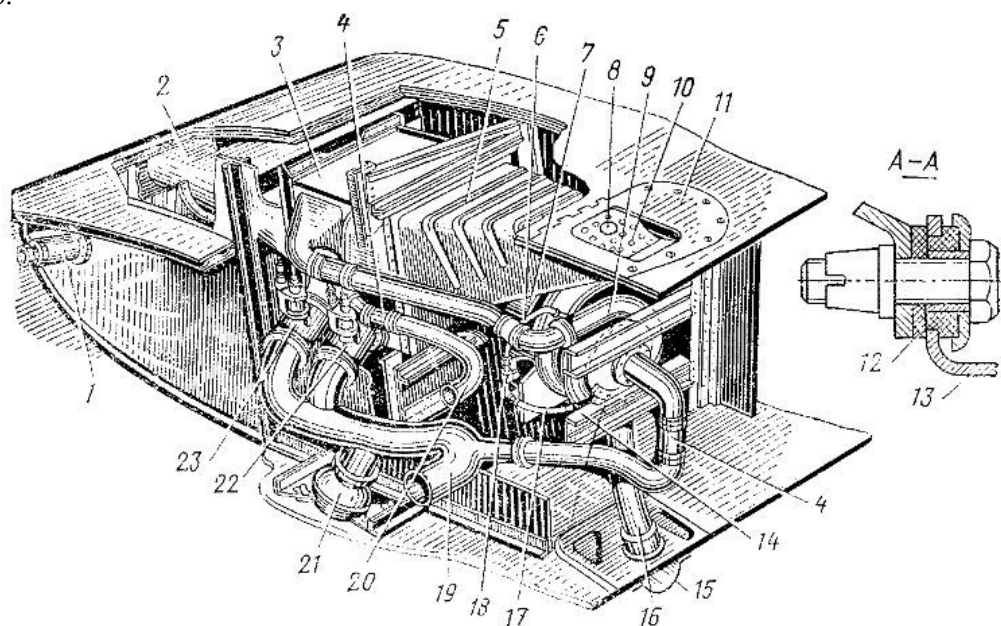


Рис. 2.6. Правый основной узел охлаждения:

1 — воздухопровод системы противообледенения; 2 — входной канал продувочного воздуха ВВР 4458Т; 3 — ВВР 4458Т; 4 — термостойкий соединительный патрубок (ПТС); 5 — выходной канал продувочного воздуха ВВР 4458Т; 6 — суфлирующий шланг масляной системы турбохолодильника; 7 — заборник воздуха компрессора турбохолодильника; 8 — обратный клапан канала ВВР 4458Т; 9 — турбохолодильник 1621Т; 10 — предохранительная решетка; 11 — крышка люка; 12 — прокладка; 13 — кронштейн; 14 — профиль крепления ТХ; 15 — обтекатель; 16 — патрубок сброса воздуха из ТХ; 17 — соединительный шланг масляной системы ТХ; 18 — уровнемер; 19 — воздухопровод охлажденного воздуха; 20 — основная правая магистраль; 21 — штуцер наземного кондиционера; 22 — распределитель 513 перепуска помимо ТХ и ВВР 4458Т; 23 — распределитель 513 перепуска воздуха помимо ТХ

Диски турбины и компрессора смонтированы на одном валу, который установлен на двух радиально-упорных подшипниках 22 в корпусе 12.

В корпусе подшипников неподвижно закреплена упорная втулка 14, по обеим сторонам которой установлены бронзовые дистанционные втулки 10, а слева — дистанционное кольцо 29. Чтобы обеспечить надежный контакт поверхностей качения подшипников, наружные обоймы через дистанционные втулки прижимаются с постоянным усилием четырнадцатью пружинами 11. Пружины размещены в гнездах упорной втулки.

За дисками турбины и компрессора установлены маслоотражательные кольца 23 и втулки 25.

Корпус подшипников со стаканом 13 и переходным фланцем 16 образуют полость Б, которая служит масляной ванной. Масло к подшипникам подается по двум масловодам 4, смонтированным в упорной втулке. Масловоды снабжены фильтром 3.

Переходной фланец имеет сапун 15 для сообщения полости Б с атмосферной и отверстие, к которому подсоединяется штуцер с суфлирующим маслопроводом.

В корпусе подшипников, крышке корпуса 27 и стакане 13 имеются восемь отверстий а для воздуха, охлаждающего подшипники. Этот воздух выбрасывается в атмосферу через полость А.

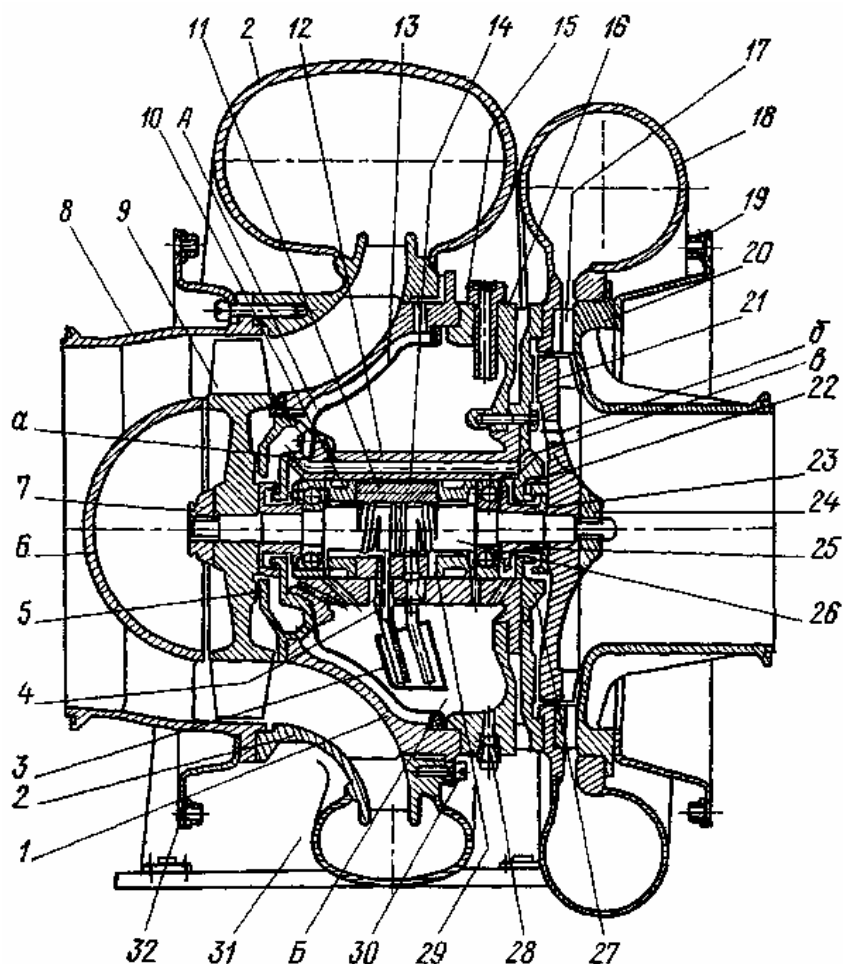


Рис. 2.7. Турбохолодильник 1621Т:

1 — корпус; 2 — улитка компрессора; 3 — фильтр; 4 — масловод; 5 — крышка; 6 — обтекатель; 7, 24 — гайки; 8 — входной патрубок компрессора; 9 — диск компрессора; 10 — дистанционная втулка; 11 — пружина; 12 — корпус подшипника; 13 — стакан; 14 — упорная втулка; 15 — сапун; 16 — переходной фланец; 17 — сопловой аппарат; 18 — улитка турбины; 19, 32 — монтажные фланцы; 20 — выходной патрубок турбины; 21 — диск турбины; 22 — подшипник; 23 — маслоотражательное кольцо; 25 — маслоотражательная втулка; 26 — вал; 27 — крышка корпуса подшипника; 28 — пробка; 29 — дистанционное кольцо; 30 — болт; 31 — выходной патрубок компрессора; Л — полость сброса воздуха в атмосферу; Б — масляная ванна; а, б, в — отверстия для охлажденного воздуха

Диски турбины и компрессора, маслоотражательные кольца, втулки 25, крышки 5, 27 имеют лабиринтные уплотнения, которые уменьшают потери воздуха из-за утечек через зазоры между деталями.

При работе турбины (рис. 2.8) горячий воздух поступает к входному патрубку улитки турбины, а затем к сопловому аппарату.

В сопловом аппарате давление воздуха падает, а его скорость возрастает, так как потенциальная энергия воздуха преобразуется в кинетическую. Затем воздух попадает на лопатки диска турбины и вращает ее. В результате кинетическая энергия воздуха превращается в механическую работу, что дает уменьшение полной энергии воздуха. Это приводит к уменьшению абсолютного давления, скорости потока и температуры воздуха не менее чем на 50 °С.

При работе ТХ подшипники смазываются в результате разрежения, которое создают винтовые вырезы на валу, что позволяет маслу из ванны по масловодам через фильтр и зазоры между валом и втулкой поступать к подшипникам, а затем через отверстия в корпусе подшипника обратно стекать в ванну.

Небольшое количество масла в виде паров через лабиринтные уплотнения и специальные дренажные отверстия уходит в атмосферу.

Часть воздуха из турбины поступает на охлаждение подшипников через продольные отверстия *a* (см. рис. 2.8) в корпусе и отверстия *б*, *в* в диске турбины и крышке корпуса подшипников. Затем этот воздух из полости *A* стравливается в атмосферу.

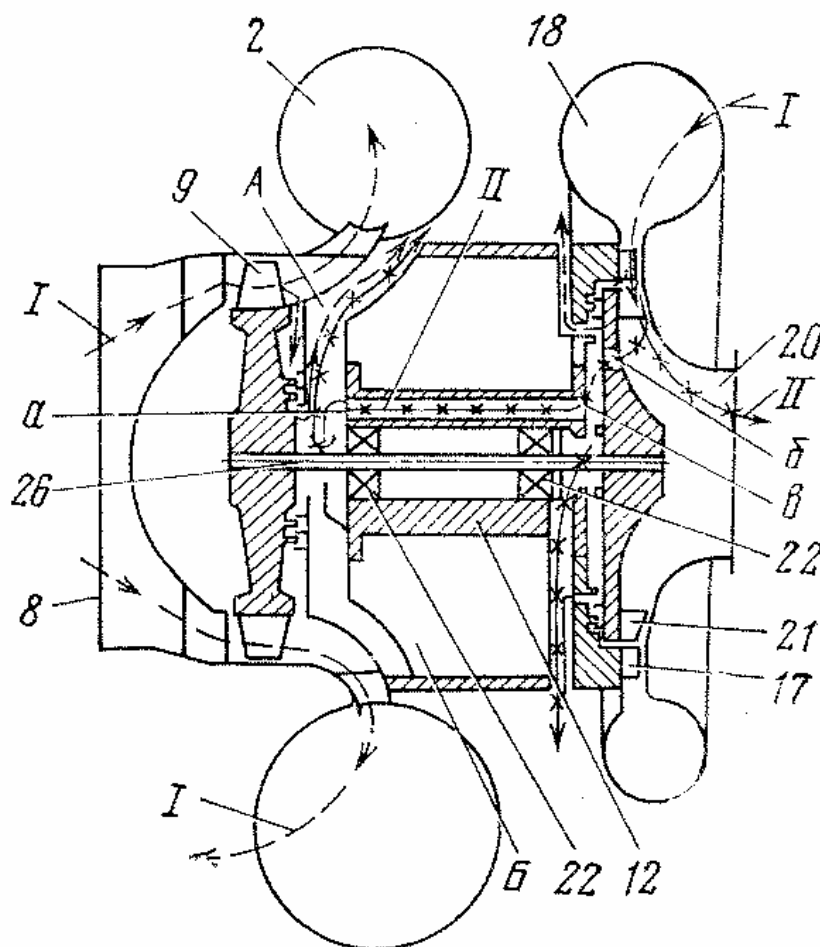


Рис. 2.8. Схема работы турбохолодильника (номера позиций соответствуют рис. 2.7)
I — потоки горячего воздуха; *II* — потоки холодного воздуха

Масляная система турбохолодильника предназначена для смазки подшипников. Она позволяет производить грубую очистку заправляемого масла, замер его уровня и слив из ТХ.

Масляная система (рис. 2.9) состоит из указателя уровня масла *17*, соединительного *16* и суфлирующего *15* шлангов. К каркасу указатель крепится через кронштейн *4*. Уплотнительное кольцо *8* служит для обеспечения перемещения стакана относительно корпуса при изменении температуры окружающей среды.

Заливку масла осуществляют через штуцер *12*. При этом следует отвернуть его накладную гайку. Масло заливают по верхнюю риску *I*. Расход масла ниже риски *II* не допускается.

Сливают масло из ТХ через нижний штуцер корпуса *7* при снятой накладной гайке *2* и пробке *1*.

Контрольное отверстие уровня масла в ТХ, закрытое пробкой *18*, служит для проверки уровня масла на стенде.

Суфлерное отверстие *20* предназначено для сообщения масляной полости ТХ с атмосферой.

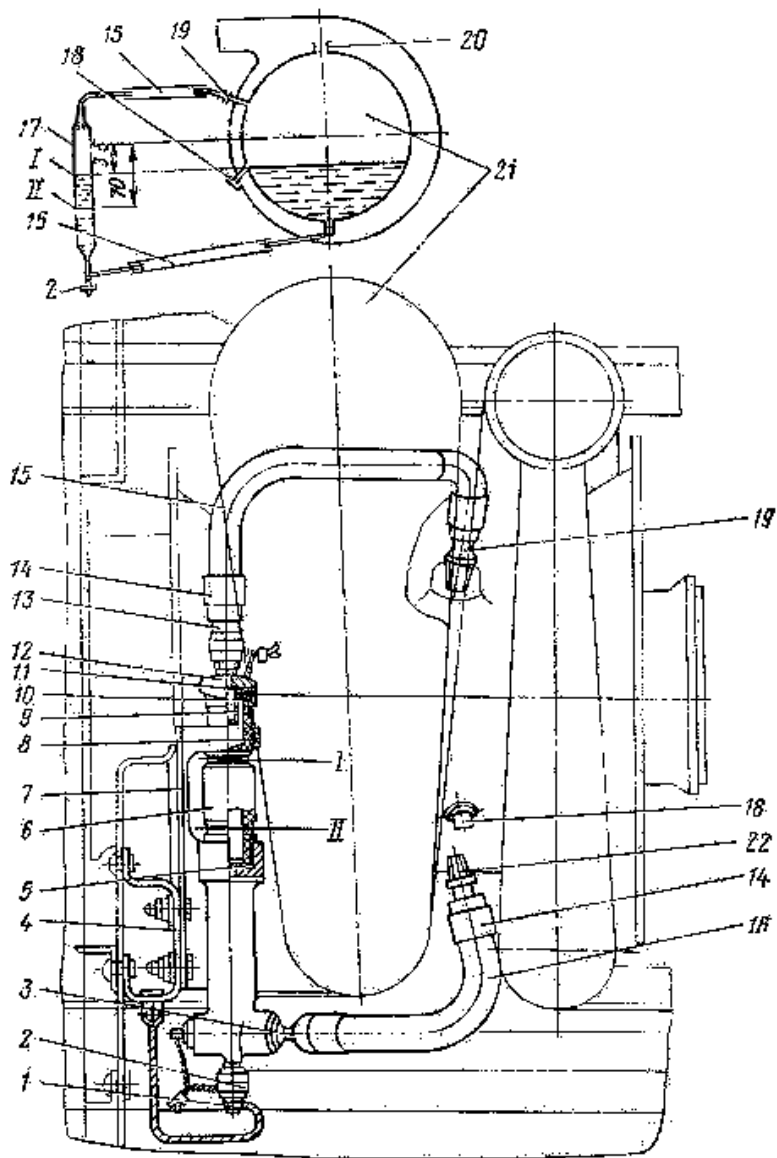


Рис. 2.9. Масляная система турбохолодильника:

1, 18— пробка; 2—накидная гайка; 3, 12, 19, 22 — штуцер; 4 — кронштейн; 5, 8 — уплотнительное кольцо; 6 — стакан; 7 — корпус; 9 — фильтр; 10 — прокладка; 11 — шайба; 13 — ниппель; 14 — хомут; 15 — суфлирующий шланг; 16 — соединительный шланг; 17— указатель уровня масла; 20— суфлерное отверстие; 21 — турбохолодильник 1621Т; I — верхняя риска уровня масла; II — нижняя риска

Регулятор избыточного давления 4561 (рис. 2.10) служит для поддержания постоянного избыточного давления воздуха $2,5 \pm 0,02 \text{ кгс/см}^2$ в основных магистралях. Он состоит из исполнительного и командного механизмов. Исполнительный механизм включает в себя регулирующий орган и сервопривод, командный — чувствительный элемент и усилитель (золотник).

Регулирующий орган состоит из корпуса 22, оси 4 с закрепленными на ней заслонкой 2 и рычагом 6, а сервопривод — из корпуса 7 со стаканом 11, сильфона 12 с крышкой 19 и стаканом 14, пружины 17 и штока 9. Стакан на корпусе 7 сервопривода закреплен винтами 30.

Чувствительный элемент командного механизма располагается в корпусе 15 и стакане 8. В него входят сильфон 16 с крышками 13, 18, пружина 10, клапан 23 с пружиной 28 и регулировочный винт 5.

Усилитель размещается в корпусе 27, в него входят: седло 24, дроссель 25 и сетчатый фильтр 21. Настройка усилителя производится регулировочным винтом 5. Фильтр служит для

очистки воздуха, поступающего по трубопроводу из магистрали системы кондиционирования.

Корпус имеет два штуцера. К штуцеру II присоединена трубка 26, сообщающая полость А сервопривода исполнительного механизма с полостью Б усилителя. К штуцеру I присоединяется трубка выходного сигнала давления P_2 , противоположный конец которой подсоединяется к штуцеру на основной магистрали.

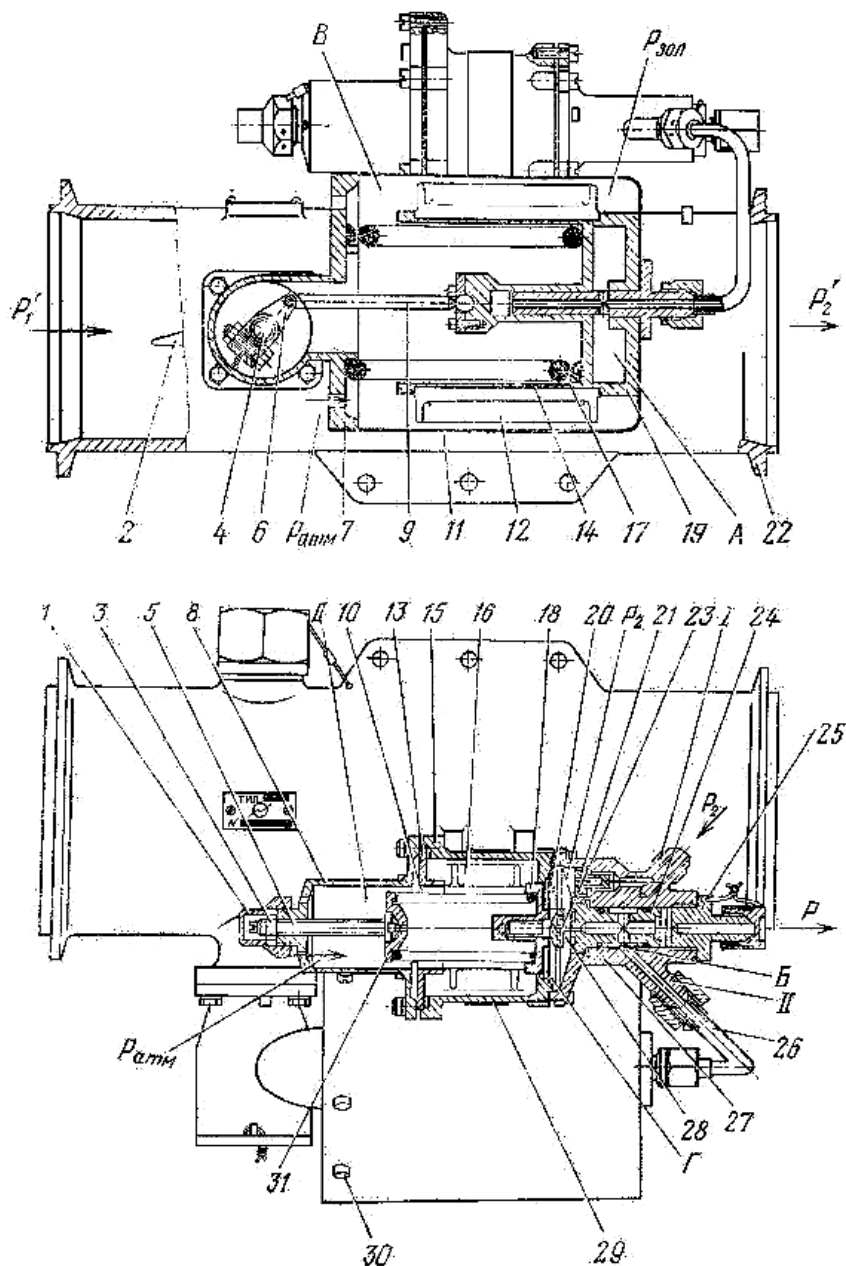


Рис. 2.10. Регулятор избыточного давления 4561:

1—колпачок; 2—заслонка; 3—гайка; 4—ось; 5—регулирующий винт; 6—рычаг; 7, 15, 22, 27—корпус; 8, 11, 14—стакан; 9—шток; 10, 17, 28—пружины; 12, 16—сильфон; 13, 18, 19—крышка; 20—мембрана; 21—фильтр; 23—клапан; 24—седло; 25—дрозсель; 26—трубка; 29—хомут; 30—винт; 31—тарель; А—полость исполнительного механизма; Б—полость командного механизма; P_1' —давление на входе; P_2' —давление на выходе; P_2 —статическая составляющая давления (сигнал давления) на выходе; P_{301} —давление в усилителе; $P_{атм}$ —атмосферное давление на любой высоте; P —давление, сбрасываемое в атмосферу; А—полость P_{301} сервопривода; Б—полость P_{301} усилителя; В, Д—полости $P_{атм}$ сервопривода и

чувствительного элемента; Γ —полость P_2 чувствительного элемента; I —штуцер P_2 ; II —штуцер дросселя

В основу работы регулятора (рис. 2.11) положен принцип равновесия сил давления на выходе P_2' с силами, возникающими от действия сиффона 12 и пружины 17. Каждый установившийся режим работы имеет свои P_2' и P_2 , а следовательно, свою величину подъема клапана 23 и давления после усилителя $P_{зол}$, поступающего к сиффону 12. Соотношение проходных сечения седла 24 и дросселя 25 подобраны с таким расчетом, что небольшое изменение сигнала давления P_2 дает значительное изменение в усилителе (золотнике) $P_{зол}$. В формировании $P_{зол}$ участвуют дроссель и величина подъема клапана, на которую влияют P_2 и $P_{атм}$, изменяющееся с высотой подъема самолета.

Если входное давление P_1' понижается, то P_2' и P_2 в полости Γ тоже понижаются. Сиффон 16 разожмется, а клапан опустится. $P_{зол}$ в полостях B и A понизится, и сиффон 12 будет сжат пружины 17, а рычаг повернет заслонку на открытие.

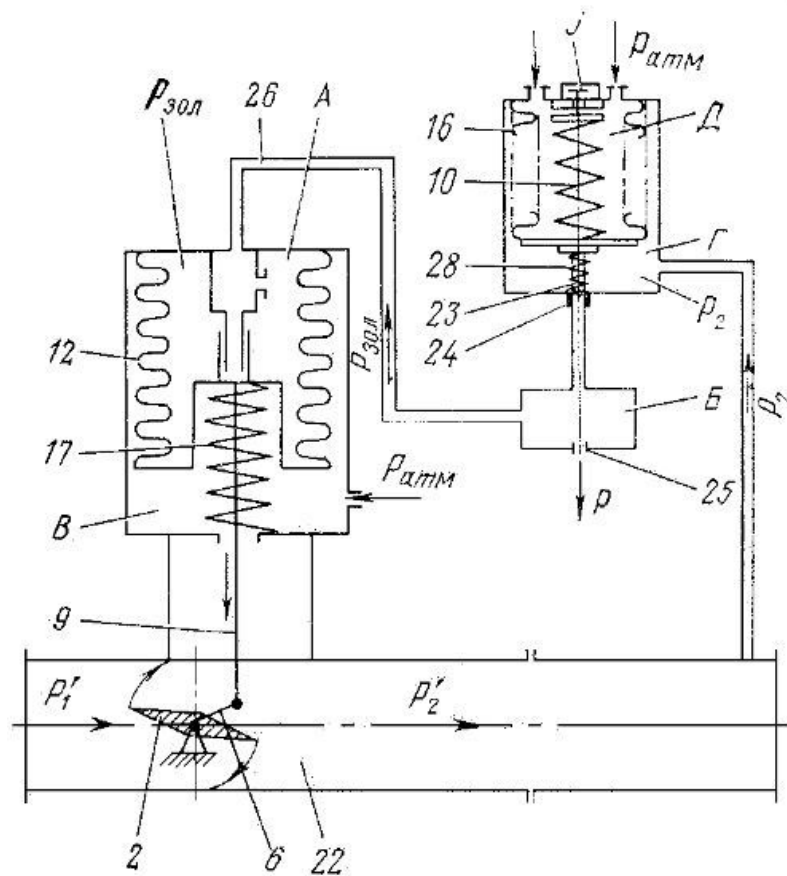


Рис. 2.11. Схема работы регулятора избыточного давления 4561 (номера позиций соответствуют рис. 2.10)

В результате площадь дросселируемого проходного отверстия P_2' и P_2 в полости Γ увеличится, сиффон 16 сожмется, а подъем клапана 23 увеличится. Вследствие этого $P_{зол}$ в полости A повысится и сиффон 12 разожмется, а заслонка начнет перекрывать проходное отверстие регулятора. Так будет продолжаться до тех пор, пока не установится нормальный режим работы.

На самолете в основных магистралях установлены два регулятора 4561 13 (рис. 2.12). Они располагаются справа и слева от оси самолета в районе шп. № 68—69.

Регулятор избыточного давления 4833 предназначен для поддержания на выходе избыточного давления равным $0,1 \pm 0,03$ кгс/см², что позволяет ограничивать количество воздуха, поступающего в кабину по линии вентиляции, до 3000 кг/ч.

Регулирующий орган агрегата состоит из корпуса 16 (рис. 2.13), оси 15, заслонки 17 и рычага 4; сервопривод — из сильфона 8 с крышками 7, 10, конической пружины 6 и штока 5. Рычаг и заслонка закреплены на оси, которая устанавливается в корпусе на подшипниках 3. Шток движется в направляющей втулке 9. Сервопривод располагается под стаканом 11, крепящимся к корпусу 16 винтами 34.

Чувствительный элемент и усилитель командного механизма располагается в корпусе 31. В чувствительный элемент входит сильфон 23 с крышкой 24 и фланцем 21, пружины 22, цилиндра 25, фланца 26, термокомпенсатора 27 и клапана 29.

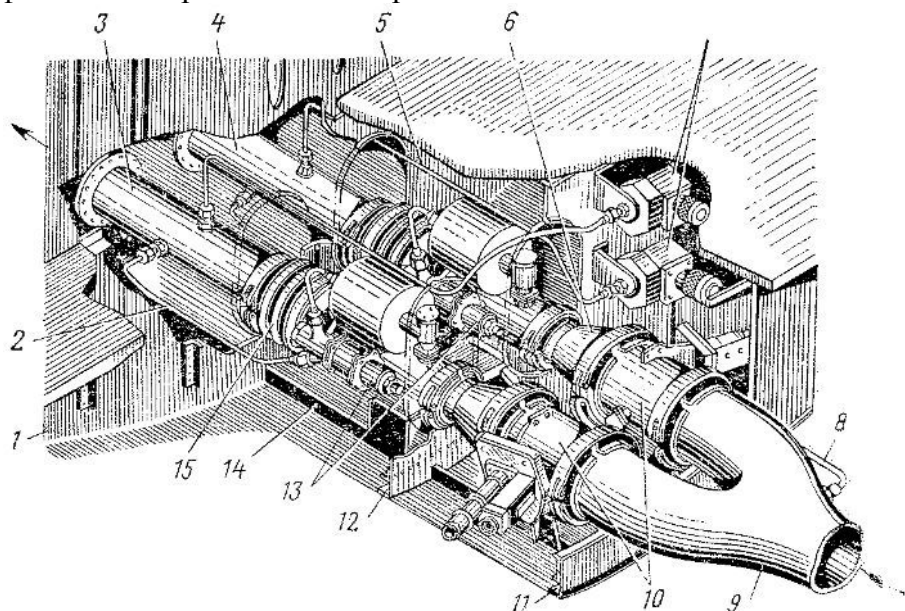


Рис. 2.12. Расположение агрегатов между шп. № 68 и 70:

1 — шп. № 68; 2 — трубопровод к регулятору 4561; 3 — основная левая магистраль; 4 — основная правая магистраль; 5 — трубопровод к МСТ-5А; 6 — переходник; 7 — сигнализатор давления МСТ-5А; 8 — трубопровод системы эжектирования; 9 — общая магистраль горячего воздуха; 10 — заслонка 4602; 11, 12 — шп. № 70, 69; 13 — регуляторы избыточного давления 4561; 14 — стрингер № 34; 15 — температурный компенсатор

Усилитель имеет седло 30, дроссель 14, сетчатый фильтр 13 и штуцер 32(1). Настройка усилителя осуществляется регулировочным винтом 19, закрытым колпачком 18. Колпачок имеет штуцер III, сообщающий корпус с полостью сильфона. Для очистки воздуха, поступающего в полость Г, в корпусе установлен сетчатый фильтр 28. Усилитель имеет три штуцера. К одному присоединена трубка 12, соединяющая полость А сервопривода с полостью Б усилителя. К штуцеру I подсоединяется трубка входного сигнала давления P_1 . Противоположный конец этой трубки подходит к штуцеру на основной магистрали системы вентиляции у шп. № 41. К штуцеру II усилителя подсоединяется трубка выходного сигнала давления P_2 , которая берет начало от магистрали системы кондиционирования перед влагоотделителем. Принцип работы регулятора 4833, такой же, как и у регулятора 4561, но в формировании $P_{зол}$ (рис. 2.14) участвуют дроссель, P_1 и величина подъема клапана, на которую влияет P_2 и P_k .

Кроме этого, следует отметить, что на сильфон 8 сервопривода воздействует разность давлений $P_{зол}$ и P_k , а на сильфон 23 чувствительного элемента — P_2 и P_k , так как регуляторы 4833 и 4832 расположены в кабине.

При максимальном значении P_1 сильфон 8 4833 упирается стаканом 7 в корпус 16, что обеспечивает необходимую величину расхода воздуха по системе вентиляции, так как заслонка в этом случае устанавливается в определенное положение.

Регуляторы установлены (рис. 2.15) на левом и правом бортах фюзеляжа под полом багажного отсека между шп. № 40 и 41.

Регулятор 4832 имеет то же назначение, что и 4833, но поддерживает избыточное давление на выходе равным $0,3 + 0,03 \text{ кгс/см}^2$, что позволяет иметь расход воздуха 1300 кг/ч . Аналогична и конструкция этих регуляторов. Основные конструктивные отличия регулятора 4832 следующие:

— к штуцеру II подсоединяется трубка входного сигнала давления P_1 , которая берет начало от магистрали у шп. № 38. К штуцеру I усилителя подсоединяется трубка выходного сигнала давления P_2 , берущая начало от той же магистрали у шп. № 39;

— диаметр проходных сечений фланцев равен 90 мм , в то время как у 4833— 113 мм ;

— исполнительный механизм имеет цилиндрическую пружину, а не коническую, как у 4833.

Регулятор 4832 10 (рис. 2.15) установлен по оси самолета под полом багажного отсека между шп. № 38 и 39.

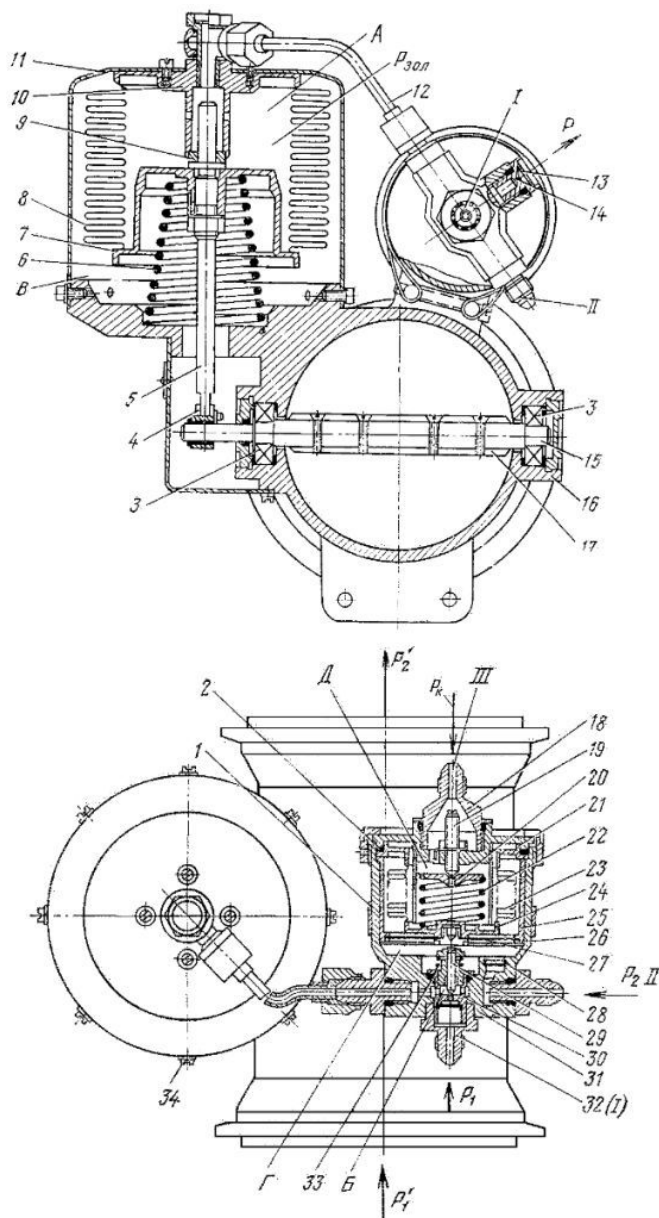


Рис. 2.13. Регулятор избыточного давления 4833:

1— хомут; 2 — уплотнительное кольцо; 3—шариковый подшипник; 4 — рычаг; 5 — шток; 6, 22, 33— пружина; 7, 11— стаканы; 8, 23 — сильфоны; 9— направляющая втулка; 10— верхняя крышка; 12 — трубка; 13, 28 — фильтры; 14 — дроссель; 15 — ось; 16, 31 — корпус; 17— заслонка; 18 — колпачок; 19 — регулировочный винт; 20 — тарель; 21, 26— фланцы; 24 — крышка; 25 — цилиндр; 27 — термокомпенсатор; 29 — клапан; 30 — седло; 32 — штуцер; 34 — винты; P_1' — давление на входе; P_1 — статическая составляющая давления (сигнал давления) на входе; P_2' — давление на выходе; P_2 — статическая составляющая давления

(сигнал давления) на выходе; $P_{30л}$ — давление в усилителе; P_k — абсолютное давление в кабине; P — давление, поступающее в кабину; А — полость $P_{30л}$ сервопривода; Б — полость $P_{30л}$ усилителя; В, Д — полости P_k сервопривода и чувствительного элемента; Г — полость P -чувствительного элемента; I — штуцер P_1 ; II — штуцер P_2 ; III — штуцер P_k

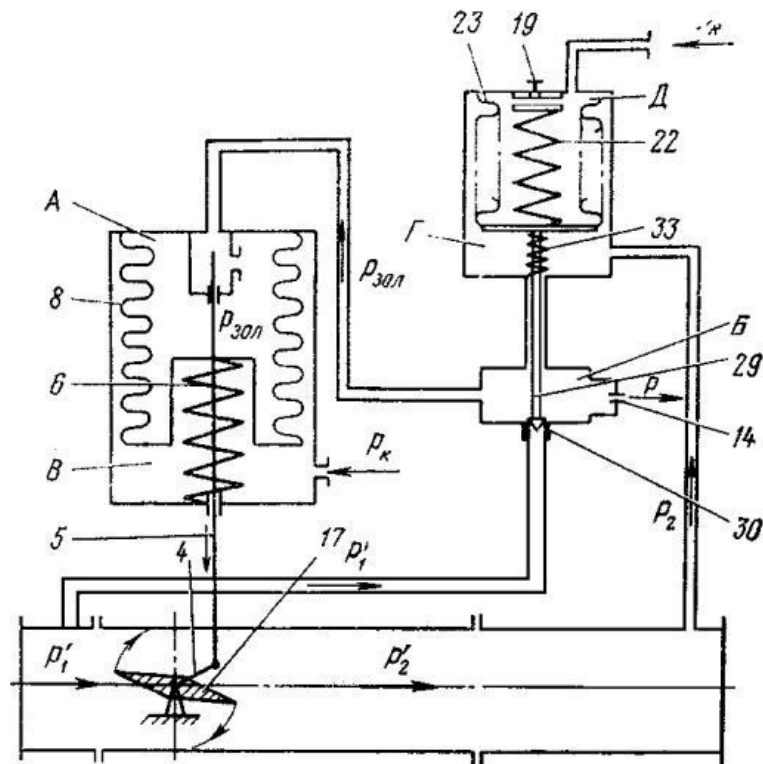


Рис. 2.14. Схема работы регулятора избыточного давления 4833 (номера позиций соответствуют рис. 2.13):

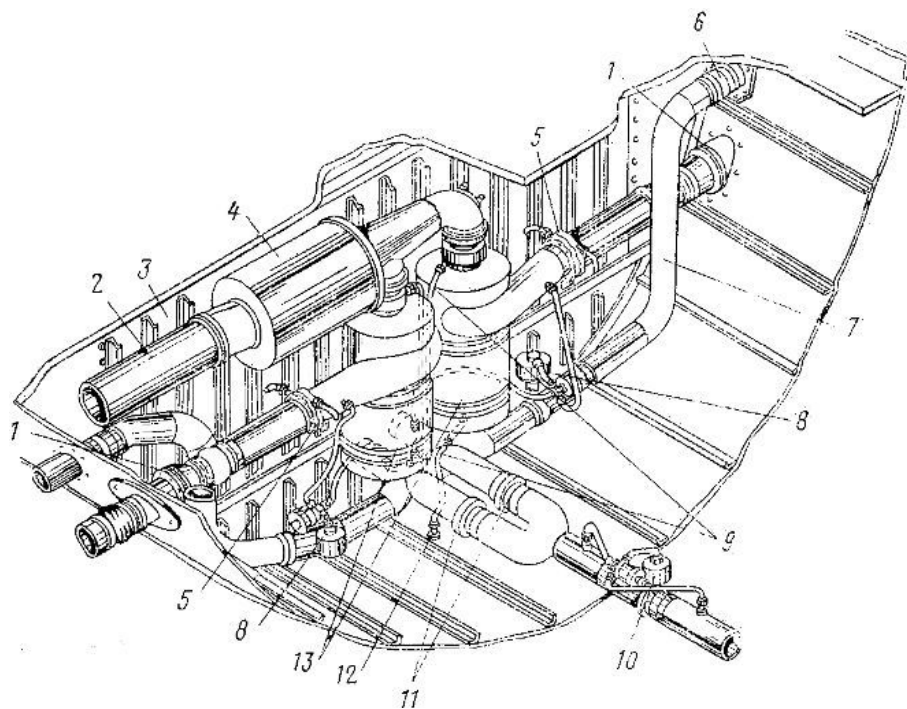


Рис. 2.15. Расположение агрегатов между шп. № 39—41:
1 — обратные клапаны 4477; 2 — основная магистраль; 3 — шп. № 41 (1 лонжерон центроплана); 4 — глушитель шума; 5 — мерные шайбы; 5 — термостойкий соединительный патрубок (ПТС); 7 — левая основная магистраль горячего воздуха; 8, 10 — регуляторы

избыточного давления 4833, 4832; 9 — трубопроводы слива влаги; 11 — обратные клапаны 4672; 12 — бортовой штуцер слива; 13 — влагоотделители.

Краны отбора воздуха от двигателей установлены непосредственно на двигателях, по одному на каждом. Для управления ими на щитке кондиционирования имеется три переключателя с надписью «Краны отбора воздуха. Двигатели 1, 2, 3».

Кран, установленный на ВСУ, служит для открытия воздухопровода, питающего системы кондиционирования при ее работе на земле и при запуске двигателей. Управляется кран с помощью переключателя «Отбор воздуха», установленного на панели запуска ВСУ пульта бортинженера.

Обратный фиксируемый клапан 5102 (рис. 2.16) предназначен для открытия магистрали при подаче воздуха от ВСУ или установки воздушного запуска к двигателю при его запуске, а также для перекрытия магистрали, если прекращается подача воздуха от двигателя или имеется утечка его в атмосферу из воздухопровода на участке от двигателя до клапана.

В системе кондиционирования на левом борту установлены три таких клапана между шп. № 70—72 в воздухопроводах отбора воздуха от двигателей.

Клапан состоит из корпуса 2, поворотной заслонки 9, разъемного фланца 6 со стопорной гильзой 5 и электромеханизма МПК-13А-5, предназначенного для управления поворотной заслонкой.

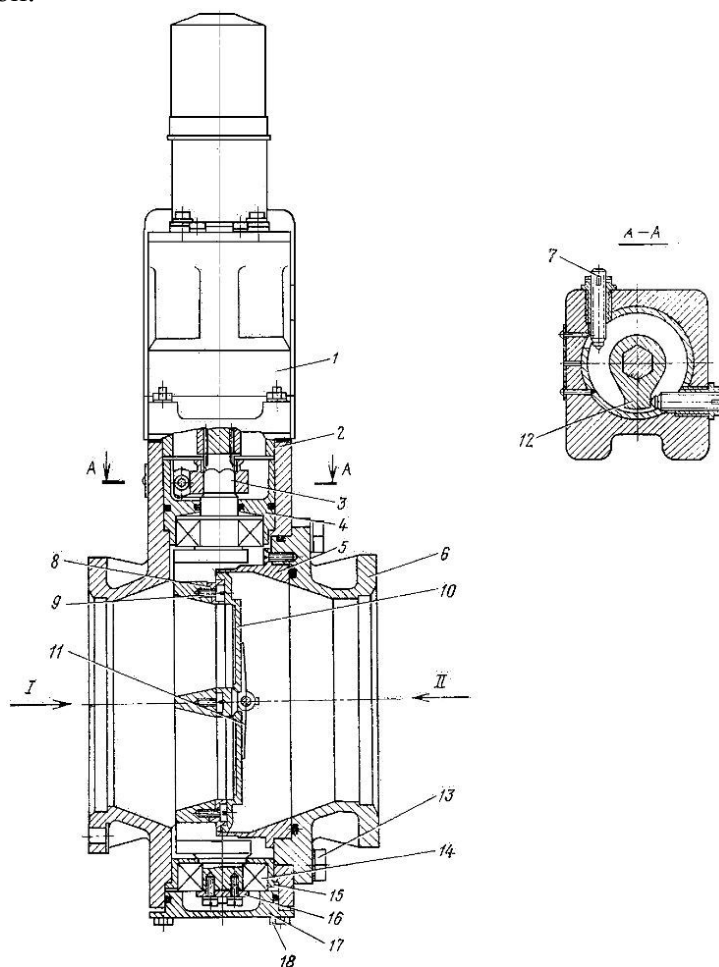


Рис. 2.16. Обратный фиксируемый клапан 5102:

1 — электромеханизм МПК-13А-5; 2 — корпус; 3 — вал; 4, 15 — втулки; 5 — гильза; 6 — фланец; 7 — упор; 8 — кольцо; 9 — заслонка; 10 — лепесток; 11 — пружина; 12 — кулачок; 13, 18 — болты; 14 — подшипник; 16 — шайба; 17 — крышка; I — поток воздуха от двигателя; II — поток воздуха от ВСУ или установки воздушного запуска

Корпус имеет два прилива для установки подшипников 14 и электромеханизма.

Поворотная заслонка вращается на стальном валу 3 и имеет обратный клапан. Клапан состоит из седла с лепестками 10 и двух пружин 11. Поворот заслонки ограничивается двумя упорами 7, ввернутыми в корпус клапана, и кулачком 12, жестко закрепленным на оси.

Заслонка имеет возможность перемещаться относительно кольца в пределах зазора, что позволяет ей центрироваться в гильзе.

Герметичность клапана обеспечивается уплотнительными кольцами.

Открытие клапана осуществляется после установки главного выключателя запуска, расположенного на панели запуска двигателей пульта бортинженера, в положение «Запуск». В этом случае вал 3 с кольцом 8, заслонкой и обратным клапаном, находящимся в закрытом положении, повернется на 90° и откроет проходное сечение. Кулачок 12, дойдя до левого упора 7, выключит электромеханизм МПК-13А-5.

Закрытие клапана осуществляется при установке главного выключателя запуска в положение «Выключено». При этом вал с заслонкой и обратным клапаном повернется и закроет проходное сечение. В закрытом положении кулачок доходит до правого упора 7 и электромеханизм выключится.

При работе системы кондиционирования от двигателей поворотная заслонка клапана находится в закрытом положении, а лепестки обратного клапана открыты.

При остановке одного двигателя или нарушении герметичности его воздухопровода на участке до клапана лепестки под действием пружин и избыточного давления работающих двигателей перекроют проходное сечение обратного клапана. Утечка воздуха из системы в атмосферу прекратится.

Заслонка 4602 (рис. 2.17) служит для перекрытия магистралей системы кондиционирования.

Она состоит из корпуса 7, перекрывного механизма и электромеханизма МПК-13А-5 9. В корпусе установлены два регулирующих упора 10, ограничивающих поворот диска 4, и стальной стакан 3.

Перекрывной механизм состоит из вала 6 с кулачком 11, диска 4 и накладки 5. Диск может перемещаться по накладке, что дает ему возможность центрироваться в стакане.

Один конец вала закреплен в подшипнике 8, другой конец имеет возможность проскальзывать в корпусе вместе с подшипником.

Электромеханизм закреплен на корпусе болтами и соединен с перекрывным механизмом шлицевой втулкой. Для предотвращения утечки воздуха в атмосферу в агрегате используются кольца из термостойкой резины.

При поступлении электрического сигнала электромеханизм вращает вал 6 с накладкой 5 и диском 4. При этом проходное сечение заслонки открывается или закрывается. В крайних положениях кулачок упирается в упор 10 и электромеханизм выключается.

Время перемещения заслонки из одного крайнего положения в другое равно 4,5—6,5 с. Режим работы заслонки—повторно-кратковременный. Перерыв между каждыми двумя циклами срабатывания (один цикл — это открытие и закрытие заслонки) должен быть не менее 30 с, а между пятью — не менее 30 мин.

На самолете установлено три таких заслонки: две заслонки 10 (см. рис. 2.12) в нижней части фюзеляжа по оси самолета между шп. № 69—70, а одна 2 (см. рис. 2.4) — на обводной магистрали, первичного воздухо-воздушного радиатора — в районе шп. № 73—74.

Заслонки 4602, установленные в основных магистралях, имеют три назначения. Они позволяют перекрывать основные магистрали при запуске двигателей с помощью реле, которые включаются при срабатывании реле блокировки включения системы при запуске двигателей. Заслонки также перекрывают одну или обе магистрали при повышении давления за ними до 5 кгс/см^2 . В этом случае реле получают электропитание при срабатывании одного или двух сигнализаторов давления МСТ-5А 7 (см. рис. 2.12). С их помощью можно также вручную подавать или прекращать подачу воздуха в систему кондиционирования. Для этого служат переключатели 3, 31 (см. рис. 2.31) с надписями «Краны наддува. Левый — правый».

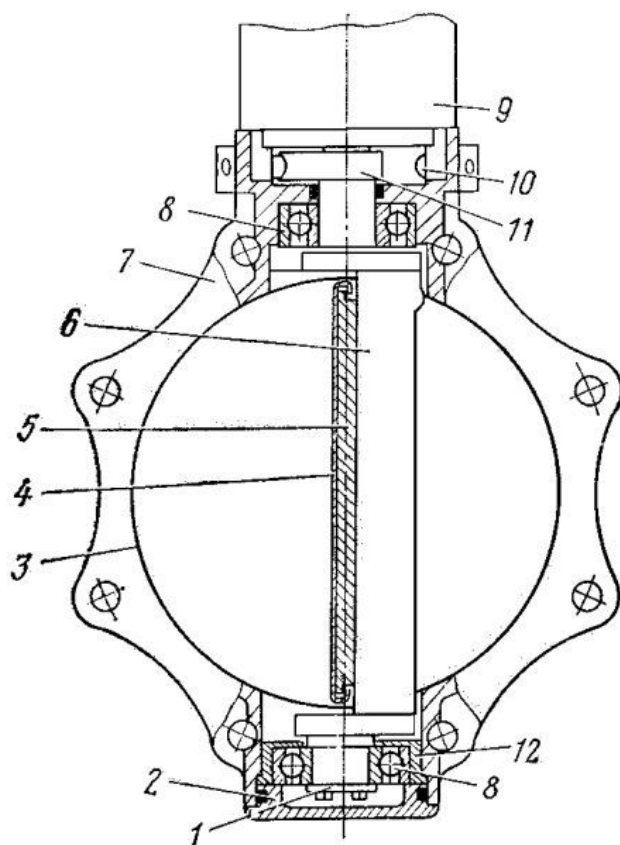


Рис. 2.17. Заслонка 4602:

1 — шайба; 2 — крышка; 3 — стакан; 4 — Диск; 5 — накладка; 6 — вал; 7 — корпус; 8 — подшипник; 9 — электромеханизм МПК-13А-5; 10 — упор; 11 — кулачок; 12 — втулка

Распределитель 513 (рис. 2.18) предназначен для перепуска воздуха помимо ТХ и ВВР.

Основными узлами распределителя являются корпус 13, заслонка 1 с осью 3 и электромеханизм МПК-1 6. Ось располагается в подшипниках 12, 16, а в прорези оси размещается заслонка, закрепленная винтами 2.

Для избегания утечки воздуха через втулки, с одной стороны корпуса установлена крышка 15 на винтах 14, а с другой — сальник 11, поджатый втулкой 10 и гайкой 9.

На выходной вал электромеханизма устанавливается муфта 5, в пазу которой зажат конец спиральной пружины 4. Другой конец пружины входит в прорезь оси, что уменьшает перетекание воздуха при закрытой заслонке, так как спиральная пружина дает возможность установить заслонку в закрытом положении с натягом.

Распределитель вступает в работу, когда замыкается электрическая цепь электромеханизма. Управление распределителями осуществляется с помощью переключателей 6, 7, 26, 27 (см. рис. 2.31) Если необходимо перейти на автоматическое регулирование температуры, то эти переключатели устанавливают в положении «Авт», и тогда вступают в работу АРТ-56-1. Требуемая температура воздуха в этом случае задается датчиками 2400.

Чтобы отрегулировать температуру воздуха вручную, следует переключатели отжать в положение «Хол» или «Гор» и удерживать их в этом положении, сколько необходимо. В этом случае заслонки распределителей начинают закрываться или открываться, увеличивая или уменьшая количество перепускаемого горячего воздуха помимо ВВР и ТХ.

После того, как переключатель отпускают, он сам возвращается в нейтральное положение.

На самолете установлены четыре таких распределителя: по два в левом и правом носках крыла.

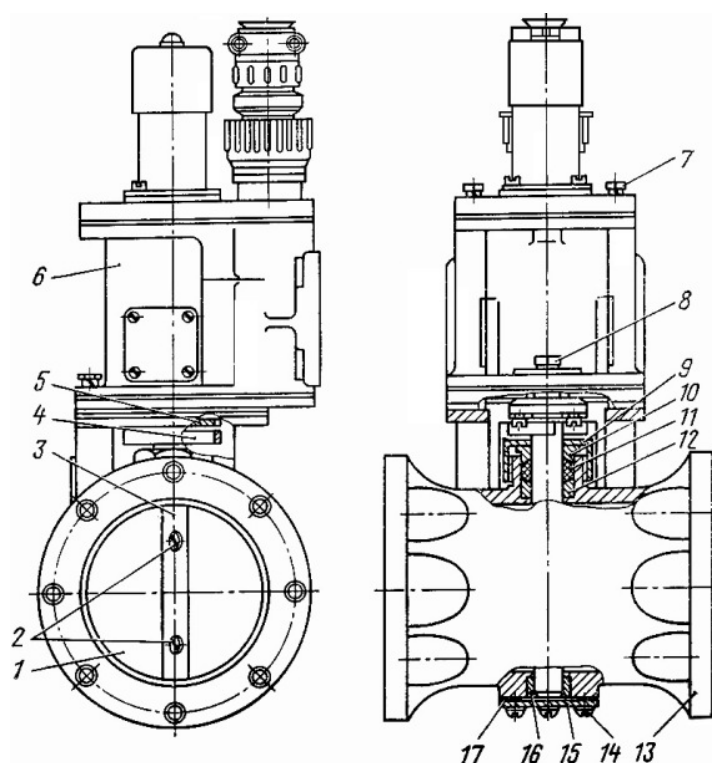


Рис. 2.18. Распределитель воздуха 513:

1 — заслонка; 2, 14 — винты; 3 — ось; 4 — спиральная пружина; 5 — муфта; 6 — электромеханизм МПК-1; 7, 8 — болты; 9 — гайка; 10 — втулка; 11 — сальник; 12, 16 — втулки-подшипники; 13 — корпус; 15 — крышка; 17 — прокладка.

Распределители 514 по конструкции аналогичны 513. Однако агрегат 513 имеет большие габаритные размеры. На самолете установлены три распределителя 514 в линиях подмеса горячего воздуха перед смесителями.

Распределители управляются с помощью переключателей 10, 20, 21 (см. рис. 3.31).

Если необходимо перейти на автоматическое регулирование температуры, в кабинах эти переключатели устанавливаются в положение «Авт.» и тогда в работу вступают АРТ-56-2. Требуемая температура воздуха в этом случае задается с помощью задатчиков 2400 11, 18, 19.

При ручном регулировании температуры в кабине экипажа и салонах переключатели отклоняют в положения «Хол», «Гор».

Влагоотделитель предназначен для удаления капельной влаги из воздуха, поступающего после основного узла охлаждения.

Он состоит (рис. 2.19) из корпуса 10 с входным патрубком 8, трубы 11 с выходным патрубком 2, влагоуловителем 1 и водоотбойной манжетой 3, а также стекателя 6.

К корпусу и манжете приварены штуцеры 7, 12 для подсоединения трубопроводов слива влаги за борт. Для уменьшения потери тепла и уменьшения шума корпус до половины покрыт вибропоглощающим материалом СКЛ-25 5, а затем теплозвукоизоляцией АТМ-3 9 и облицован тканью АЗТ 4. Основные детали влагоотделителя изготовлены из сплава АМц-М.

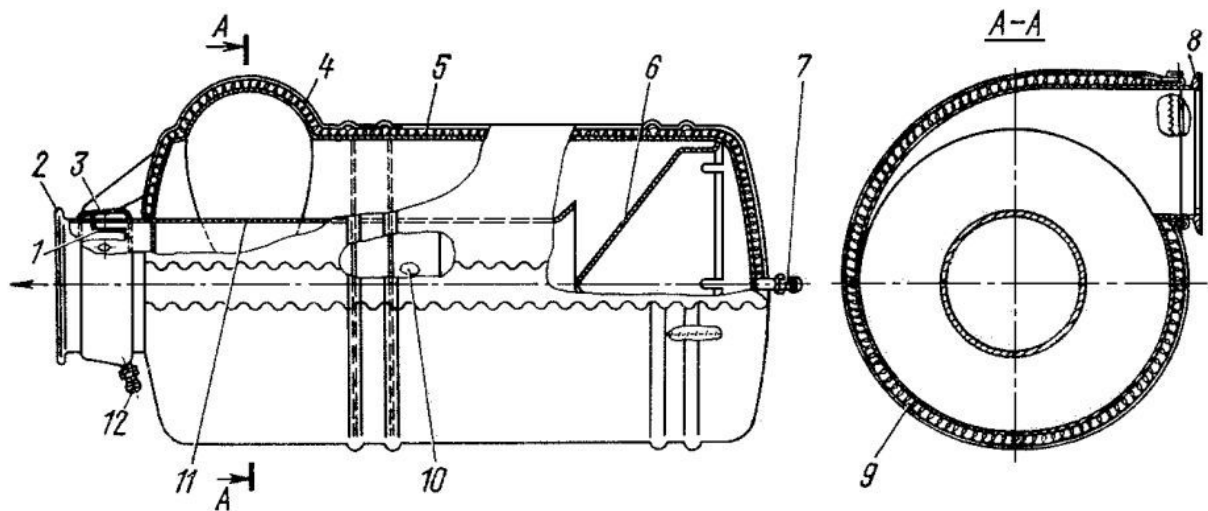


Рис. 2.19. Влагоотделитель:

1 — влагоуловитель; 2 — выходной патрубок; 3 — водоотбойная манжета; 4 — облицовочная ткань АЗТ; 5 — вибропоглощающий материал СКЛ-25; 6 — стекатель; 7, 12 — штуцер; 8 — входной патрубок; 9 — тепловзвуконзоляция АТМ-3; 10 — корпус; 11 — труба.

Воздух от входного патрубка направляется по касательной к внутренней стенке корпуса. Центробежными силами свободная влага частично отделяется и по стенкам корпуса стекает вниз на стекатель 6, откуда через отверстие удаляется по трубопроводам за борт. Оставшаяся влага по внутренней стенке трубы 11 поднимается до влагоуловителя 1, где она собирается и подается через отверстия в водоотбойную манжету, а оттуда по трубопроводу сливается за борт.

На самолете на лонжероне № 1 центроплана установлены два влагоотделителя (см. поз. 13 рис. 2.15).

Глушитель шума служит для уменьшения уровня шума, поступающего в кабину с потоком воздуха.

Он установлен за влагоотделителями (см. позицию 4 рис. 2.15). Основными деталями глушителя (рис. 2.20) являются перфорированная труба 4, сетка 7 и кожух 8. Сетка располагается на внешней стенке трубы. Между сеткой и кожухом набивается звукопоглощающий материал 9.

На свободный конец трубы устанавливается тепловзвуконзоляция из АТМ-3 2, которая облицовывается тканью АЗТ 1.

Воздух, поступающий в глушитель, имеет определенный уровень шума, который уменьшается в результате поглощения звуковой энергии, поступающей через сетку и перфорацию к ВТ-4С.

Обратные клапаны 4477, 4488Т, 4672 предназначены для перекрытия воздухопроводов при падении давления перед клапаном, что предотвращает перетекание воздуха в обратном направлении.

Все обратные клапаны имеют одинаковую конструкцию и отличаются только диаметрами проходного сечения.

Седло 1 (рис. 2.21) по диаметру разделено ребром, в которое ввинчены стойки 3 для крепления оси 4 заслонок 2. На оси шарнирно закреплены заслонки и пружины 5. Пружины одним концом входят в отверстия седла, а другим упираются в заслонки.

Герметичность достигается путем притирки соприкасающихся поверхностей заслонок и седла.

При работе клапана воздушный поток, преодолевая сопротивление пружины, открывает заслонки и пропускает воздух по магистрали.

Если же перед клапаном давление падает, то заслонки под действием пружин прижимаются к седлу, перекрывая магистраль.

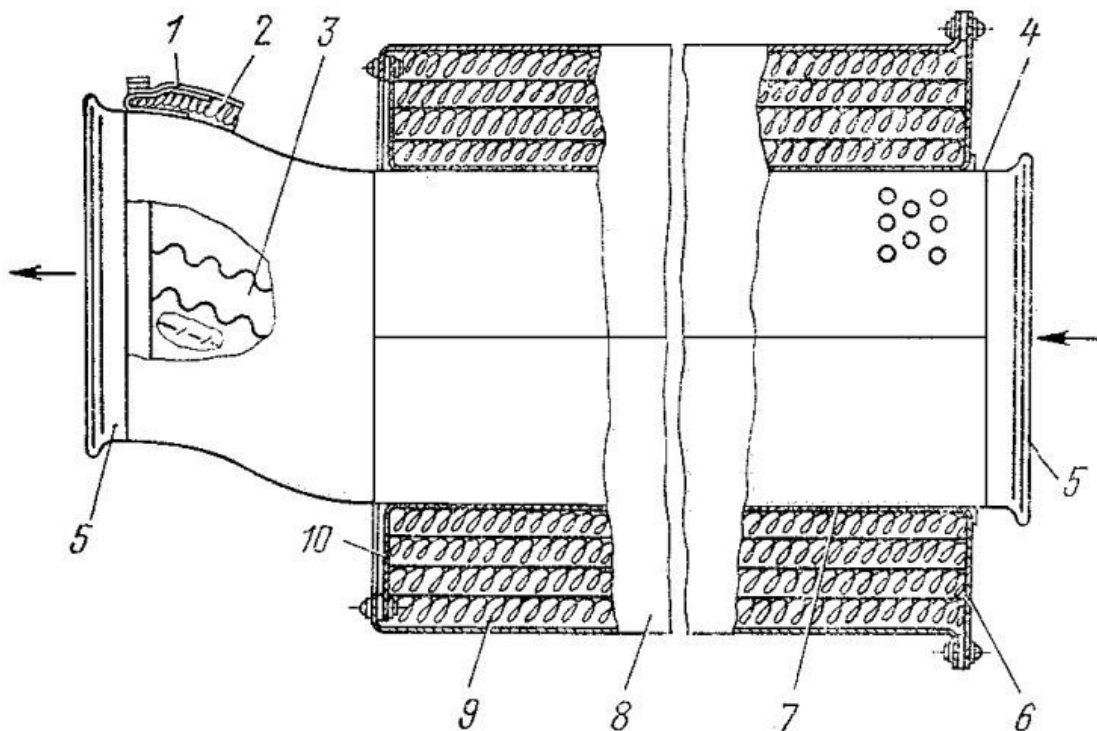


Рис. 2.20. Глушитель шума:

1 — облицовочная ткань АЗТ; 2 — теплозвукоизоляция АТМ-3;
 3 — лента АЗТ; 4 — перфорированная труба; 5, 6, 10 — фланец;
 7 — сетка; 8 — кожух; 9 — теплозвукоизоляция ВТ-4С.

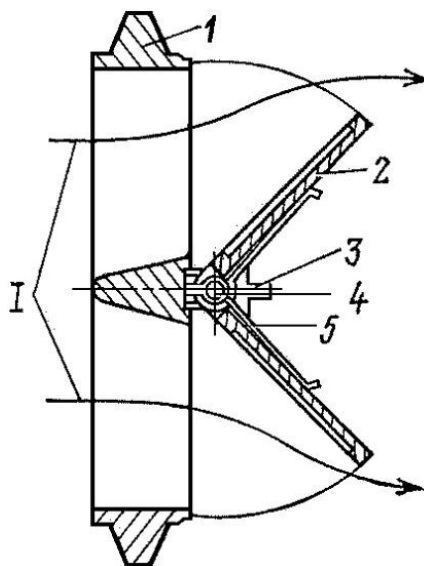


Рис. 2.21. Обратный клапан:

1 — седло; 2 — заслонки; 3 — стойка; 4 — ось; 5 — пружины; I — воздушный поток

Смеситель воздуха служит для смешения потоков горячего и холодного воздуха.

Он состоит из камеры смешения и патрубка с фланцем.

К патрубку подается поток горячего воздуха, а в камеру смешения — холодного. Из камеры воздух выходит с температурой более 70° С.

На самолете между шп. № 32—40 установлено четыре смесителя в воздухопроводах подачи воздуха в панели обогрева салонов и кабину экипажа. Смесители панелей обогрева установлены на правом борту, а кабины экипажа — по оси самолета.

Большой насадок индивидуальной вентиляции предназначен для изменения направления струи и регулирования количества воздуха подаваемого к пилотам, бортинженеру и в туалеты.

Насадок (рис. 2.22) имеет корпус 7, куда установлена шаровая втулка 8. На резьбе во втулке между пружиной 9 и опорной шайбой 2 располагается золотник 11 с жестко закрепленным венцом 8.

Пружинное кольцо 1 удерживает опорную шайбу в шаровой втулке, а войлочная прокладка 6 с пластинчатыми пружинами 4 и лентами 5 служит для создания трения между корпусом и шаровой втулкой. Пружина 9 прижимает сопло 10 к шаровой втулке.

Если необходимо открыть насадок или увеличить количество подаваемого через него воздуха, то сопло следует повернуть по ходу часовой стрелки относительно его продольной оси. Максимальная подача будет тогда, когда венец прижмется к опорной шайбе, в этом случае кольцевой зазор между соплом и золотником будет максимальным.

Закрывается насадок при повороте сопла против часовой стрелки. Полное закрытие наступает тогда, когда корпус золотника упрется в скос сопла.

Во время открытия или закрытия насадка шаровая втулка не должна проворачиваться относительно корпуса. Если следует изменить направление струи, то сопло необходимо повернуть в направлении, перпендикулярном его продольной оси. В этом случае шаровая втулка и сопло со всеми деталями повернется относительно корпуса и останется в таком положении из-за сил трения между войлочной прокладкой и втулкой.

На самолете установлено семь таких насадков. Два на правом и левом бортах между шп. № 5—6, один — на правом борту между шп. № 8—9 и четыре — в туалетах, по одному на каждом.

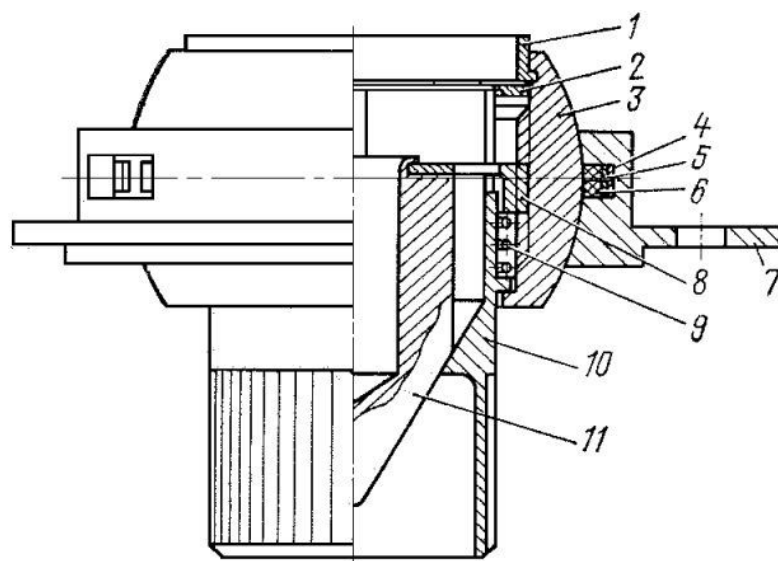


Рис. 2.22. Большой насадок индивидуальной вентиляции:

1 — пружинное кольцо; 2 — опорная шайба; 3 — шаровая втулка; 4 — пластинчатая пружина; 5 — лента; 6 — войлочная прокладка; 7 — корпус; 8 — венец; 9 — пружина; 10 — сопло; 11 — золотник.

Малый насадок индивидуальной вентиляции (рис. 2.23) имеет то же назначение, что и большой, но служит для регулирования воздуха, подаваемого каждому пассажиру и на кухню. На кухне установлено 6 металлических насадков — по три на каждом борту.

Основные детали насадков для пассажиров изготовлены из полистирола.

Насадки 10 пассажиров размещены в коробках 11. Они устанавливаются в гнездах панелей 12 по три в каждой коробке против рядов кресел на правом и левом бортах. Коробки подсоединяются к коробам посредством патрубка 13.

Насадок имеет шаровую втулку 15, а для регулирования подачи воздуха челнок 2 и штуцер 1. Стальная пружина 3 прижимает штуцер к бортику втулки, а упорная шайба 8 и

пружинное кольцо 9 удерживают челнок во втулке. Насадок в панели укрепляется с помощью войлочного 5 и фторопластового 6 колец, кольцевой пружины 4 и гайки 7. Работает малый насадок аналогично большому.

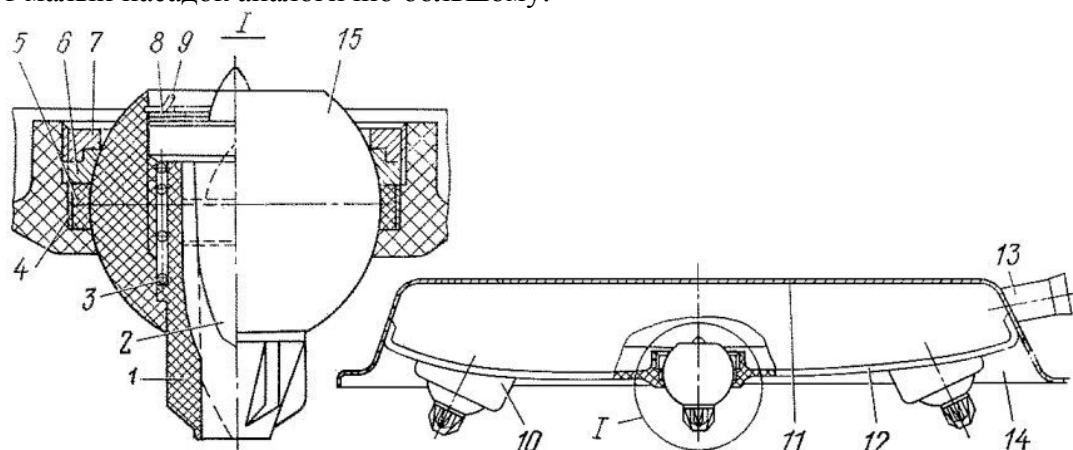


Рис. 2.23. Коробка с малым насадком индивидуальной вентиляции:

1—штуцер; 2—челнок; 3—спиральная пружина; 4—кольцевая пружина; 5—войлочное уплотнительное кольцо; 6—фторопластовое уплотнительное кольцо; 7—гайка; 8—упорная шайба; 9—пружинное кольцо; 10—насадок индивидуальной вентиляции; 11—коробка; 12—панель; 13—патрубок; 14—коробка с насадками; 15—шаровая втулка.

Ручная заслонка (рис. 2.24) служит для регулировки подачи теплого воздуха из панелей обогрева в вестибюли.

Диск 6 имеет четыре отверстия. Такие же отверстия имеет и фланец 11. При повороте ручки 5 вращается и диск, неподвижно закрепленный на валу 7, относительно фланца. Это позволяет создавать переменное проходное сечение, зависящее от взаиморасположения отверстий.

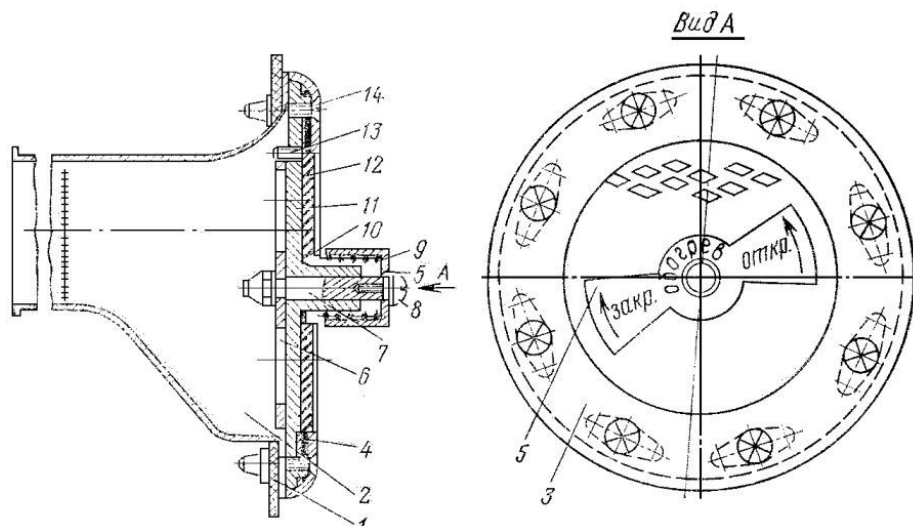


Рис. 2.24. Ручная заслонка обогрева:

1—облицовка; 2—патрубок; 3—окантовка; 4—прокладка; 5—ручка; 6—диск; 7—вал; 8, 14—винты; 9—пружина; 10—шайба; 11—фланец; 12—сетка; 13—винт; 14—гайка.

Пружина 9 служит для удержания диска в определенном промежуточном положении относительно фланца 11 при открытии или закрытии заслонки.

При полном открытии или закрытии заслонки диск упирается буртиком своего паза в винт 13.

На самолете установлено три таких заслонки — две на перегородке перед шп. № 14 на правом и левом бортах и одна на перегородке у шп. № 36 на левом борту. Заслонки располагаются на высоте около 200 мм над полом.

Боковой патрубок (рис. 2.25) служит для подачи теплого воздуха в кабину экипажа (см. поз. 71, рис. 2.1) и имеет лабиринтный глушитель шума, состоящий из решеток 3 (рис. 2.25) и пенопластовых пластин 2. Глушитель снижает уровень шума, проникающего с потоком воздуха в кабину экипажа.

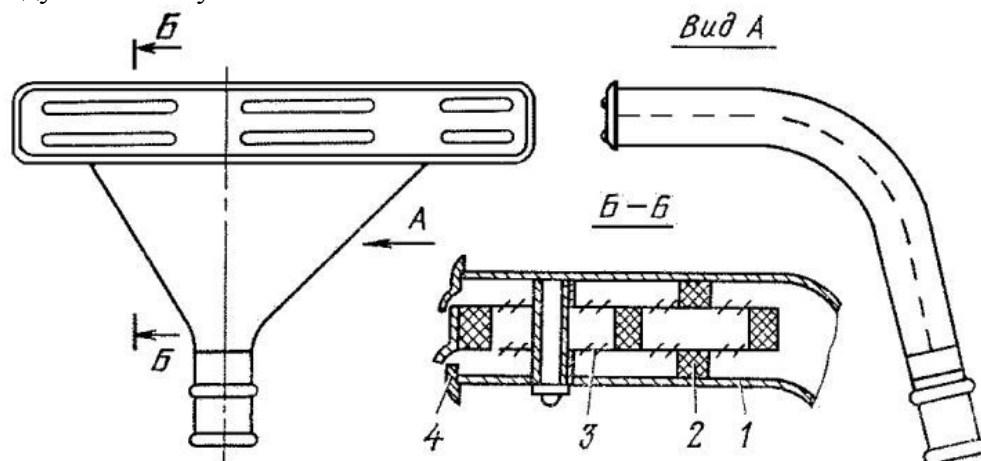


Рис. 2.25. Боковой патрубок:

1 — патрубок; 2 — пенопластовая пластина; 3 — решетка; 4 — жалюзи.

Воздухопроводы системы кондиционирования располагаются вдоль всего фюзеляжа, в крыле, гондолах двигателей, в отсеке ВСУ и заднем техническом отсеке.

Воздухопроводы, работающие при высоких температурах и избыточном давлении, размещены вне герметической части кабины. На участках от двигателей и ВСУ до ВВР воздухопроводы находятся под воздействием высоких (до 320° С) температур и давления до 9 кгс/см². Под таким же давлением находится и участок от ВВР до регуляторов избыточного давления 4561.

Воздухопроводы, работающие при температуре до +200° С и избыточном давлении 2,5^{+0,02} кгс/см², заканчиваются у турбоохладильников и смесителей.

Все остальные воздухопроводы, берущие начало за ТХ, могут иметь заброс температуры до 90° С при избыточном давлении 0,1—0,3 кгс/см².

Воздухопроводы горячих магистралей изготовлены из материала Х18Н9Т и соединяются между собой с помощью температурных компенсаторов двух видов. Одни снабжены оплеткой б (см. рис. 2.28), а у других она отсутствует (см. поз. 7 рис. 2.27). На воздухопроводах, идущих от двигателей и ВСУ до шп. № 67а, установлены компенсаторы 8Д2.995.018, 8Д2.995.017 со стежками (см. рис. 2.29) за каждым температурным компенсатором у двигателя и ВСУ установлены шаровые технологические компенсаторы (рис. 2.30).

Воздухопроводы, по которым поступает в кабину охлажденный воздух, изготовлены из сплава АМц и соединены между собой с помощью термостойких соединительных патрубков или специальных хомутов с трехсекционными муфтами.

Чаще всего воздухопроводы крепятся к каркасу жестко, но имеются и подвижные крепления (рис. 2.26).

Центроплан воздухопроводы проходят с помощью специальных устройств, позволяющих им иметь перемещение (рис. 2.27).

Почти все воздухопроводы покрыты теплозвукоизоляцией, чтобы избежать тепловые потери, или уменьшить воздействие излучаемых тепловых потоков от стенок на агрегаты, провода и т. д.

Изоляционным материалом воздухопроводов является АТМ-3, облицованный тканью типа «З».

Плоские и эллиптические воздухопроводы, идущие к коробам индивидуальной вентиляции, панелям обогрева и в кабину экипажа под теплозвукоизоляцией покрыты вибропоглощающим материалом СКЛ-25 с целью уменьшения вибрации плоских стенок, а следовательно, и уровня шума, создаваемого ими.

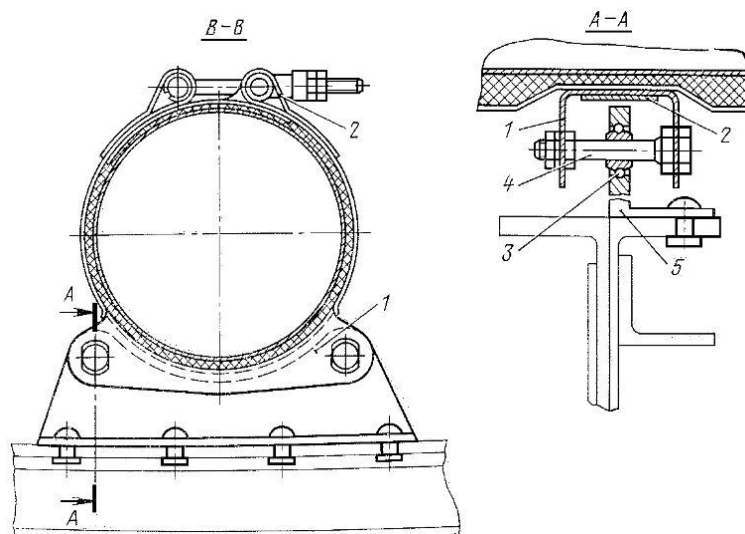


Рис. 2.26. Подвижное крепление воздухопровода:
1 — скоба; 2 — хомут; 3 — подшипник; 4 — болт; 5 — кронштейн.

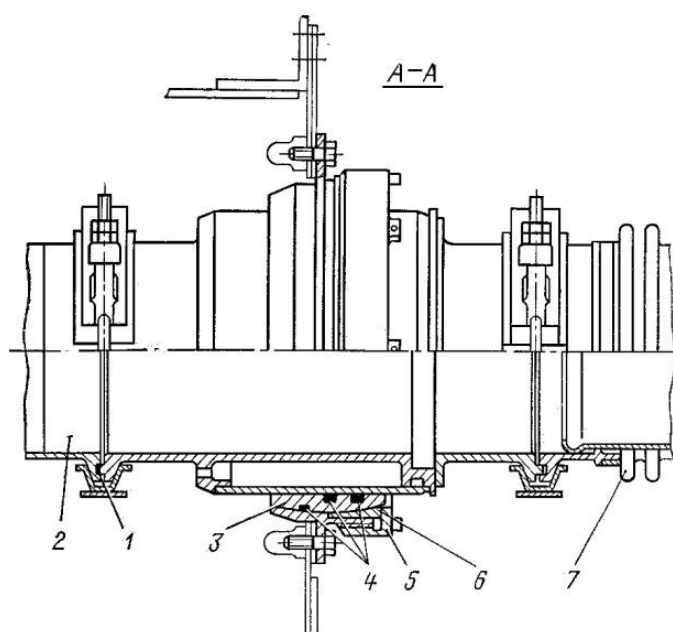


Рис. 2.27. Специальное устройство воздухопровода:
1 — прокладка; 2 — патрубок горячего воздуха; 3 — сферическое кольцо; 4 — кольца герметизации; 5 — накидная гайка; 6 — клин; 7 — компенсатор.

Температурные компенсаторы 8Д2.995.016; 8Д2.995.017; 8Д2.995.018 служат для поглощения вибраций, передаваемых воздухопроводам и другим элементам конструкции и для компенсации изменений длины воздухопроводов при различных температурах. Чтобы уменьшить нагрузки на элементы конструкции самолета и избежать остаточных деформаций конструкции каркаса при воздействии на него компенсаторов, на некоторые из них устанавливают специальные стяжки (см. поз. 3 рис. 2.29). Все перечисленные компенсаторы имеют аналогичную конструкцию.

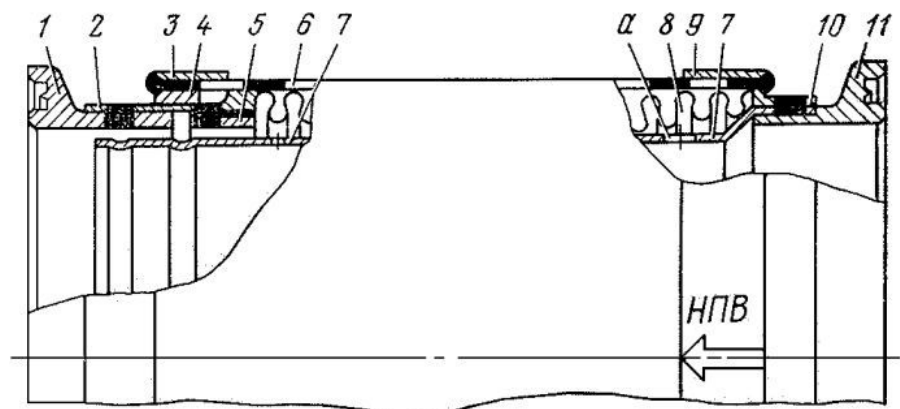


Рис. 2.28. Температурный компенсатор:

1, 11 — фланцы; 2, 4, 10 — втулка; 3, 9 — стакан; 5 — кольцо; 6 — оплетка; 7 — экран; 8 — рукав; а — отверстие

Компенсатор (рис. 2.28) имеет гибкий стальной рукав 8 в виде сильфона, который является элементом компенсации. Фланцы 1, 11 и экран 7 соединены с рукавом при помощи сварки.

Экран служит для уменьшения воздействия скоростного высокотемпературного потока воздуха на рукав. Он имеет два ряда отверстий а, устраняющих возможность отрицательного перепада давления на рукаве из-за отсоса воздуха из пространства между рукавом и экраном. Один конец оплетки б приварен по торцу рукава, а другой имеет возможность перемещаться относительно втулки 2. Оплетка служит защитой при разрушении рукава.

Компенсаторы без оплетки и стяжек компенсируют только температурные изменения. При перемещении концов воздухопроводов рукав компенсатора сжимается или растягивается, что позволяет фланцам компенсатора перемещаться вместе с концами воздухопроводов друг относительно друга.

Максимальное перемещение компенсатор имеет тогда, когда втулка 4 упирается во втулку 2.

В случае вибрации одного или двух концов компенсатора, на другой его конец передается вибрация меньшего уровня за счет большой податливости (гибкости) рукава и оплетки.

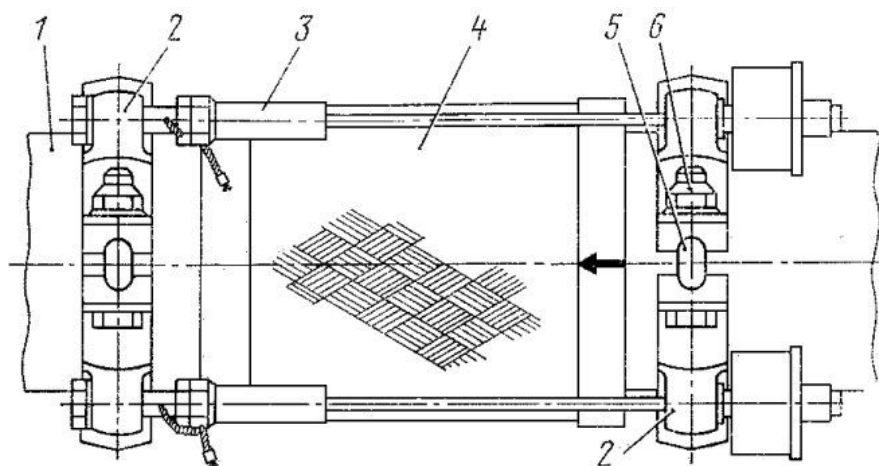


Рис. 2.29. Монтаж компенсатора в магистрали:

1 — магистраль; 2 — хомут; 3 — стяжка; 4 — компенсатор; 5 — болт; 6 — гайка.

Шаровые компенсаторы служат для стыковки патрубков систем кондиционирования и противообледенения при замене двигателей, а также ВСУ, с целью исключения индивидуальной подгонки патрубков.

На самолете — семь таких компенсаторов: шесть для двигателей и один — той же конструкции, но меньших размеров — для ВСУ. Установлены они между температурными компенсаторами и воздухопроводами.

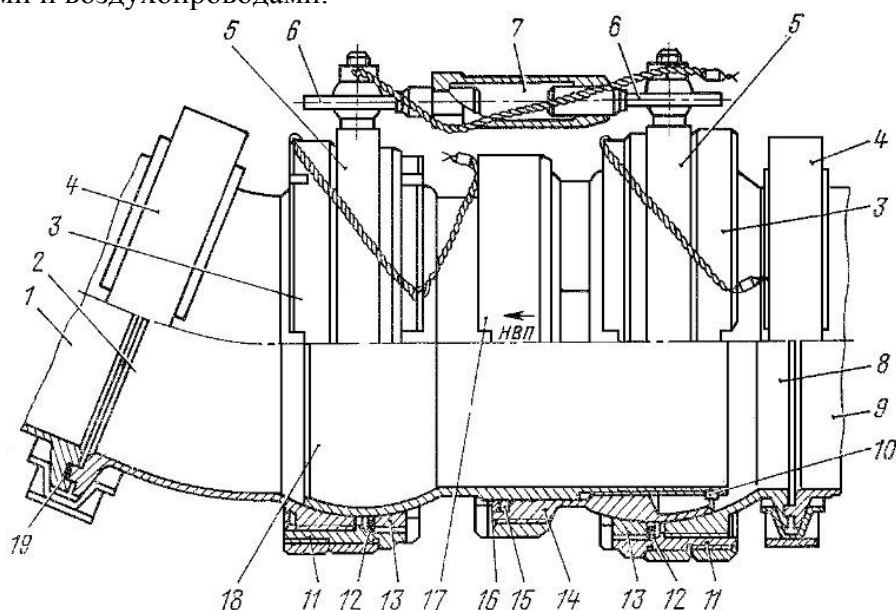


Рис. 2.30. Монтажный шаровой компенсатор:

1 — воздухопровод; 2, 8 — фланцы; 3, 11, 17 — гайки; 4 — хомуты; 5, 13, 16 — кольца; 6 — ушковый болт; 7 — втулка; 9 — угловой патрубок; 10 — стопорное кольцо; 12 — прокладки; 15 — асбестовый шнур; 14, 18 — стаканы; 19 — уплотнительное кольцо.

Стаканы 14, 18 шарового компенсатора (рис. 2.30) служат для изменения длины компенсатора, гайки с кольцами 13, 16 — для фиксации его длины и положения фланцев 2, 8 в пространстве.

Кольца 5 с ушковыми болтами 6 и втулками 7 позволяют сохранять форму компенсатора даже при условии некоторого ослабления гаек. Прокладки 12 и асбестовый шнур 15 дают возможность добиться герметичности соединения, а стопорное кольцо 10 ограничивает максимальную длину патрубка. Когда компенсатор смонтирован, он работает как жесткий патрубок.

Система автоматического регулирования температуры воздуха

В систему автоматического регулирования температуры воздуха входят автоматические регуляторы АРТ-56-1 и АРТ-56-2, импульсный автоматический регулятор температуры первичного ВВР и устройство ограждения температуры воздуха.

На самолете установлены два комплекта АРТ-56-1 — для левого и правого основных узлов охлаждения — и три системы АРТ-56-2 — для кабины экипажа и пассажирских салонов.

Управление системами автоматического регулирования температуры размещено на панели кондиционирования пульта бортинженера.

Устройство ограничения температуры управления не имеют. Они срабатывают автоматически при достижении предельно допустимых температур, электропитание их осуществляется с правой панели АЗС.

Автоматические регуляторы температуры АРТ-56-1 позволяют задавать, автоматически регулируют и поддерживают заданную температуру воздуха в пределах $+8 \div +40^\circ \text{C}$ в левой и правой магистралях за основными узлами охлаждения, а также дают возможность осуществлять ручную регулировку температуры воздуха за этими узлами.

Точность регулирования автомата находится в пределах $\pm 2^\circ \text{C}$, время работы 1—1,5 с, а пауза — от 1 до 15 с.

Каждый комплект АРТ-56-1 состоит из блока управления 2427, датчика температуры 2400, двух приемников температуры П-1 и штепсельного разъема наземной проверки. Исполнительными механизмами регулятора являются электромеханизмы МПК-1 распределителей 513, работающие как в автоматическом режиме, так и от ручного управления.

Блок управления служит для усиления и подачи электрических сигналов исполнительным механизмам, а также для стабилизации процесса регулирования температуры.

Задатчики температуры позволяют настраивать АРТ-56-1 и АРТ-56-2 на заданную температуру. Все пять задатчиков установлены на панели кондиционирования пульта бортинженера. Задатчики АРТ-56-1 обозначены надписями: «Левая магистраль», «Правая магистраль», а три задатчика регулятора температуры АРТ-56-2 имеют надписи: «Кабина экипажа», «Салон I», «Салон II».

При настройке датчика на определенную температуру его ручку устанавливают против соответствующего деления шкалы. Приемник П-1 является чувствительным элементом АРТ-56-1. Он получает тепловой сигнал от среды (воздуха) и трансформирует его в электрический сигнал.

Приемники П-1 установлены в патрубках воздухопроводов за влагоотделителями. Против каждого из них на патрубках нанесена надпись: «АРТ-56-1 лев.», «АРТ-56-1 прав.»

Автоматический регулятор температуры АРТ-56-2 имеет аналогичное назначение с АРТ-56-1, только диапазон регулирования у него 18—24° С, а зонами поддержания заданной температуры являются кабина экипажа и салоны.

Поскольку кабины экипажа и салоны представляют собой единый объем, то и работа каждого из трех АРТ-56-2 влияет на работу двух других.

Точность автоматического регулирования и время работы электромеханизмов распределителей такие же, как и у АРТ-56-1, но время паузы составляет 45 ± 5 с.

Каждый комплект АРТ-56-2 состоит из блока управления 2427А, датчика 2400, двух последовательно соединенных датчиков температуры 2182А и штепсельного разъема наземной проверки. Исполнительным механизмом каждого регулятора являются МПК-1 распределителя 514.

Датчик температуры является чувствительным элементом автоматов АРТ-56-2 и имеет такое же назначение, как и приемник температуры П-1. Датчики попарно установлены в коробках, в которых также установлены по три приемника температуры П-9Т из комплекта ТВ-19.

Каждая коробка имеет эжектор, воздух к которому подводится из системы кондиционирования. Эжекторы подсасывают воздух из кабины экипажа и салонов в коробки. Этим воздухом, имеющим температуру кабины, обдуваются датчики, которые корректируют работу АРТ-56-2. В кабине экипажа коробка располагается над полом под пультом бортинженера у перегородки шп. № 11, а в салонах — на уровне пола между шп. № 21—22 и 31—32. Все коробки находятся на правом борту.

Коробка, установленная в кабине экипажа, снабжена крышкой для защиты от попадания в нее грязи, остальные коробки таких крышек не имеют.

Импульсный автоматический регулятор температуры первичного ВВР дает возможность автоматически поддерживать температуру воздуха за ВВР, а также осуществлять ручную регулировку температуры воздуха.

Этот регулятор состоит из термореле 4463АТ-1 и импульсного преобразователя 4735Т.

Исполнительным механизмом регулятора является МПК-1 ЗА-5 заслонки 4602. Длительность работы электромеханизма равна 0,5 с, а пауза — 3,5 с.

Термореле является чувствительным элементом регулятора, оно дает сигнал электромеханизму на закрытие, если температура в основной магистрали более 200° С, и на открытие, если она меньше 100° С.

Импульсный преобразователь превращает исходный сигнал термореле в импульсный с целью уменьшения величины заброса температуры при регулировании.

В работу регулятор включается после установки переключателя 33 (рис. 2.31) «Первичный ВВР» в положение «Автомат».

Регулятор вступает в работу при изменении температуры за ВВР. Если она повышается, то начинает деформироваться тепло-чувствительный элемент термореле, и его подвижной контакт набегает на неподвижный. Электрическая цепь замыкается, а электро-механизм МПК-1 ЗА-5 перекрывает заслонку 4602. Если же температура за ВВР понизится, то подвижной контакт набегает на другой неподвижный контакт и электро-механизм откроет заслонку.

При ручной регулировке переключатель удерживают в положении «Гор», если температура за ВВР падает, и в положении «Хол», если она увеличивается.

Преобразователь размещается в техническом отсеке на правом борту на этажерке между шп. № 70—71.

Устройство ограничения температуры воздуха. На самолетах первых выпусков установлены три устройства, ограничивающие температуру воздуха, поступающего в кабину экипажа и в панели обогрева салонов, которые работают автоматически.

Каждое устройство состоит из термореле 4463АТ-50 и реле ТКЕ-22П1.

При достижении температуры воздуха $50\pm 6^\circ\text{C}$ подвижной контакт термореле набегает на неподвижный и электрическая цепь, питающая реле ТКЕ-22П1, замкнется. Реле разорвет цепь питания МПК-1 распределителя 514, что зафиксирует его заслонку в определенном положении и ограничит поступление горячего воздуха в смеситель.

Если же температура поступающего воздуха упадет, что может случиться при изменении температуры окружающего воздуха или режима двигателя, то устройство вновь включит в работу МПК-1. При этом устройство не препятствует прохождению сигнала от датчиков 2182А АРТ-56-2, что позволяет электро-механизму МПК-1 открыть заслонку распределителя и довести температуру в кабине экипажа и салонах до температуры $18\text{—}24^\circ\text{C}$.

На самолетах поздних выпусков установлено пять устройств, ограничивающих температуру воздуха: три — для ограничения температуры воздуха, поступающего в кабину экипажа и панели обогрева салонов, а два — для ограничения температуры воздуха, поступающего по основным магистралям из основного узла охлаждения.

Каждое устройство на самолетах поздних выпусков состоит из термореле 4463АТ-48 и реле ТКЕ-54 ПОДГ.

Устройство работает аналогично описанному выше, с той лишь разницей, что реле каждого устройства, ограничивающего температуру воздуха в основных магистралях, разрывают цепи питания сразу двух электро-механизмов МПК-1 распределителей 513.

Устройство с термореле 4463АТ-48 установлено в целях ускорения разогрева кабины.

Термореле в соответствии с температурой воздуха выдает электрический сигнал исполнительным механизмам, которые открывают и закрывают магистрали горячего воздуха.

На самолетах первых выпусков установлены четыре термореле типа 4463АТ и одно 4463ВТ-1. Одно 4463АТ-1 установлено в общем воздухопроводе за первичным ВВР, два 4463АТ-50 расположены в панелях обогрева пассажирских салонов по правому борту у шп. № 29 и 37, а третье — в трубопроводе обогрева кабины экипажа по правому борту у шп. № 9. Термореле 4463ВТ-1 установлено в эжекторе системы обогрева отсека ВСУ у шп. № 82 по левому борту.

На самолетах последних выпусков устанавливаются 5 термореле 4463АТ-48: три — на месте замененных 4463АТ-50, а дополнительные — по одному в патрубках воздухопровода за влагоотделителями. Эти два реле имеют надписи «4463АТ-48 лев.», «4463АТ-48 прав.»

Вновь устанавливаемые термореле 4463АТ-48 не позволяют подавать в короба индивидуальной вентиляции, в кабину экипажа и в панели обогрева салонов воздух с температурой более $60\pm 6^\circ\text{C}$.

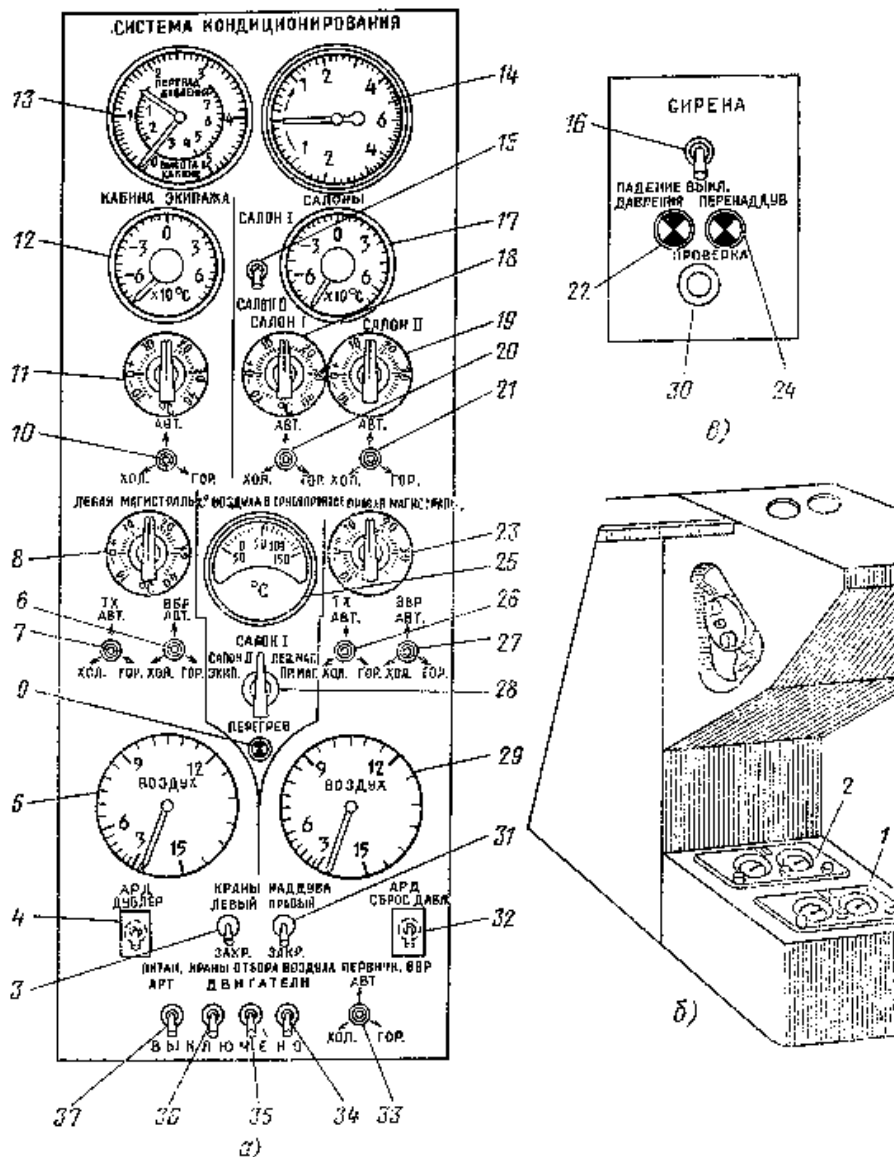


Рис. 2.31. Размещение управления и приборов контроля систем кондиционирования и регулирования давления:

а—панель системы кондиционирования; б—пульт бортинженера; в—электроциток бортинженера;

1, 2 — регуляторы давления 2077АТ № 2, 1 (дублер и основной); 3, 31 — переключатели ПНГ-15К заслонок 4602 (кранов наддува); 4, 16, 32, 37 — выключатели ВГ-15К; 5, 29 — указатели расхода воздуха УРВ-1500К; 6, 7, 26, 21 — переключатели П2НПП-15К управления распределителями 513 турбохолодильника и воздухо-воздушного радиатора; 8, 11, 18, 19, 23 — задатчик температуры воздуха 2400; 9 — лампа СМ-39; 10, 20, 21, 33 — переключатели П2НПП-15К управления распределителями 514 кабины экипажа, салонов и заслонки 4602 ВВР; 12, 17 — указатели температуры воздуха ТВ-1 (из комплекта ТВ-19); 13 — указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0,8; 14 — вариометр ВАР-30МК; 15, 34, 35, 36 — переключатели ППГ-15К указателя температуры воздуха ТВ-1, салонов, кранов двигателей; 22, 24 — лампа СЛМ-61; 25 — указатель температуры ТУЭ-48; 28 — переключатель СПН-КШ; 30 — кнопка.

Управление системой кондиционирования и контроль за температурой воздуха

Для управления отбором воздуха, поступающего в систему кондиционирования, на панели системы кондиционирования имеются три перекидных переключателя 34, 35, 36 (см. рис. 2.31), для управления кранами 4602 — переключатели 3, 31, 33.

Переключатели 3, 31 в положении «Закр» работают как перекидные, а во включенном — как нажимные, т. е. когда усилие прижатия снимается, они возвращаются в нейтральное положение. Для отбора воздуха от ВСУ служит переключатель 23 (см. рис. 1.17).

Обратные фиксируемые клапаны не имеют переключателей для ручного управления и всегда работают в автоматическом режиме.

Система кондиционирования имеет (восемь переключателей для автоматического и ручного регулирования температуры в кабине. Три — 10, 20, 21 (рис. 2.31) — служат для регулирования температуры воздуха, поступающего в кабину экипажа и обогревные панели салонов. С помощью переключателей 6, 7, 26, 27 осуществляется регулирование температуры воздуха в основных линиях за ВВР и ТХ. Переключатель 33 позволяет регулировать температуру за первичным ВВР.

У всех восьми переключателей положение «Авт.» соответствует автоматическому регулированию, а «Хол.», «Гор.» — ручному. В положении «Авт.» переключатель работает, как перекидной, а «Хол.», «Гор.» — как нажимной.

Контроль усредненной температуры воздуха в салонах и кабине экипажа осуществляют с помощью дистанционных электрических термометров ТВ-19. Комплект ТВ-19 состоит из измерителя ТВ-1 и трех приемников П-9Т.

На самолете установлены два комплекта ТВ-19, кроме того, три П-9Т.

Для замера температуры воздуха в кабине экипажа служат указатель ТВ-1 12, а в салонах — ТВ-1 17. Для контроля температуры воздуха в каждом салоне переключатель 15 позволяет подключать к одному ТВ-1 датчики П-9Т соответствующего салона.

Указатели имеют информацию «Кабина экипажа», «Салон», переключатель «Салон I», «Салон II».

Контроль температуры воздуха, поступающего по воздухопроводам в кабину экипажа, панели обогрева салонов и в основные магистрали осуществляется с помощью дистанционного электрического термометра ТУЭ-48 25.

Комплект ТУЭ-48 состоит из измерителя и приемника температуры П-1.

На самолете установлены один ТУЭ-48 и четыре П-1 для замера температуры воздуха в пяти точках. Чтобы замерить температуру воздуха в каждой точке, установлен переключатель 28, который позволяет указатель последовательно подсоединять к каждому П-1.

При переводе переключателя из одного положения в другое для получения точного замера необходимо некоторое время удерживать переключатель в одном положении, пока показания температуры не стабилизируются, так как система имеет инерцию.

На панели системы кондиционирования имеется красная сигнальная лампа СМ-39 9, которая включается, если температура воздуха, поступающего в панели обогрева, к экипажу и в короба индивидуальной вентиляции повышается до 60°С. Лампа включается при получении сигнала от термореле 4463АТ-48. Место перегрева определяют по указателю ТУЭ-48 путем поочередной установки переключателя 28 в различные положения.

Панель системы кондиционирования располагается на пульте бортинженера.

Устройство замера расхода воздуха в системе кондиционирования. На самолете имеются два одинаковых независимых устройства для замера расхода воздуха, поступающего по левой и правой магистралям в кабину. Общий расход воздуха равен сумме показаний двух этих устройств.

Общий же расход воздуха, поступающего в кабину, будет несколько больше, так как часть его поступает к смесителям, на обогрев бортовых штуцеров системы регулирования давления, статики, сливных и заправочных клапанов туалетов и кухни, в систему эжектирования и на продувку термореле 4463ВТ-1 системы обогрева отсека ВСУ.

Замер расхода воздуха ведется в условных единицах. Одна условная единица на земле равна 330 кг/ч, а на высоте 12 км — 300 кг/ч.

Каждое устройство замера расхода воздуха (рис. 2.32) состоит из указателя расхода воздуха УРВ-1500К 1, мерной шайбы 4, расширительного бачка 2, трубопроводов статического 5 и динамического 3 давлений.

Мерная шайба является сужающим устройством, которое служит для замера давления перед ней и за ней и передачи сигналов давления указателю расхода воздуха УРВ-1500К.

В корпусе динамического давления 1 первой шайбы (рис. 2.33) установлен штуцер 6, обозначенный буквой Д; на корпус нанесены стрелка и надпись НВП (направление воздушного потока). На корпусе статического давления 5 выгравирована буква С и стрелка, указывающая НВП.

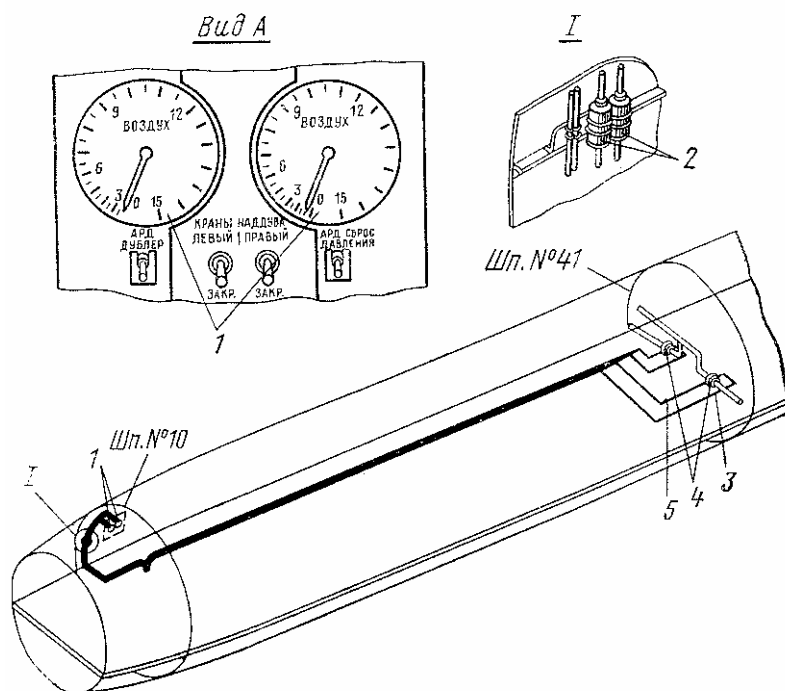


Рис. 2.32. Устройства для замера расхода воздуха:

1 — указатель расхода воздуха УРВ-1500К; 2 — расширительные бачки; 3 — трубопровод динамического давления; 4 — мерные шайбы; 5 — трубопровод статического давления.

Между корпусами и шайбой имеются кольцевые полости динамического *Б* и статического *В* давлений.

При движении воздуха через мерную шайбу показания давления перед шайбой и за шайбой различны, так как скорость потока в суженном месте шайбы увеличивается (часть потенциальной энергии давления переходит в кинетическую), что приводит к уменьшению статического давления за шайбой.

Кольцевые зазоры *а* и *б* полостей *Б* и *В* позволяют выравнивать давления в полостях, что дает возможность получить точные результаты замера значения перепада давлений, а следовательно, и показания расхода воздуха.

На самолете установлены две мерные шайбы 5 (см. рис. 2.15) перед влагоотделителями.

Расширительный бачок (рис. 2.34) служит для выравнивания величины пульсации давления воздуха, поступающего в полости указателя расхода воздуха УРВ-1500К с целью избежать «зашкаливания» стрелки прибора при резком изменении расхода воздуха по магистралям.

При наличии бачка в динамической линии объем внутренней полости мембранной коробки УРВ-1500К, бачка и его трубопровода становится равным объему внутренней полости УРВ-1500К прибора и трубопровода статического давления.

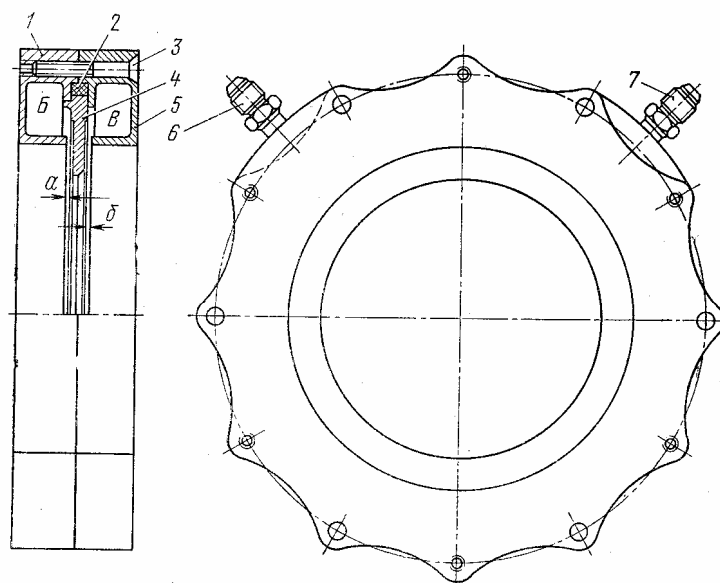


Рис. 2.33. Мерная шайба:

1 — корпус динамического давления; 2 — уплотнительное кольцо; 3 — болт; 4 — шайба; 5 — корпус статического давления; 6, 7 — штуцеры динамического и статического давления; Б, В — кольцевые полости динамического и статического давления; а, б — кольцевые зазоры между корпусами и шайбой.

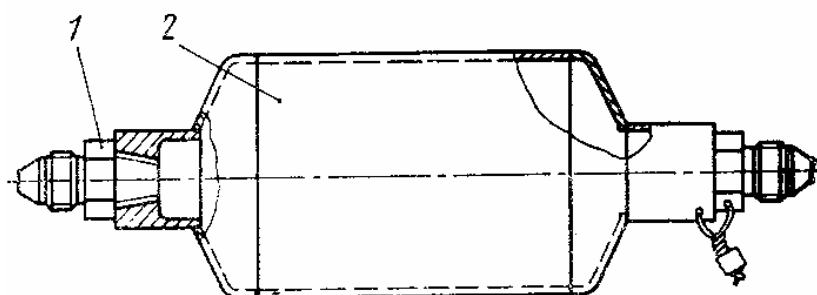


Рис. 2.34. Расширительный бачок:

1 — штуцер; 2 — баллон.

В этом случае скорости нарастания давления в обеих полостях указателя расхода воздуха УРВ-1500К не будут сильно отличаться, что и позволяет избежать «зашкаливания» стрелки прибора.

На самолете устанавливаются два бачка на правом борту в районе шп. № 10 в линиях динамического давления, идущих от мерных шайб к УРВ-1500К.

Вытяжное устройство кухни (рис. 2.35) предназначено для удаления за борт самолета запахов пищи, которая разогревается в духовых шкафах и на электроплите. Оно работает на перепаде давлений между кабиной и атмосферой, и его эффективность у земли меньше, чем на высоте.

Включение устройства осуществляется путем установки в положение «Включено» выключателя на электрошитке в кухне, дающего команду на открытие заслонки регулятора подачи воздуха 1408Т 8.

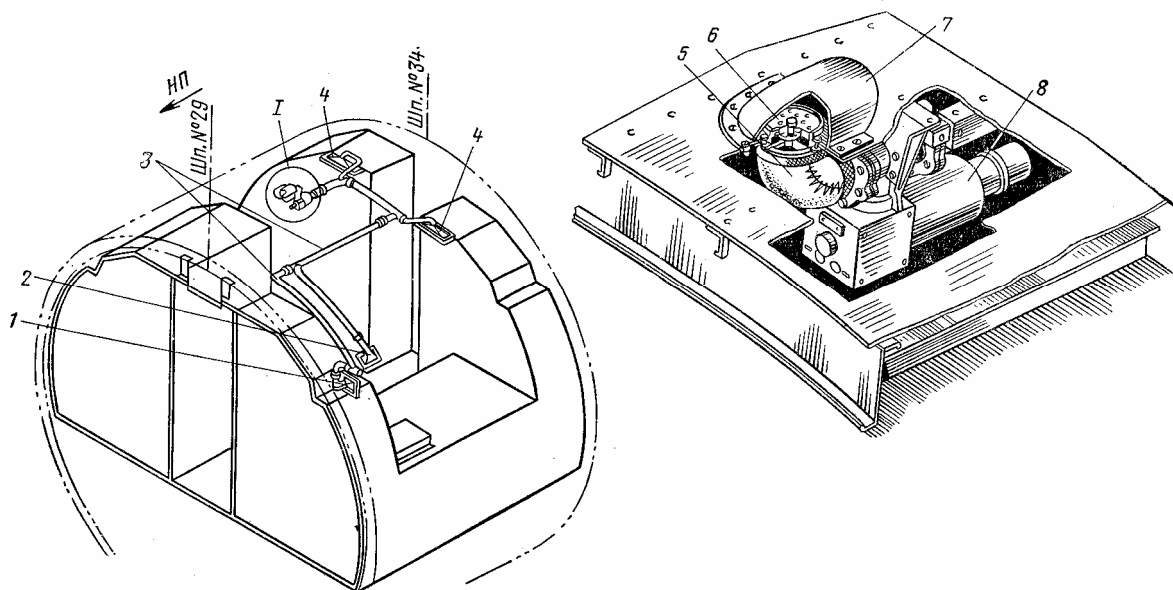


Рис. 2.35. Вытяжное устройство кухни:

1, 2, 4 — заборники; 3 — воздухопроводы; 5 — патрубок; 6 — ограничительная шайба; 7 — обтекатель; 8 — регулятор подачи воздуха 1408Т.

Вытяжка кухни вступает в работу, если имеется перепад давлений между кабиной и атмосферой. Вытяжное устройство снабжено блокировкой: при падении давления в кабине высотный сигнализатор ВС-46 замыкает электрическую цепь и заслонка регулятора закрывается.

Все заборники соединены воздухопроводами 3 с регулятором 1408Т, от которого за борт самолета отходит патрубок 5. На выходном конце патрубка установлена ограничительная шайба 6, прикрытая сверху обтекателем 7. Шайба служит для ограничения количества воздуха, выбрасываемого из кабины в атмосферу, до 400—430 кг/ч.

Вытяжное устройство кухни располагается в верхней части фюзеляжа между шп. № 29—33.

Заборники 4 располагаются за облицовочными ПОЛОЧНЫМИ панелями перед задними этажерками кухни. Снизу они закрыты декоративными решетками. Заборник 1 размещен внутри передней левой этажерки, заборник 2 находится над электроплитой и закрыт декоративной решеткой.

На самолетах первых выпусков на основном воздухопроводе установлен глушитель шума; на самолетах последних выпусков уровень шума понижается путем улучшения звукоизоляции борта, установки вибропоглощающего материала и изменения конфигурации обтекателя.

На некоторых самолетах установлено вытяжное устройство для туалетов по типу вытяжных устройств кухни.

Регулятор подачи воздуха 1408Т (рис. 2.36) предназначен для регулирования расхода отсасываемого из кухни воздуха.

Он состоит из перекрывного устройства и электромеханизма МПК-13БТВ.

В перекрывное устройство входят: корпус 22, заслонка с металлическим упругим элементом 12 и коническая зубчатая передача.

Корпус представляет собой патрубок с фланцами на концах. На корпусе имеется прилив для крепления электромеханизма болтами 10. Внутри прилива размещается коническая зубчатая передача и упоры 14, 15, ограничивающие поворот заслонки. При повороте заслонки подвижной упор 14 упирается в один из неподвижных упоров 15 и муфты ограничения момента отключают электромеханизм.

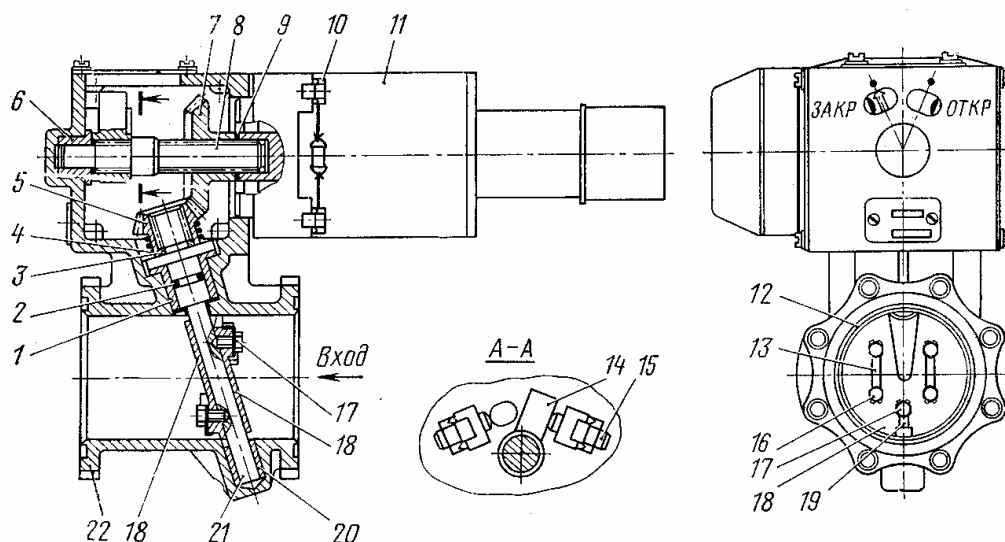


Рис. 2.36. Регулятор подачи воздуха 1408Т:

1, 6, 20 — подшипниковые втулки; 2 — уплотнительное кольцо; 3, 9 — дистанционные шайбы; 4 — пружина; 5, 7 — конические шестерни; 5, 21 — валик; 10, 16, 17 — болты; 11 — электромеханизм МПК-13БТВ; 12 — манжета; 13, 19 — контрольные пластины; 14 — подвижной упор; 15 — неподвижный (регулируемый упор); 18 — диски; 22 — корпус.

В корпусе имеется два отверстия с информацией «Закр.» и «Откр.» для визуальной проверки положения заслонки. Положение заслонки определяют по подвижному упору, на котором нанесена стрелка.

Зубчатая передача состоит из валиков 8, 21 и конических шестерен 5, 7. Шестерню 5 подпират пружина 4, которая позволяет выбрать люфт зубчатой передачи. На валике 21 болтами 17 неподвижно закреплена заслонка, состоящая из двух дисков 18. В плоскости разъема заслонки располагается упругий элемент — манжета 12. Упругий элемент обеспечивает наименьший зазор и небольшое перетекание воздуха при закрытой заслонке.

Для регулирования зацепления конических шестерен имеются дистанционные шайбы 3, 9.

Если к электромеханизму поступает электрический сигнал, то хвостовик выходного валика получает вращение и передает его на заслонку.

Система обогрева ВСУ позволяет поддерживать температуру воздуха в отсеке ВСУ в пределах $-5 \div +15^\circ \text{C}$ с целью надежного и быстрого запуска ВСУ в полете и при непродолжительной стоянке.

Отбор воздуха для обогрева ВСУ осуществляется от воздухопровода среднего двигателя за обратным фиксируемым клапаном. В начале воздухопровода системы обогрева установлена ограничительная шайба (рис. 2.37), за ней регулирующая задвижка 3161 б, предназначенная для открытия или закрытия воздухопровода 5. Эжектор 8 служит для понижения температуры воздуха, поступающего на обогрев отсека ВСУ путем подсосывания холодного воздуха из отсека. За эжектором воздухопровод разветвляется.

По одной ветви воздух поступает к топливному насосу-регулятору, а по другой — к камере сгорания ВСУ.

К эжектору 4 продувки термореле 4463ВТ-1 2 воздух при работе двигателей поступает по трубопроводу 3 постоянно, что предохраняет от возникновения застойных зон в отсеках ВСУ. Сигнал температуры берется из нижней части отсека, где воздух — самый холодный.

Система обогрева отсека ВСУ работает только в полете. Она включается в работу автоматически с помощью термореле 4463ВТ-1, которое является чувствительным элементом системы.

Если температура воздуха в отсеке равна $\pm 5^\circ \text{C}$, то срабатывает термореле и регулирующая задвижка открывается. В этом случае поток VI горячего воздуха по

воздухопроводу поступит к соплу 7 эжектора 8 и подсосет воздух с температурой $-5^{\circ}\div +15^{\circ}\text{C}$ из отсека ВСУ. К топливному насосу-регулятору и камере сгорания воздух поступит с температурой 90°C . Теплый воздух, нагревая зону топливного насоса и камеры сгорания, нагревает и воздух в отсеке ВСУ. Поток I этого воздуха поступает к заборнику I термореле 4463ВТ-1 2, что позволяет при температуре воздуха в отсеке $10\pm 5^{\circ}\text{C}$ замыкать контакты регулирующей задвижки 6 и прекратить подачу горячего воздуха в отсек ВСУ.

Поток воздуха I из отсека ВСУ к эжектору 4 термореле поступает за счет подсоса, создаваемого потоком II, выбрасываемым из сопла эжектора. Смешанный поток III выбрасывается из эжектора за перегородку отсека ВСУ.

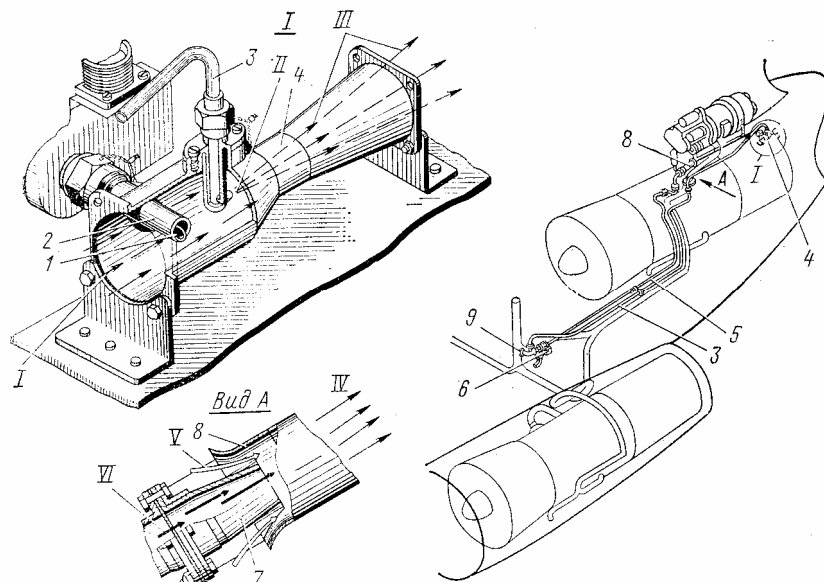


Рис. 2.37. Система обогрева ВСУ:

1 — заборник термореле 4463ВТ-1; 2 — термореле 4463ВТ-1; 3 — воздухопровод обдува термореле; 4, 8 — эжекторы; 5 — воздухопровод обогрева отсека ВСУ; 6 — регулирующая задвижка; 7 — сопло; 9 — ограничительная шайба; I, V — потоки воздуха, подсосываемого из отсека ВСУ; II, VI — потоки воздуха, подведенного к соплам; III, IV — потоки воздуха, выбрасываемого из эжекторов.

Система обогрева имеет двойную блокировку и не включается в работу на земле при обжатии левой стойки главной ноги шасси, а также при запуске ВСУ.

Для наземной проверки системы обогрева ВСУ имеется щиток с информацией «Проверка положения заслонки обогрева ВСУ». На щитке расположены сигнальная зеленая лампа и выключатель.

При нажатии выключателя задвижка открывается, а сигнальная зеленая лампа загорается. Если выключатель отпустить, то задвижка закрывается, а лампа гаснет.

Система обогрева ВСУ размещается на левом борту вне герметической кабины между шп. № 70 и 82, проверочный щиток находится на правом борту у шп. № 68.

Регулирующая задвижка 3161 предназначена для регулирования количества горячего воздуха, подаваемого к эжектору системы обогрева отсека ВСУ.

Время полного открытия задвижки 30—72 с.

Задвижка установлена на левом борту у шп. № 72. Она состоит из перекрывного устройства и электромеханизма МПК-13БТВ 11 (рис. 2.38). В корпусе 10 перекрывного устройства, снабженного патрубком, размещается шарнирный механизм. Крышка 2 корпуса имеет входной патрубок.

В корпусе и крышке, изготовленных из титанового сплава, запрессованы подшипниковые 9, 13 и опорная 8 втулки, а также установлена прижимная втулка 4, которая поджата пластинчатой пружиной 3. Подшипниковые и опорная втулки —

металлокерамические. Корпус и крышка соединены болтами *б* через уплотнительную медную пластину *5*.

Шарнирный механизм служит для передачи движения от электромеханизма к задвижке *7*. Он состоит из валов *1, 12* с качалками и деталей крепления.

Для ограничения поворота задвижки на шлицы вала *12* установлен упор, который в крайних положениях упирается в регулируемые опоры, ввернутые в корпус перекрывного устройства. В этом случае момент вращения на выходном валу увеличивается и электромеханизм с помощью муфты ограничения отключается.

Визуальную проверку положения задвижки производят по указателю на торце вала *12*.

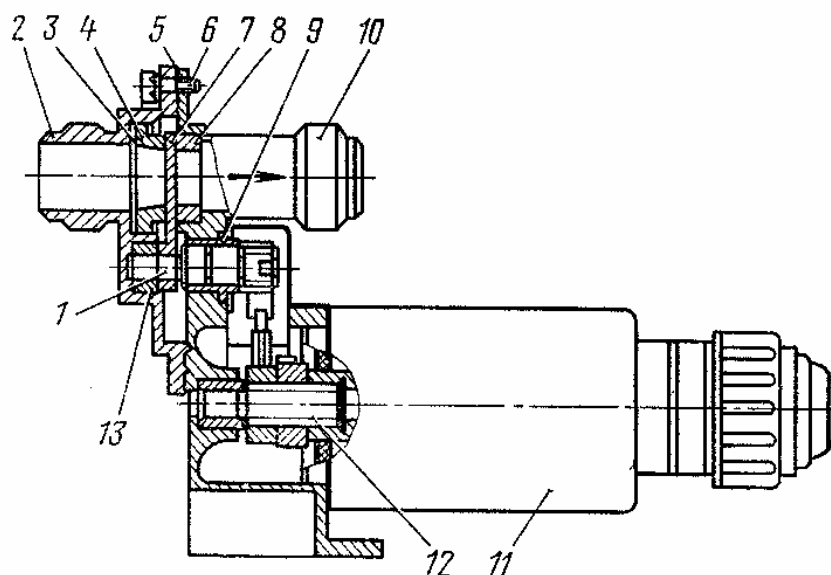


Рис. 2.38. Регулирующая задвижка 3161:

1, 12 — вал; *2* — крышка; *3* — пластинчатая пружина; *4* — прижимная втулка; *5* — уплотнительная пластина; *6* — болт; *7* — задвижка; *8* — опорная втулка; *9, 13* — подшипниковые втулки; *10* — корпус; *11* — электромеханизм МПК-13БТВ.

Штуцер наземного кондиционера предназначен для подсоединения рукава наземного кондиционера к борту самолета.

Корпус *7* штуцера (рис. 2.39) имеет пазы с пластинами, в которые заходят крюки рукава кондиционера, что позволяет удерживать рукав в штуцере.

Крышка *9* закрывает штуцер, чтобы уменьшить лобовое сопротивление крыла в полете, и крепится к корпусу с помощью троса *8*.

Обратный клапан *5* перекрывает штуцер при работе системы кондиционирования, предотвращая утечку воздуха в атмосферу. Конструкция клапана и его работа аналогичны обратным клапанам, рассмотренным выше (см. рис. 2.21).

При подсоединении рукава наземного кондиционера к штуцеру и подаче воздуха от него в кабину, крышки *2* клапана (рис. 2.39) откроются и пропустят воздух в систему. После прекращения подачи воздуха крышки клапана под действием пружин *10* перекроют люк.

Штуцер установлен под правой плоскостью у корня крыла перед лонжероном № 1.

Обогрев сливного клапана кухни, заправочных и сливных клапанов туалетов служит для исключения случаев замерзания их в полете и на земле, что позволяет осуществить своевременный слив воды из баков.

На самолете имеется пять клапанов слива и заправки водой баков туалетов и кухни. Обогрев их осуществляется аналогично, поэтому рассмотрим только конструкцию обогрева клапана слива водяного бака кухни.

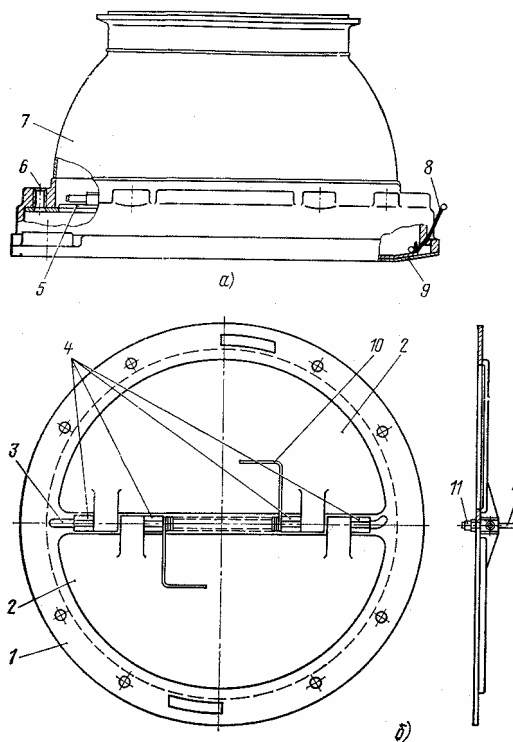


Рис. 2.39. Штуцер наземного кондиционера:
 а — общий вид штуцера; б — обратный клапан; 1 — рама; 2 — крышка клапана; 3 — ось; 4 — стойка; 5 — обратный клапан; 6 — винт; 7 — корпус; 8 — трос; 9 — крышка; 10 — пружина; 11 — гайка.

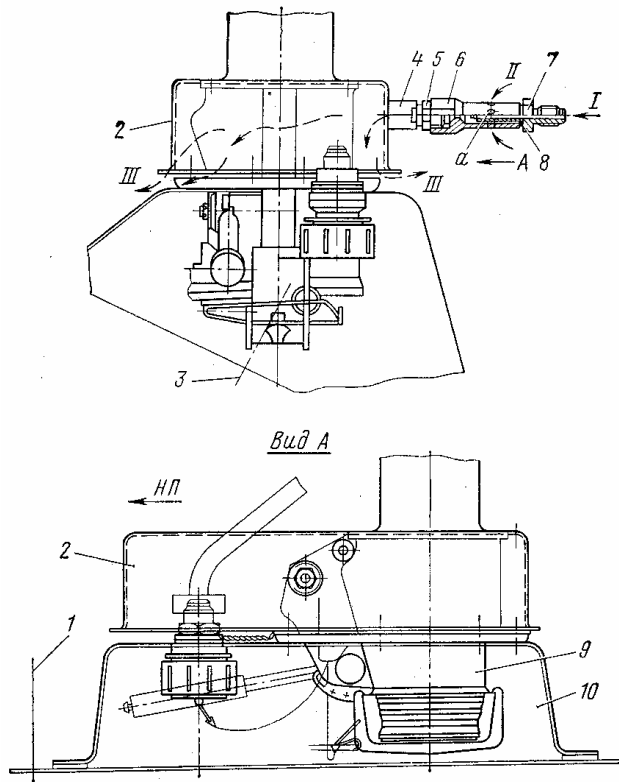


Рис. 2.40. Обогрев клапана слива кухни:
 1 — ось шп. № 34; 2 — кожух; 3 — ось стрингера; 4 — штуцер; 5 — проходник; 6 — корпус; 7 — сопло; 8 — прокладка; 9 — клапан слива; 10 — каркас; I — поток горячего воздуха; II — поток холодного (кабинного воздуха); III — поток теплого (обогревающего) воздуха.

Устройство (рис. 2.40) состоит из кожуха 2 со штуцером 4, эжектора и проходника 5. Кожух создает локальную область обогрева, а эжектор понижает температуру воздуха, поступающего в кожух с 150 до 80° С.

Эжектор состоит из корпуса 6 и сопла 7, между которыми установлена прокладка 8. В корпусе имеются отверстия *a* для подсоса воздуха из кабины.

Воздух, поступающий под кожух, обтекает верхнюю часть клапана 9, нагревает его, а затем через щель между кожухом и каркасом 10 выбрасывается в кабину.

Обогрев клапанов не имеет управления и всегда осуществляется при включенной системе кондиционирования.

Работа системы кондиционирования воздуха

Перед тем как осуществить запуск двигателей или ВСУ на земле и произвести от них отбор воздуха необходимо установить в положение «Выключено» переключатели 34, 35, 36 (см. рис. 2.31) с информацией «Краны отбора воздуха, двигатели 1, 2, 3»; в положение «Закр.» переключатели 3, 31 с информацией «Краны наддува левый, правый»; в положение «Выключено» выключатели 37 с информацией «Питание АРТ». Затем поочередно отжать в положение «Хол» переключатели 10, 20, 21, 7, 6, 26, 27, 33 с информацией «Кабина экипажа», «Салон I», «Салон II», «Левая магистраль, ВВР, ТХ», «Правая магистраль, ТХ, ВВР», «Первичный ВВР»; установить ручки задатчиков температуры 2400 8, 23, 11, 18, 19 с информацией «Левая магистраль», «Правая магистраль», «Кабина экипажа», «Салон I», «Салон II» на температуру 20° С. В результате предварительных работ все заслонки запорных кранов двигателей заслонок 4602 и распределителей 514, 513 устанавливаются в закрытое положение. Для полного закрытия заслонок 4602 переключатели 3, 31, 33 необходимо удерживать в указанных положениях каждый в течение 6—11 с, а переключатели 6, 7, 10, 20, 21, 26, 27 — в течение 50 с.

Включение системы кондиционирования на земле от ВСУ осуществляется после ее запуска при установке переключателя 23 (см. рис. 1.17) в положение «Отбор воздуха». Затем следует прерывисто нажимать переключатели 3, 31 (см. рис. 2.31), включая их так, чтобы скорость изменения давления по кабинному вариометру была не более 3 м/с, а расход воздуха в левой и правой магистралях был 4000—4500 кг/ч. В этом случае горячий воздух по воздухопроводу 48 (см. рис. 2.1), минуя обратный клапан 43, фиксируемый 51 и ВВР 39, поступит к регуляторам избыточного давления 36. Два обратных фиксируемых клапана, установленные в воздухопроводах 41, 52 отбора воздуха от первого и третьего двигателей, перекроют эти линии.

В регуляторе 4561 избыточное давление понизится. Температура воздуха на земле в первичном ВВР не охлаждается, так как он на земле не продувается.

Далее горячий воздух по основным магистралям 55 пройдет регуляторы избыточного давления 29 и поступит к ВВР 22 основных узлов охлаждения. Каждый регулятор 4833 при установившемся режиме двигателей пропускает через себя воздух в количестве не более 3000 кг/ч. В воздушно-воздушном радиаторе воздух может охлаждаться до температуры 50—60° С. Далее воздух поступает в турбохолодильник 23.

Температуру воздуха в магистралях проверяют по указателю ТУЭ-48 25 (см. рис. 2.31) при установке переключателя в положение «Лев. магистраль», «Прав. магистраль». При необходимости путем нажатия импульсами переключателей «ТХ» 7, 26 в положение «Гор» повышают температуру в основных магистралях до 20—25° С.

При охлаждении воздуха на земле компрессоры 8 (рис. 2.41) ТХ просасывают атмосферный воздух через ВВР 2. Обратные клапаны 6, установленные в выходных каналах 3 ВВР, в это время закрываются, чтобы основная масса воздуха не поступала к компрессору по выходному каналу из атмосферы, так как сопротивление ВВР больше сопротивления открытого канала. Если воздух поступает к компрессору ТХ из атмосферы через выходной канал, то он не обдувает ВВР, а следовательно, и не охлаждает горячий воздух, поступающий к ВВР от ВСУ или двигателей.

Просасываемый воздух выбрасывается в атмосферу из патрубка 14 и обтекателя 12. Если температура наружного воздуха ниже 5—8° С, то часть горячего воздуха перепускается помимо ТХ, так как открываются заслонки распределителей 513, чтобы избежать переохлаждения воздуха. Охлажденный воздух, минуя обратные клапаны 24 (см. рис.; 2.1), мерные шайбы 26, влагоотделители 28 и глушитель 27, поступит в общую магистраль, а оттуда по ответвлениям в короба 56, 64 индивидуальной вентиляции салонов и в смесители 25. Из коробов воздух поступает в коробки 11 и через насадки индивидуальной вентиляции направляется пассажирам, поступает на кухню, в туалеты и через ограничительные шайбы в воздухопроводы верхней части салонов 57, 65. Из всех перечисленных насадков и воздухопроводов воздух поступает в кабину. К смесителям горячий воздух поступает по воздухопроводу 61, через регулятор избыточного давления 4832 60.

После смесителей воздух подается в кабину экипажа и в обогревные панели. Воздух, поступающий в обогревные панели, наполняет их и нагревает или охлаждает наружные стенки панелей, а затем заполняет полости между оконными и декоративными панелями, нагревает или охлаждает декоративные панели и через жалюзи выбрасывается в кабину.

Таким образом обеспечивается хорошая циркуляция воздуха в кабине; температура воздуха контролируется по указателю ТУЭ-48.

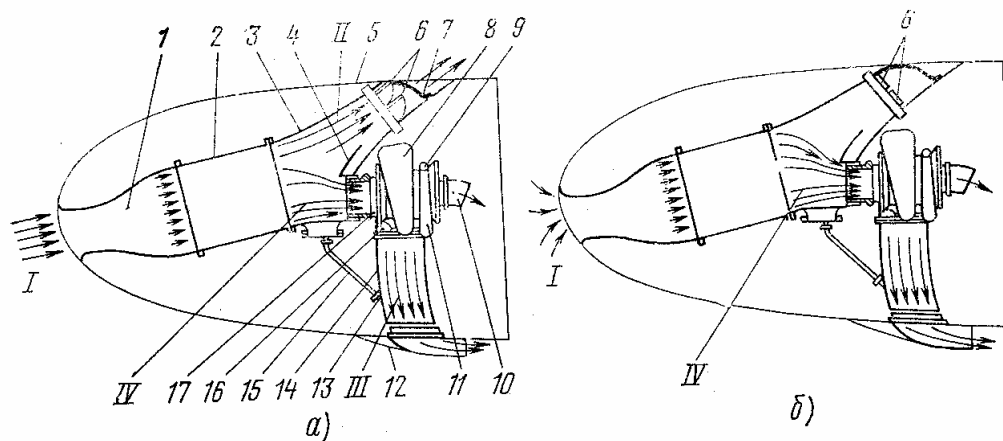


Рис. 2.41. Схема работы основного узла охлаждения:

а — работа узла в полете; б — работа узла на земле;

1 — входной канал продувочного воздуха ВВР; 2 — ВВР 4458; 3 — выходной канал ВВР; 4 — карман для сбора конденсата; 5 — носок крыла; 6 — обратный клапан; 7 — предохранительная решетка; 8 — компрессор турбохолодильника; 9 — улитка турбины 1621Т; 10 — выходной патрубок турбины; 11 — турбохолодильник; 12 — обтекатель; 13 — штуцер слива конденсата; 14 — патрубок сброса воздуха из компрессора в атмосферу; 15 — шланг слива конденсата; 16 — выходной патрубок компрессора ТХ; 17 — входной патрубок компрессора ТХ; I, II — потоки продувочного воздуха; III — поток воздуха из компрессора ТХ; IV — поток продувочного воздуха компрессора ТХ.

Затем воздух из кабины через нижние щели панелей обогрева, расположенные у пола, и отверстия в полу у бортов кабины экипажа выходит в подполье и через выпускные клапаны системы регулирования давления выбрасывается в атмосферу.

Если на земле система кондиционирования работает от двигателей, то после их запуска переключатели 34, 35, 36 (см. рис. 2.31) устанавливают во включенное положение. Запорные краны открываются и горячий воздух по воздухопроводам через фиксируемые обратные клапаны поступает к первичному ВВР, а далее все происходит как при отборе воздуха от ВСУ.

При эксплуатации самолета в жаркое время года воздух за 30 мин до посадки пассажиров необходимо охлаждать до 20—25° С, но так, чтобы перепад температур был не более 10—15° С. Ручки задатчиков температуры 8, 23 устанавливают против показаний 10—15°С Все двери и люки должны быть закрыты, а форточки в кабине экипажа — открыты.

Обводные линии помимо ВВР и ТХ тоже должны быть закрыты, а переключатели 6, 7, 26, 27 установлены в нейтральное положение. После запуска ВСУ или двигателей форточки необходимо закрыть.

Двигатели при отборе воздуха на земле должны работать на режиме не более 0,6 от номинального. После того, как температура достигнет 25° С переключатели «ТХ» и «ВВР» установить в положение «Авт.»

В холодное время года за 30 мин до посадки пассажиров в самолет кабину прогревают до температуры 16—20° С. Температура воздуха, подаваемого по левой и правой магистралям, должна быть в пределах 30—60° С. После того как температура в кабине достигнет 20° С, переключатели устанавливаются в положение «Авт.».

Система кондиционирования должна работать от ВСУ при буксировке к месту старта. При рулении система может работать от двигателей.

Кабину можно также нагреть или охладить с помощью наземного кондиционера. Он подключается к штуцеру наземного кондиционера. Воздух от него подается по правой магистрали и, пройдя правый влагоотделитель, поступает на раздачу в обогревные панели и короба индивидуальной вентиляции.

Для ускорения обогрева или охлаждения с помощью наземного кондиционера необходимо все ручные заслонки и насадки открыть.

Температура воздуха, поступающего от наземного кондиционера, не должна быть ниже 10 и выше 60° С. При ускоренном разогреве допускается подавать воздух с температурой до 70° С.

При работе наземного кондиционера краны отбора воздуха должны быть закрыты, а форточка и дверь кабины экипажа — открыты.

Перед взлетом переключатели «Краны отбора воздуха двигателей 1, 2, 3» и «Краны наддува. Левый, Правый» устанавливаются во включенное положение, а переключатель «Отбор воздуха» от ВСУ установить в положение «Закр»..

После взлета на высоте 300—500 м переключатель «Первичный ВВР» устанавливается в положение «Авт.».

Если самолет взлетает в жаркое время года, то необходимо следить за температурой воздуха в кабине; когда она достигнет 20—22° С переключатели 10, 20, 21 устанавливаются в положение «Авт.», а ручку задатчика температуры — против показания 15—20°С. После этого система кондиционирования управляется автоматически на всех режимах, включая и снижение.

При заходе на посадку на высоте 100 м краны отбора воздуха двигателей выключают, чтобы при реверсировании двигателей выхлопные газы не попали в системы кондиционирования. После выключения реверса краны вновь включаются. Когда самолет зарулит на стоянку, вначале закрывают краны наддува, выдерживая скорость изменения давления в кабине так, чтобы скорость по кабинному вариометру была не более 3 м/с, а затем перекрывают краны отбора воздуха от двигателей.

При взлете самолета в холодное время года задатчики магистралей устанавливаются на 15—20° С.

В полете система кондиционирования работает так же, как и от двигателей на земле, за исключением основных узлов охлаждения.

Воздухо-воздушные радиаторы 4458 2 (см. рис. 2.41) продуваются в полете за счет скоростного напора. В этом случае воздух поступает не только к компрессору 8 ТХ, но и выбрасывается через выходной канал 3 ВВР, обратный клапан 6 и предохранительную решетку 7 в атмосферу.

Для улучшения микроклимата члены экипажа могут использовать кроме насадок индивидуальной вентиляции, и ручные заслонки 7, 59, 71 (см. рис. 2.1)

2.3. РЕГУЛИРОВАНИЕ ДАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ

Для регулирования давления в кабине с необходимой скоростью его изменения согласно заданному закону (рис. 2.42) имеются системы регулирования давления, эжектирования и обогрева бортовых штуцеров.

Заданный закон изменения давления поддерживается путем сброса определенного количества воздуха, поступающего в кабину по системе кондиционирования в атмосферу через выпускные клапаны 4870Т.

Системы эжектирования и обогрева штуцеров являются вспомогательными. Они повышают надежность и улучшают характеристики системы регулирования давления.

Система регулирования давления включает в себя два регулятора давления воздуха 2077АТ № 1, 2, 15, 17 (рис. 2.43), четыре выпускных клапана 4870Т №№ 1÷4 36, 39, 41, 42, восемь электроклапанов 2259Т 38, 40, шесть фильтров ПВФ-12-1, 12 — по одному «а каждый регулятор 2077АТ и клапан 4870Т, трубопроводы, шланги 37.

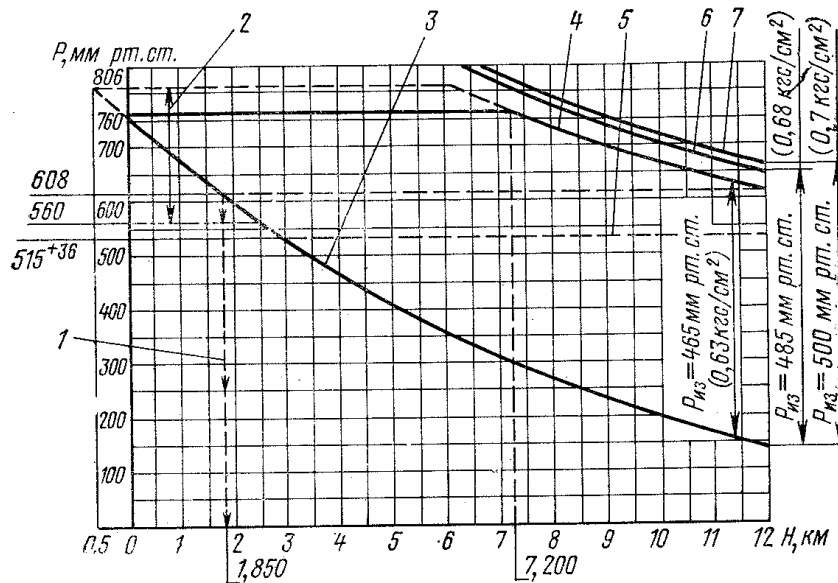


Рис. 2.42. Изменение давления в кабине в зависимости от высоты полета:

- 1 — максимальная условная высота в кабине при эксплуатации самолета;
- 2 — диапазон поправок, связанных с изменением барометрического давления;
- 3 — международная стандартная атмосфера (МСА); 4 — абсолютное давление в кабине при эксплуатации самолета; 5 — минимально допустимое давление в кабине; 6 — допустимое абсолютное давление; 7 — перенаддув.

Регулятор 2077АТ № 1 работает при нормальном функционировании системы, а дублирующий 2077АТ № 2 — когда выходит из строя основной.

Установка четырех выпускных клапанов позволяет осуществить более равномерный сброс воздуха из кабины в атмосферу, что дает хорошую вентиляцию и исключает возникновение застойных зон.

Регуляторы и выпускные клапаны соединены между собой, с кабиной и атмосферой трубопроводами и шлангами.

Каждый штуцер, выведенный за кабину, имеет надпись. Эти штуцера и линии трубопроводов — трех видов. К первому относятся трубопроводы 3, 10, по которым поступает только сигнал давления, а расход воздуха отсутствует — это линии статического давления.

Они герметичны, заканчиваются штуцерами 7, 29, 31, 45, 47, 49 имеют надписи: «Статика 2077АТ № 1, № 2, «Статика 4870Т № 1÷4»

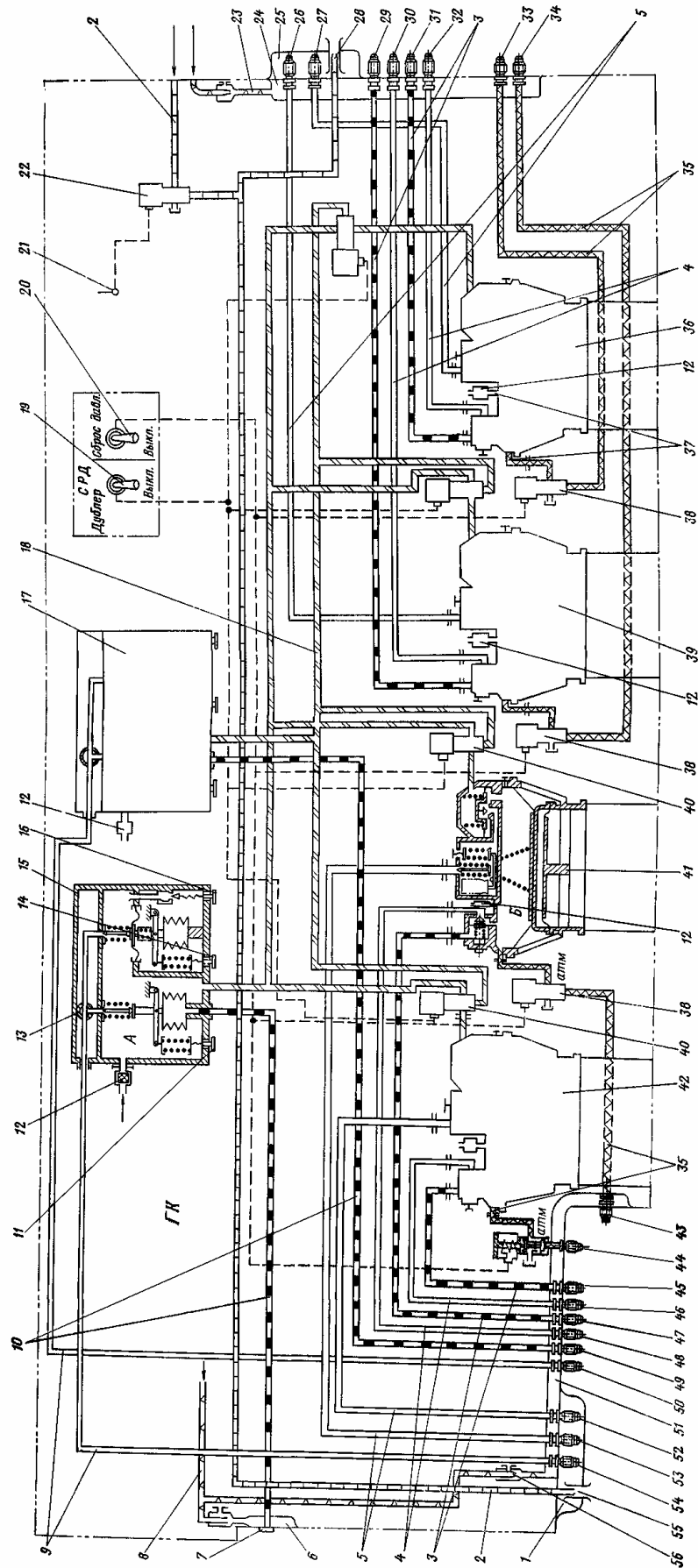


Рис. 2.43. Система регулирования давления, эжектирования и обогрева штуцеров

Спецификация к рисунку 2.43.

(Система регулирования давления, эжектирования и обогрева штуцеров):

1, 25 — передняя « задняя камеры разрежения системы эжектирования; 2 — трубопроводы системы эжектирования; 3, 10 — линия статического давления 4870Т №№ 1÷4 и 2077АТ №№ 1, 2; 4 — линия атмосферная 4870Т; 5 — линия основная атмосферная 4870Т; 6 — кожух обогрева трубопроводов статического давления; 7, 49 — бортовые штуцера «Статика 2077АТ №№ 1, 2; 8, 23 — передняя и задняя ветви системы обогрева штуцеров; 9 — линия атмосферная; 11 — ручка узла избыточного давления; 12 — фильтр ПВФ-12-1; 13 — трехходовой кран 2077АТ; 14 — ручка узла абсолютного давления; 15 — регулятор давления воздуха 2077АТ № 1; 16 — ручка узла скорости изменения давления; 17 — регулятор давления воздуха 2077АТ № 2; 18 — линия командного сигнала давления; 19, 20 — выключатель ВГ-15К; 21 — концевой выключатель; 22 — электроклапан 4073Т; 24, 51 — задний и передний кожухи обогрева штуцеров; 26, 27, 52, 53 — бортовые штуцеры «Атмосфера 4870Т №№ 3, 4, 1, 2 основной»; 28, 55 — сопла; 29, 31, 45, 47 — бортовые штуцеры «Статика 4870Т №№ 3, 4, 1, 2»; 30, 32, 46, 48 — бортовые штуцера «Атмосфера 4870Т №№ 3, 4, 2, 1»; 33, 34, 43, 44 — бортовые штуцера «Атмосфера 4870Т №№ 3, 4, 2, 1 разгерметизация»; 35 — линии разгерметизации; 36, 39, 41, 42 — выпускные клапаны 4870Т №№ 4, 3, 2, 1; 37 — шланг; 38, 40 — электроклапаны 2259Т; 50, 54 — бортовые штуцеры «Атмосфера 2077АТ №№ 2, 1; 56 — эжектор; А — полость 2077АТ; Б — полость 4870Т.

Ко второму виду трубопроводов относятся те, по которым поступает не только сигнал давления, но имеет место и расход воздуха. Эти линии негерметичны. Они заканчиваются штуцерами 26, 27, 30, 32, 46, 48, 50, 52, 53, 54 и имеют надписи: «Атмосфера 2077АТ №№ 1, 2», «Атмосфера 4870Т №№ 1÷4», «Атмосфера 4870Т №№ 1÷4 основной».

К третьему виду относятся линии разгерметизации. Они имеют штуцера 33, 34, 43, 44 с информацией «Атмосфера 4870Т №№ 1÷4, разгерметизация».

Система эжектирования позволяет выпускным клапанам открываться на величину большую, чем это необходимо, а поэтому скорости изменения давления при работе двигателей и ВСУ на земле значительно уменьшаются за счет беспрепятственного выброса воздуха через клапаны.

Система состоит из электроклапана 4073Т 22, передней 1 и задней 25 камер разрежения с соплами 28, 55 и крышками и трубопроводов. Она берет начало от основной магистрали системы кондиционирования за первичным ВВР.

Электроклапан 4073Т с помощью концевой выключателя при обжатой левой главной ноге шасси включает систему в работу на земле и отключает при взлете самолета. Для наземной проверки системы эжектирования имеется нажимной выключатель с надписями «Проверка положения заслонок» «Эжектирование». При нажатии выключателя система прекращает работу и воздух из камеры разрежения не поступает. Выключатель расположен на крышке разъемной коробки (РК) обогрева ВСУ — на правом борту у шп. № 68.

Сопла 28, 55 служат для создания разрежения в камерах 1, 25 путем эжектирования. Разрежение по трубопроводам передается в полости 2077АТ № 1 и 4870 №№ 1÷4.

Система обогрева штуцеров исключает случаи их замерзания, а следовательно, и выхода из строя системы регулирования давления.

Система обогрева имеет две независимые ветви 8, 23. Одна подсоединена к трубопроводу обогрева приемников статического давления, а другая берет начало от основной магистрали системы кондиционирования у шп. № 66. Обе ветви аналогичны по конструкции. Передняя имеет два эжектора 56 и кожухи 6, 51, а задняя по одному эжектору и кожуху 24.

Система включается в работу вместе с системой кондиционирования, т. е. работает на земле и в течение всего полета.

На первых самолетах отсутствует система обогрева штуцеров, вместо шести фильтров ПВФ-12-1 установлены только два — для регуляторов 2077АТ, а вместо восьми

электроклапанов 2259Т установлены шесть. Для сброса давления устанавливались только два электроклапана 2259Т.

Расположение агрегатов системы регулирования давления изображено на рис. 2.44.

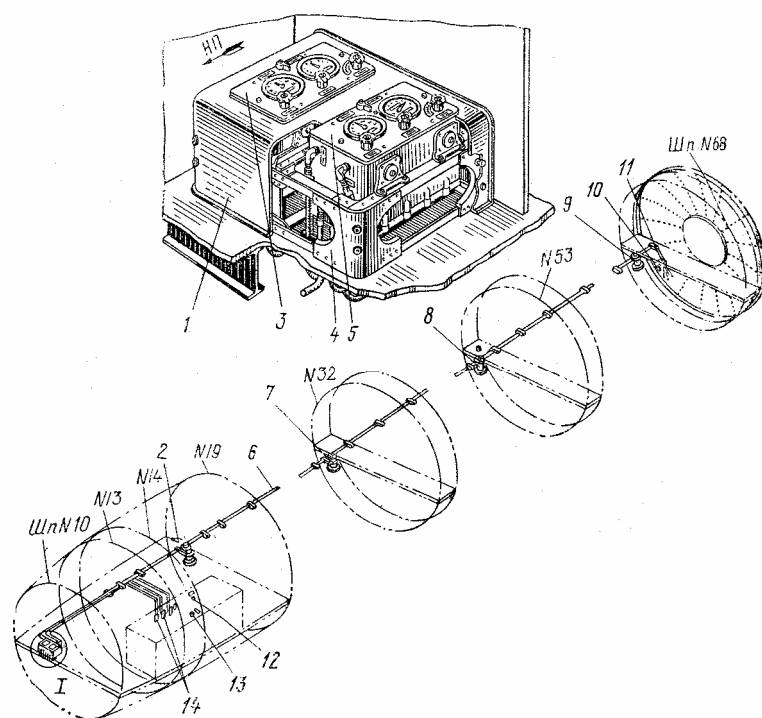


Рис. 2.44. Размещение агрегатов системы регулирования давления:

1 — защитный кожух регуляторов 2077 АТ № 1, 2; 2, 7, 8, 9 — выпускные клапаны 4870Т №№ 1, 2, 3, 4; 3, 5 — дублирующий и основной регуляторы давления воздуха 2077АТ № 2, 1; 4 — основание; 6 — трубопроводы; 10, 12 — штуцер манометра; 11, 14 — бортовой штуцер; 13 — штуцер испытания кабины на герметичность.

Регулятор давления воздуха 2077АТ является пневматическим командным прибором, который формирует сигналы давления и передает их выпускным клапанам 4870Т, регулирующим количество выбрасываемого в атмосферу воздуха. Он необходим для выполнения следующих функций:

- установки и фиксирования регулируемых параметров воздуха (абсолютного и избыточного давления и скорости изменения давления);

- введения поправок, связанных с изменением барометрического давления аэродрома, что при взлете и посадке самолета обеспечивает в кабине давление, близкое к давлению аэродрома, а также для корректировки скорости изменения давления при взлете.

Пределы барометрических поправок на самолете — 560—806 мм рт. ст.

Регулятор (рис. 2.45) представляет собой герметическую коробку с полостями А и Б, где располагаются узлы абсолютного и избыточного давления и скорости изменения давления. Регулятор имеет 3-ходовой кран 31.

Узел абсолютного давления предназначен для поддержания заданного абсолютного давления в полости А; его важнейшими элементами являются сильфон 28, клапан 20 и механизм регулирования.

Сильфон — вакуумированный герметический чувствительный элемент, нижний конец которого жестко крепится к корпусу регулятора, а верхний посредством валика 27 соединен с рычагом 17. Один конец рычага шарнирно крепится к корпусу, а к другому его концу присоединена пружина 5. Внутри сильфона установлен ограничитель, предохраняющий сильфон от остаточных деформаций при воздействии абсолютного давления более 806 мм рт. ст.

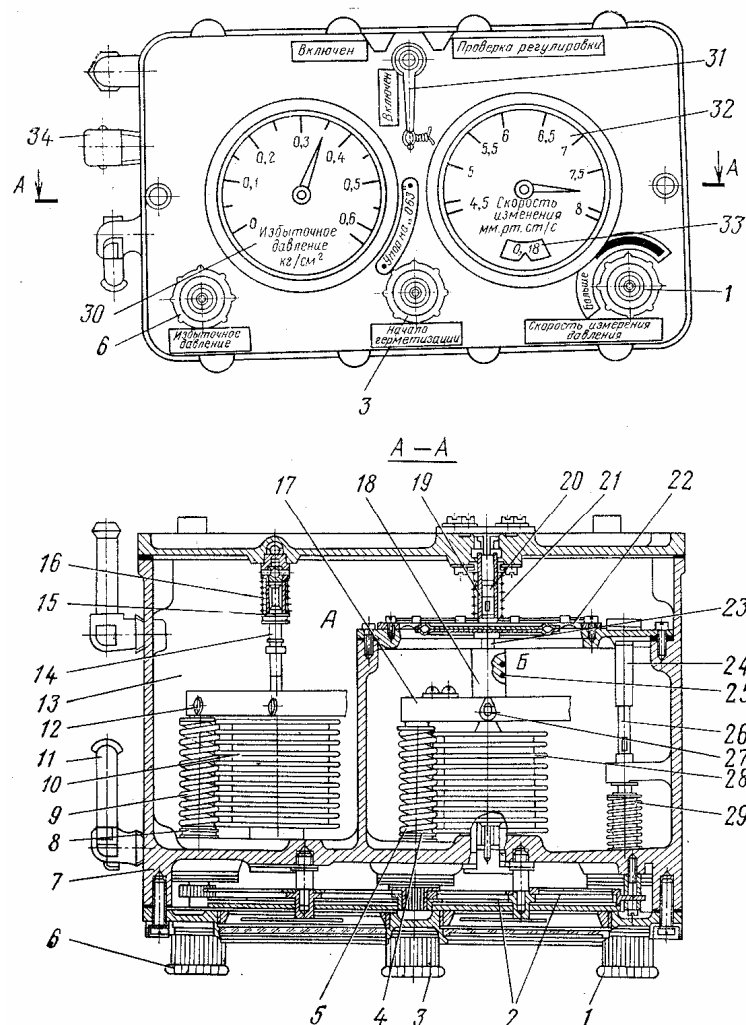


Рис. 2.45. Регулятор давления воздуха 2077АТ:

1 — ручка регулятора скорости изменения давления; 2 — шестерни; 3 — ручка регулятора абсолютного давления; 4, 8, 10, 28, 29 — сильфон; 3, 9, 16, 21, 25 — пружина; 6 — ручка регулятора избыточного давления; 7 — корпус; 11 — штуцер; 12, 27 — валик; 13, 17 — рычаг; 14 — упор; 15, 20, 24 — клапан; 18 — гильза; 19 — седло; 22 — мембрана; 23 — золотник; 26 — игла; 30 — шкала избыточного давления; 31 — трехходовый кран; 32 — шкала начала герметизации; 33 — подвижная шкала скорости изменения давления в кабине; 34 — дозатор; А, Б — полости регулятора

Клапан узла абсолютного давления служит для сообщения полости А с атмосферой во время работы узла. Клапан через мембрану 22 упирается в золотник 23 с пружиной 25. Золотник и пружина установлены в гильзе 18, которая крепится к рычагу 17. Пружина 2,1 постоянно отжимает клапан от седла. Таким образом, при изменении длины сильфона перемещение его верхнего конца через рычаг, гильзу, пружину 25 и золотник передается клапану. При этом преодолевается сопротивление пружины 5.

Механизм регулирования узла абсолютного давления предназначен для регулировки жесткости сильфона и пружины 5, что позволяет поддерживать заданное абсолютное давление в полости А до высоты 7200 м, на которой достигается заданное избыточное давление.

Механизм регулирования имеет ручку 3, валик и шестерню. Валик ввернут во втулку, а на нее опирается нижний конец пружины 5. При вращении ручки втулка перемещается вверх или вниз, изменяя натяжение пружины 5.

Движение от шестерни валика передается через шестерни 2 стрелке шкалы 32. Ручка имеет фиксатор, предотвращающий ее самопроизвольное перемещение, а поэтому прежде,

чем вращать ручку, ее необходимо оттянуть на себя. Место входа валика в корпус герметизируется сальфоном 4.

Узел избыточного давления предназначен для поддержания определенного избыточного давления в полости *A* с высоты 7200 м до максимальной высоты полета 12000 м. Его конструкция аналогична конструкции узла абсолютного давления. Основным отличием является то, что полость сальфона 10 сообщена с атмосферой через штуцер 11. Таким образом, на сальфон воздействует разность давлений между полостью *A* и атмосферой. Ручка 6 механизма регулирования узла избыточного давления передает вращение на стрелку шкалы 30.

Узел скорости изменения давления служит для демпфирования скорости изменения давления в кабине при наборе высоты и при снижении самолета.

В этот узел входит игольчатый клапан 20, мембрана 22 и задатчик с ручкой 1. Клапан изменяет проходное сечение калиброванного отверстия, сообщающего полость *B* с полостью *A*.

Мембрана разделяет полости *A* и *B* и воспринимает разность давлений в этих полостях. От ручки задатчика движение передается на игольчатый клапан и на подвижную шкалу 33.

На торцевой стороне регулятора слева располагаются угловые штуцера 11 с информацией «Атмосфера», «Статическая атмосфера», «К выпускному клапану». Штуцер «Кабинное давление» ввернут в дозатор 34, имеющий дюзу.

Трехходовой кран имеет положения «Включено», «Выключено», а также положение «Проверка регулировки», необходимое для регулировки 2077АТ при ремонте.

При помощи ручки «Начало герметизации» производится настройка узла абсолютного давления. Настройка узла на 760 мм рт. ст., как и любая промежуточная настройка, позволяет вводить барометрическую поправку до высоты 7200 м.

При помощи ручки 6 узла избыточного давления стрелка устанавливается на отметку 0,63 кгс/см², то есть до упора, а ручкой 1 узла скорости изменения давления, вращая подвижную шкалу, устанавливают показание 0,18 мм рт. ст/с.

Если узел абсолютного давления настроен на давление, которое меньше атмосферного, то клапан 20 (рис. 2.46) к началу работы 2077АТ открыт и в полость *A* будет поступать атмосферное давление. В этом случае сигнал давления полости *A* не будет влиять на работу выпускных клапанов 4870Т. Они открываются под воздействием давления воздуха, поступающего в кабину по системе кондиционирования, на мембрану 22, т. е. будет происходить свободная вентиляция кабины. По мере уменьшения атмосферного давления при подъеме самолета на сальфон 29 будет действовать сила, уменьшающаяся по величине, а поэтому наступит момент, когда сальфон под действием пружины, а также своей упругости растянется и закроет отверстие клапана. С этого момента наступит герметизация кабины. Давление в полости *A* возрастет до величины, указанной на шкале «Нач. гермет.»

Во время полета узел настраивают на давление 760 мм рт. ст., которое будет поддерживаться до высоты 7200 м. На этой высоте в кабине будет достигнуто избыточное давление 0,63 кгс/см².

Если же узел абсолютного давления будет настроен на давление, которое больше атмосферного, то клапан 20 в начальный момент при отсутствии наддува будет закрыт. Когда давление в кабине достигнет давления настройки узла, клапан откроется и давление будет поддерживаться равное заданному. После этого в работу вступает узел избыточного давления.

При дальнейшем наборе высоты самолета на сальфон 10 действует разность давлений, которая превышает усилие пружины 9 и шариковый клапан 15 откроется. Полость *A* сообщится с атмосферой, и давление в ней будет падать до величины избыточного давления 0,63 кгс/см².

Узел скорости изменения давления вступает в работу при резком изменении давления в кабине. Особенно большое значение это имеет при снижении или подъеме самолета.

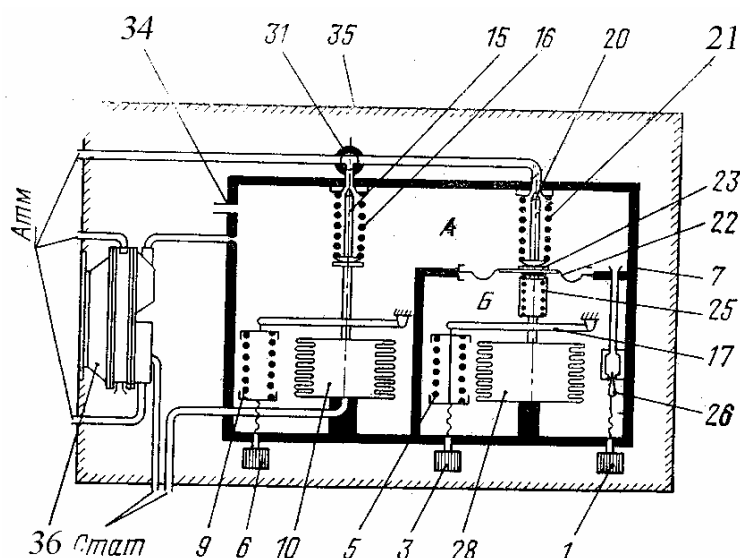


Рис. 2.46. Схема работы регулятора давления воздуха 2077АТ (номера позиций соответствуют рис. 2.45):
35 — кабина; 36 — выпускной клапан 4870Т

Чтобы увеличить время нарастания давления в кабине при наборе высоты, узел абсолютного давления настраивают на давление меньшее, чем на аэродроме. В этом случае узел сразу вступает в работу.

При скорости снижения самолета более 3 м/с давление в полости А будет нарастать быстрее, а в полости В оно будет отставать из-за калиброванного отверстия. В это время на мембрану 22 будет действовать разность давлений, которая откроет клапан 20. Вследствие этого увеличится открытие выпускных клапанов 4870Т и возрастет сброс воздуха из кабины, что уменьшит скорость изменения давления.

Если снижение и набор высоты самолета осуществляется со скоростью, не превышающей 3 м/с, то давление в кабине будет повышаться со скоростью не более 0,18 мм рт. ст./с. С этой же скоростью оно будет повышаться в полостях А и В, так как в этом случае калибровочное отверстие достаточно для выравнивания давлений. Регуляторы давления воздуха расположены на полу справа у пульта бортинженера.

Выпускной клапан 4870Т (рис. 2.47) — это исполнительный пневматический механизм регулятора давления воздуха (командного прибора) 2077АТ. Клапан выполняет следующие функции:

- регулирует количество воздуха, сбрасываемого в атмосферу, что обеспечивает заданный закон давления в кабине на всех режимах и высотах полета;
- с помощью ограничителя избыточного давления сбрасывает воздух в атмосферу, если избыточное давление в кабине превышает 500 ± 15 мм рт. ст. ($0,7 + 0,02$ кгс/см²);
- с помощью узла абсолютного давления поддерживает в кабине постоянное абсолютное давление 500 ± 15 мм рт. ст. в случае выхода из строя регулятора давления воздуха 2077АТ;
- впускает в кабину атмосферный воздух, если давление в атмосфере больше, чем в кабине на 8—21 мм рт. ст.;
- обеспечивает с помощью электроклапана 2059Т сброс давления из кабины.

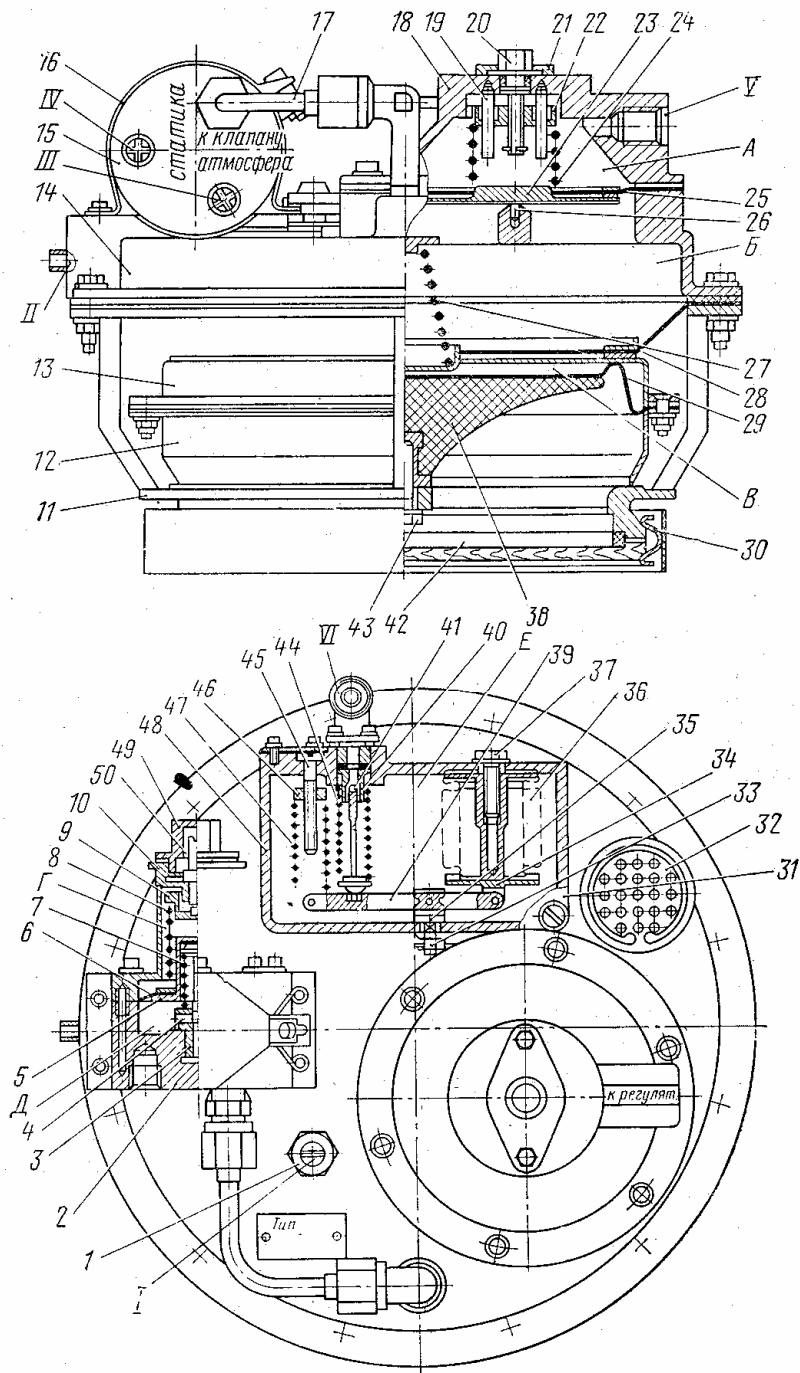


Рис. 2.47. Выпускной клапан 4870Т:

1, 49 — заглушка; 2, 11, 48 — корпус; 3, 40 — седло; 4, 12, 26, 41 — клапан; о, 23 — жесткий центр; 6, 25 — мембрана; 7, 8, 24, 27, 44, 47 — пружина; 9 — ползунок; 10, 14, 18, 31, 34 — крышки; 13 — тарелка; 15 — ограничитель избыточного давления; 16, 30 — хомут; 17 — трубка; 19 — направляющая; 20, 37, 45, 50 — регулировочный винт; 21 — накладка; 22, 46 — втулки; 28 — большая мембрана; 29 — малая мембрана; 32 — обратный клапан; 33 — гайка; 35 — подвеска; 36 — сильфон; 38 — обтекатель; 39 — рейка; 42 — прокладка; 43 — болт; I — гнездо линии фильтра 11ВФ-12-1; II — гнездо линии разгерметизации; III — гнездо «Атмосфера»; IV — гнезда «Статика»; V — гнезда «К регулят.» VI — угловой штуцер линии атмосферного давления; А — полость антиимпульсатора; В — надмембранная полость; Б — надмембранная полость давления кабины; Г — полость статического давления ограничителя избыточного давления; Д — полость ограничителя избыточного давления; Е — полость узла абсолютного давления.

На самолете по правому борту под полом между зашивкой багажника и бортом установлены четыре клапана между шп. № 19—20; 32—33; 53—54; 65—66. Передний клапан на первых самолетах устанавливался на правом борту между шп. № 13—14. На нескольких самолетах передний клапан установлен на верхней стенке ниши передней ноги шасси почти по оси за шп. № 15.

Выпускной клапан имеет корпус 11 с обтекателем 38, в котором размещается тарельчатый клапан, и крышка 14. На крышке смонтированы: антиимпульсатор, ограничитель избыточного давления 15, узел абсолютного давления и обратный клапан 32.

Тарельчатый клапан является устройством, которое в результате изменения зазора между корпусом и клапаном регулирует количество сбрасываемого в атмосферу или впускаемого из атмосферы в кабину воздуха. Клапан размещается внутри корпуса. Он состоит из клапана 12, тарелки 13, большой 28 и малой 29 мембран.

Между крышкой 14 и тарелкой располагается коническая пружина 27.

Для исключения влияния атмосферного давления на работу тарельчатого клапана тарелка имеет отверстие, сообщающее полость В с кабиной.

Таким образом, на мембрану 28 воздействует разность давлений между кабиной и полостью В, а на мембрану 29 — между атмосферой и полостью В, то есть кабиной.

Антиимпульсатор получает пневматический сигнал от регулятора 2077АТ и, в зависимости от его величины, перекрывает или сообщает полость В через полость Е с атмосферой. Это позволяет тарельчатому клапану открываться и закрываться, поддерживая заданное давление и скорость изменения давления в кабине.

Антиимпульсатор состоит из крышки 18, клапана, пружины 24, втулки 22, направляющих 19, регулировочного винта 20, накладки 21 и других деталей.

Клапан состоит из мембраны 25, жесткого центра 23 и собственно клапана 26, который прижимается к седлу пружиной.

Величина прижатия клапана регулируется винтом. Для достижения равномерного прижатия пружины служит втулка с направляющими. Регулировочный винт удерживается в крышке накладной 21, закрепленной на ней двумя винтами. Крышка имеет гнездо V с информацией «К регул.» для штуцера трубопровода, соединяющего полость антиимпульсатора А с регулятором давления воздуха 2077АТ.

Ограничитель избыточного давления состоит из корпуса 2 с седлом 3 и крышкой 10, мембраны 6 с жестким центром 5, имеющим форму стакана, внутри которого помещен клапан 4 с пружиной 7. Эта пружина отжимает клапан от седла.

Снаружи на жесткий центр надета пружина 8, которая одним концом упирается в его буртик, а другим — в ползунок 9. Эта пружина отжимает жесткий центр вниз, прижимая клапан вместе с пружиной 7 к седлу. Жесткость пружины регулируется винтом 50. Сверху винт прикрыт заглушкой 49, не позволяющей перетекать воздуху из кабины в полость Г, а оттуда в атмосферу через гнезда IV в корпусе с надписью «Статика». В корпусе имеется еще два резьбовых отверстия. Одно, с информацией «К клапану», для штуцера, соединяющего полость Д трубкой 17 с полостью В, а другое — III с надписью «Атмосфера», соединяющее при открытии клапана 4 полость Д с атмосферой. Ограничитель крепится к крышке выпускного клапана хомутом 16.

Основными деталями узла абсолютного давления являются корпус 48, отлитый как одно целое с крышкой 14, сильфон 36, с регулировочным винтом 37, клапан 41 с пружиной 44, седлом 40 и угловым штуцером VI, регулировочный винт 45 с пружиной 47 и втулкой 46 и рейка 39. Рейка с помощью подвески 35 и гайки 33 крепится к корпусу узла.

Сильфон имеет крышку 34 с ушками для его подсоединения к рейке. Штуцер VI служит для соединения трубкой полости В с атмосферой.

Узел абсолютного давления закрыт крышкой 31.

Обратный клапан 32 необходим для стравливания давления из полости В в кабину, если оно превысит давление в кабине.

Гнездо I служит для подсоединения линии, в которой установлен фильтр ПВФ-12-1, а гнездо II — линии разгерметизации.

Обтекатель 38 обеспечивает более плавное истечение потока воздуха, что снижает уровень шума потока. Обтекатель закреплен на корпусе болтом 43.

Выпускной клапан крепится к фланцу патрубка выброса воздуха хомутом 30. Для герметизации соединения установлена прокладка 42.

Работает выпускной клапан следующим образом (рис. 2.48). В полости *E* при открытом клапане 41 давление равно атмосферному. В полость *A* антиимпульсатора поступает сигнал давления от регулятора 2077АТ. На мембрану 25 действует разность давлений полости *A* и *B*. В том случае, если давление в кабине упадет ниже необходимой величины, сигнал давления 2077АТ, воздействуя на клапан 26, прикроет линию атмосферного давления штуцера *VI*. В результате расход воздуха, сбрасываемого из кабины в атмосферу, уменьшится или прекратится совсем. После этого давление в полости *B* будет возрастать и превысит давление в полости *A*. Жесткий центр 23, увлекаемый мембраной, поднимется, а клапан откроется. Он сообщит полость *B* с атмосферой. Выпускной клапан откроется и сбросит часть воздуха в атмосферу. Таким образом установится заданный закон давления в кабине.

При нормальной работе узла абсолютного давления клапан 41 всегда открыт. При выходе из строя 2077АТ, негерметичности трубопроводов и ряде дефектов выпускных клапанов давление в кабине, а следовательно, и в полостях *B* и *Д*, повышается. При достижении избыточного давления в полости *Д* $0,7 \text{ кгс/см}^2$ клапан 4 будет отжат от седла и полость *Д* сообщится с атмосферой. Давление в этой полости упадет до указанной величины и клапан вновь прикроется.

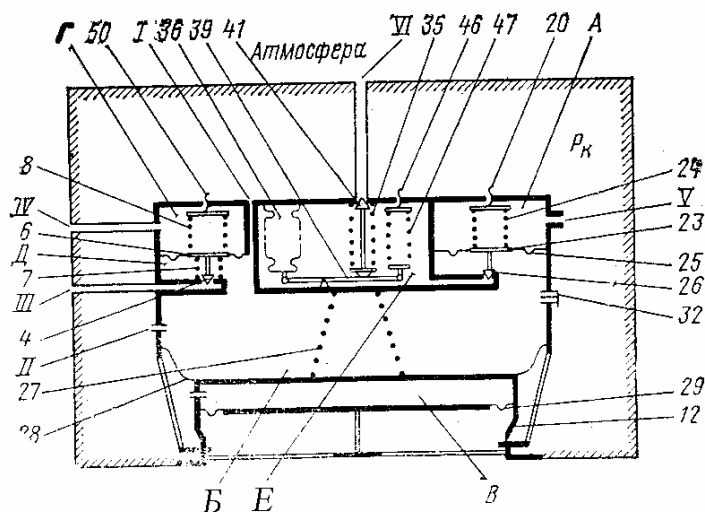


Рис. 2.48. Схема работы выпускного клапана 4870Т (номера позиций соответствуют рис. 2.47)

Если в кабине давление будет падать, то вступает в работу узел абсолютного давления. При падении абсолютного давления в полости *B*, а следовательно, и в полости *E*, до 500 ± 15 мм рт. ст. вакуумированный сильфон 36 разожмется, опустит левый конец рейки и поднимет правый. Клапан 41 перекроет линию, соединяющую полость *B* с атмосферой. Воздух из кабины в этом случае перестанет стравливаться через выпускные клапаны.

Если при снижении самолета давление в кабине будет меньше атмосферного, то мембрана 29 будет отжата от обтекателя и на клапан 12 будет воздействовать давление, которое откроет его и впусит атмосферный воздух в кабину.

Для сброса давления в кабине имеется гнездо *II* линии разгерметизации, на которой устанавливается электроклапан 2259Т, сообщающий полость *B* с атмосферой.

Электроклапан переключения 2259Т (рис. 2.49) предназначен для включения дублирующего регулятора 2077АТ № 2 и одновременно отключения основного 2077АТ № 1, а также для разгерметизации кабины.

На самолете установлено 8 электроклапанов: четыре в линиях между 2077АТ и антиимпульсаторами выпускных клапанов 4870Т, а другие четыре — в линиях разгерметизации кабины. На самолетах первых выпусков установлено шесть электроклапанов (в линиях разгерметизации установлены два электроклапана).

Все электроклапаны установлены вблизи выпускных клапанов 4870Т.

Корпус электроклапана 2 имеет штуцера I—III. Штуцера I и II неразъемные и являются частью корпуса, штуцер III — съемный, имеющий клапанное седло. Он крепится винтами через прокладку 1, позволяющую регулировать величину хода *в* плунжера, а следовательно, и клапана.

Электроклапан имеет соленоидную катушку 9, кожух 7 со стойкой 6, упор («стоп») 8 и трубку 11.

Внутри катушки располагается плунжер 10, в выточку которого вставлена головка клапана. Клапан — двустороннего действия; резиновая прокладка 14 прижимается к седлу на корпусе, прокладка 16 — к седлу на штуцере.

Электроклапаны, установленные в линиях регулятора давления воздуха 2077АТ при работе основной системы регулирования давления перекрывают штуцера III (рис. 2.50, а). В этом случае давление от основного регулятора 2077АТ № 1 поступает к штуцеру I, а затем от штуцера II к выпускным клапанам 4870Т.

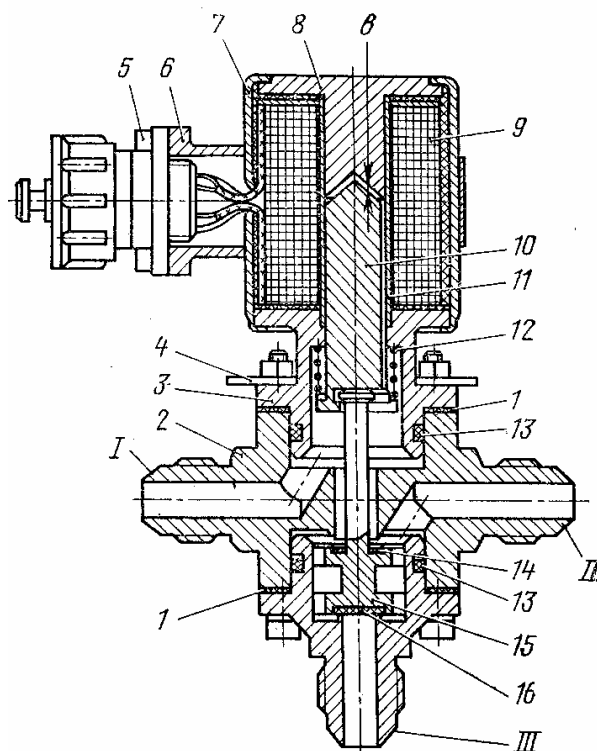


Рис. 2,49. Электроклапан переключения 2259Т:

1, 13, 14, 16 — прокладки; 2 — корпус; 3 — фланец; 4 — кронштейн; 5 — вилка штепсельного разъема; 6 — стойка; 7 — кожух; 8 — упор («стоп»); 9 — соленоидная катушка; 10 — плунжер; 11 — трубка; 12 — пружина; 15 — клапан; *в* — ход клапана; I, II, III — штуцера.

При установке выключателя 4 (см. рис. 2.31) в положение «АРД. Дублер» электрическая цепь замыкается и электромагнит притянет плунжер к упору, выбрав зазор *в* (рис. 2.50, б). Клапан прижмется к седлу на корпусе и перекроет штуцер I, а сигнал давления от дублирующего регулятора 2077АТ поступит к выпускным клапанам 4870Т через штуцер III.

При установке электроклапана в линию разгерметизации штуцер I заглушается.

Если разгерметизация кабины не требуется, то цепь электроклапана обесточена и он, как и в первом случае, прижат к седлу штуцера пружиной 12 (рис. 2.50 а)

Когда необходимо произвести разгерметизацию кабины, выключатель 32 (см. рис. 2.31) устанавливается в положение «АРД. Сброс давления». В этом случае электрическая цепь замыкается и клапан поднимается, позволяя соединить надмембранную полость клапанов 4870Т с атмосферой. Тарельчатый клапан за счет кабинного давления поднимется, и кабина будет разгерметизирована.

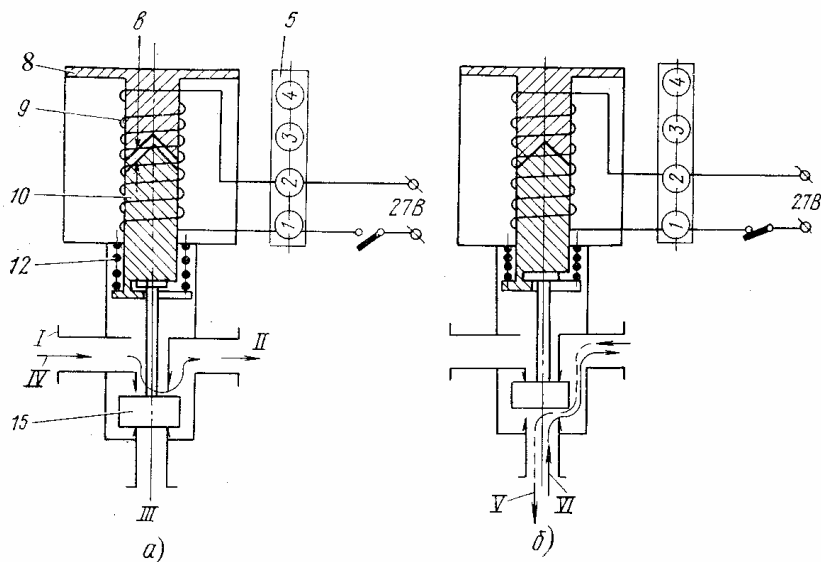


Рис. 2.50. Схема работы электроклапана переключения 2259Т (номера позиций соответствуют рисунку 2.49):

а — при работе 2077АТ № 1 или загерметизированной кабине; б — при работе 2077АТ № 2 или разгерметизированной кабине; IV, V, VI — сигналы давления к 4870Т.

На самолете для перекрытия трубопровода линии эжектирования установлен электроклапан переключения 4037Т, который по конструкции аналогичен электроклапану 2259Т. У него штуцер I как и у 2259Т, установленного в линии разгерметизации, заглушен. Горячий воздух из магистрали поступает к штуцеру III, а в систему эжектирования из штуцера II. Включается электроклапан 4073Т с помощью концевого выключателя ДП-702, расположенного на левой главной стойке шасси, то есть при включенной системе кондиционирования он остается открытым до момента отрыва самолета от земли.

Фильтр 11ВФ-12-1 предназначен для тонкой очистки воздуха от механических примесей и частиц табачного дыма. Он необходим для предотвращения выхода из строя 2077АТ и 4870Т из-за засорения дюз. На самолете установлены шесть фильтров: два в линиях, сообщающих полости А 2077АТ № 1, 2 с атмосферой и четыре в линиях, сообщающих полости В клапанов 4870Т с атмосферой. Фильтры установлены в районах расположения этих агрегатов. На самолетах первых выпусков установлены только два фильтра для 2077АТ.

Эжектор (рис. 2.51) системы обогрева штуцеров служит для понижения температуры отбираемого воздуха до $+80^{\circ}\text{C}$, путем подсосывания воздуха из кабины. К штуцеру I подается горячий воздух из системы кондиционирования. Через штуцер II из кабины подсосывается воздух с температурой не выше 35°C . На этот штуцер установлен сетчатый предохранительный колпачок. Из штуцера III воздух подается в кожух обогрева. На самолете установлены три таких эжектора.

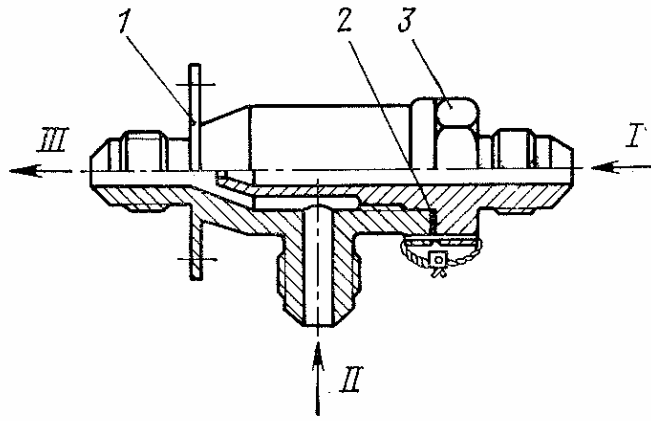


Рис. 2.51. Эжектор:

1 — корпус; 2 — прокладка; 3 — сопло; I — штуцер горячего воздуха; II — штуцер под-
сасываемого воздуха; III — выходной штуцер.

Камера разрежения (рис. 2.52) системы эжектирования создает разрежение в полости В с целью Получения разрежения в полостях А регулятора давления воздуха 2077АТ № 1 и В всех выпускных клапанов 4870Т.

В передней камере разрежения имеются три штуцера 20 с информацией «Атмосфера 2077 № 1», «Атм. основ. 4870 № 1, № 2», а в задней — два штуцера от 4870Т № 3, 4 с надписями «Атм. основ. 4870 № 3, 4». Конструкция камер разрежения аналогична, поэтому здесь будет рассмотрена только передняя.

Камера имеет панель 9, крышку смещения 2 и сопла 4.

Сопло удерживается в кожухе 10 гайкой 7 и имеет уплотнительную прокладку 6. Крышка крепится на панели 9 с помощью замков 1 и пружин 8.

Работает камера следующим образом. К соплу 4 подается воздух из системы кондиционирования. Попадая в камеру, смещения 2, он подсасывает воздух из камеры В. В ней создается разрежение, которое по трубопроводам передается в полости 2077АТ № 1 и 4870Т. В результате этого увеличится открытие клапана, что создает условие свободной вентиляции и не позволяет иметь большую скорость изменения давления в кабине на земле.

Кожух обогрева 10 (см. рис. 2.52) бортовых штуцеров 12, 20 исключает случаи выхода из строя системы регулирования давления вследствие их замерзания. Через штуцер 16 к нему подводится горячий воздух с температурой более 100° С. Для улучшения теплообмена кожух снабжен перегородкой 19 и прокладкой 18. Горячий воздух от штуцера 16 идет по одному каналу кожуха, а затем, огибая перегородку 19, через отверстие в кожухе выбрасывается в кабину.

На самолете установлено две камеры разрежения. Одна в нише передней ноги шасси, а другая за герметичным шпангоутом № 67а.

Управление системой регулирования давления, контрольные устройства и сигнализация

Для управления работой системы регулирования давления имеется электрическая система, позволяющая осуществить замену основного регулятора давления воздуха 2077АТ, в случае выхода его из строя, на дублирующий, а также сбросить давление из кабины.

Контроль за работой системы и за изменением давления в кабине производится с помощью устройств, в которые входят указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0,8 и вариометр ВАР-ЗОМК.

Контрольные устройства имеют с другими системами и устройствами только пневматические связи.

Световая и звуковая сигнализации системы регулирования давления осуществляются включением сирены, сигнальных ламп и табло с красными светофильтрами при перенадуве или падении давления в кабине.

Управление, световая и звуковая сигнализация являются пневмоэлектрическими устройствами.

В систему управления входят два выключателя 4, 32 (см. рис. 2.31), электромагнитные краны 2259Т.

Все краны 2259Т при нормальной работе системы регулирования давления обесточены. При этом краны 40 (см. рис. 2.43) сообщают линии сигнала давления 2077АТ № 1 с выпускными клапанами 4870Т и перекрывают линии, идущие от 2077АТ № 2. Краны 2259Т 38 перекрывают линии разгерметизации. В течение всего времени работы дублирующего регулятора краны 40 будут находиться под напряжением. Чтобы сбросить давление из кабины, надо выключатель 32 (см. рис. 2.31) под предохранительным колпачком установить в положение «Включено». На самолетах ранних выпусков эту работу выполняют два 2259Т.

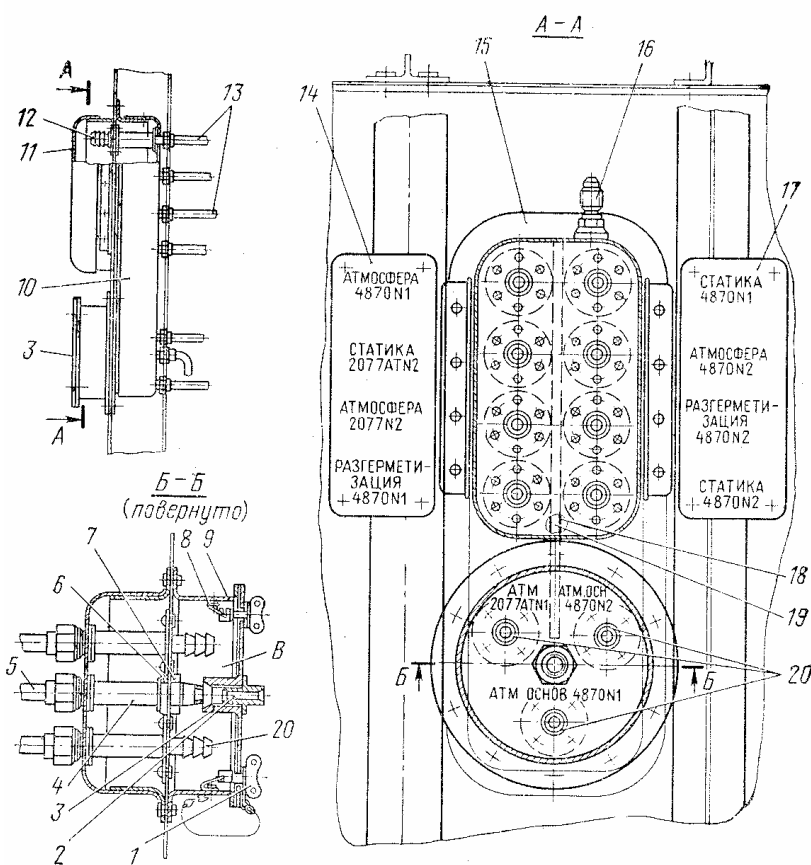


Рис. 2.52. Камера разрежения и кожух обогрева бортовых иштуцеров:

1 — замок; 2 — камера смешения; 3 — крышка; 4 — сопло; 5, 13 — трубки; 6 — уплотнительная прокладка; 7 — гайка; 8 — пружина; 9 — панель; 10 — кожух; 11 — сетка; 12, 20 — бортовые иштуцера; 15 — фланец кожуха; 14, 17 — трафареты; 16 — иштуцер; 18 — прокладка; 19 — перегородка; В — камера разрежения.

Контрольные устройства, куда входят приборы УВПД-5-0,8 13 и ВАР-30МК 14 автономны. На них воздействует разность давлений кабины и статической атмосферы. Эти устройства в рабочем состоянии находятся постоянно.

При нормальной скорости изменения давления в кабине показания ВАР-30МК находятся в пределах 2—3 м/с.

Система сигнализации перенадува и падения давления в кабине включается одновременно с включением бортовой электросети.

Если в кабине избыточное давление достигает величины $0,7 \text{ кгс/см}^2$, то сработает сигнализатор давления СДУ-4А-0,7, который замкнет контакты электроцепи. Начинает прерывисто звучать сирена и мигать лампа на верхнем электрощитке с надписью «Перенаддув».

Если в кабине давление падает ниже давления, соответствующего условной высоте $3000 \pm 150 \text{ м}$, электрическую цепь замыкает высотный сигнализатор ВС-46. В остальной системе работает, как и при повышении давления, только мигают лампа и табло ТС-2 с надписями «Падение давления» и «Р кабины мало».

Указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0,8 предназначен для измерения условной высоты в кабине и перепада давления между кабиной и атмосферой. Прибор комбинированный, обе части его работают независимо друг от друга, но размещаются в одном корпусе.

На самолете УВПД-5-0,8 установлен на панели кондиционирования пульта бортинженера.

Вариометр ВАР-ЗОМК предназначен для измерения вертикальной составляющей скорости подъема и спуска самолета и определения скорости изменения давления в кабине.

На самолете установлены три вариометра: два на приборных досках пилотов и один на панели системы кондиционирования пульта бортинженера.

Высотный сигнализатор ВС-46 предназначен для включения световой и звуковой сигнализации при изменении давления. Он также замыкает цепь регулятора 1408Т вытяжного устройства кухни и регулятор перекрывает воздухопровод, по которому воздух выбрасывается при достижении в кабине абсолютного давления, соответствующего высоте $3000 \pm 150 \text{ м}$.

Сигнализатор установлен на этажерке на левом борту у шп. № 6.

Сигнализатор давления СДУ-4А-0,7 предназначен для замыкания электрических цепей звуковой и световой сигнализации при повышении избыточного давления в кабине до $0,7 \pm 0,02 \text{ кгс/см}^2$ ($500 \pm 15 \text{ мм рт. ст.}$).

Он установлен под полом у шп. № 14 почти по оси самолета.

Работа систем и устройств при регулировании давления в кабине

Система регулирования давления вступает в работу, когда включен наддув и кабина загерметизирована.

Для нормальной работы системы необходимо до запуска двигателей или ВСУ проделать следующее:

— проверить положение термодомовых кранов 33 2077АТ №№ 1, 2 (см. рис. 2.45). Кран 2077АТ № 1 должен быть установлен в положение «Включено» и законтрен, а 2077АТ № 2 — законтрен в положении «Выключено»;

— проверить положение выключателей 4, 32 (см. рис. 2.31). Они должны быть выключены и закрыты предохранительными колпачками:

— с помощью ручки 3 (рис. 2.45) регулятора 2077АТ № 1 установить стрелку шкалы «Начало герметизации» против показания 700 мм рт. ст. , если атмосферное давление больше 700 мм рт. ст. . Если давление на аэродроме, меньше 700 мм рт. ст. , то стрелку следует установить против цифры, соответствующей давлению аэродрома;

— стрелку шкалы «Начало герметизации» дублирующего регулятора 2077АТ № 2 установить против показания 760 мм рт. ст. ;

— стрелки шкал «Избыточное давление» регуляторов 2077АТ № 1, 2 довести до упора по ходу часовой стрелки;

— с помощью ручки 1 установить показание $0,18$ подвижной шкалы против неподвижной стрелки;

— установить выключатель 16 (см. рис. 2.31) «Сирена» в положение включено;

— проверить работу сигнальных ламп «Падение давления» и «Перенаддув», которые загораются при нажатии кнопки 30 «Проверка». Лампы гаснут, когда кнопка отпущена;

— проверить работу сигнализации табло «Р каб. мало» путем нажатия кнопки «Проверка ламп табло».

После включения наддува на земле при загерметизированной кабине стрелка кабинного вариометра ВАР-ЗОМК в начальный момент должна давать заброс показания до 3 м/с, а затем установиться против нулевой отметки. Стрелка указателя перепада давления УВПД-5-0,8 сразу будет располагаться против нуля, а указателя условной высоты—против показания, соответствующего давлению аэродрома.

В этом случае сигнал давления формируется только узлом абсолютного давления 2077АТ № 1 и передается по трубопроводу 18 (см. рис. 2.43) выпускными клапанами 4870Т.

Система эжектирования включается в работу концевым выключателем ДП-702 при обжатой левой стойке шасси. Электрический сигнал поступает к электроклапану переключателя 4073Т 22. Плунжер притянется к стопу и сообщит штуцеры между собой. Горячий воздух по трубопроводам 2 поступает к соплам 28, 55, которые благодаря эжекции создают разрежение в камерах 1, 25. Это разрежение по трубопроводам 5, 9, передается в полости А 2077АТ № 1 и Б 4870Т. В результате клапаны откроются максимально и позволяют уменьшить скорость изменения давления в кабине.

При взлете, когда обжатие стойки отсутствует, концевой выключатель разрывает электрическую цепь питания обмотки электромагнита. Клапан прижимается к седлу, и подача воздуха в систему эжектирования прекратится.

При наборе высоты перепад давлений и условная высота в кабине начинают расти. Перепад давлений от нуля возрастает до $0,63 \pm 0,02$ кгс/см² на высоте 7200 м, а далее будет сохраняться на всех высотах полета, превышающих указанную высоту. На высоте 12 км условная высота не должна превышать 2050 м. Эти показания приводятся для барометрического давления аэродрома 760 мм рт. ст.

Если набор высоты и работа системы кондиционирования осуществляются согласно существующим нормам, то скорость изменения давления в кабине не будет превышать установленного на регуляторе 2077АТ значения (0,18 мм рт. ст./с), что соответствует показанию 2,5—3 м/с выше нулевой отметки по вариометру. При наборе высоты, как и на земле, сигнал давления формируется только узлом абсолютного давления 2077АТ № 1, но в этом случае в кабине уже появляется избыточное давление, так как узел формирует сигнал, равный определенной величине давления в пределах барометрической поправки 560—806 мм рт. ст. В работу также вступает узел скорости изменения давления, который поддерживает определенную скорость его нарастания в кабине. Оба эти сигнала поступают к выпускным клапанам 4870Т и обеспечивают выпуск в атмосферу такого количества воздуха, что в кабине поддерживается необходимое давление. В том случае, если давление аэродрома меньше или равно 700 мм рт. ст., в наборе высоты до момента достижения постоянного перепада давления вариометр дает нулевое показание.

После достижения высоты 7200 м избыточное давление остается постоянным. В этом случае сигнал давления формирует только узел избыточного давления 2077АТ № 1, а узел абсолютного давления выключается из работы. Так продолжается до максимальной высоты 12 000 м. Естественно, условная высота в кабине растет, а абсолютное давление падает.

В горизонтальном полете стрелку шкалы «Начало герметизации» основного регулятора 2077АТ № 1 следует устанавливать против показания давления 760 мм рт. ст.

Перед снижением эту стрелку устанавливают на давление аэродрома посадки. В горизонтальном крейсерском полете система регулирования давления работает автоматически и поддерживает все параметры давления, установленные для данной высоты.

Во время снижения условная высота в кабине по показанию указателя высоты и перепада давления УВПД-5-0,8 постоянно падает до высоты 7200 м, а затем сохраняется постоянной, соответствующей давлению аэродрома.

Избыточное давление при снижении до высоты 7200 м сохраняет свое значение, а затем падает до нуля. При снижении система работает в обратной последовательности, но только величина абсолютного и избыточного давления при этом будет несколько ниже в результате работы узла изменения давления.

При непрерывном снижении самолета скорость изменения давления может соответствовать норме даже при вертикальной скорости 13—14 м/с.

Стрелка ВАР-3ОМК в горизонтальном полете устанавливается против нулевого значения, а при снижении самолета — против показания 2,5—3 м/с ниже нулевой отметки.

При выходе из строя регулятора 2077АТ № 1 необходимо перевести работу системы на дублирующий 2077АТ № 2.

В том случае, если условная высота в кабине превысит 2850—3150 м, сработает высотный сигнализатор ВС-46, что вызовет прерывистое звучание сирены С-1, мигание ламп «Падение давления» и табло «Р каб. мало». Звучание сирены можно выключить, установив выключатель 16 «Сирена» (см. рис. 2.31) в положение «Выкл.»

При достижении в кабине избыточного давления более 0,7 кгс/см² срабатывает сигнализатор давления СДУ-4А-0.7. В результате начинает прерывисто звучать сирена и мигать лампа «Перенаддув».

В случае необходимости, например, при вынужденной посадке на аэродром, который находится выше уровня моря на 1500 м, необходимо в кабине сбросить давление, установив выключатель 32 в положение «Включено». В этом случае клапаны 2259Т откроют линии разгерметизации и сообщат полости Б выпускных клапанов 4870Т с атмосферой. В результате повышенное избыточное давление кабины откроет клапаны 4870Т и кабина разгерметизируется. Полная разгерметизация кабины при избыточном давлении 0,63 кгс/см² осуществляется не более чем за 70—80 с.

2.4. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование служит для питания кислородом членов экипажа на рабочих местах и при их передвижении по разгерметизированной кабине, а также больных пассажиров, которые ощущают кислородное голодание во время полета.

Кислородное оборудование включает в себя стационарную систему и переносное оборудование.

Стационарная система кислородного оборудования (см. рис. 2.53) включает 6 комплектов кислородного оборудования членов экипажа 3, 5, 7, 13, 18, 19, бортовой зарядный щиток 9, баллон 8 и трубопроводы 17. В каждый комплект кислородного оборудования входят:

кислородный прибор КП-24М 4, индикатор потока кислорода ИП 1 и маска со шлангом.

На самолете имеются три маски КМ-16Н 15 — по одной на каждого бортпроводника. Остальные члены экипажа имеют кислородные маски КМ-32АГ 2. В кислородное оборудование бортпроводника дополнительно включены: манометр МК-13М 6, вентиль КВ-5 14 и зарядный шланг 12. В кислородное оборудование бортинженера дополнительно включены кислородный вентиль КВ-5 14 и манометр МК-13М 6.

В бортовой зарядный щиток входят:

редуктор КР-15 16, понижающий давление со 150 до 30 кгс/см², манометры МК-12М 10 и МК-13М 6, показывающие давление до и после редуктора и зарядный штуцер 11 с обратным клапаном. Чтобы зарядить баллон от наземной зарядной станции, на зарядный штуцер устанавливают переходник.

Щиток установлен в лючке на правом борту между шп. № 19 и 20.

Кислородные приборы КП-24М и индикаторы ИП у пилотов установлены на бортовых приборных пультах, а маски КМ-32АГ со шлангами располагаются в нишах пультов.

Кислородный прибор штурмана установлен на боковой наклонной стенке пульта бортинженера, под ним имеется ниша для маски и шланга. Индикатор у штурмана установлен на электрощитке бортинженера.

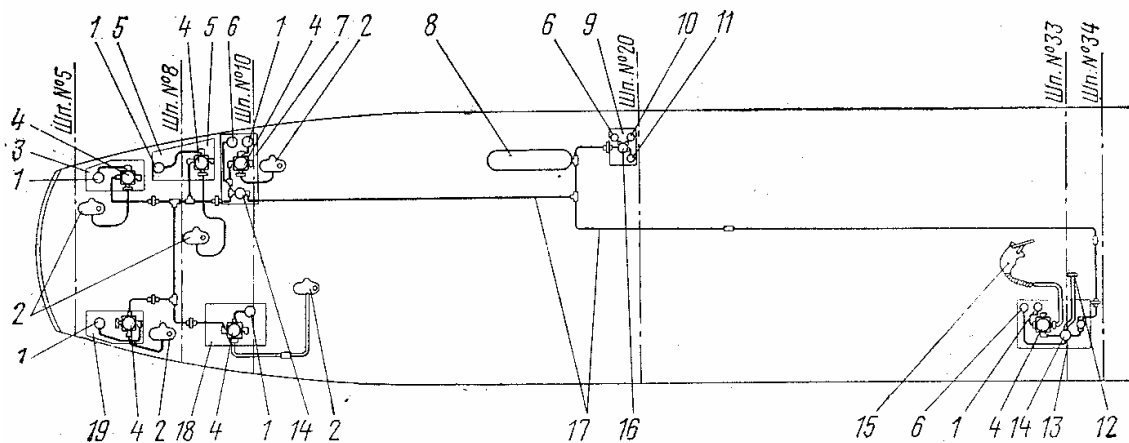


Рис. 2.53. Стационарная система кислородного оборудования:

1— индикаторы потока кислорода ИП; 2— маски КМ-32АГ; 3, 5, 7, 13, 18, 19 — кислородное оборудование правого пилота, штурмана, бортинженера, бортпроводников, радиста, левого пилота; 4— прибор КГГ24М; 6— манометры МК-13М; 10 — манометры МК-12М; 8— баллон; 9 — бортовой зарядный щиток; 11 — зарядный штуцер; 12 — зарядный шланг; 14 — вентиль 1-В-5; 15 — маска КМ-16Н; 16 — редуктор КР-15; 17— трубопроводы.

КП-24М и ИП радиста установлены на стенке служебного багажника, а кислородная маска со шлангом укладывается в нишу под КП-24М. Кислородное оборудование радиста на некоторых самолетах не установлено.

Кислородный прибор бортинженера, вентиль КВ-5, манометр МК-13М и индикатор ИП установлены на боковом коробе пульта, а маска со шлангом укладывается в этом коробе.

Кислородный прибор бортпроводников, его вентиль, индикатор, МК-13М и зарядный шланг смонтированы в нише буфета на щитке перегородки шп. № 34. Шланг и три маски КМ-16Н укладываются за щитком.

КП-24М дозирует кислород, который поступает в маску. Этот прибор легочного типа. Он является автоматическим регулятором процентного содержания кислорода в газовой смеси, поступающей в маску, и избыточного давления под маской. Прибор обеспечивает питание кислородом при длительных полетах в загерметизированной кабине до высоты 12 км, а также при кратковременных полетах в разгерметизированной — во время экстренного снижения до 4 км. Содержание кислорода в смеси по высотам от 0 до 12 км находится при этом в пределах 21 — 100%.

Индикатор ИП служит для контроля за работой КП-24М.

Кислородный баллон 8 емкостью 92 л предназначен для хранения запаса кислорода под давлением 30 кгс/см². Общий запас кислорода в баллоне превышает 2700 л. Баллон установлен на правом борту между шп. № 18—20, зарядка его осуществляется через бортовой зарядный щиток.

Кислородная маска КМ-32АГ служит для изоляции органов дыхания от атмосферного воздуха членов экипажа, кроме бортпроводников, во время питания кислородом от стационарной системы. Маска позволяет устанавливать радиосвязь через гарнитуру АГ-2 и имеет для этого встроенный микрофон ДЭМШ-1А.

Кислородная маска КМ-16Н имеет то же назначение, что и КМ-32АГ, только служит для питания кислородом бортпроводников и не обеспечивает радиосвязи.

Переносное кислородное оборудование. Для членов экипажа переносное оборудование (рис. 2.54) состоит из прибора КП-19 5 и баллона 2.

Баллон с прибором крепится к борту в служебном багажнике экипажа с помощью кронштейна 3, опорной чашки 1 и прижимается к ложементу 7 кронштейна хомутом 4.

Емкость баллона 7,8 л, а давление в нем равно 30 кгс/см². Для переноса баллон имеет павиноловый чехол с лямкой.

Кислородный прибор КП-19 позволяет использовать переносное оборудование с масками КМ-32АГ и КМ-16Н.

Для пассажиров на борту самолета установлены три контейнера 8.

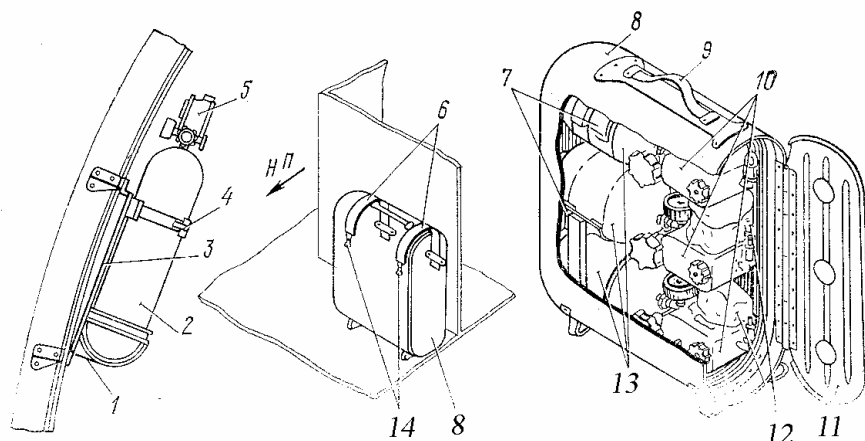


Рис. 2.54. Переносное кислородное оборудование:

1—опорная чашка; 2, 13 — баллон; 3 — кронштейн; 4 — хомут; 5— КП-19;
6 — ремень; 7 — ложемент; 8 — контейнер; 9 — ручка; 10 — приборы КП-21;
11 — крышка; 12 — маска КМ-13И; 14 — замок.

Все контейнеры располагаются в первом салоне, два на левом борту между перегородкой шп. № 29 и последним рядом кресел, а третий — справа под креслом последнего ряда.

В каждом контейнере уложен комплект из трех баллонов 13 с кислородными приборами КП-21 10 и масками КМ-15И 12. Каждый баллон емкостью 1,7 л содержит кислород под давлением 30 кгс/см².

Кислородные маски в контейнере укладываются между приборами КП-21.

КП-19 — прибор легочного действия, чувствительным элементом его является мембрана. Прибор подает газовую смесь только при вдохе.

КП-21—прибор с непрерывной подачей кислорода. Количество подаваемого им кислорода регулируется автоматически.

Кислородная маска КМ-16Н — это маска открытого типа, снабженная дополнительной емкостью.

2.5. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВЫСОТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

При дефектации высотного оборудования необходимо выяснить, нет ли ослабления крепления на двигателе патрубков, к которым присоединены температурные и шаровые компенсаторы; надежно ли закреплены радиаторы, турбоохладильники, заслонки, обратные фиксируемые клапаны, ограничители избыточного давления, распределители воздуха, электроклапаны переключения, влагоотделители и глушитель. Необходимо обратить внимание на затяжку стыковочных и крепежных хомутов воздухопроводов, на стяжки температурных компенсаторов, расположенных за шп. № 67а.

Особое внимание обратить на затяжку хомутов и крепление тонкотрубной проводки систем регулирования давления и кондиционирования.

В соответствии с регламентом технического обслуживания необходимо слить масло из ТХ.

При заливке масла в ТХ фильтр 9 (см. рис. 2.9) должен быть исправным и находиться в стакане 6. Если масло доходит до верхней риски, то необходимо подождать несколько минут, пока масло заполнит ванну ТХ, воздух выйдет из него, а уровень масла понизится. После этого следует дозаправить до верхней риски.

Опускание тарелок 13 (см. рис. 2.47) каждого из выпускных клапанов 4870Т из крайнего верхнего положения в нижнее должно осуществляться за 40—70 с. Если время опускания тарельчатого клапана превышает 70 с, то необходимо снять и заменить фильтрующий элемент у фильтра ПВФ-12-1 или снять фильтр-дюзу у 4870Т, установленных на самолетах первых выпусков, не имеющих фильтров ПВФ-12-1.

Выпускные клапаны периодически снижают, очищают от пыли, грязи, а седла корпусов — от смолистых отложений. При этом чистым сжатым воздухом продувают трубки и шланги, соединяющие регулятор с атмосферой.

Герметичность линии командного сигнала давления 18 (см. рис. 2.43) регуляторов 2077АТ следует проверять при разрежении, соответствующем перепаду давления $0,2 \text{ кгс/см}^2$. При этом смещение стрелки контрольного прибора не должно превышать 200 мм/мин .

Кроме этого, на герметичность проверяют все выходящие в атмосферу трубопроводы.

Проверку герметичности воздухопроводов системы кондиционирования производят, если имеется утечка воздуха или не обеспечивается наддув кабины.

Если происходит разгерметизация одной из магистралей 55 системы кондиционирования (см. рис. 2.1), то ее необходимо перекрыть заслонкой 4602, установив переключатель 3 (см. рис. 2.31) или 31 в положение «Закр.».

Сигналом нарушения герметичности является резкое падение показаний УРВ-1500К. При отказе регулятора 4561 и повышении вследствие этого абсолютного давления до 5 кгс/см^2 , заслонки автоматически перекрывают магистраль. В этом случае электрический сигнал на закрытие заслонки 4602 поступает от сигнализатора давления МСТ-5А 53.

Периодически необходимо снимать с самолета и сдавать на проверку в лабораторию на соответствие нормам технических параметров приборы: ВАР-ЗОМК; УВПД-5-0,8; СДУ-4А-0/7; УРВ-1500К; ВС-46; 4073Т; ТВ-19; ТУЭ-48.

Необходимо периодически прочищать отверстия в нижней части фюзеляжа для стока конденсируемой влаги. Над отверстиями, расположенными между шп. № 13—14 и 18—19, приклеены бобышки из пенопласта, а поэтому эти отверстия следует прочищать осторожно, так как увеличение их размеров влияет на степень герметичности кабины.

Система кондиционирования проверяется на земле при работе ВСУ или двигателей. Системы кондиционирования и регулирования давления можно проверять одновременно. Перед проверкой необходимо проделать следующее:

— периодически отжимать переключатели 10, 20, 21, 6, 7, 26, 27 (см. рис. 2.31) кабины экипажа с информацией «Салон I», «Салон II», «ГХ» и «ВВР» в положение «Хол.» на 50 с, а переключатель 33 «Первичный ВВР» на 6—11 с, чтобы полностью закрыть заслонки распределителей 513 и заслонку 4602, а затем перевести переключатели в положение «Авт.»;

— установить в летний период эксплуатации ручки датчиков 2400 8, 23 с информацией «Левая магистраль», «Правая магистраль» против показания $+10^\circ \text{C}$, а в зимний — против показания 25°C ;

— установить выключатель 37 «Питание авт» в положение «Включено».

Проверку системы кондиционирования производят после запуска ВСУ или двигателей в следующей последовательности:

— открыть заслонки 4602 левой и правой магистралей с помощью нажимных переключателей 3, 31 «Краны наддува», «Левый», «Правый» и довести расход по УРВ-1500К по каждой магистрали до 1,5—2 ед;

— устанавливая переключатель 6ПН-КШ 28 последовательно в положение «Экип», «Салон II», «Салон I», «Лев. маг.», «Прав. маг.»;

— следить за температурой по указателю ТУЭ-48 25. Поступление воздуха в кабину по системе кондиционирования проверять на ощупь рукой. Воздух в кабину должен поступать через насадки индивидуальной вентиляции салонов, экипажа, кухни и туалетов, насадок общей вентиляции кабины, насадки обдува остекления фонаря, обдува ног пилотов и бортинженера, боковые патрубки пилотов, жалюзи под багажными полками и заслонки обогрева переднего и среднего вестибюлей.

В панели обогрева, в воздухопроводы кабины экипажа, правую и левую магистраль не разрешается подавать воздух с температурой более 70° С.

В случае, если автоматическое регулирования не обеспечивает необходимой температуры, разрешается переходить на ручное.

При монтаже обратных клапанов их оси следует располагать вертикально, а стрелки должны совпадать с направлением потока воздуха.

Перед установкой шаровой компенсатор должен испытываться на герметичность. Монтаж шаровых компенсаторов на самолете осуществляется после установки двигателей, воздухопроводов и жестких макетных компенсаторов взамен температурных 8Д2.995.016 для двигателей и—8Д2.995.017 для ВСУ.

Последовательность монтажа компенсаторов следующая:

- снять шаровой и температурный компенсаторы;
- снять с шарового компенсатора стяжки — ушковые болты 6 (см. рис. 2.30) со втулками 7 и ослабить гайки 3, 11, 17;
- установить температурный компенсатор;
- установить шаровой компенсатор в воздухопровод так, чтобы стрелка на компенсаторе совпала с НВП от двигателя и затянуть хомуты 4. Предварительно затянуть гайки 11, 17. Изменение длины компенсатора осуществляют с помощью стаканов 8, 14 и фланца 2;
- демонтировать жесткие макетные компенсаторы;
- снять шаровые компенсаторы с самолета и в приспособления окончательно затянуть гайки 17 $M_{кр} = 900 \text{ кг}\cdot\text{см}$, а гайки 11 — $M_{кр} = 2000 \text{ кг}\cdot\text{см}$. Установить на компенсаторы стяжки; короткую стяжку необходимо устанавливать с внутренней стороны кривизны компенсатора. Все стяжки должны быть установлены без перекосов и затянуты равномерно. После окончательной затяжки гаек и установки стяжек компенсаторы необходимо законтрить;
- установить шаровые и температурные компенсаторы двигателей на место.

При монтаже шарового компенсатора ВСУ установку стяжек, окончательную затяжку гаек и контровку можно производить на самолете и только после этого произвести замену жесткого макетного компенсатора на температурный 8Д2.995.017.

Чтобы установить температурные компенсаторы, их следует сжать на 6—7 мм.

После установки компенсаторов «а их фланцы следует надеть хомуты со стяжками. Под все фланцы компенсаторов и патрубков необходимо устанавливать прокладки.

Перед проверкой системы регулирования давления необходимо проделать те же работы, что и перед проверкой системы кондиционирования. Затем проверяют установку трехходовых кранов регуляторов давления воздуха 2077АТ № 1,2. Кран 2077АТ № 1 должен быть установлен в положение «Включено», а 2077АТ № 2 «Выключено». Оба крана должны быть законтрены.

Установить ручкой «Начало герметизации» давление, соответствующее аэродрому, а шкалу «Скорость изменения давления» — на отметку 0,18.

Закрыть двери, люки, форточки и после запуска ВСУ или двигателя открыть запорные краны, установив переключатели с информацией «Краны наддува левый и правый» в положение «Включено». Расход воздуха по указателю УРВ-1500К должен быть не более 1,5—2 ед. по каждой магистрали.

Все четыре выпускных клапана откроются при давлении, несколько превышающем давление аэродрома. Скорость изменения давления при этом будет не более 3 м/с, а стрелка указателя высоты УВПД-5-0,8 установится против показания высоты, соответствующей давлению аэродрома. Стрелка перепада давления установится против нулевого показания.

Перед полетом с помощью ручки «Начало герметизации» производят настройку узла абсолютного давления с учетом барометрической поправки, чтобы избежать остаточного давления в кабине; ручкой «Избыточное давление» устанавливают 0,63 $\text{кгс}/\text{см}^2$.

Трехходовой кран 2077АТ № 1 должен быть установлен в положение «Включено». Ручкой «Скорость изменения давления» пользоваться не рекомендуется. Запрещается открывать двери и люки при наличии давления в кабине.

Проверку кабины на герметичность производят периодически, согласно срокам технического обслуживания, а также после замены трех и более стекол пассажирской и пилотской кабин, после замены профилей герметизации двух и более дверей и люков, после ремонта обшивки и силового набора кабины.

Перед проверкой на герметичность необходимо снять УРВ-1500К, ВАР-3ОМК, кислородные приборы КП-24М, КП-19 и КП-21, блок ГР-4Н. Перед каждой проверкой перечень снимаемых приборов необходимо уточнить.

Трубопроводы подкачки и продувки лентопротяжного механизма блока П-5 из комплекта «Микрон» отсоединить от штуцера на шп. № 67а, а штуцер заглушить.

Установить трехходовые краны 2077АТ № 1, 2 в положение «Выключено».

Проверку кабины на герметичность можно производить в ангаре и на аэродроме. При этом необходимо строго соблюдать правила техники безопасности.

В холодное время года во время испытания кабину надо подогревать до температуры 16—18° С;

Перед испытанием необходимо убедиться, что людей в кабине нет.

Кабину испытывают на герметичность избыточным давлением 0,63 кгс/см² и замеряют время падения давления до 0,4 кгс/см², которое должно быть не менее 25 мин.

Воздух в кабину подается через штуцер 13 (см. рис. 2.44), расположенный на верхней стенке ниши передней ноги, от компрессора КНД-1, КНД-2 или от системы сжатого воздуха с давлением 5 кгс/см². Контроль за давлением в кабине осуществляют через два штуцера 10, 12 с информацией «Штуцер манометра» к которым подсоединяют контрольные манометры. Штуцер 10 находится на гермоднище 12 — на правой стенке ниши передней ноги. После проведения испытаний штуцеры закрывают заглушками и контрят. Под заглушку ставится прокладка.

Во время проверки кабины на герметичность производить какие-либо работы на самолете запрещается.

Скорость нарастания давления в кабине не должна превышать 0,02 кгс/см² в минуту; когда избыточное давление достигает 0,63 кгс/см², его поддерживают в течение 5 мин, а затем выключают подачу воздуха.

Утечку воздуха определяют на слух и на ощупь, явные утечки устраняются, если даже время падения давления соответствует норме.

На рабочих местах и у самолета должны находиться только люди, участвующие в проверке герметичности. В это время не должно быть постороннего шума, который может мешать работе.

При вспучивании и деформации обшивки фюзеляжа, стенок ниши передней ноги, возникновение шума и треска, которые могут свидетельствовать о разрушении элементов конструкции самолета, испытания прекратить, а избыточное давление стравить.

После проверки кабины на герметичность давление необходимо стравить, а шланги от источника питания сжатым воздухом и от штуцеров манометров отсоединить. Штуцера закрыть крышкой и заглушками, законтрить и опломбировать.

Установить трехходовой кран 2077АТ № 1 в положение «Включен», законтрить и опломбировать. Трехходовой кран 2077АТ № 2 должен находиться в положении «Выключено».

Установить на место снятые приборы и восстановить соединения трубопроводов на гермоднище 67«а» шпангоута.

Запрещается создавать в кабине избыточное давление выше 0,64 кгс/см², пытаться открывать люки, форточки, снимать заглушки, если в кабине имеется избыточное давление, испытывать кабину на герметичность при температуре окружающего воздуха 25° С и выше.

Проверку АРТ-56-1, АРТ-56-2 производят на земле с помощью пульта 4017.

Выход из строя одного или нескольких АРТ-56 не нарушает автоматического регулирования температуры в кабине. В случае необходимости можно перейти на ручное регулирование.

Если надо увеличить время паузы и работы АРТ-56, то винты блоков 2427, 2427А следует поворачивать против хода часовой стрелки, а уменьшать — по ходу часовой стрелки. Величины времени паузы и работы можно проверить как с помощью пульта 4017, так и на слух по шуму работы электромеханизмов. Для проверки пульт подключают к штепсельным разъемам наземной проверки. При эксплуатации самолета в различных условиях время работы и паузы могут уточняться. Перерегулирование времени работы и паузы производят также при замене блоков.

Перед включением АРТ-56 ручки задатчиков температуры левой и правой магистралей устанавливаются, в зависимости от температуры окружающей среды, против показаний $+10 \div +25^\circ\text{C}$, а задатчиков 11, 18, 19 — против показаний $+20 \div +24^\circ\text{C}$.

При изменении условий эксплуатации настройка задатчиков может быть изменена.

Если в полете стрелки расходомеров находятся на нулевой отметке, то необходимо более тщательно следить за показаниями ТУЭ-48, а при выходе его из строя температуру следует контролировать на ощупь.

При дефектации кислородного оборудования необходимо проверить крепление КП-24М, КВ-5, ИП, МК-12М, МК-13М, шлангов, обратив внимание на подсоединение трубопроводов к приборам.

Открыть вентиль КВ-5 на пульте бортинженера и по манометру КМ-13М проверить запас кислорода в баллоне. Если давление ниже 28 кгс/см^2 , то систему надо дозарядить.

Все кислородные приборы и соединения трубопроводов системы необходимо предохранять от попадания масла.

На земле стравливание кислорода из системы за борт самолета производят через шланг, который подсоединяют к трубопроводу, отсоединенному от КВ-5. Двери и форточки при этом должны быть закрыты.

Стравливание кислорода в кабину, как на земле, так и в полете, запрещается.

Стационарная система и переносное кислородное оборудование заряжается медицинским кислородом, который отвечает требованиям ГОСТ. Перед заправкой в них должно быть остаточное давление не менее 5 кгс/см^2 . Если же давление будет меньше, то баллоны необходимо промыть и просушить.

Если в полете запас кислорода переносных баллонов использован, то разрешается эти баллоны дозарядить с помощью шланга 12 (см. рис. 2.53) от стационарного баллона. Дозарядку переносных баллонов в полете осуществляет бортпроводник.

Глава 3: Противопожарное оборудование самолета Ту-154

3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Предотвращение пожара и борьба с ним являются важными факторами обеспечения безопасности пассажиров и экипажа. На самолете предусмотрены два способа борьбы с пожаром — пассивный и активный.

Активные средства защиты позволяют ликвидировать возникший очаг пожара, к ним относятся системы тушения пожара в гондолах двигателей и отсеке вспомогательной силовой установки, внутри двигателей, система нейтрального газа и переносные баллоны для тушения пожара в кабинах самолета.

Пассивные средства защиты предназначены для предупреждения пожара или локализации его очагов, к ним относятся установка противопожарных перегородок, рациональное расположение на самолете и двигателях трубопроводов, агрегатов и

электропроводки, металлизация частей самолета, применение огнестойких материалов, продувка опасных в пожарном отношении отсеков атмосферным воздухом.

Противопожарные перегородки выполнены из титановых сплавов и служат для изоляции опасных в пожарном отношении двигателей и ВСУ.

Отсеки двигателей № 1 и 3 (рис. 3.1) отделены от фюзеляжа перегородками 3, проходящими вдоль пилонов; двигатели перегородками 4 отделены от воздухозаборников. Отсек двигателя № 2 изолирован перегородкой 2 от фюзеляжа по шп. № 74А и перегородкой 5, расположенной между шп. № 70—78 — от киля.

Вспомогательная силовая установка отделена от фюзеляжа, киля и двигателя № 2 сверху, спереди и снизу перегородками 1, 5, 6, расположенными от шп. № 78 до 83.

Продувка отсеков атмосферным воздухом обеспечивает охлаждение как двигателя, так и агрегатов, расположенных на нем, и одновременно удаляет из отсека гондолы возможные пары топлива, масла и жидкости АМГ-10.

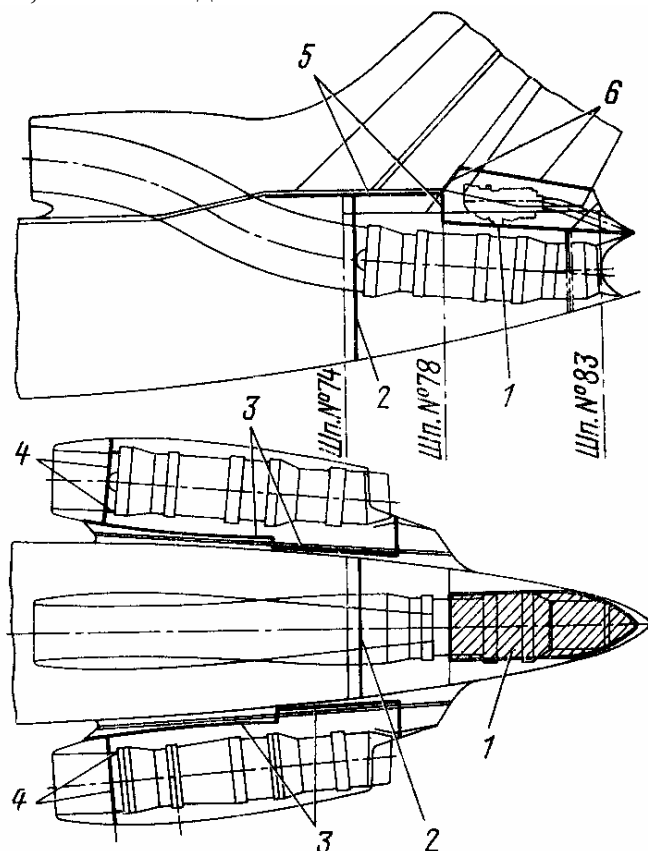


Рис. 3.1. Схема расположения противопожарных перегородок:

1, 2, 3, 4, 5, 6 — противопожарные перегородки.

Воздух из атмосферы по трубопроводу подается на обдув генератора; после этого воздух охлаждает двигатель и выбрасывается в атмосферу по зазору между двигателем и капотами гондолы. В случае пожара заслонка, расположенная в трубопроводе, перекрывается с помощью электропневмоклапана ЭК-69 (рис. 3.2) 8 и цилиндра управления заслонкой 16. После тушения пожара пружина цилиндра возвращает заслонку в открытое положение.

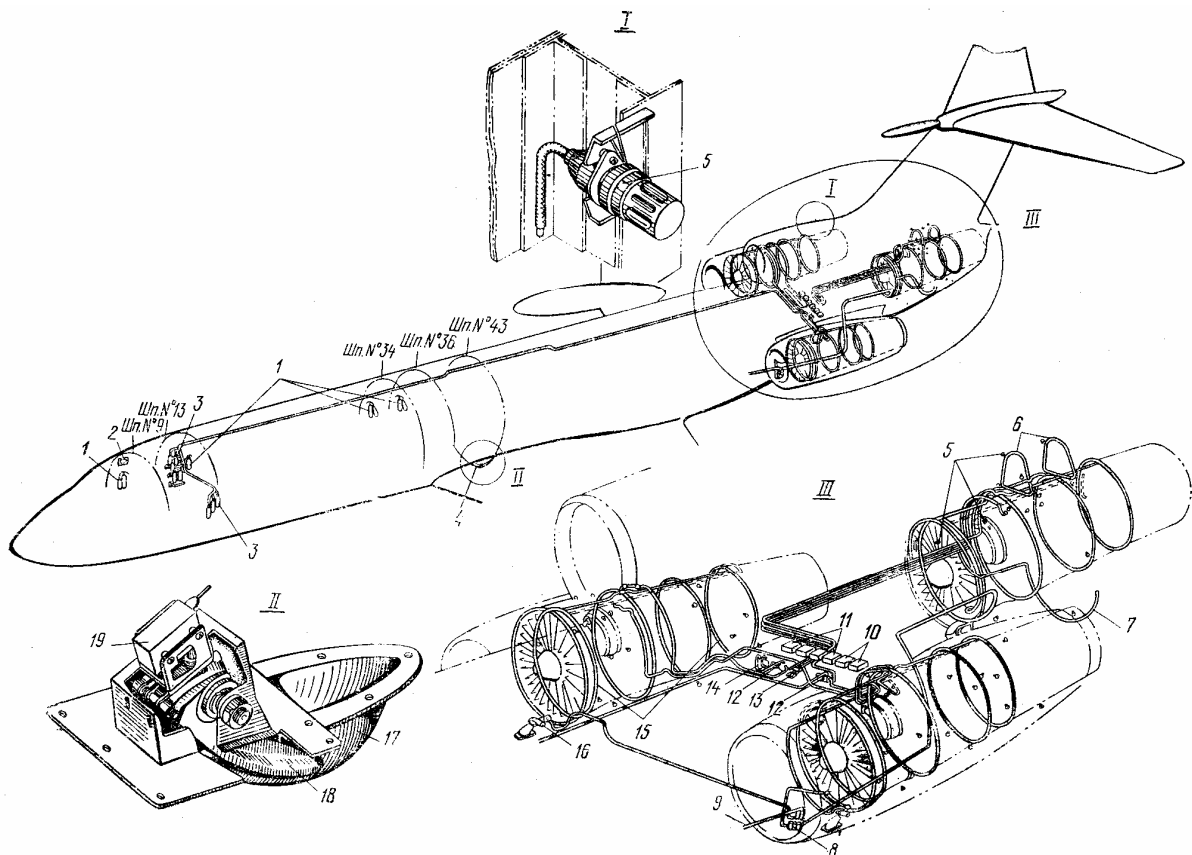


Рис. 3.2. Противопожарная система отсеков двигателей и ВСУ:

1 — переносной огнетушитель ОУ; 2 — панель сигнализации и управления противопожарной системой; 3 — огнетушитель УБЦ-8-1; 4 — механизм включения противопожарной системы при посадке с убранными шасси; 5 — датчик ДПС-1АГ; 6 — распылительный коллектор в отсеке ВСУ; 7 — распылительный коллектор в отсеке двигателя № 2; 8 — электропневмоклапаны ЭК-69; 9 — трубопровод от баллонов воздушной системы; 10 — исполнительные блоки ССП-12-БР; 11 — исполнительные блоки БИ-2АУ; 12 — блок электромагнитных распределительных кранов 781100; 13 — блок электромагнитных распределительных кранов 781200; 14 — огнетушитель УБШ-2-1; 15 — распылительный коллектор в отсеке двигателей № 1 и 3; 16 — цилиндр управления заслонкой обдува генератора; 17 — обтекатель; 18 — нажимной рычаг; 19 — концевой выключатель.

Рациональное расположение на самолете трубопроводов и агрегатов. Трубопроводы и агрегаты топливной, масляной и гидравлической систем проложены по возможности в нижней части двигателя. Такое размещение улучшает подход к ним при обслуживании и исключает попадание на горячие части двигателя горючих жидкостей при негерметичности той или другой системы.

Все трубопроводы и электропроводка, проходящие около горячих частей двигателя, тщательно изолируют от них. Пожарные краны топливной системы и баки удалены от двигателей, что также повышает пожарную защиту самолета. В случае подтекания горючих жидкостей из систем их отводят в атмосферу через отверстия, расположенные в нижней части гондол двигателей.

Металлизация частей самолета служит для выравнивания электрических потенциалов различных частей самолета во избежание возникновения пожара. Она также улучшает работу радиоприемных и радиопередающих устройств, а также обеспечивает использование корпуса самолета в качестве второго проводника электрической сети. Самолет представляет собой единое в электрическом отношении целое. Все элементы каркаса самолета надежно соединены между собой большим количеством заклепочных и болтовых швов.

Трубопроводы различных систем, жесткие и гибкие проводки управления самолетом соединяют как между собой, так и с каркасом самолета гибкими перемычками — лентами металлизации с малым электрическим сопротивлением.

Если будет отсутствовать контакт между частями самолета, то на них скопится значительная разность потенциалов статического электричества, которая может вызвать искровой разряд. Разряд при соответствующих условиях приводит к возникновению пожара.

Статическое электричество накапливается на самолете в результате трения его о воздух, при движении жидкости по трубопроводам, а также при заправке и сливе топлива из баков. Наибольший заряд появляется при полете в грозовых облаках.

Для уменьшения электрического заряда самолета как в полете, так и на земле, на нем устанавливают статические разрядники и токоъемники.

Статические разрядники расположены на концевых частях крыла и хвостового оперения. Через них электрический заряд «стекает» в атмосферу во время полета.

Токоъемники-тросики устанавливают на балках тележек главных ног шасси. При посадке самолета они должны иметь надежный контакт с поверхностью взлетно-посадочной полосы (ВПП) и отводить остатки электричества на землю.

Чтобы электрический разряд не возник при заправке самолета топливом, топливозаправщик, самолет и заправочные шланги нужно заземлять перед подачей топлива в баки.

Огнестойкие материалы: павинол, поропласт, пенопласт, слоистый пластик, полистирол и другие применяют, как правило, для отделки бытовых помещений самолета и теплозвукоизоляции кабин для предупреждения пожара при небрежном обращении с огнем.

3.2. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА ГОНДОЛ ДВИГАТЕЛЕЙ И ВСУ

Тушение пожара в отсеках двигателей и отсеке ВСУ ведут заполнением их инертным газом фреоном 114В₂, который вытесняет кислород из отсеков.

В противопожарную систему отсеков двигателей и ВСУ входят (см. рис. 3.2) девять огнетушителей УБЦ-8-1 3, два блока электромагнитных распределительных кранов 781100 12, механизм включения системы при посадке с убранными шасси 4, система сигнализации пожара ССП-2А, распылительные коллекторы 6, 7, 15 и трубопроводы.

При возникновении пожара в гондоле любого двигателя или отсеке ВСУ срабатывает система сигнализации пожара ССП-2А. Она включает табло «пожар», электромагнитный распределительный кран и красную лампу-кнопку.

Электромагнитный кран, открывшись, включает питание для срабатывания первой очереди огнетушителей. Разряжаются три огнетушителя на очаг пожара. Если пожар не ликвидирован, то включают вручную вторую, а при необходимости и третью очередь огнетушителей.

Огнетушитель УБЦ-8-1 (рис. 3.3) служит для хранения огнегасящего состава. Для выброса состава огнетушитель заряжается воздухом до давления 100 кгс/см² при температуре 20° С.

Огнетушитель имеет баллон 2, переходник 5, пироголовку 6 и зарядно-предохранительное устройство.

Баллон имеет вид цилиндра со сферическими доньями. Внутри баллона расположена трубка 1, обеспечивающая полный выброс состава из огнетушителя. Снаружи баллон имеет противоосколочную оплетку 3. Она исключает разлет осколков при взрыве баллона. Переходник служит для монтажа пироголовки. На переходнике установлен манометр, по которому контролируют правильность зарядки огнетушителя воздухом. Через два штуцера 24 переходника огнетушитель заряжают воздухом и огнегасящим составом. В штуцере 21 установлена предохранительная диафрагма 19, которая разрушается при давлении воздуха в огнетушителе, превышающем 200±20 кгс/см². Таким образом, предотвращается взрыв огнетушителя, а огнегасящий состав отводится в атмосферу через сигнальное очко, расположенное по правому борту фюзеляжа у шп. № 14.

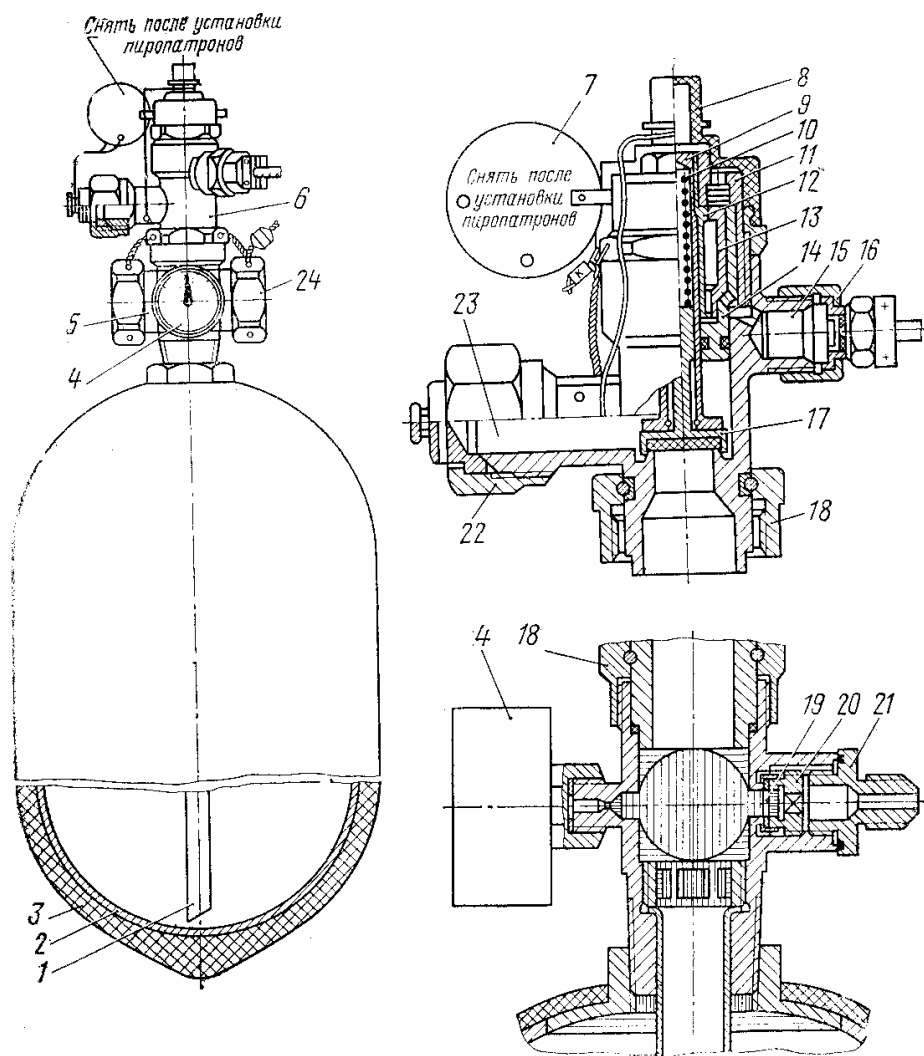


Рис. 3.3. Огнетушитель УБЦ-8-1:

1—трубка; 2 — баллон; 3 — противоосколочная оплетка; 4 — манометр; 5—переходник; 6—пироголовка; 7—предохранительная чека; 8—колпачок; 9—шток; 10 — пружина; 11 — крышка; 12 — цанги; 13 — муфта; 14 — корпус; 15 — пиропатрон ПП-3; 16 — запал; 17 — клапан; 18 — гайка; 19 — диафрагма; 20 — пробка; 21 — штуцер стравливания; 22 — заглушка выходного штуцера; 23 — штуцер разрядки; 24 —штуцер зарядки.

Пироголовка обеспечивает выброс огнегасящего состава из огнетушителя в систему. Она имеет корпус 14, муфту 13, цанги 12, шток 9, пружину 10, клапан 17, предохранительную чеку 7 и два пиропатрона ПП-315.

Пироголовку крепят к переходнику гайкой 18. От пироголовки огнегасящий состав отводится через штуцер 23 на очаг пожара.

Перед началом работы цанговый замок удерживает клапан в закрытом положении. При этом клапан прижат к седлу корпуса штоком. Цанги, обхватив выступ штока, удерживают последний в нижнем положении. В свою очередь цанги удерживаются в прижатом к штоку состоянии муфтой.

При возникновении пожара на пиропатроны подается электрический ток.

После взрыва пиропатронов газы, поступаая через отверстие корпуса замка 14 под муфту, поднимают ее вверх. Муфта перестает удерживать цанги, и они освобождают шток. Шток под действием пружины 10 поднимается вверх. Теперь ничто не удерживает клапан в закрытом положении, и он, открывшись под давлением огнегасящего состава, пропустит последний на очаг пожара. Время разрядки огнетушителя — 2 с.

После разрядки огнетушителя давление под клапаном понизится и пружина закроет клапан. В этом случае клапан исключает заполнение пустого баллона огнегасящим составом при работе второй или третьей очереди баллонов. Разряженный огнетушитель можно определить по отсутствию давления на манометре баллона.

В верхней части пироголовки устанавливается предохранительная чека 7. Чека проходит через отверстие штока и корпуса замка. Она исключает перемещение штока вверх, а следовательно, и открытие клапана при транспортировке огнетушителя. Чека снимается после установки огнетушителя на самолет и подготовки системы к работе. Если чеку не снять, то огнетушитель не разрядится после взрыва пиропатронов.

Зарядку огнетушителя огнегасящим составом можно определить методом взвешивания. Масса пустого огнетушителя равна 6,385 кг, а масса огнегасящего состава— 11,600 кг. Следовательно, заряженный огнетушитель должен иметь массу около 18 кг.

Давление воздуха (p) в огнетушителе меняется с изменением температуры окружающей среды. Правильность зарядки воздухом надо определять по показаниям манометра огнетушителя согласно следующим данным:

°С	-60	-50	-40	-30	-20	-10	0	+10	+20	+30	+40	+50	+60	+70	+80
P , кгс/см ²	69	72	76	80	84	88	92	96	100	106	112	118	125	133	142

Допустимые отступления от указанного номинала составляют ± 5 кгс/см².

Огнетушители установлены в зоне шп. № 13—14: шесть по правому борту, три — по левому борту фюзеляжа. Все огнетушители соединены между собой общим коллектором, от которого отводится трубопровод к блокам электромагнитных распределительных кранов.

Блоки электромагнитных распределительных кранов 781100 (рис. 3.4) служат для распределения огнегасящего состава по отсекам двигателей и ВСУ. Один блок соединен трубопроводами с распылительными коллекторами гондол двигателей № 1 и № 2, второй — с распылительными коллекторами двигателя № 3 и ВСУ.

Клапан 11 через поршень 9 соединяется с якорем 4 электромагнита. Внутри электромагнита установлено два концевых выключателя. Один включает самоподпитывающую обмотку электромагнита, второй — обеспечивает подачу электроток к пиропатронам огнетушителей первой очереди. Следовательно, пиропатроны огнетушителей срабатывают только после открытия соответствующего крана в блоке. В противном случае огнегасящий состав будет прижимать клапан к седлу корпуса и усилие электромагнита будет недостаточно для открытия клапана. Огнегасящий состав из баллонов подводится к входному штуцеру 2, а выходные штуцера 1 отводят его к очагу пожара. В исходном положении клапан закрывает штуцер 1, удерживаясь на его седле пружиной.

При подаче электрического сигнала электромагнит срабатывает, и магнитное поле его, преодолевая сопротивление пружины 10, втягивает сердечник, открывая клапан. Сердечник электромагнита нажимает на концевые выключателя. Самоподпитывающая обмотка будет держать клапан в открытом положении как во время пожара, так и после него.

Электромагнитные краны расположены между шп. № 67—68.

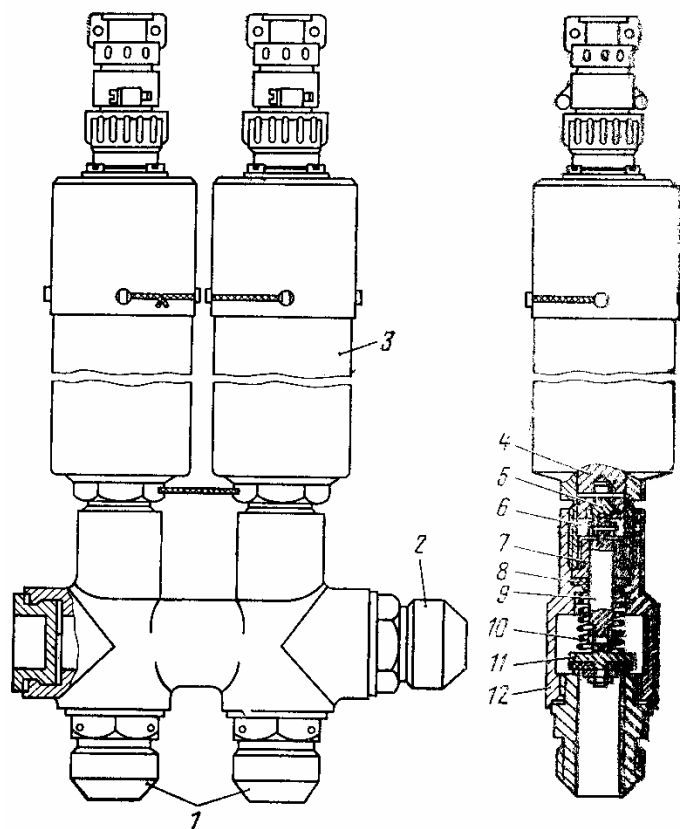


Рис. 3.4. Блок электромагнитных распределительных кранов 781100:
 1—выходные штуцера; 2—входной штуцер; 3—электромагнит; 4—якорь; 5—траверса;
 6—валик; 7—штулка; 8—манжета; 9—поршень; 10—пружина; 11—клапан; 12—корпус.

Механизм включения системы при посадке с убранными шасси включает систему тушения пожара в гондолах двигателей при посадке с убранными шасси для предотвращения возникновения в них пожара. При посадке с убранными шасси сминается обтекатель 17 (рис. 3.2). Нажимной рычаг 18, срезая штифт, нажимает на концевой выключатель 19. Концевой выключатель подает ток на все электромагнитные краны в блоках 781100. После открытия кранов все девять огнетушителей разряжаются, предотвращая возможность пожара в отсеках двигателей.

Механизм расположен в районе шп. № 42—43 снизу фюзеляжа.

Система сигнализации пожара ССП-2А обеспечивает подачу светового сигнала в кабину экипажа, сигнализирующего о возникновении пожара, и автоматически включает первую очередь огнетушителей.

В систему входят датчики ДПС-1АГ, исполнительный блок БИ-2АУ и щиток управления и сигнализации.

Датчик ДПС-1АГ представляет собой термобатарейку, выполненную из хромель-копелевых термопар, соединенных последовательно.

Малоинерционные спаи термопар расположены в верхней части датчика и защищены от механического воздействия колпачком с прорезями. Инерционные спаи расположены в корпусе датчика. В случае пожара малоинерционные спаи нагреваются значительно быстрее инерционных, в результате этого на выходе датчика появляется термоэлектродвижущая сила, которая и используется в качестве сигнала о пожаре.

Для подачи сигнала о пожаре необходимо, чтобы температура вокруг датчика была 150°C и скорость нарастания ее $2^{\circ}\text{C}/\text{с}$. Подача сигнала о пожаре прекращается при снижении температуры вокруг датчика ниже 130°C .

В отсеке каждого двигателя установлено по 18 датчиков, а в отсеке ВСУ — девять. Датчики расположены вокруг двигателей и ВСУ в зонах наиболее опасных в пожарном

отношении. Для каждой гондолы двигателя датчики образуют шесть групп, а в отсеке ВСУ — три группы по три датчика. Выход из строя одного или двух датчиков не влияет на работу всей группы.

Сигнал о пожаре от датчика поступает в исполнительный блок БИ-2АУ. После срабатывания блока включается первая очередь огнетушителей. На самолете установлено четыре комплекта системы сигнализации пожара ССП-2А: три обслуживают гондолы двигателей, один — отсек ВСУ.

Щиток противопожарной системы (рис. 3.5) расположен на пульте бортинженера. На щитке установлены семь ламп-кнопок красного цвета 1—7. Лампы-кнопки сигнализируют о пожаре или в отсеках двигателей и ВСУ, или внутри двигателей. В этом случае лампа горит. После ликвидации пожара для выключения лампы-кнопки необходимо выключить и вновь включить главный выключатель 18 системы. Пять желтых ламп сигнализируют о последовательном срабатывании пиропатронов очередных огнетушителей. Три лампы обслуживают систему тушения в гондолах двигателей, две — систему тушения пожара внутри двигателей. При срабатывании очередных огнетушителей загорается их желтая лампа. Если лампа горит при отсутствии пожара, значит, неисправен пиропатрон данной очереди. Под желтыми лампами расположены кнопки ручного включения огнетушителей 11, 14, 16, включающие очередные огнетушители системы. Переключателями 8 и 9 проверяют исправность датчиков и исполнительных блоков системы сигнализации пожара.

Кнопкой 20 проверяют исправность ламп, расположенных на щитке. При нажатии кнопки все лампы и табло «Пожар» должны загореться; при этом главный выключатель и автоматы защиты противопожарной системы должны быть включены. Незагорание одной из ламп говорит о ее неисправности.

Распылительные коллекторы служат для рассеивания огнегасящего состава в отсеках двигателей и ВСУ.

Коллекторы представляют собой согнутые в кольцо трубки, заглушенные на одном конце; ко второму концу подводится огнегасящий состав. Коллекторы имеют отверстия диаметром 0,8 мм для выхода огнегасящего состава. Коллекторы и трубопроводы системы выполнены из стальных труб и окрашены в красный цвет.

Работа системы тушения пожара в отсеках двигателей и ВСУ. Для подготовки системы к работе необходимо включить автоматы защиты на правой панели АЗС и в РК ВСУ-РАП. На щитке бортинженера включить главный выключатель системы. При возникновении пожара в отсеках двигателей или ВСУ от сигнала датчика ДПС-1АГ загораются два красных табло «Пожар» на приборной доске у пилотов и на щитке бортинженера. Одновременно загорается лампа-кнопка и открываются электромагнитный кран соответствующего отсека и электропневмоклапан ЭК-69. Концевой выключатель электромагнитного крана замыкает цепь питания пиропатронов огнетушителей первой очереди. Пиропатроны срабатывают, и огнегасящий состав из трех огнетушителей через открытый электромагнитный кран поступает в распылительные коллекторы для тушения пожара. Электропневмоклапан, открывшись, пропустит воздух из воздушной системы в цилиндр управления заслонкой обдува генератора. Заслонка закрывается, прекращая подачу атмосферного воздуха в зону пожара.

Экипаж, получив сигнал о пожаре, должен перекрыть подачу топлива пожарным краном и остановить двигатель, в зоне которого возник пожар. При срабатывании первой очереди огнетушителей должна загореться желтая лампа.

В случае тушения пожара первой очередью гаснут оба табло «Пожар», так как датчик ДПС-1АГ прекращает подачу сигнала при температуре ниже 130° С.

Чтобы закрыть электромагнитный кран и электропневмоклапан и погасить лампу-кнопку, необходимо выключить и вновь включить главный выключатель системы. Главный выключатель надо выключать не ранее, чем через 20 с после срабатывания очередных огнетушителей, для того чтобы полностью стравить давление в трубопроводах системы до атмосферного.

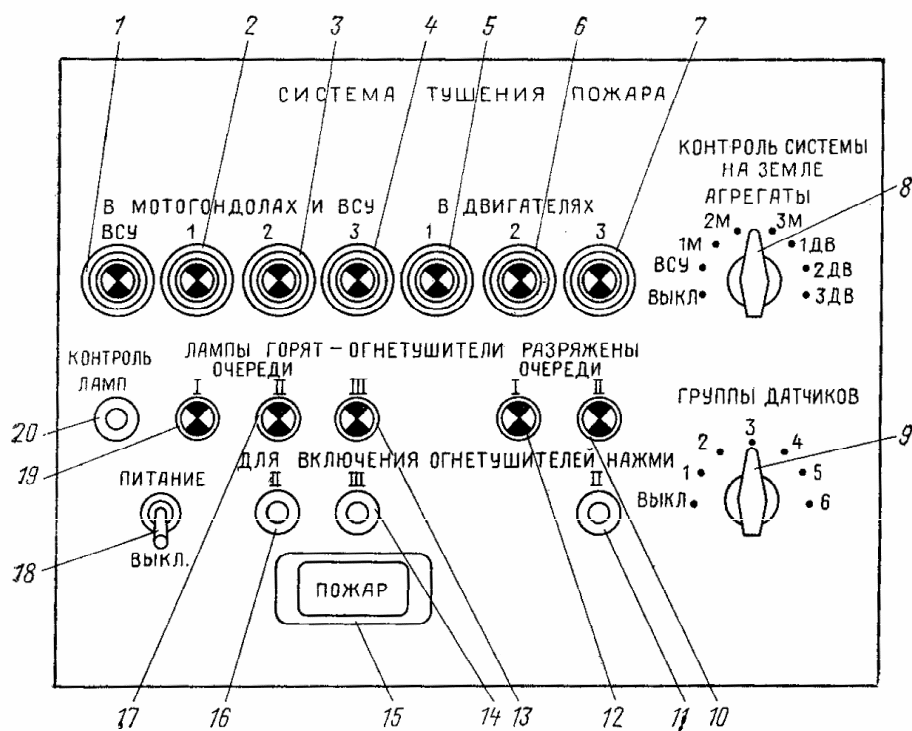


Рис. 3.5. Щиток противопожарной системы:

1, 2, 3, 4 — лампы-кнопки сигнализации пожара в отсеках двигателей и отсеке ВСУ; 5, 6, 7 — лампы-кнопки сигнализации пожара внутри двигателей; 8 — переключатель проверки исполнительных блоков; 9 — переключатель проверки групп датчиков; 10, 12 — лампы сигнализации срабатывания огнетушителей во внутреннюю полость двигателей; 11 — кнопка включения второй очереди огнетушителей во внутреннюю полость двигателя; 13, 17, 19 — лампы сигнализации срабатывания огнетушителей в отсеки двигателей; 14 — кнопка включения третьей очереди огнетушителей в отсеки двигателей; 15 — табло сигнализации пожара; 16 — кнопка включения второй очереди огнетушителей в отсеки двигателей; 18 — главный выключатель; 20 — кнопка проверки исправности ламп.

В этом случае система вновь будет готова к тушению пожара. При повторном возникновении пожара система работает аналогично. Загораются табло «Пожар», лампа-кнопка, открываются электромагнитный кран и электропневмоклапан ЭК-69. Однако первая очередь огнетушителей уже разряжена, и она включаться не будет. Для тушения пожара в этом случае необходимо нажать на кнопку управления огнетушителями второй очереди, а при необходимости и на кнопку включения огнетушителей третьей очереди. Аналогично система управляется, если пожар не потушен второй очередью огнетушителей.

При нажатии кнопки включения второй и третьей очередей огнетушителей загораются вторая и третья желтые лампы. Желтые лампы остаются под током до конца полета, сигнализируя, что сработали пиропатроны данной очереди.

Если пожар замечен визуально и еще не сработала система сигнализации пожара ССП-2А, то первую очередь огнетушителей включают нажатием на лампу-кнопку того отсека, где возник пожар. Далее системой управляют так же, как описано выше.

После срабатывания системы ее трубопроводы продувают на земле инертным газом или сжатым воздухом до полного удаления огнегасящего состава. Кроме этого, двигатель и его отсек промывают теплой водой. Это делается во избежание возникновения коррозии.

3.3. СИСТЕМА ТУШЕНИЯ ПОЖАРА ВНУТРИ ДВИГАТЕЛЕЙ

Система тушения пожара внутри двигателей состоит из двух огнетушителей УБШ-2-1 14 (см. рис. 3.2), блока электромагнитных распределительных кранов 761200 13, системы сигнализации пожара ССП-12 и распределительных коллекторов.

Пожар, возникший внутри двигателя, гасят подачей фреона внутрь двигателя через распределительный коллектор из одного огнетушителя; при необходимости можно включить подачу огнегасящего состава из второго огнетушителя.

Огнетушитель УБШ-2-1 предназначен для содержания запаса огнегасящего состава для тушения пожара внутри двигателей. Он отличается от огнетушителя УБЦ-8-1 только формой и емкостью. Баллон огнетушителя сферической формы. Масса пустого огнетушителя — 2,7 кг, масса огнегасящего состава — 2,9 кг. Следовательно, масса заряженного огнетушителя — около 5,6 кг.

Время выброса состава — 0,8 с. Огнетушители разряжаются в две очереди. Первая очередь может включиться автоматически от системы ССП-12 и вручную от лампы-кнопки, вторая очередь — только вручную.

Пироголовки огнетушителей объединены общим коллектором, от которого трубопровод подводит огнегасящий состав к блоку электромагнитных распределительных кранов. Трубопровод от переходников огнетушителей подведен к сигнальному очку саморазряда баллонов, расположенному справа в хвостовой части фюзеляжа. При давлении в огнетушителе, превышающем 200 ± 20 кгс/см² огнегасящий состав выбрасывается в атмосферу через сигнальное очко, предохраняя тем самым баллон от разрушения.

Огнетушители расположены по правому борту фюзеляжа в районе шп. № 68—69.

Блок электромагнитных распределительных кранов 781200 направляет огнегасящий состав при пожаре внутрь двигателя. По конструкции и работе он аналогичен блоку электромагнитных кранов 781100. Его корпус имеет три штуцера для отвода огнегасящего состава к распределительным коллекторам первого, второго или третьего двигателей.

Расположен блок электромагнитных кранов в районе шп. № 68—69.

Система сигнализации пожара ССП-12 служит для подачи светового сигнала о пожаре внутри двигателей и автоматического включения огнетушителя первой очереди.

В комплект системы сигнализации пожара входят шесть датчиков ДП-6 и исполнительный блок ССП-12-БР. Датчики ДП-6 аналогичны датчикам ДПС-1АГ. На каждом двигателе установлено по три датчика в зонах передней, средней и задней опор вала двигателя. Малоинерционные спаи датчиков расположены внутри двигателя и защищены керамическими изоляторами, инерционные спаи находятся с внешней стороны двигателя.

Датчик подает сигнал о пожаре при температуре $200 \pm 150^\circ \text{C}$.

Сигнал от датчика поступает в исполнительный блок ССП-12-БР, а оттуда на табло «Пожар», лампу-кнопку и электромагнитный кран.

На самолете установлено два комплекта системы сигнализации пожара ССП-12.

Распределительные коллекторы. На каждом двигателе установлено по одному распределительному коллектору. Коллектор соединен с тремя форсунками, установленными в зонах передней, средней и задней опор двигателя.

Коллектор выполнен из стали и окрашен в красный цвет.

Работа системы тушения пожара внутри двигателей. Перед полетом необходимо включить автоматы защиты на правой панели АЗС «П/пожарная система. Огнетушительные краны двигателя» и главный выключатель противопожарной системы на щитке бортинженера.

При возникновении пожара внутри двигателя датчик подает сигнал в исполнительный блок. Исполнительный блок включает два табло «Пожар» у пилотов и бортинженера, лампу-кнопку и соответствующий электромагнитный распределительный кран. Кран, открывшись, включит самоподпитывающую обмотку и пропустит ток к пиропатрону огнетушителя первой очереди. При взрыве пиропатрона загорается первая желтая лампа. Огнегасящий состав из

баллона поступит внутрь двигателя, где создаст среду, прекращающую горение. Одновременно пилот должен прекратить подачу топлива в данный двигатель и остановить его. Если табло не гаснет, то необходимо кнопкой включить вторую очередь системы.

При этом должна загореться вторая желтая лампа. После прекращения пожара и срабатывания первой очереди огнетушителей гаснут оба табло. Однако лампа-кнопка будет продолжать гореть, а электромагнитный кран находится в открытом положении. Для закрытия крана и подготовки системы к новому тушению пожара надо выключить и вновь включить главный выключатель системы.

Данную операцию надо производить не ранее чем через 20 с после срабатывания первой очереди, что необходимо для стравливания давления состава из трубопроводов системы.

При включении главного выключателя закрывается электромагнитный распределительный кран и гаснет лампа-кнопка. При повторном пожаре на этом двигателе или на другом загораются табло «Пожар». Но так как первая очередь уже сработала, то автоматически пожар тушиться не будет. В этом случае необходимо вторую очередь включить кнопкой, расположенной на щитке бортинженера. Если пожар замечен визуально или не сработала система сигнализации пожара ССП-12, то включить первую очередь необходимо нажатием на лампу-кнопку того двигателя, где возник пожар. Нажатие лампы-кнопки равноценно срабатыванию системы сигнализации пожара, и пожар будет тушиться в последовательности, описанной выше.

3.4. ТУШЕНИЕ ПОЖАРА В ПАССАЖИРСКИХ САЛОНАХ И КАБИНЕ ЭКИПАЖА

Для тушения пожара, возникшего в пассажирских салонах и кабине экипажа, служат переносные огнетушители типа ОУ. Эти же огнетушители можно использовать на стоянке самолета для тушения пожара в любой точке самолета.

Огнетушитель ОУ (рис. 3.6) имеет баллон 4, ручку 2, крючок 3 и раструб 1. В качестве огнегасящего состава в нем применяется обезвоженная углекислота, находящаяся под давлением 120 кгс/см². Масса пустого огнетушителя равна 4,8 кг, масса заряда—1,7 кг. Время выброса состава не превышает 45 с.

Головка огнетушителя имеет предохранительную мембрану, которая разрушается при давлении в баллоне 160±20 кгс/см², выпуская состав из баллона и предохраняя его от разрушения.

Для тушения пожара необходимо одной рукой направить раструб на очаг пожара, а второй нажать на крючок. Углекислотой можно тушить любой пожар, в том числе при загорании воспламеняющихся жидкостей и электрооборудования. Горячую жидкость надо тушить начиная с края. Чтобы меньше разбрызгивать жидкость, струю углекислоты следует направлять наклонно сверху и сбоку. Углекислота выходит из огнетушителя, пока нажат крючок. При тушении пожара огнетушитель держать вертикально и не переворачивать головкой вниз.

На самолете установлены четыре огнетушителя типа ОУ (по одному у шп. № 11 и 13 и два — у шп. № 34).

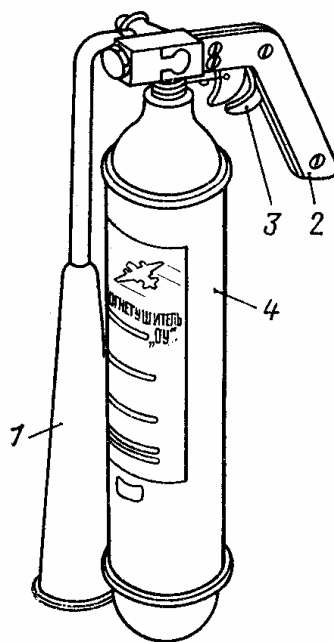


Рис. 3.6. Огнетушитель ОУ:
1 — раструб; 2 — ручка; 3 — крючок; 4 — баллон

3.5. СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА

Система нейтрального газа обеспечивает тушение пожара внутри топливного бака № 1 или препятствует его возникновению при вынужденной посадке самолета с убранными шасси. Для нормальной работы к реле давления 5, 6 (рис. 3.7) подводят статическое давление воздуха через влагоотстойник.

В случае вынужденной посадки с убранными шасси углекислый газ из огнетушителя ОСУ-5 1 через электропневмоклапан 4 два жиклера 8 подается внутрь топливного бака. Подача углекислоты сигнализируется красной лампой, расположенной на пульте бортинженера. Включают систему нейтрального газа вручную перед посадкой с убранными шасси.

Огнетушитель ОСУ-5 (рис. 3.8) служит для хранения огнегасящего состава. Головка-затвор 14 имеет три штуцера: один — обеспечивает отвод углекислоты в топливный бак № 1; второй — отводит углекислоту при саморазряде баллона в атмосферу и третий — в противопожарную систему. На самолете этот штуцер не задействован, на нем установлена заглушка.

В корпусе головки-затвора расположены: мембранное, клапанное и затворное устройства.

Мембранное устройство имеет обойму, ввернутую в корпус головки-затвора. Внутри обоймы размещен поршень 13 с бойком и пружиной. Втулка, ввернутая в обойму, прижимает мембрану к седлу отверстия.

Над поршнем расположен пиропатрон 10. При взрыве пиропатрона поршень с помощью бойка разрывает мембрану, открывая доступ углекислоты в систему нейтрального газа.

Клапанное устройство 4 имеет втулку, шток с клапаном и пружиной. Пружина стремится удержать клапан в открытом положении при выбросе углекислоты из баллона. В закрытом положении клапана шток не может подняться вверх, так как на него действует винт 9 запорного устройства.

Запорное устройство имеет рычаг 8, ось-защелку 7, винт и пусковой рычаг. Рычаг 8 хвостовиком заведен под ось-защелку и удерживается последней от поворота. В свою очередь, винт удерживает клапан в закрытом положении.

В случае взрыва пиропатрона 1 пусковой рычаг разворачивается от воздействия на него поршня 5.

При повороте пускового рычага ось-защелка перестает удерживать рычаг 8 и он, под действием пружины, вместе с поршнем и клапаном поднимется вверх.

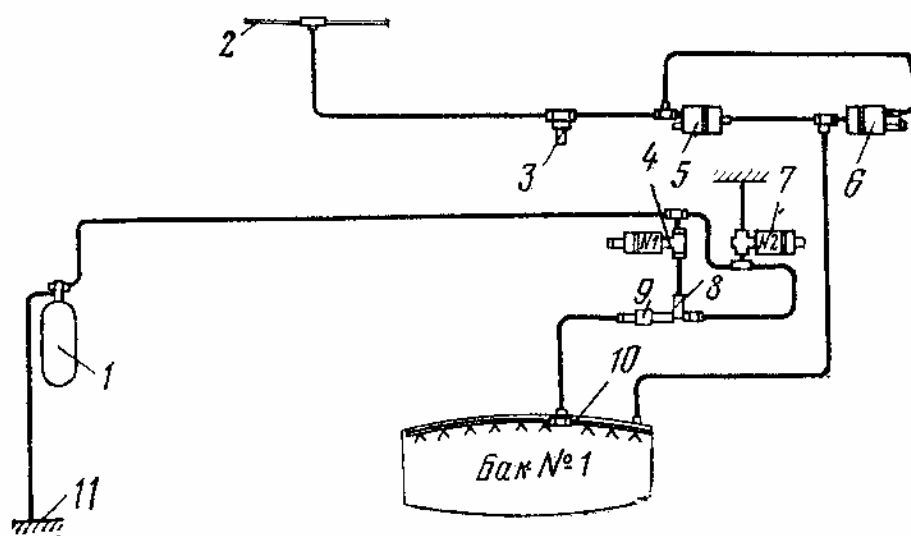


Рис. 3.7. Принципиальная схема системы нейтрального газа:

1 — огнетушитель ОСУ-5; 2 — линия статического давления; 3 — влагоотстойник; 4, 7 — электропневмоклапан 694700М; 5 — реле давления ИКДРДФ-0.16-0,144-0; 6 — реле давления ИКДРДФ-0,25-0,2-0; 8 — жиклер; 9 — обратный клапан 636100М; 10 — распылительный коллектор; 11 — сигнальное очко саморазряда.

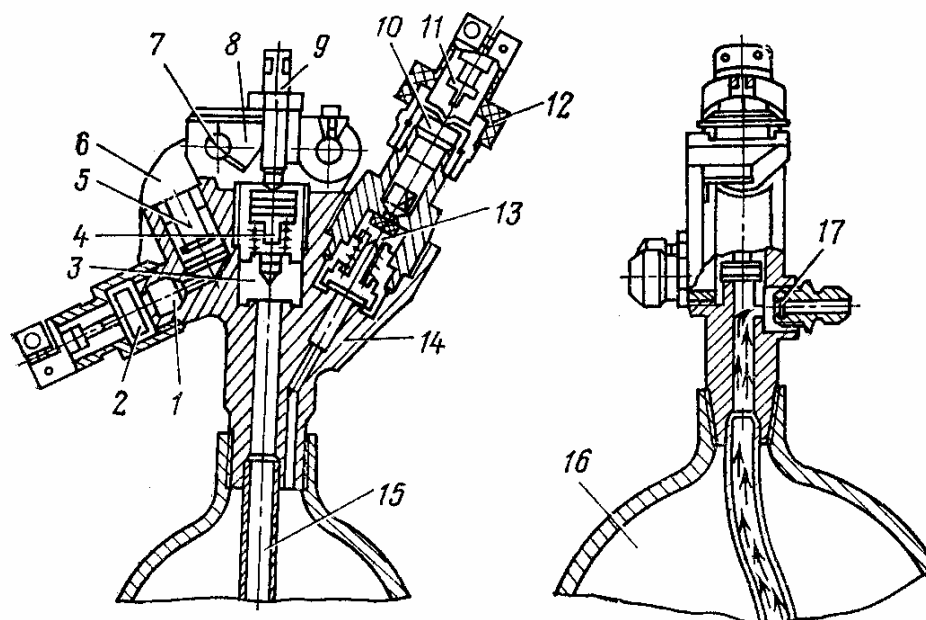


Рис. 3.8. Огнетушитель ОСУ-5:

1 — пиропатрон; 2, 11 — запал; 3 — клапан; 4 — клапанное устройство; 5, 13 — поршень; 5 — пусковой рычаг; 7 — ось-защелка; 8 — рычаг; 9 — винт; 10 — пиропатрон мембранного устройства; 12 — кольцо; 14 — головка-затвор; 15 — сифонная трубка; 16 — баллон; 17 — предохранительная мембрана

Внутри баллона размещается обезвоженная углекислота в количестве 5,7 кг. Сифонная трубка 15 обеспечивает выброс углекислоты из баллона в случае саморазрядки. При этом предохранительная мембрана 17 разрушается от давления в баллоне, равного 200 ± 20 кгс/см². О саморазрядке баллона узнают по отсутствию диафрагмы в сигнальном очке. Сигнальное очко расположено в нижней части фюзеляжа, у шп № 19. Подача углекислоты в топливный бак из баллона осуществляется по трубопроводу, расположенному в багажной части фюзеляжа, го правому борту.

У шп. № 49 трубопровод подсоединен к панели агрегатов. Панель соединена с топливным баком двумя трубками. По одной в бак поступает углекислота, вторая — соединяет бак с двумя реле давления. Огнетушитель расположен в техническом отсеке у шп. № 19.

Электропневмоклапан 694700М (рис. 3.9) обеспечивает дистанционное управление подачей углекислоты в топливный бак № 1. Корпус 11 имеет штуцера *A* и *B*. К штуцеру *A* подводится углекислота из баллона; от штуцера *B* она отводится в топливный бак. При обесточенной обмотке электромагнита клапан 4 под действием пружины 3 закрыт.

При подаче электрического тока в обмотку электромагнита толкатель 9 перемещает клапан 7 на его седло. Одновременно толкатель 6 через шайбу сжимает пружину 3. Когда шайба дойдет до упора, то усилие от толкателя 6 и пружины 3 заставит открыться клапан 4, при этом пружина клапана 1 сожмется. Клапан 4, открывшись, даст возможность нейтральному газу поступить в топливный бак.

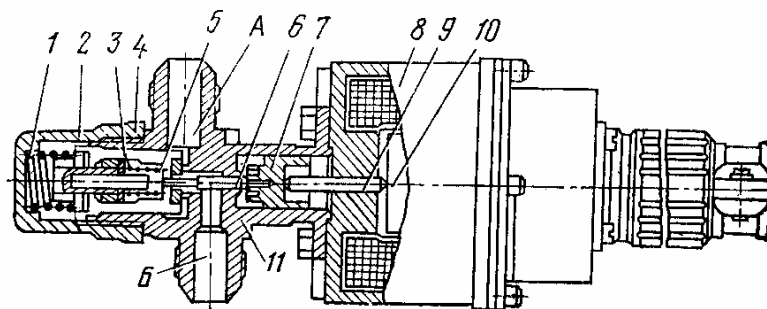


Рис. 3.9. Электропневмоклапан 694700М:
1, 3 — пружина; 2 — упор; 4, 7 — клапан; 5 — шайба; 6, 9 — толкатель; 8 — электромагнит; 10 — якорь; 11 — корпус.

Управляется электропневмоклапан вручную и автоматически. Ручное управление осуществляется от переключателя с трафаретом «Нейтральный газ. Включи при посадке с невыпущенными шасси», расположенного на пульте бортинженера.

При включении переключателя электропневмоклапан открывается.

На самолете, кроме этого клапана, имеется аналогичный электропневмоклапан 7 (см. рис. 3.7), сообщающий топливный бак № 1 с атмосферой в случае повышения давления углекислого газа в нем. Оба агрегата расположены на панели агрегатов системы нейтрального газа по шп. № 49 у заднего лонжерона центроплана.

Реле давления (рис. 3.10) служит для автоматического управления электропневмоклапанами. Реле давления ИКДРДФ-0,16-0,144-0 обеспечивает закрытие электропневмоклапана 4 (см. рис. 3.7) при давлении углекислоты в топливном баке выше 0,144 кгс/см². В случае снижения давления реле подает сигнал на открытие клапана.

Реле давления ИКДРДФ-0,25-0,2-0 срабатывает при давлении в баке выше 0,2 кгс/см². В этом случае электропневмоклапан 7, открывшись, сообщит топливный бак с атмосферой через штуцер, расположенный в зоне шп. № 49.

Оба реле давления расположены на панели агрегатов системы нейтрального газа.

Жиклеры служат для понижения давления углекислого газа, подаваемого в топливный бак. Расположены они на панели агрегатов системы нейтрального газа.

Обратный клапан 631100М исключает попадание топлива в трубопроводы системы нейтрального газа. Он расположен на панели нейтрального газа.

Распылительный коллектор служит для распыливания углекислоты внутри топливного бака.

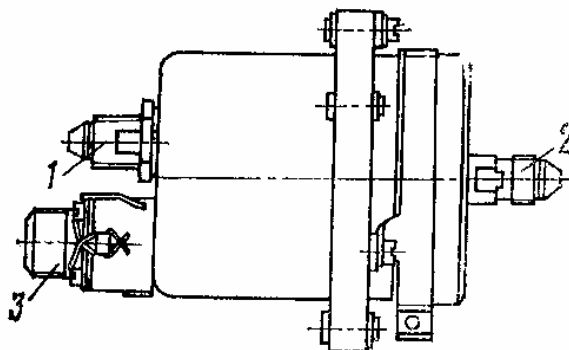


Рис. 3.10. Реле давления:

1 — штуцер статического давления; 2 — штуцер динамического давления; 3 — штепсельный разъем.

Работа системы. Перед вынужденной посадкой самолета с убранными шасси необходимо включить выключатель на пульте бортинженера. В этом случае взорвется пиропатрон огнетушителя ОСУ-5, и разрушится мембрана, открывая доступ углекислоты в трубопроводы системы нейтрального газа. О разрядке огнетушителя будет сигнализировать красная лампа, расположенная рядом с выключателем.

Одновременно с этим откроется электропневмоклапан 4 (см. рис. 3.7), обеспечивая доступ углекислоты в топливный бак через оба жиклера. При повышении давления в баке выше $0,144 \text{ кгс/см}^2$ реле давления 5 подает сигнал на закрытие электропневмоклапана. После закрытия клапана углекислота будет поступать только через один жиклер. Но если давление в баке будет повышаться и достигнет $0,2 \text{ кгс/см}^2$, то реле давления 6 подает сигнал на открытие электропневмоклапана 7. В этом случае часть углекислоты будет выброшена в атмосферу. При понижении давления углекислоты в топливном баке реле давления введут в действие электропневмоклапаны в обратной последовательности.

Глава 4. Противообледенительные устройства самолета Ту-154

4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Защита от обледенения является важным фактором, обеспечивающим безопасность полета самолета. Обледенение поверхностей крыла, оперения и рулей ухудшает устойчивость и управляемость самолета, обледенение фонаря кабины пилотов ведет к потере визуального обзора из кабины. Покрытие льдом входных устройств двигателей может привести к срыву этого льда в воздушный канал двигателя и отказу двигателей.

Защита от обледенения осуществляется путем нагрева частей самолета во время полета до положительных температур. Следовательно, на этих частях лед не может отлагаться, а отложившийся ранее — подтаивает и срывается воздушным потоком. Противообледенительные устройства самолета дают возможность совершать полеты в

условиях обледенения. На самолете Ту-154 применяются два способа нагрева выступающих частей; один — с применением теплого воздуха, который забирается от компрессоров двигателей, второй — с применением переменного электрического тока.

Контроль за началом обледенения осуществляется с помощью радиоизотопного сигнализатора обледенения РИО-3, который состоит из датчика, электронного блока, красной лампы, выключателя и АЗС.

Датчик расположен по правому борту фюзеляжа между шп. № 3—4. Датчик имеет радиоактивные изотопы, которые излучают β -частицы. Детектор датчика — счетчик, расположенный между шп. № 20—21 по правому борту фюзеляжа — должен фиксировать излучаемые β -частицы. При обледенении самолета на пути β -частиц к счетчику появляется лед. Он мешает фиксировать излучаемые частицы. В электронном блоке появляется разбаланс моста, что и будет являться сигналом обледенения самолета. В этом случае на щитке противообледенительной системы, расположенном на пульте бортинженера, загорается красная лампа.

Для удаления льда с датчика в нем расположен нагревательный элемент, который включается одновременно с красной лампой. После удаления льда счетчик вновь начинает принимать β -частицы, при этом красная лампа и нагревательный элемент датчика выключаются. Так в условиях обледенения красная лампа периодически загорается и гаснет, что будет свидетельствовать о нормальной работе сигнализатора обледенения и нагревательного устройства датчика. Прекращение обледенения определяется по выключению красной лампы на длительное время.

Для эффективной работы сигнализатора обледенения его датчик должен обдуваться атмосферным воздухом. В случае включения сигнализатора обледенения на земле обдув отсутствует и нагревательный элемент датчика может отказать. Чтобы этого не произошло, введена блокировка включения нагревательного элемента от концевого выключателя, расположенного на левой амортизационной стойке шасси. При обжатой стойке нагревательный элемент выключен. В полете амортизационная стойка разжата, и нагревательный элемент будет нормально работать.

Сигнализатор обледенения питается постоянным током с напряжением 27 В и переменным 115 В от двух автоматов защиты с правой панели АЗС. Выключатель сигнализатора обледенения и красная лампа расположены на щитке противообледенительной системы у бортинженера. Датчик сигнализатора обледенения имеет радиоактивный изотоп, опасный для человека, поэтому все работы с ним должны проводиться в соответствии с инструкцией о радиоактивных веществах.

Для борьбы с обледенением самолет имеет противообледенительное устройство носков крыла, киля и стабилизатора, противообледенительные устройства воздухозаборников и входных направляющих аппаратов двигателей, противообледенительные устройства предкрылков и противообледенительные устройства стекол фонаря летчиков.

4.2. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЕ УСТРОЙСТВО НОСКОВ КРЫЛА, КИЛЯ И СТАБИЛИЗАТОРА

Противообледенительное устройство защищает от обледенения передние кромки крыла, киля и стабилизатора. В качестве носителя энергии здесь применяется горячий воздух, отбираемый за девятыми ступенями компрессоров всех двигателей. Отказ в полете одного двигателя существенно не влияет на работу данного устройства. Противообледенительное устройство крыла, киля и стабилизатора включает (рис. 4.1) обогреваемые носки крыла, киля и стабилизатора, три запорных электрокрана 25, три режимных клапана 22, три обратных клапана 19, пять инжекторов 1, 17, 23, запорный кран 20, две ограничительных шайбы 18 и 21, три шаровых компенсатора и трубопроводы системы.

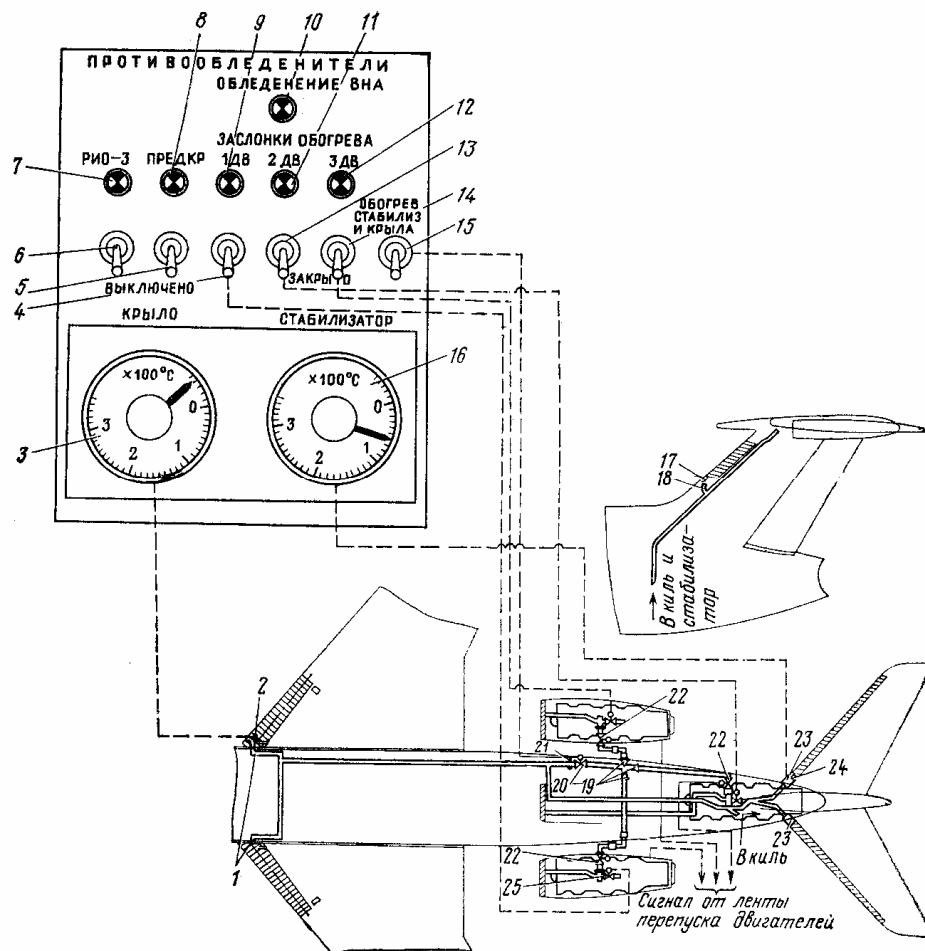


Рис. 4.1. Принципиальная схема противообледенителей крыла, кия, стабилизатора и воздухозаборников двигателей:

1, 17, 23 — инжектор; 2, 24 — датчик температуры воздуха; 3, 16 — указатель ТЦТ-13; 4, 13, 14 — переключатель запорного электрокрана двигателя; 5 — выключатель противообледенителей предкрылков; 6 — выключатель сигнализации обледенения; 7 — лампа сигнализации обледенения самолета (красная); 8 — лампа сигнализации обледенения предкрылков (желтая); 9, 11, 12 — лампа сигнализации открытия электрокрана двигателя (желтая); 10 — лампа сигнализации обледенения ВНА (красная); 15 — переключатель включения противообледенителей крыла, кия и стабилизатора; 18, 21 — ограничительная шайба; 19 — обратный клапан; 4672; 20 — запорный кран 4602; 22 — режимный клапан 4723; 25 — запорный электрокран двигателя.

Обогреваемые носки крыла, кия и стабилизатора сделаны съемными с целью облегчения эксплуатации.

Обогреваемый носок крыла имеет внешнюю гладкую обшивку, к которой изнутри приклепан гофр 27 (рис. 4.2). Гофр по длине всего носка имеет разрез. Вдоль всего носка установлены стенка 29 и экран 30. Экран обеспечивает равномерное распределение горячего воздуха вдоль носка крыла. Стенка делит носок на две камеры А и Б. В камеру А подается горячий воздух, в камеру Б поступает воздух после обогрева носка. Из камеры Б отработанный воздух удаляется в атмосферу через жалюзи 41, расположенные по нижней поверхности центроплана у нервюры № 14. При работе системы горячий воздух поступает в камеру А и через верхнюю и нижнюю щели экрана направляется к разрезу гофра.

Проходя между гофром и обшивкой воздух обогревает последнюю и охлажденный выходит в камеру Б, а оттуда в атмосферу. Аналогичную конструкцию имеют носки стабилизатора и кия. Выход воздуха после обогрева носка кия осуществляется через

жалюзи, расположенные в отсеке стабилизатора. Выход воздуха из носков стабилизатора происходит через два отверстия, рас положенные в концевых обтекателях.

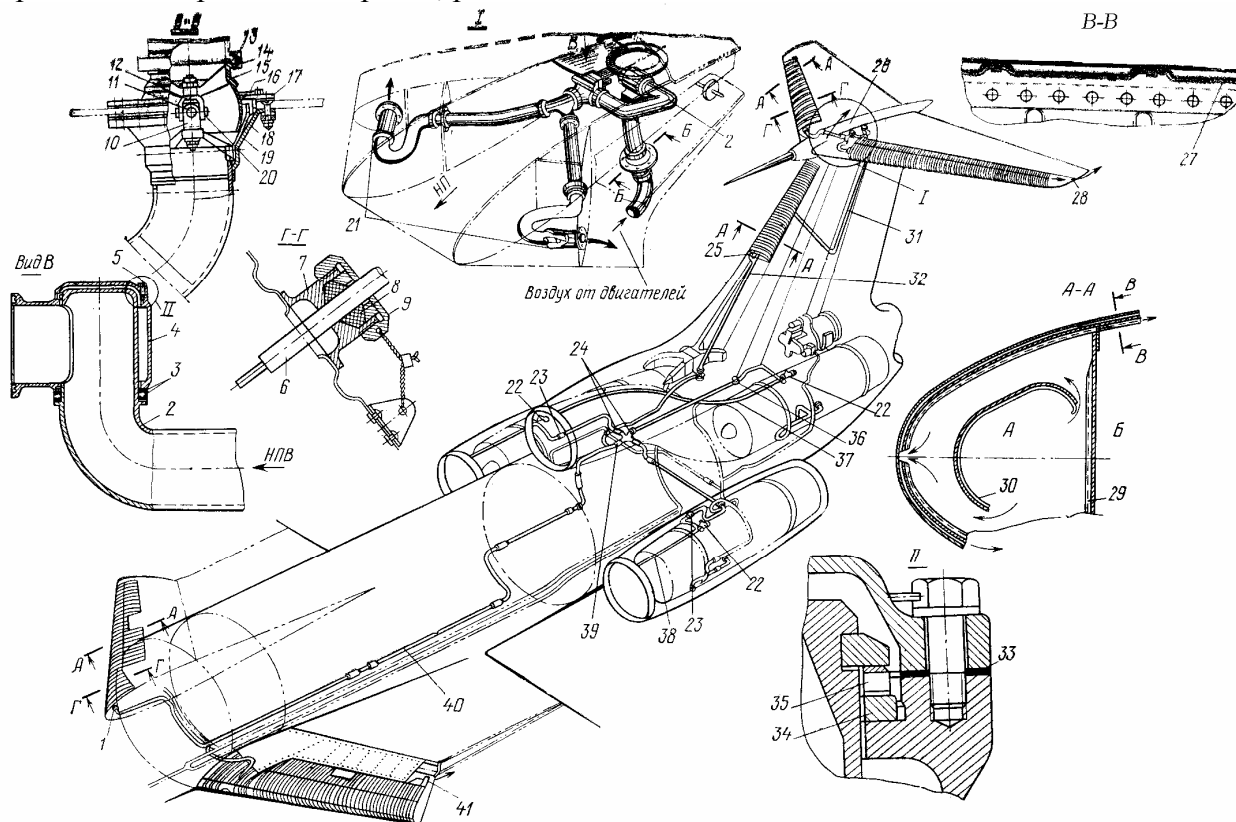


Рис. 4.2. Противообледенительное устройство крыла, киля и стабилизатора:
 1, 21, 25—инжектор; 2—подвижное звено; 3, 34—уплотнительное кольцо; 4, 15, 19—корпус; 5—болт; €—датчик температуры; 7—штуцер; 8—прокладка; 9—гайка; 10, 12—вилки; 11—ось; 13, 33—прокладка; 14—хомут; 16—уплотнительная втулка; 17—накладка; 18—уплотнение; 20—сухарь; 22—запорный электрокран двигателя; 23, 36—режимный клапан 4723; 24—обратный клапан 2672; 26, 41—жалюзи для выхода воздуха; 27—гофр; 28—отверстия для выхода воздуха; 29—стенка; 30—экран; 31, 32, 37, 38, 40—трубопровод; 35—пружинное кольцо; 39—запорный кран 4602.

Запорный электрокран служит для отбора воздуха от двигателя. Он имеет корпус в виде цилиндрического патрубка и заслонку, установленную в нем. К рычагу заслонки крепится выходной вал электромеханизма МП-100М. Внутри электромеханизма есть два концевых выключателя, которые выключают питание электродвигателя при крайних положениях заслонки. Один из концевых выключателей замыкает цепь желтой лампы при открытом положении заслонки. Следовательно, желтая лампа горит при отборе воздуха от двигателя. При открытой заслонке воздух может одновременно подводиться в противообледенительную систему носков крыла, киля и стабилизатора, в противообледенительную систему входного направляющего аппарата и компрессоров двигателей и в систему кондиционирования кабины. Управляются электромеханизмы переключателями 4, 13, 14 (см. рис. 4.1) со щитка системы под трафаретом «Заслонки обогрева 1 дв., 2 дв., 3 дв.». Переключатель имеет два положения: «Закрyто» и «Открыто». Автоматы защиты расположены на правой панели АЗС под трафаретом «Заслонки обогрева двигателя». Запорные краны крепятся своими фланцами к трубопроводам отбора воздуха от двигателя.

Режимный клапан 4723 (рис. 4.3) обеспечивает регулирование расхода воздуха, подаваемого в противообледенительную систему, в зависимости от режима работы двигателя.

Шлицы 14 валика соединяются со шлицевой муфтой электромеханизма МПК-5А 5. Управляется режимный клапан автоматически концевыми выключателями. При поступлении

сигнала электромеханизм МПК-5А поставит заслонку в закрытое положение. Однако заслонка не полностью перекроет сечение корпуса. Через образовавшуюся щель часть воздуха будет поступать в противообледенительную систему. Так регулируется (ограничивается) расход воздуха от двигателя в зависимости от режима его работы.

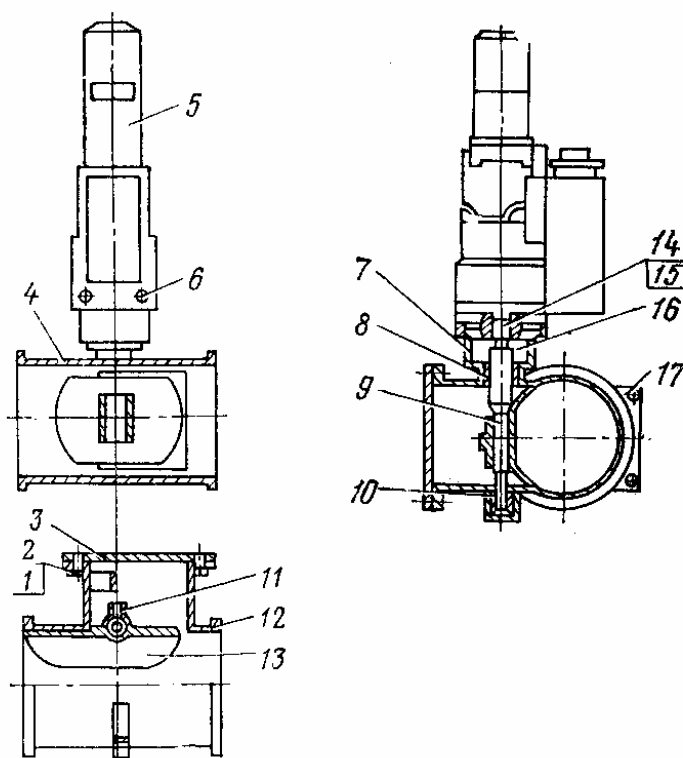


Рис. 4.3. Режимный клапан 4723:

1 — шпилька; 2 — гайка; 3, 7 — крышки; 4 — корпус; 5 — электромеханизм МПК-5А; 6, 11, 16 — винт; 8, 10 — втулки; 9 — валик; 12 — фланец; 13 — заслонка; 14 — шлицы; 15 — шлицевое отверстие; 17 — ушко.

Автоматы защиты расположены в РК хвостовой. Режимные клапаны установлены на трубопроводах отбора воздуха от двигателей: два находятся в правой и левой гондолах двигателей, третий — по правому борту в хвостовой части фюзеляжа, у шп. № 77.

Обратный клапан 4672 исключает утечку воздуха из трубопроводов системы при отказе двигателя или неисправности линии, расположенной до него. Обратный клапан по конструкции аналогичен обратным клапанам системы кондиционирования (см. главу 2).

Обратные клапаны расположены в техническом отсеке у шп. № 72—73 по правому борту.

Инжектор обеспечивает понижение температуры воздуха, подаваемого в носовую часть крыла, кия и стабилизатора. Инжектор представляет собой трубку Вентури, в критическое сечение которой подходит сопло трубопровода. Воздух, пройдя критическое сечение трубки, развивает большую скорость движения, создавая понижение давления вокруг сопла трубопровода. Вследствие этого к потоку горячего воздуха будет подмешиваться холодный.

Два инжектора расположены в носовых частях центроплана, два — в носовых частях стабилизатора и один — в носовой части кия.

Запорный кран 4602 служит для включения или выключения подачи воздуха в противообледенительную систему крыла, кия и стабилизатора. Конструкция крана рассмотрена в главе 2. Управляется запорный кран переключателем 15 (см. рис. 2.1). Переключатель — нажимного действия, что дает возможность установить заслонку агрегата в

любое промежуточное положение. Автомат защиты расположен на правой панели АЗС под трафаретом «Противообледенение, киль, стабилизатор».

Установлен запорный кран в техническом отсеке за гермоднищем у шп. № 70 по правому борту.

Ограничительная шайба обеспечивает ограничение отбора воздуха в линию. По конструкции ограничительная шайба 21 (см рис. 4.1) аналогична трубке Вентури. Одна ограничительная шайба установлена рядом с запорным краном, вторая — в носовой части киля перед инжектором.

Шаровой компенсатор 154.80.7612.095 служит для компенсации перекосов при подсоединении трубопроводов системы к патрубкам отбора воздуха от двигателей. Конструкция компенсатора описана в главе 2.

Трубопроводы служат для транспортировки горячего воздуха в противообледенительной системе. Они выполнены из нержавеющей стали толщиной 0,8 мм. Для уменьшения тепловых потерь трубопроводы заключены в теплоизоляционный материал. Для компенсации тепловых расширений трубопроводы системы имеют два типа соединений: телескопический и с помощью компенсаторов, Компенсаторы, кроме того, обеспечивают выбор монтажных зазоров и перекосов трубопроводов системы.

Компенсатор имеет марку 8Д2.995.016. Рабочей частью компенсатора является сварной гофрированный рукав, к концам которого припаяны фланцы. От каждого двигателя трубопроводы идут в технический отсек к шп. № 70—71, где они подсоединяются к единой магистрали; в этой магистрали установлен запорный кран и ограничительная шайба. За запорным краном общая магистраль разветвляется на два трубопровода. Один, пройдя гермоднище кабины и отсек под полом багажника, поступает в технический отсек (шп. № 40—41), где разветвляется, направляя воздушный поток в правый и левый носки центроплана.

Второй трубопровод по стенке переднего лонжерона доходит до нервюры № 9 и направляет воздух в носовую часть киля. Часть воздуха по трубопроводу между вторым и третьим лонжеронами киля поступает на обогрев стабилизатора. Здесь в трубопроводе предусмотрено подвижное звено (см. рис. 4.2) сеч. Б—Б.

Работа противообледенительных устройств носков крыла, киля и стабилизатора. Сигналом для включения противообледенительных устройств крыла, киля и стабилизатора является загорание красной лампы 7 (см. рис. 4.1). Для включения системы переключатели 4, 13 и 14 ставят в положение «Включено». Сработают электромеханизмы и откроют запорные краны 25. Горячий воздух, пройдя режимные и обратные клапаны, будет дежурить у запорного крана 20. Для открытия крана устанавливают переключатель 15 в положение «Включено». Далее воздух, пройдя запорный кран, направляется в носовые части противообледенительных устройств и выходит в атмосферу.

Контроль за работой системы ведется по двум указателям температуры ТЦТ-13. Указатели 3, 16 расположены на щитке управления системой, а датчики 2, 24 в правых носовых частях крыла и стабилизатора. Температура воздуха, подаваемого в носовую часть киля, не контролируется, так как она будет такая же, как и для стабилизатора.

4.3. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ И ВХОДНЫХ НАПРАВЛЯЮЩИХ АППАРАТОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

В противообледенительных устройствах воздухозаборников и входных направляющих аппаратов (ВНА) двигателей используется горячий воздух, отбираемый за девятью ступенями двигателей. В противообледенительную систему каждого двигателя (рис. 4.4) входят запорный электрокран двигателя 3, кран-регулятор 2, обогреваемый носок воздухозаборника, сигнализатор обледенения ДО-206-1 и трубопроводы.

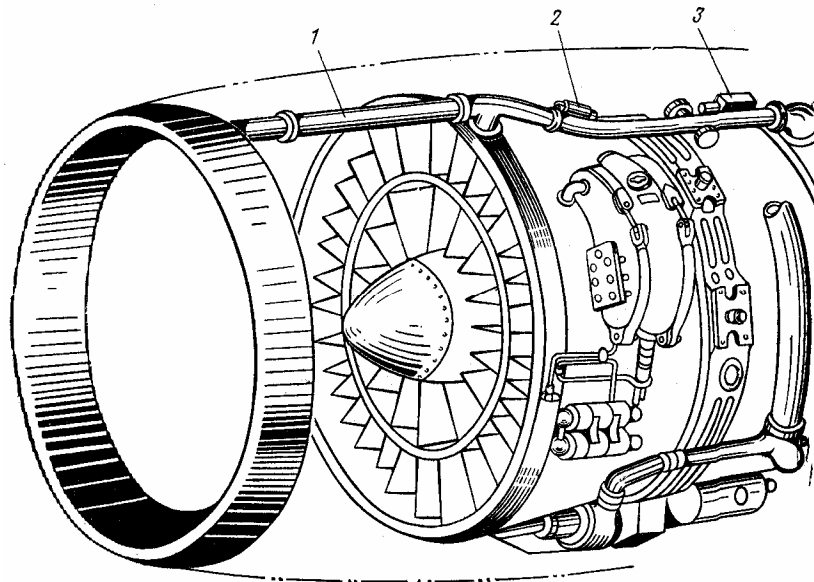


Рис. 4.4. Противообледенительные устройства воздухозаборников и ВНА двигателей: 1 — трубопроводы; 2 — кран-регулятор; 3 — запорный электрокран двигателя.

Запорный электрокран двигателя обеспечивает подачу воздуха в противообледенительную систему воздухозаборников и ВНА двигателей. Данный агрегат рассмотрен в противообледенительной системе носков крыла, киля и стабилизатора.

Кран-регулятор обеспечивает дозировку количества воздуха, подаваемого на обогрев воздухозаборников и ВНА, в зависимости от режима работы двигателя. Кран-регулятор управляет гидроцилиндром, а последний — заслонкой, расположенной в трубопроводе противообледенительной системы. При изменении режима работы двигателя заслонка, поворачиваясь, уменьшает или увеличивает подачу воздуха в противообледенительную систему воздухозаборников и ВНА.

Кран-регулятор и гидроцилиндр расположены на двигателе.

Носок воздухозаборника. По всей носовой части воздухозаборника установлен гофр. Листы гофра образуют воздушные каналы для движения горячего воздуха. В средней части листы гофра сходятся в узкую щель, к которой через сопло подводится горячий воздух. Обогрев носовую часть воздухозаборника, воздух выходит в камеру. Часть воздуха из камеры выбрасывается через отверстия стенки в атмосферу. Сопла коллектора и кольцевая щель гофра образуют эжектор. Через щели эжектора оставшаяся часть воздуха из камеры подсасывается к горячему воздуху. За счет этого уменьшается отбор горячего воздуха от двигателя и понижается температура воздуха, идущего в носок воздухозаборника.

Сигнализатор обледенения ДО-206-1 обеспечивает включение красной лампы, сигнализирующей об обледенении воздухозаборников и ВНА двигателей. Датчик сигнализатора обледенения установлен на входном направляющем аппарате двигателя, красная лампа — на щитке противообледенительных устройств у бортинженера. Над лампой имеется трафарет «Обледенение ВНА». Каждый двигатель имеет свой датчик. Все датчики подают сигнал на одну красную лампу. В случае обледенения красная лампа будет гореть.

Трубопроводы противообледенительной системы воздухозаборников и ВНА двигателей аналогичны трубопроводам системы противообледенения носков крыла, киля к стабилизатора. Они покрыты теплоизоляционным материалом. Крепятся трубопроводы к фюзеляжу и двигателю подвижными и неподвижными соединениями. Температурные расширения трубопроводов компенсируются телескопическими стыками. Трубопровод, идущий от среднего двигателя к воздухозаборнику, съемный и имеет разъемы в местах стыка частей канала воздухозаборника.

Работа противообледенительных устройств воздухозаборников и ВНА двигателей. Сигналом для включения противообледенительных устройств воздухозаборников и ВНА двигателей является загорание красной лампы «Обледенение

ВНА» или красной лампы РИО-3. В этом случае пилот ставит переключатели электрокранов двигателей *4, 13, 14* (см. рис. 4.1) в положение «Включено». Горячий воздух, пройдя электрокраны, заслонку, управляемую краном-регулятором, поступает через эжекторы в носовые части воздухозаборников и направляющий аппарат двигателей. Обогрев воздухозаборник и лопатки направляющего аппарата, воздух выбрасывается в атмосферу и в воздушный канал двигателя. В зависимости от режима работы двигателя расход воздуха будет регулироваться краном-регулятором. Это обеспечивает устойчивую работу двигателя при включенной противообледенительной системе.

4.4. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА ПРЕДКРЫЛКОВ

Носителем энергии в этой системе является трехфазный переменный ток напряжением 115 В. Подвод энергии для обогрева носовой части предкрылков производится циклично, через определенные промежутки времени. При циклическом обогреве на предкрылках образуется тонкий слой льда, который не ухудшает аэродинамических качеств самолета. После разогрева обшивки лед сбрасывается воздушным потоком. Циклическое питание противообледенителей значительно экономит электроэнергию.

Нагревательные элементы предкрылков расположены в их носовой части. Нагревательный элемент *16* (рис. 4.5) расположен между внешней *12* и внутренней *18* обшивками предкрылка. От контакта с обшивками он изолирован листами из стеклоткани *15, 17*. На нижней части предкрылка нагревательный элемент занимает весь размах хорды, а сверху расположен на 5—6% ее длины.

Нагревательные элементы одной половины предкрылков разбиты на восемь секций. Аналогичные секции имеются на второй половине предкрылков. Питание секций осуществляется в следующей последовательности: первая, вторая и так до восьмой, а затем цикл повторяется снова с первой. Нумерация секций идет от корневой части крыла к концевой. Каждая секция находится под током 38,5 с, а 269,5 с она обесточена.

Циклическое питание секций электроэнергией обеспечивает программное устройство. Оно состоит из программного механизма и приставки. Программный механизм имеет электродвигатель, редуктор, блок кулачков, блок выключателей и блок стабилизации. Блок стабилизации стабилизирует скорость вращения кулачков при изменении напряжения, поступающего к электродвигателю.

Электродвигатель через редуктор приводит во вращение кулачки, которые через 38,5 с включают выключатели очередных секций предкрылков. Программный механизм за один оборот вала выделит четыре сигнала для питания секций, а приставка удваивает их для питания восьми секций предкрылков.

В носовой части по всему размаху предкрылков установлен тепловой «нож». Он выполнен из нихромовой фольги марки Х20Н80 шириной 20 мм. Тепловой «нож» в циклической работе секций не участвует и постоянно находится под током. От внешней обшивки тепловой «нож» изолирован тремя слоями стеклоткани *13*. Такие же три слоя *15* изолируют его от нагревательного элемента циклического действия. На внутренней обшивке нагревательного элемента предкрылка ставятся термовыключатели циклической работы секций и теплового «ножа».

Термовыключатели предотвращают перегрев предкрылков и нагревательных элементов во время работы.

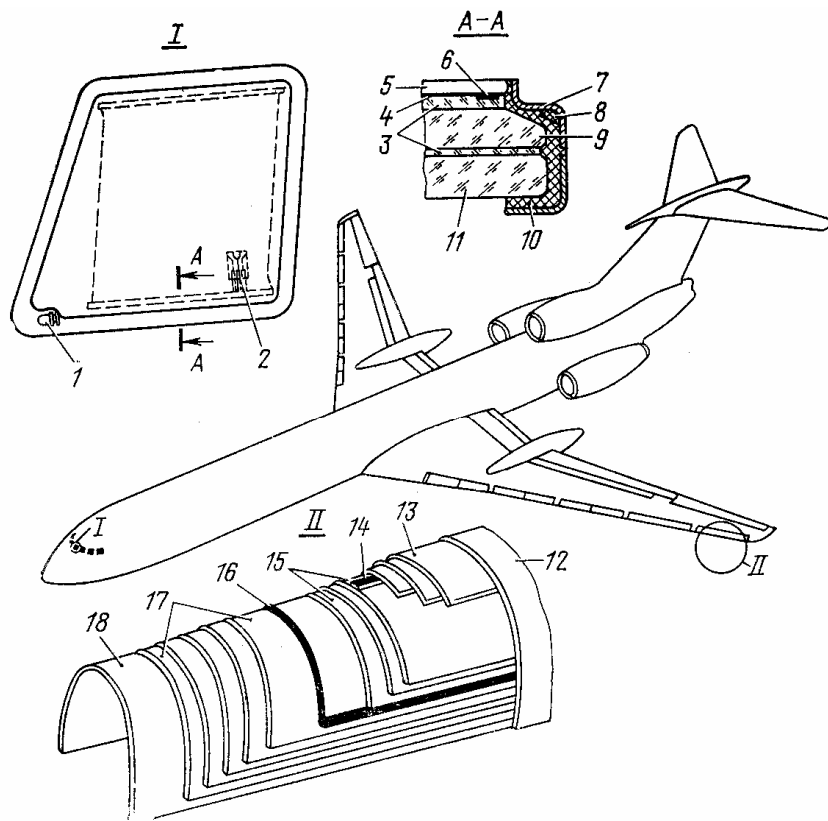


Рис. 4.5. Противообледенительные устройства предкрылков и стекол кабины летчиков: 1 — вилка; 2 — терморезистор ТОС-3; 3 — склеивающий материал; 4 — нагревательный элемент; 5 — внешнее стекло; 6 — токопроводящая шина; 7 — рамка; 8 — сухарь; 9 — среднее стекло; 10 — обрамляющий материал; 11 — внутреннее стекло; 12 — внешняя обшивка; 13, 15, 17 — стеклоизоляция; 14 — тепловой нож; 16 — нагревательный элемент; 18 — внутренняя обшивка.

Работа противообледенительных устройств предкрылков. Для подготовки противообледенительной системы к работе необходимо на правой панели АЗС включить автомат защиты «Противообледенение, предкрылки». Включаются системы выключателем на щитке управления у бортинженера. Над выключателем расположен трафарет «Предкр.» и желтая лампа. Включение противообледенителей на земле заблокировано концевым выключателем, расположенным под шлиц-шарниром амортизационной стойки левой ноги шасси.

Следовательно, система будет работать только после взлета самолета. Контроль за работой системы ведется по загоранию желтой лампы и по амперметру, установленному на панели энергоузла у бортинженера. При исправной работе системы желтая лампа периодически загорается на 38,5 с через каждые 269,5 с. Желтая лампа подсоединена к линии питания четвертых секций предкрылков.

4.5. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА СТЕКОЛ ФОНАРЯ КАБИНЫ ПИЛОТОВ

На самолете обогреваются три стекла пилотов: два боковых и одно лобовое. Обогрев стекол исключает их обледенение и запотевание как в полете, так и на земле. Нагрев стекол ведется переменным током напряжением от 190 до 250 В.

В противообледенительное устройство стекол (см. рис. 4.5) входят электрообогреваемые стекла, один автомат обогрева стекол АОС-81М, три трансформатора, три выключателя и автоматы защиты сети.

Электрообогреваемые стекла выполнены из силикатного триплекса. Они имеют три стекла: внешнее 5, внутреннее 11 и среднее 9.

Внутреннее и среднее стекла силовые. Они воспринимают нагрузки от избыточного давления воздуха в гермокабине и воздушные нагрузки. Внешнее стекло несиловое. Оно является защитой для токопроводящей пленки и рассчитано на тепловые расширения при нагреве. Все стекла склеены между собой в единый блок, который заключен в дуралюминовую рамку 7 с обрамляющим материалом 10. Такая конструкция исключает образование осколков в случае разрушения стекла. На внутренней стороне внешнего стекла устанавливается нагревательный элемент 4 и два терморезистора 2 — основной и резервный. Нагревательный элемент представляет собой прозрачную токопроводящую пленку с большим сопротивлением. Подвод энергии к стеклу осуществляется через вилку 1.

Терморезистор, сигнализируя о нагреве стекла, исключает его перегрев. При повышении температуры стекла сопротивление терморезистора уменьшается, что является сигналом для прекращения подачи электроэнергии на обогрев стекла.

Автомат обогрева стекол А0С-8Щ служит для прекращения подачи электроэнергии на обогрев стекол по сигналам от терморезистора. Он имеет три независимых канала регулирования. Каждый канал обеспечивает питание одного стекла. Управление каналами ведется тремя переключателями, расположенными на верхнем электрощитке пилотов. Эти же переключатели обеспечивают включение и выключение системы обогрева стекол. Автомат обогрева стекол и три повышающих трансформатора расположены под полом пилотов между шп. № 7—8.

Работа системы обогрева стекол. Система готова к работе после включения трех автоматов защиты трансформаторов на левой панели АЗС и трех выключателей на верхнем электрощитке пилотов. При этом вступает в работу автомат обогрева стекол А0С-81М, подающий питание к трансформаторам. Последние направляют электроэнергию к токопроводящим пленкам стекол. При разогреве стекла терморезистор уменьшает свое сопротивление. Этот сигнал принимает автомат обогрева стекол и выключает питание стекол электроэнергией. После охлаждения стекла сопротивление терморезистора повышается, и А0С-81М вновь включает питание стекла. Так регулируется температура стекла, предотвращая его перегрев.

Контроль за работой системы на земле ведется путем прощупывания рукой наружной части стекла. Чтобы не было перегрева стекол при проверке работы системы на земле, электрическая цепь заблокирована концевым выключателем и шунтирующим резистором. Концевой выключатель расположен под шлиц-шарниром левой амортистойки шасси. Резистор включен параллельно терморезисторам стекол.

При температуре наружного воздуха выше 10° С включение обогрева стекол не происходит. Для лучшего обдува изнутри кабины стекол фонаря пилотов кабинным воздухом на самолете установлены два вентилятора. Переключатели управления вентиляторами установлены на верхнем электрощитке пилотов.

Автоматы защиты их расположены на правой панели АЗС.

4.5. ОБСЛУЖИВАНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ САМОЛЕТА

Перед полетом следует проверить работу запорных электрокранов двигателей. С этой целью переключатели 4, 13, 14 (см. рис. 4.1) ставят в положение «Включено»; при этом должны загореться три желтые лампы 9, 11 и 12. После выключения электрокранов лампы погаснут. Открытие запорного крана 4602 осуществляют переключателем 15. Работу крана проверяют по шуму, создаваемому электромеханизмом МПК-5А, расположенным в техническом отсеке (шп. № 70—71). Положение запорного крана 4602 можно определить по риску на конце вала и по делению на торце заглушки. В открытом его положении риска совпадает с цифрой «90», если риска расположена против цифры «0», то кран закрыт.

Работу противообледенительных устройств носков крыла, кия и стабилизатора проверяют после запуска двигателей при их работе на малом газе. Для проверки необходимо:

включить запорные электрокраны двигателей (при этом загорятся три желтые лампы) и переключателем 15 включить запорный кран 4602 системы.

Контролировать подачу воздуха необходимо по указателям ТЦТ-1 с трафаретом «Крыло» и «Стабилизатор». Кроме этого, надо убедиться, что струя теплого воздуха выходит через жалюзи на нижней поверхности центроплана. При проверке не допускать повышения температуры воздуха по указателям выше + 100° С во избежание перегрева носков системы и их деформации.

После проверки выключить систему с помощью переключателей 4, 13, 14 и 15, поставив их в положение «Выключено».

Работу противообледенительных устройств предкрылков перед каждым вылетом проверяют с помощью тестера наземной проверки НТПП-3. Проверку надо вести от источников аэродромного питания или, при работающих двигателях, от генераторов. Кроме этого, проверяют исправность блокировки противообледенительных устройств предкрылков. При включенных автоматах защиты и переключателях системы у бортинженера система не должна работать. Категорически запрещается производить проверку работы без тестера, путем обжатия концевого выключателя на амортизационной стойке шасси, так как возможен перегрев нагревательных элементов и выход их из строя. При проверке работы системы пребывание обслуживающего персонала на плоскостях крыла не допускается.

Систему обогрева стекол включают на земле с целью проверки, а также для удаления льда и запотевания стекол во время стоянки, руления и перед взлетом. Обогрев стекол начинает эффективно работать после 5—6-минутного прогрева. Если температура воздуха выше +30°С, на период проверки надо выключить, автомат защиты «Обжат, шасси», расположенный в РК хвостовой (левая панель генераторов). После проверки автомат защиты надо вновь включить.

При растрескивании внешнего стекла во время полета или на стоянке возможен полет до порта базирования или назначения, но обогрев данного стекла включать запрещается. В случае появления на стеклах дефектов, мешающих. Пилотированию, их надо заменить.

Глава 5. Бытовое оборудование и аварийно-спасательные средства самолета Ту-154

1. БОРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Бытовое оборудование предназначено для создания пассажирам и членам экипажа нормальных условий пребывания в самолете во время полета и для обеспечения их безопасности при аварии самолета. К бытовому оборудованию относится оборудование пассажирских кабин, буфета-кухни, туалетные комнаты, вестибюли и гардеробы, аварийно-спасательное оборудование и система водоснабжения и канализации.

Оборудование пассажирских кабин выполнено в мягких тонах, не вызывающих утомление пассажиров во время полета. Внутренняя часть кабин представляет собой многогранник, выполненный с помощью съемных панелей. Панели имеют металлический каркас, обтянутый павиномом. Панели расположены следующим образом: сверху — потолочные, по бокам — багажные полки, ниже — панели отражателей света и межконные, затем панели фальшборта.

Общее освещение пассажирских салонов осуществляется центральными плафонами, расположенными вдоль кабин под потолком. Лампы плафонов закрыты органическим стеклом молочного цвета. Часть ламп работает при общем, остальные — при дежурном освещении салонов.

Багажные полки располагаются сверху вдоль пассажирских кабин и служат для размещения мелких вещей пассажиров.

При включении ламп дневного света, расположенных внутри полок, нижняя часть последних освещается ровным светом. На нижних панелях багажных полок установлены: нумерация рядов кресел, кнопки вызова бортпроводника, лампы индивидуального освещения с кнопками их включения и насадки индивидуальной вентиляции. Вдоль пассажирских кабин в основании багажных полок размещены решетки для выхода воздуха на общую вентиляцию гермокабины.

Панели багажных полок съемные и крепятся к каркасу фюзеляжа болтами. Подход к болтам крепления осуществляется через корневую часть полок, имеющую откидные панели. Ниже откидных расположены панели, обтянутые поролоном, для отражения дневного света. По бортам фюзеляжа установлены съемные межоконные панели. Они являются частью отделки кабин. Панели имеют вырезы под окна со шторкой-светофильтром. Шторка может убираться вверх по направляющим панели. Крепятся межоконные панели лентами с эксцентриковыми замками.

Кабина экипажа отделана фанерными панелями, оклеенными по лицевой поверхности декоративным дублером. Полы салонов и кабины экипажа покрыты ковровыми дорожками, что, кроме улучшения внешнего вида, исключает возникновение шума при движении пассажиров. Для отделки бытовых помещений самолета применяются, в основном, неметаллические и синтетические материалы. К ним относятся павинол, пенопласт ПХВ-1, слоистый пластик, поропласт, дублер, линолеум, полистирол, нержавеющей сталь и другие. В основном, эти материалы не горят по удалении источника пламени и не поддерживают горение. Бытовые помещения фюзеляжа разделены перегородками, выполненными из перфорированного пенопласта с наружной облицовкой из павинола или дублера. Все перегородки съемные для изменения компоновки самолета и улучшения его ремонта.

Пассажирские салоны имеют двух- и трехместные блоки кресел, размещенные по бортам фюзеляжа. Оба типа кресел выполнены одинаково из одних и тех же конструктивных элементов. Между креслами находится проход для пассажиров и обслуживающего персонала.

Стационарные пассажирские столы расположены перед первыми рядами кресел обоих салонов. Для грудных детей на самолете имеются детские люльки. В походном положении они размещаются на багажных полках, в рабочем положении подвешены к ним с помощью замков.

В зависимости от компоновки кресла могут быть двух типов — туристские и первого класса. Трехместный туристский блок кресел состоит из каркаса, трех спинок, трех подушек, четырех подлокотников с пепельницами и других деталей.

Все кресла имеют привязные ремни и съемные подголовники. На кресле размещается откидной столик для приема пищи, карманы для литературы и гигиенического пакета. Спинка и подушка кресла закрыты чехлами. Чехлы крепятся легкоразъемными замками-застежками.

Пепельница имеет ручку, с помощью которой можно выдвинуть ее из подлокотника.

Карман для спасательного жилета расположен под подушкой сидения. Подушка откидывается вертикально при извлечении жилета и для удобства посадки пассажиров. С целью улучшения комфорта подлокотники кресел сделаны откидными, за исключением расположенных по бортам фюзеляжа. Однако у четвертого ряда в первом салоне и у восьмого — во втором салоне эти подлокотники откидываются для эвакуации пассажиров через аварийные люки.

Спинка кресла может отклоняться на угол от 15 до 36 градусов. Для регулировки отклонения спинки в конструкции кресла предусмотрен гидравлический замок.

Гидравлический замок обеспечивает бесступенчатую регулировку отклонения спинки кресла, а также фиксирует спинку в отклоненном положении. Заглушкой 1 (рис. 5.1) замок крепится к спинке, а ухом 6 к каркасу кресла. Поршень делит цилиндр на полости А и Б, заполненные жидкостью. Разобщение полостей осуществляется шариком 8. При этом запертая в полостях жидкость не дает перемещаться поршню, а следовательно, и спинке

кресла. Управляется замок от кнопки сидения, расположенной в подлокотнике. Усилие от кнопки передается на рычаг 5. Рычаг поворачивается и через толкатель 4 поднимает шарик над седлом. От передачи усилия на заглушку цилиндр 2 перемещается вниз и жидкость перетекает из полости А в полость В. При этом пружина 7 сжимается и при нажатии на спинку кресла угол наклона ее увеличивается. Уменьшение угла наклона осуществляется за счет распрямления пружины 7. В этом случае жидкость перетекает из полости В в полость А.

Отпустив кнопку управление спинкой, пружина 10 посадит шарик на седло. Сообщение полостей между собой прекратится. Жидкость, запертая в полостях, будет являться гидроупором, препятствующим изменению положения спинки.

Кресла крепятся к рельсам поля с помощью замков. С целью облегчения монтажа кресел в первом салоне на рельсы нанесена информация. Красные полости показывают место установки кресла туристского класса, зеленые—первого класса.

Установка кресел ведется следующим образом. Потянуть ручку, расположенную в задней части ножек кресел, и повернуть фиксатор на 90°. Установить штыри ножек кресел в отверстия рельсов, сдвинув их до совпадения фиксатора с вырезами в рельсе. Затем повернуть ручку фиксатора на 90⁰ и отпустить ее. Снятие кресел производится в обратном порядке.

Буфет-кухня расположена между первым и вторым пассажирскими салонами, чем достигается удобство обслуживания пассажиров. Буфет обеспечивает членов экипажа и пассажиров горячим и холодным питанием. Передняя перегородка буфета съемная и может устанавливаться по шп. № 28, 29 и 31 в зависимости от компоновки самолета. В помещении буфета-кухни расположены контейнеры для вторых блюд, духовые шкафы, электрокипяильники, холодильные шкафы и другое оборудование, размещенное на этажерках.

В месте установки электрооборудования смонтированы защитные козырьки из нержавеющей стали, предохраняющие облицовку буфета от нагревания.

Загрузка буфета продуктами осуществляется через служебную дверь, расположенную по правому борту. Кроме центрального освещения буфет имеет лампы дневного света у рабочих мест бортпроводников. В помещении буфета находится щиток бортпроводника, на котором размещаются автоматы защиты Я переключатели управления оборудованием кухни и пассажирских кабин. Для удобства обслуживания питанием пассажиров предусмотрены тележки БСТ-2. Тележки, в сложенном виде, могут храниться в гардеробах.

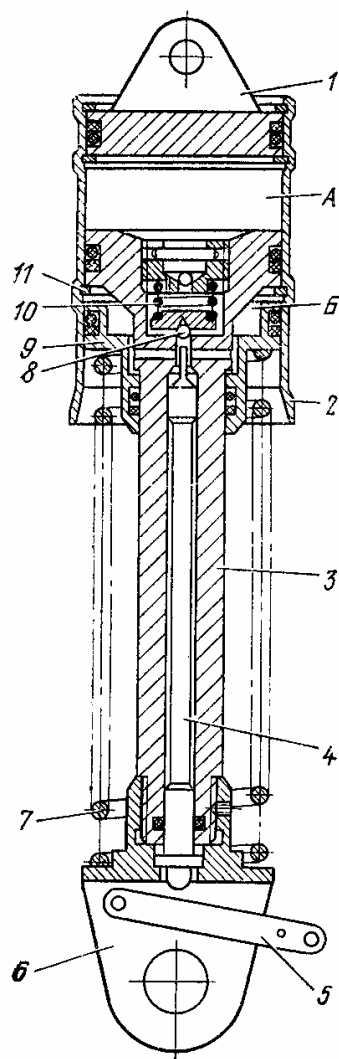


Рис. 5.1. Гидравлический замок:

1 — заглушка; 2 — цилиндр; 3 — поршень; 4 — толкатель; 5 — рычаг; 6 — ухо; 7, 10 — пружина; 8 — шарик; 9 — корпус; 11 — кольцо.

Туалетные комнаты. На борту самолета находятся четыре туалетные комнаты. Одна расположена в переднем вестибюле, три — в задней части второго салона. В туалетных комнатах (рис. 5.2) размещается раковина умывальника 6, зеркало 1, розетка для электробритв 4, кнопка вызова бортпроводника 3, термос с питьевой водой 5, унитаз и другое подсобное оборудование.

Полы туалетной комнаты выполнены из материалов, стойких против коррозии, и образуют вид поддона. К полу приклеиваются на герметике резиновые коврики. Тщательная герметизация пола исключает попадание влаги и химжидкости в помещения, расположенные под ними. Для освещения туалетов пользуются плафонами 15. Доступ в туалетную комнату обеспечивается через створчатые складные двери, которые запираются изнутри на замок. При наличии пассажира в комнате перед дверью, на притолоке, загорается табло «Туалеты заняты». Во время обслуживания необходимо следить, чтобы в туалетных комнатах имелись рулон туалетной бумаги, мыло, термос с кипяченой водой, бумажные салфетки, бумажные стаканчики, прокладки для унитаза, щетки и совок для мусора.

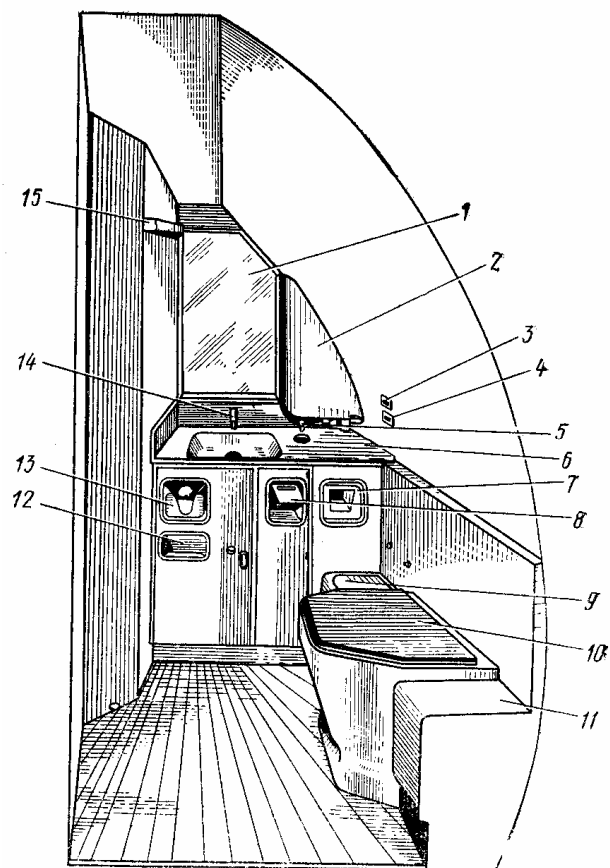


Рис. 5.2. Задний боковой туалет:

1 — зеркало; 2 — шкаф для термоса; 3 — кнопка вызова бортпроводника; 4 — розетка для электробритвы; 5 — термос; 6 — раковина умывальника; 7 — отсек для гигиенических прокладок; 8 — туалетная бумага; 9 — тумбочка для использованной бумаги; 10 — крышка унитаза; 11 — унитазная тумбочка; 12 — отсек для использованных стаканчиков; 13 — отсек для салфеток; 14 — кран; 15 — плафон

Вестибюли и гардеробы относятся к вспомогательным помещениям. Вестибюли служат для приема пассажиров на борт самолета. Гардеробы обеспечивают размещение и хранение верхнего платья и головных уборов пассажиров. Передний и задний вестибюли расположены по левому борту между шп. № 12—14 и 34—36 соответственно. По правому борту между этими шпангоутами расположены гардеробы. В каждом вестибюле размещается зеркало, откидные кресла бортпроводников, отсеки для размещения надувных трапов и розетки для подключения пылесоса. На пол перед входной дверью кладется резиновый коврик. В переднем вестибюле, кроме этого, имеется шкафчик бортпроводника, ниша для складного трапа и люк с крышкой для доступа в технический отсек.

Стены и потолки вестибюля и гардеробов облицованы павиномом и дублером. Гардеробы закрываются портьерами. Они имеют полочку для головных уборов, штанги с плечиками для хранения пальто, переносные огнетушители, топоры и тележки БСТ-2. Для оказания медицинской помощи на шп. № 36 размещается аптечка с медикаментами.

В зимний период можно оборудовать третий гардероб. Для этого снимают два последних ряда кресел во втором салоне. Третий гардероб располагается между шп. № 61—64. Для верхнего пальто членов экипажа между шп. № 9—11, слева по борту находится небольшое помещение. Служебный гардероб расположен в переднем вестибюле между шп. № 10—12.

5.2. АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫЕ СРЕДСТВА

Аварийно-спасательные средства обеспечивают возможность сохранить жизнь пассажирам и членам экипажа при аварии самолета. К ним относятся два надувных трапа ТН-2, два матерчатых желоба, шесть спасательных канатов, три ограничительные ленты, спасательные жилеты, две аварийные радиостанции и четыре надувных плота. Размещение аварийно-спасательных средств на самолете показано на рис. 5.3.

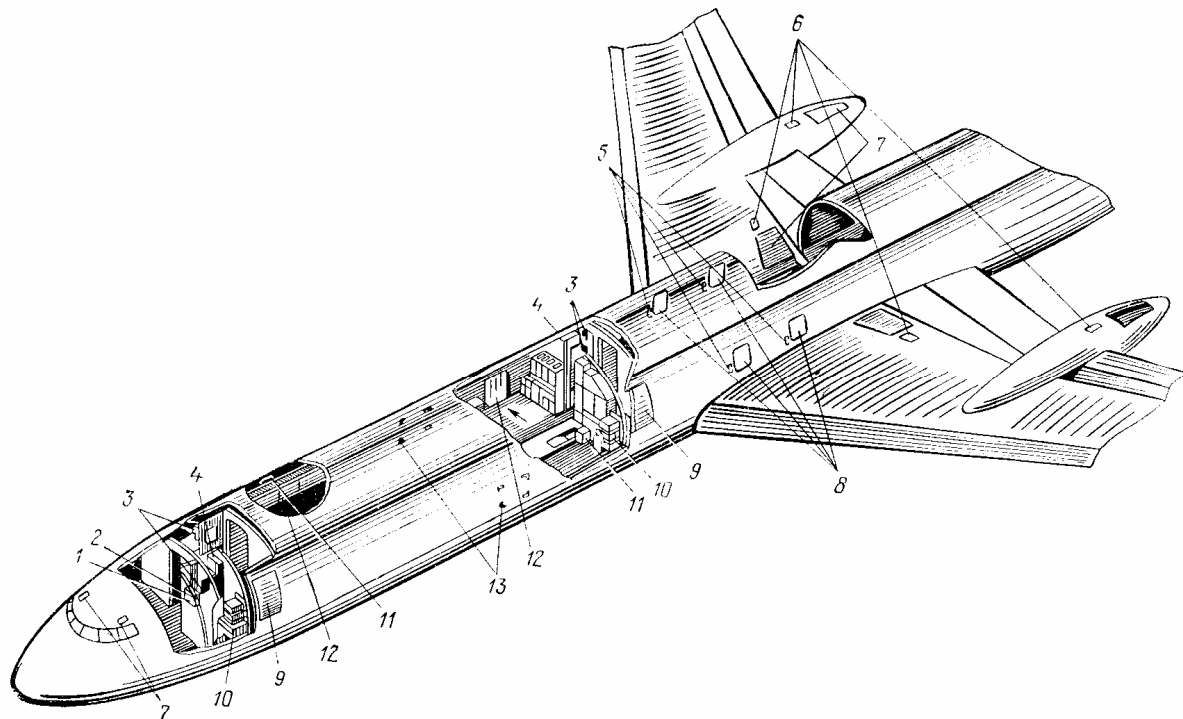


Рис. 5.3. Размещение аварийно-спасательных средств:

1 — аварийная радиостанция Р-855УМ; 2 — патроны; 3 — топоры; 4 — спасательные жилеты экипажа; 5 — спасательные канаты; 6 — механизмы управления выпуском плотов; 7 — надувные плоты; 8 — аварийные люки; 9 — основные выходы; 10 — трап ТН-2; 11 — матерчатые желоба; 12 — аварийные выходы; 13 — места для вырубки.

Надувной трап ТН-2 служит для покидания пассажирами самолета при отсутствии наземных трапов и стремянок. Трап представляет собой замкнутый кольцевой желоб с днищем. Материалом для желоба и днища является прорезиненная ткань. В верхней части он имеет поручни и устройство для крепления к самолету в рабочем положении. Трап надувается углекислотой из баллона. Давление углекислоты в трапе равно $0,4\text{—}0,5\text{ кгс/см}^2$. Повышение давления предотвращается предохранительным клапаном, установленным в нижней части трапа. В нерабочем положении трап сложен и упакован в чехол. Чехол (рис. 5.4) закреплен двумя ремнями 11 к подвижному основанию 16, расположенному на створке 2. Створка имеет вид рамы, выполненной из профилей, и магниевого листа, прикрепленного к ней. Снаружи лист обтянут павином. Внутри рамы установлены рельсы, по которым может перемещаться подвижное основание с трапом. Сверху на створке расположена ручка 9, которая фиксируется замком 3 при установке трапа перед выводом. Замок имеет корпус 5, стопор 8 и пружину 7. Сверху замок закрыт стальной пластиной 6 с прорезями. Баллон крепится на подвижной каретке 10 в нише перегородки вестибюля. При открытии створки баллон с кареткой перемещается по рельсам пола ниши.

Чтобы привести трап в рабочее положение, необходимо повернуть ручку 9 вверх до упора и открыть створку. Ручка при открытой створке запирается стопором замка. Затем переместить трап к проему двери за ручки, расположенные на чехле. Расстегнуть ремни и,

потянув трос *12*, вынуть шпильки из штырей чехла. Выбросить трап из самолета. После этого повернуть рукоятку затвора баллона и наполнить трап углекислотой.

Пассажиры покидают самолет, съезжая по трапу сидя или на спине. В случае приземления самолета на водное пространство надувной трап можно использовать как плавательное средство. Размещены надувные трапы в нишах перегородок переднего и заднего вестибюлей.

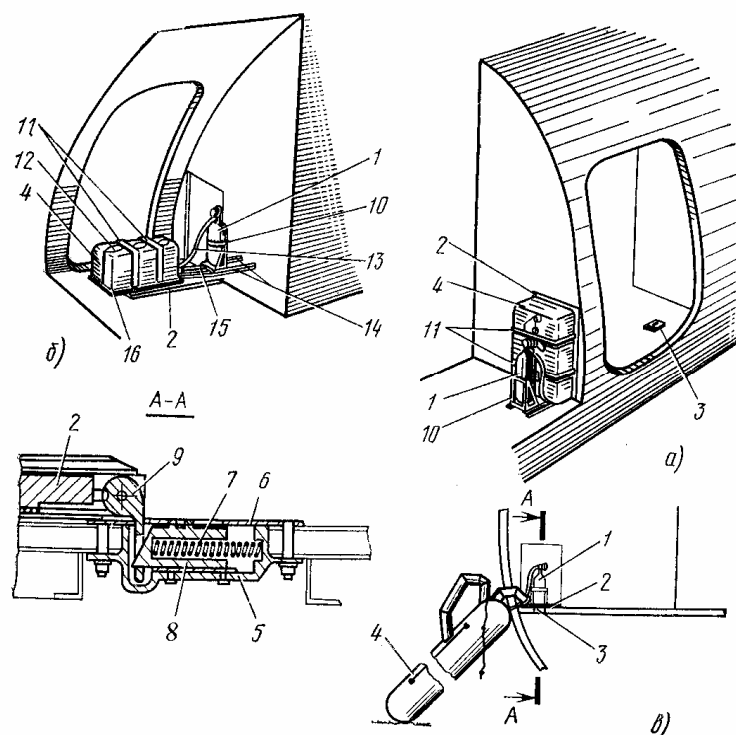


Рис. 5.4. Надувной трап:

а — в полете; *б* — перед раскрытием; *в* — в рабочем положении;

1 — баллон; *2* — створка; *3* — замок; *4* — надувной трап; *5* — корпус замка; *6* — пластина; *7* — пружина; *8* — стопор; *9* — ручка; *10* — каретка; *11* — ремни; *12* — трос со штырями; *13* — соединительный рукав; *14* — рельсы; *15* — жесткое звено; *16* — подвижное основание.

Матерчатый желоб выполняет ту же функцию, что и надувной трап. Желоб выполнен из двух слоев кирзы с вшитыми шнурами по краям. Сверху желоб имеет четыре серьги для фиксации в проеме аварийного выхода. К двум из них крепятся канаты, по которым члены экипажа спускаются на землю. Спустившись, они поддерживают матерчатый желоб, пока пассажиры съезжают по нему.

Матерчатые желоба находятся: один в нише буфета-кухни, у шп. № 33, второй — на полке для ручной клади, по правому борту у шп. № 20.

Спасательные канаты обеспечивают покидание самолета при посадке на землю и воду. Канат выполнен из капроновой ленты с нашитыми через 400 мм упорами из той же ленты. При посадке на воду канаты используются для спуска и перехода пассажиров на надувные плоты.

Один конец спасательного каната закреплен на крышке, закрывающей нишу для каната, свернут в бухту и привязан к ней нитками, второй — крепится в конструкции фюзеляжа. На крышке нанесена информация «Спасательный канат». При пользовании канатом нажимают на замок крышки, срывают нитки крепления каната и выбрасывают его из самолета.

Четыре спасательных каната размещаются в проемах у аварийных выходов, два — в кабине экипажа, над форточками.

Ограничительные ленты обеспечивают безопасность обслуживающему персоналу при работе в кабине с открытыми дверями. Лента изготовлена из капроновой ткани. В полете

она висит вдоль двери. На стоянке ее закрепляют поперек проема двери. Ограничительные ленты имеются у основных выходов и у аварийного.

Спасательные жилеты АСЖ-63П служат для поддержания пассажиров и членов экипажа на плаву при посадке самолета на воду.

Спасательные жилеты пассажиров хранятся в карманах под подушками сидений, а для членов экипажа — в служебном отсеке и в нише заднего гардероба.

Аварийная радиостанция Р-855УМ служит для подачи сигнала бедствия. На самолете имеется два комплекта радиостанций. Они расположены в коробке гардероба членов экипажа. На крышке коробки имеется надпись «Аварийные радиостанции».

Надувные плоты служат для передвижения пассажиров по водному пространству. Надувные плоты изготовлены из прорезиненной ткани. В основании плот, для большей надежности и плавучести, имеет две камеры. В центре к ним привулканизирована прорезиненная ткань, при наполнении газовой смесью образующая цилиндр. Этот цилиндр распрямляет тент над основанием плота. Основание плота заполняется газовой смесью из баллона, расположенного на нем, а цилиндр заполняется смесью из другого баллона. На каркасе плота закреплен радиобуй.

Два надувных плота расположены в контейнерах гондол шасси, два — в хвостовой части центроплана, справа и слева от фюзеляжа.

Система управления выпуском плотов служит для открытия замков крышек контейнеров, в которых размещены плоты, а также приводит в действие баллон для наполнения плота газовой смесью. Система включает в себя (рис. 5.5) баллон 5, манометр 20, редуктор 7, кран, четыре механизма управления выпуском плотов 10 и 19, двенадцать замков крышек контейнеров 13 и 18, рычаги 11 и тросовую проводку 12.

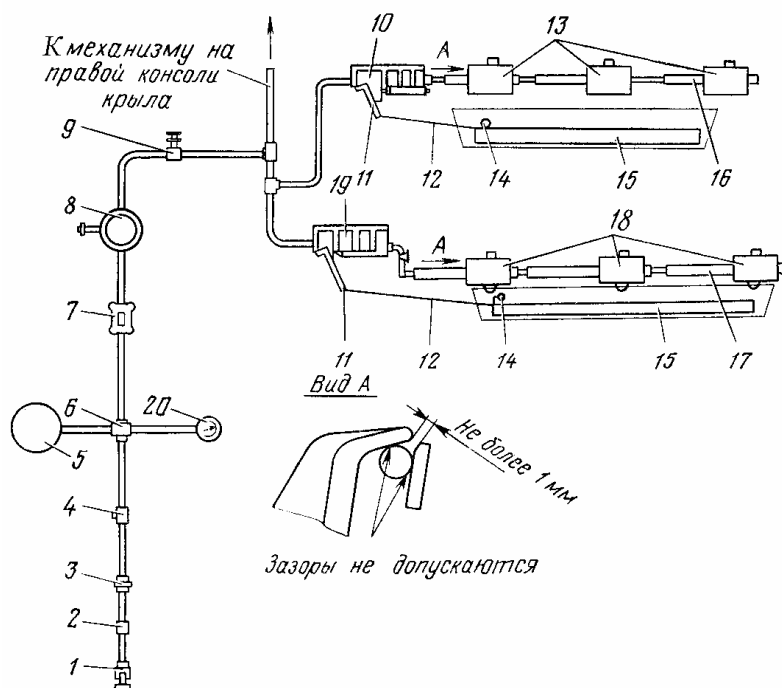


Рис. 5.5. Принципиальная схема выпуска плотов:

1 — штуцер; 2 — переходник; 3 — фильтр; 4 — редукционный клапан; 5 — баллон; 6 — крестовина; 7 — редуктор; 8 — кран; 9 — тройник; 10, 19 — механизмы управления выпуском плотов; 11 — рычаг; 12 — трос; 13 — замки крышек контейнеров крыла; 14 — баллон с пусковой головкой; 15 — надувной плот; 16, 17 — тяги; 18 — замки крышек контейнеров гондолы шасси; 20 — манометр.

Для зарядки баллона воздухом имеется штуцер 1, фильтр 3 и редукционный клапан 4. Баллон заряжается до давления 150 кгс/см², которое контролируется манометром 20. Рабочее давление в системе управления поддерживается редуктором 7 и равно 60 кгс/см².

Основными узлами механизма управления выпуском плотов (рис. 5.6) являются цилиндры 17 и 29, фиксатор 13, шариковый замок 15 и замки крышек контейнеров.

Цилиндр 29 обеспечивает снятие рукоятки с фиксатора. Для открытия фиксатора воздух, поступающий через штуцер 7 (рис. 5.7) выдвигает шток 4. Шток поднимает фиксатор, и последний освобождает рукоятку; при этом пружина цилиндра сжимается. Шток, выдвигаясь, открывает штуцер 6, через который воздух идет в цилиндр 17 (см. рис. 5.6) для открытия замков крышек контейнеров. После падения давления воздуха пружина возвращает шток в исходное положение.

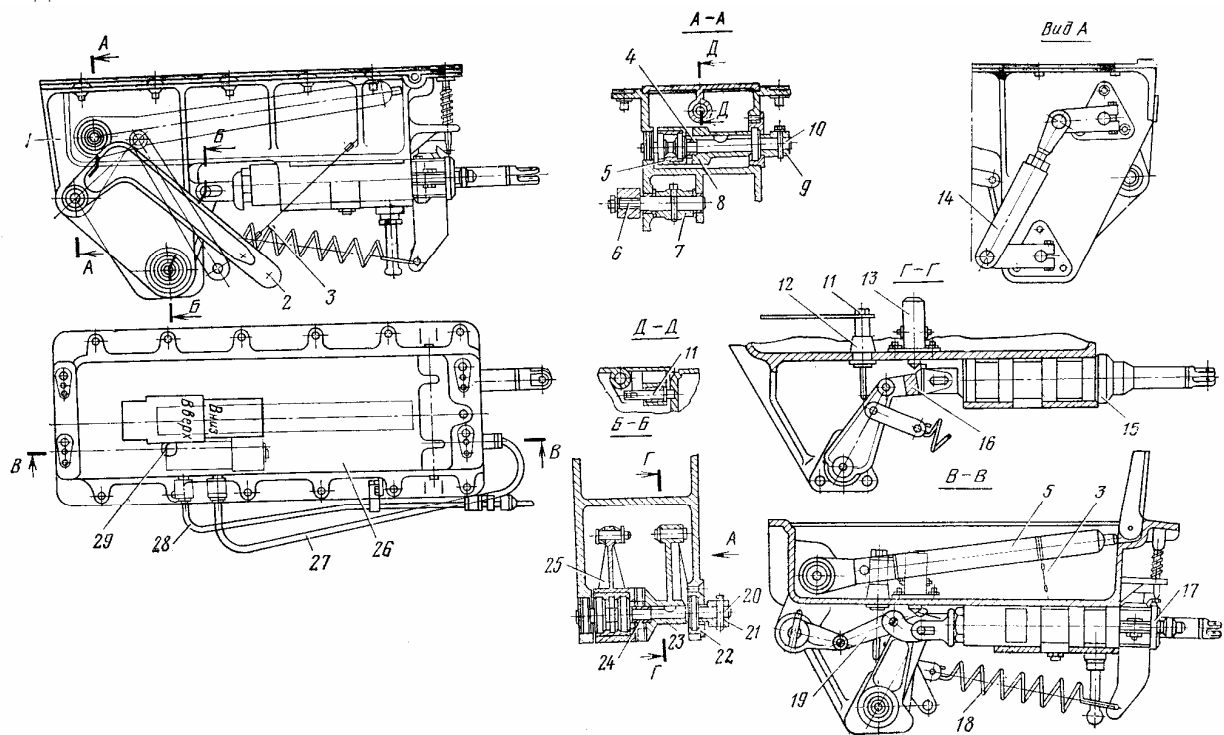


Рис. 5.6. Механизм управления выпуском плотов:

1 — корпус; 2 — рычаг; 3 — проволока; 4, 8, 24 — втулка; 5 — рукоятка в сборе; 6, 10, 20 — ось; 7, 9, 21, 23, 25 — качалка; 11 — стопор с трафаретом; 12 — основание стопора; 13 — фиксатор; 14, 16 — тяги; 15 — шариковый замок; 17 — цилиндр открытия замков контейнеров; 18 — пружина; 19 — пластина; 22, 26 — крышка; 27, 28 — трубопровод; 29 — цилиндр расфиксации рукоятки.

Фиксатор 13 обеспечивает дополнительное запираение механизма управления выпуском плотов в закрытом положении, предотвращая перемещение штока шарикового замка. Штырь 2 (рис. 5.8) сверху окрашен в красный цвет. При открытом фиксаторе штырь виден, при закрытом — утоплен в корпусе 1.

Цилиндр 17 (см. рис. 5.6) приводит в действие систему тяг и качалок с целью открытия шарикового замка, замков крышек контейнеров и включает систему газонаполнения плотов. После расфиксации рукоятки воздух поступает от цилиндра расфиксации 29 в цилиндр 17. Шток цилиндра, выдвигаясь, приводит в действие механизм управления выпуском плотов. Пружина 7 (рис. 5.9) при выдвигении штока сжимается. В случае падения давления воздуха пружина возвращает детали в исходное положение. Ударные нагрузки при этом снимаются кольцом 6.

Шариковый замок (рис. 5.10) служит для дополнительной фиксации замков крышек контейнеров в закрытом положении. К золотнику 5 крепится тяга механизма управления, связанная с рукояткой. При повороте рукоятки тяга перемещается и тянет золотник вправо. Под шариками 2 замка оказывается меньший диаметр золотника, и они западают в золотник. Штоки 1 и 4 после этого могут перемещаться. Усилие через штоки и тягу передается на ползун замка крышек, перемещая последний и открывая замки. Для возврата системы в

первоначальное положение необходимо, чтобы штоки и золотник переместились влево. Это перемещение осуществляется усилием пружины 18 (см. рис. 5.6).

Замки крышек контейнеров служат для запирания крышек контейнеров плотов. К ползуну 8 (рис. 5.11) крепятся тяги, усилие на которые передается от цилиндра 17 (см. рис. 5.6) и шарикового замка 15. Ползун имеет выступ, который через шарик 9 (см. рис. 5.11) удерживает крючок от поворота. При работе системы ползун перемещается и шарик, скатываясь с выступа ползуна, освобождает крючок 3. Крючок повернется от усилия пружины 2 и освободит скобу крышки контейнера. При движении ползуна в исходное положение от усилия пружины 18 (см. рис. 5.6) шарик поднимается на выступ ползуна. Усилие, передаваемое от шарика, поворачивает крючок. При этом пружина 2 (см. рис. 5.11) растягивается, и крючок, захватив скобу, закрывает крышку контейнера. Стопор 11 (см. рис. 5.6) исключает открытие крышек контейнеров в случае полета самолета без надувных плотов. При установке плотов стопор вывертывают и хранят в кармане контейнера.

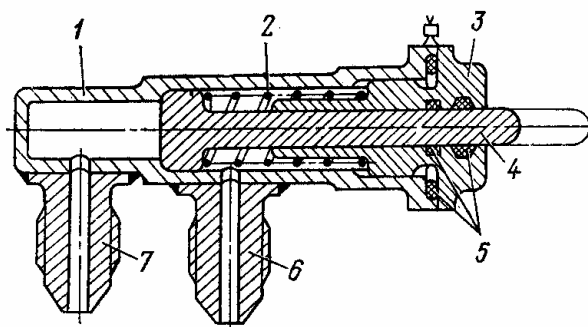


Рис. 5.7. Цилиндр расфиксации рукоятки:

1 — корпус; 2 — пружина; 3 — крышка; 4 — шток; 5 — уплотнение; 6, 7 — штуцер.

На самолете установлено четыре механизма управления выпуском плотов. Они расположены рядом с контейнерами. Механизмы закрываются крышками. Замок крышки имеет две пластины с информацией «Вниз», «Вверх».

Работа системы управления выпуском плотов. Чтобы выпустить надувные плоты, открывают кран 8 (см. рис. 5.5). Воздух из баллона через редуктор 7, кран 8 поступает в четыре механизма управления выпуском плотов 10 и 19. По трубопроводу 28 (см. рис. 5.6) он попадает в цилиндр расфиксации рукоятки 29. Шток цилиндра, выдвигаясь, открывает фиксатор 13. Фиксатор освобождает рукоятку 5. Затем воздух по трубопроводу 27 поступает в цилиндр 17. Шток цилиндра через систему тяг и качалок связан с ползунами замков крышек контейнеров и с рычагом 2. Через тяги и качалки открываются замки крышек контейнеров.

После открытия замков крышек контейнеров рычаг 2 совершает свободный ход, равный 25 мм, а затем через трос 12 (см. рис. 5.5) включает в действие систему газонаполнения плота. Свободный ход рычага 2 (см. рис. 5.6) после включения системы должен быть не менее 25 мм. Газовая смесь, поступающая в плот, наполняет его. Размеры плота увеличиваются, и он вываливается из контейнера на воду. Время заполнения надувного плота не должно превышать двух минут. В случае неисправности воздушной системы управления выпуском плотов их можно выпустить механическим способом. Для этого надо выйти на крыло через аварийный люк 8 (см. рис. 5.3) фюзеляжа, нажать на пластину с надписью «Вниз» и потянуть пластину с надписью «Вверх». В результате этого откроется замок крышки механизма управления выпуском плота.

Затем для открытия замков крышек контейнеров надо открыть крышку механизма управления и потянуть рукоятку 5 (см. рис. 5.6) вверх, после чего снять крышки контейнеров. Рукоятка при этом должна удерживаться в верхнем положении. Чтобы выпустить плот, необходимо потянуть за трос 12 (см. рис. 5.5); далее система будет работать как описано выше. Для выпуска остальных трех плотов проделать аналогичную операцию. При эксплуатации самолета необходимо два раза в год проверять срабатывание системы выпуска плотов. Проверка должна производиться при установке на самолет технологических плотов.

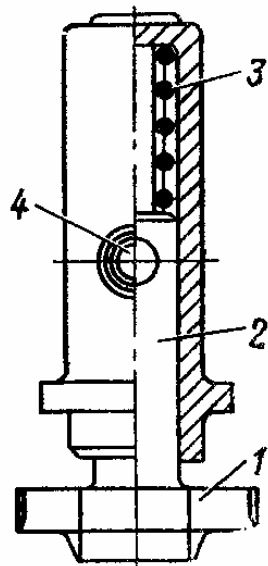


Рис. 5.8. Фиксатор:
1 — корпус; 2 — штырь; 3 — пружина; 4 — валик.

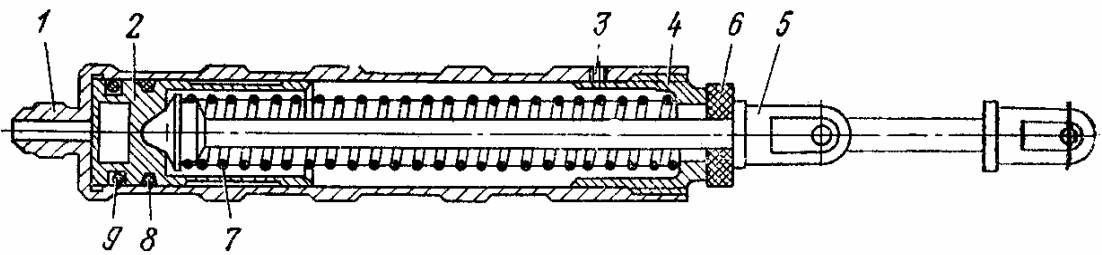


Рис. 5.9. Цилиндр:
1 — корпус; 2 — поршень; 3 — винт; 4 — крышка; 5 — шток; 6, 8 — кольцо; 7 — пружина; 9 — резиновое уплотнение.

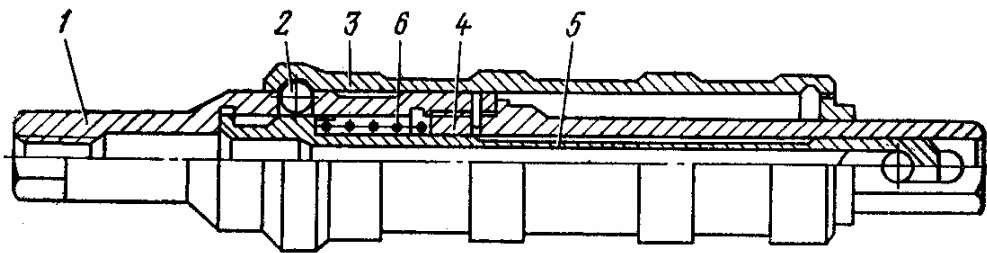
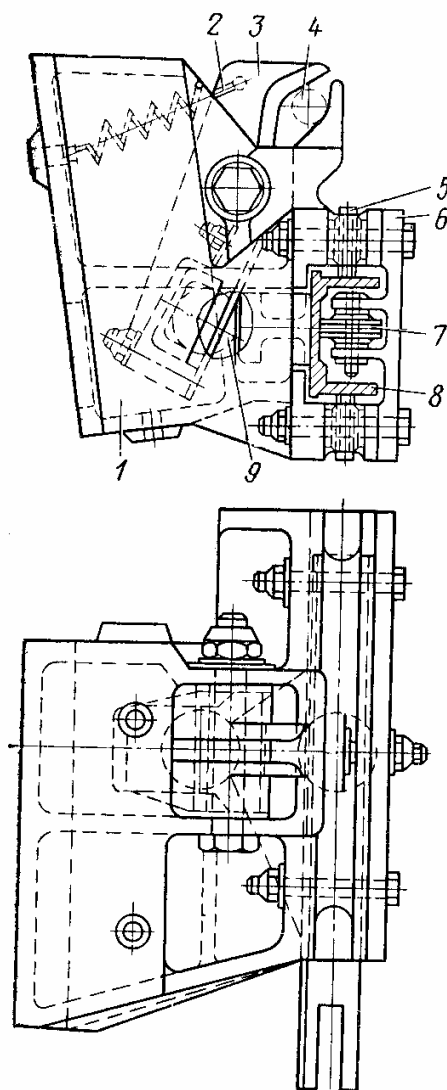


Рис. 5.10. Шариковый замок: 1, 4 — шток; 2 — шарики; 3 — корпус; 5 — золотник; 6 — пружина.



*Рис. 5.11. Замок крышки контейнера:
1 — корпус; 2 — пружина; 3 — крючок; 4 — скоба крышки люка; 5, 7 — ролики; 5 — крышка;
8 — ползун; 9 — шарик.*

5.3. СИСТЕМА ВОДОСНАБЖЕНИЯ И КАНАЛИЗАЦИИ

Система водоснабжения обеспечивает водой буфет-кухню и умывальники туалетных комнат.

Система канализации служит для промывки унитазов, а также сбора и хранения нечистот туалетных комнат и буфета-кухни. Самолет Ту-154 имеет три санитарных узла. Они обслуживают задние туалетные комнаты, переднюю туалетную комнату и буфет-кухню.

Помещение буфета-кухни находится в средней части фюзеляжа между шп. № 29—34. Задний санитарный узел объединяет три туалетные комнаты, расположенные в хвостовой части фюзеляжа.

Каждая туалетная комната оборудована унитазом и умывальником с холодной и горячей водой. Санитарные узлы туалетных комнат имеют систему водоснабжения и канализации, а буфета-кухни — только систему канализации.

Система водоснабжения задних туалетных комнат (рис. 5.12) включает водяной бак 3, три умывальника с кранами 7, три подогревательных бачка 31, заправочную панель 24 и трубопроводы.

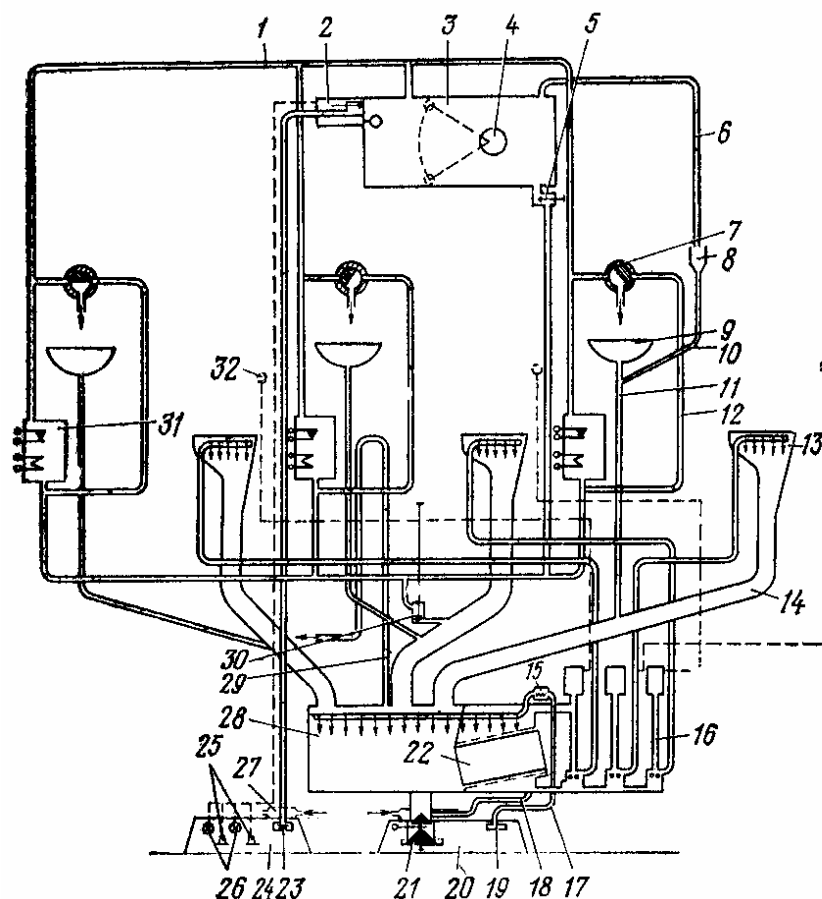


Рис. 5.12. Система водоснабжения и канализации задних туалетных комнат:
 1 — трубопровод дренажа подогревательного бачка; 2 — агрегаты заправки водяных баков АЗВ-27А; 3 — водяной бак; 4 — водомер; 5 — запорный кран; 6, 10 — трубопроводы дренажа водяного бака; 7 — кран умывальника; 8 — воронка дренажа; 9 — раковина; 11 — трубопровод слива из раковины; 12 — трубопровод холодной воды; 13 — унитаз; 14 — сливная труба унитаза; 15 — обратный клапан; 16 — насос промывки; ЭЦН-89; 17 — труба слива нечистот из бака; 19 — штуцер; 20 — сливная панель; 21 — сливной клапан; 22 — фильтр; 23 — водозаправочный штуцер; 24 — панель заправки водой; 25 — кнопки включения АЗВ-27А «Пуск» и «Стоп»; 26 — лампы сигнализации «Подогрев клапана» и «Клапан открыт»; 27 — кожух подвода горячего воздуха; 28 — сливной бак; 29 — трубопровод дренажа сливного бака; 30 — сливной кран; 31 — подогревательный бачок; 32 — кнопка «Смыв унитаза».

Водяной бак служит для хранения запаса холодной воды, необходимой для использования в умывальниках. Бак емкостью 85 ± 5 л выполнен из нержавеющей стали. На баке установлены агрегат заправки АЗВ-27А, водомер 4 и запорный кран 5. Агрегат заправки обеспечивает прекращение подачи воды в бак при его заполнении. Он имеет корпус, электромагнитный клапан и нагревательный элемент. На корпусе расположен штуцер для подсоединения заправочного трубопровода. Электромагнитный клапан управляется с заправочной панели от кнопок 25 «Пуск» и «Стоп». При нажатии кнопки «Пуск» подается ток на обмотку клапана и магнитное поле, втягивая клапан, удерживает его в открытом положении. После нажатия кнопки «Стоп» электромагнит выключается, и клапан закрывается под действием пружины. При полной заправке бака водой электрическая цепь магнита выключается от поплавкового сигнализатора уровня, расположенного в автомате заправки. Нагревательный элемент обеспечивает разогрев агрегата заправки при низких температурах. При температуре наружного воздуха ниже $3-5^{\circ}\text{C}$ нагревательный элемент включается автоматически от нажатия кнопки «Пуск». После разогрева клапана до температуры $3-5^{\circ}\text{C}$ и выше автоматически открывается клапан заправки. Открытое положение клапана

сигнализируется загоранием зеленой лампы 26, расположенной на панели заправки. Под лампой нанесена надпись «Клапан открыт».

Включение нагревательного элемента автомата заправки сигнализируется желтой лампой на панели заправки. Под лампой имеется надпись «Подогрев клапана». Автомат заправки питается постоянным током напряжением 27 В через автомат защиты, расположенный в РК кухни. На водяном баке расположен водомер поплавкового типа. Перемещение поплавка вверх или вниз, вместе с уровнем воды, передается на стрелку указателя. Указатель водомера расположен на нижнем днище бака и просматривается через отверстие в потолке заднего среднего туалета. Снизу на баке установлен запорный кран, от которого вода направляется к трем подогревательным бачкам и трем кранам раковин умывальников. Для слива воды из водяного бака необходимо открыть запорный 5 и сливной 30 краны. Воды при этом отводится в сливной бак 28 системы канализации.

Сверху на баке расположены два штуцера: один для подсоединения трубопровода дренажа подогревательного бачка, второй для дренажа самого бака. Трубопровод дренажа бака выведен к воронке дренажа 8, установленной в туалетной комнате, рядом с раковиной.

От воронки трубопровод врезается в трубопровод слива из раковины 11. Перед полетом бак заполняется водой в количестве 85 ± 5 л. При температуре воздуха ниже 0°C вода перед заправкой подогревается до 60°C .

Очистка внутренней полости бака ведется через отверстие, открывшееся после снятия агрегата заправки. Водяной бак расположен в верхней части фюзеляжа. К каркасу фюзеляжа бак крепится лентами, стянутыми тендерами. Для подхода к баку необходимо снять потолочную панель заднего среднего туалета.

Умывальник туалета включает в себя раковину 9 и кран 7, расположенный над ней. Раковина изготовлена из нержавеющей стали. Кран нажимного типа имеет рычаг, установленный под выходной трубкой крана. Для подачи воды необходимо нажать на рычаг кверху. К корпусу крана по трубопроводам подается холодная и горячая вода. Над краном расположен рычаг для регулировки температуры подаваемой на руки воды. Положение рычага отмечено кружками красного и синего цвета. Если рычаг установлен против красного кружка, подается горячая вода, против синего — холодная.

Подогревательный бачок служит для хранения горячей воды, необходимой для мытья рук пассажиров. Он выполнен из нержавеющей стали. В бачке установлен нагревательный элемент типа ПВ-200/115 и термовыключатель. Нагревательный элемент питается переменным трехфазным током напряжением 200 В. Термовыключатель предотвращает перегрев воды в баке и поддерживает температуру ее в диапазоне $48 \pm 5^{\circ}\text{C}$. При температуре воды выше 48°C он выключает нагревательный элемент, а после охлаждения ее вновь включает. Для работы нагревательного элемента имеются автоматы защиты, расположенные на правой панели генераторов и в РК кухни. Управляются нагревательные элементы всех трех бачков одним автоматом защиты, расположенным на электрощитке бортопроводника.

На самолете установлено три нагревательных бачка. Они расположены под раковинами в туалетных комнатах.

Заправочная панель служит для подключения к системе водоснабжения самолета машины спецобслуживания МА-7.

На панели расположены (рис. 5.13) штуцер 5 для заправки бака водой, кнопки 1 и 2 для открытия и закрытия клапана и включения нагревательного элемента автомата заправки и две лампочки: желтая 3 и зеленая 4. К штуцеру подсоединяется шланг от спецмашины. Штуцер закрывается герметической заглушкой.

Панель в полете обдувается горячим воздухом, отбираемым из системы кондиционирования гермокабины, что исключает замерзание воды, попавшей во время полета в зону панели. Снаружи панель закрыта откидной крышкой с замком.

Панель расположена в герметическом кармане фюзеляжа под передней кромкой пилона третьего двигателя.

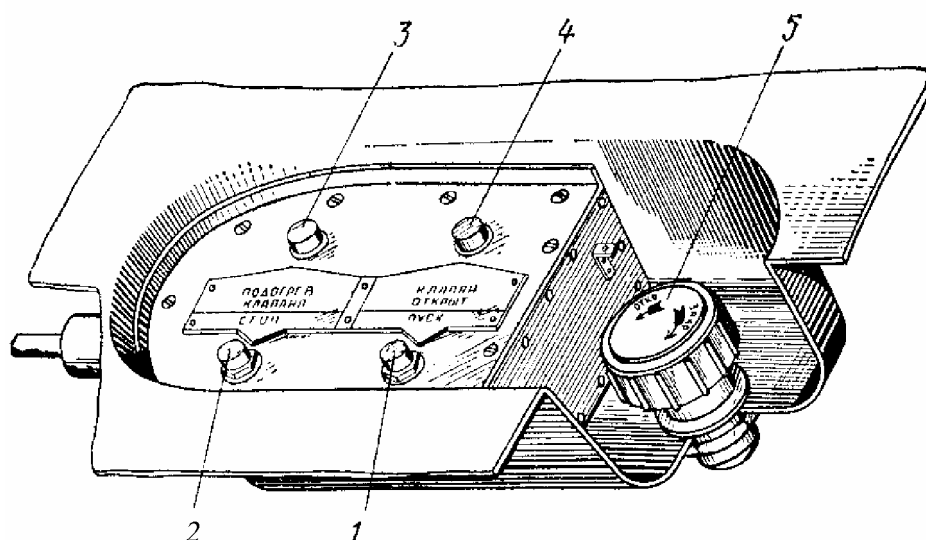


Рис. 5.13. Заправочная панель:

1 — кнопка «Пуск»; 2 — кнопка «Стоп»; 3 — желтая лампа «Подогрев клапана»; 4 — зеленая лампа «Клапан открыт»; 5 — штуцер.

Система канализации задних туалетных комнат служит для сбора и хранения нечистот до окончания полета самолета. В систему канализации (см. рис. 5.12) входят сливной бак 28, три насоса промывки 16, сливная панель 20, унитазы 13 и трубопроводы. Смыв нечистот осуществляется химической жидкостью СТ-2, которая подается в унитазы насосами промывки ЭЦН-89. Содержимое унитазов по трубопроводам транспортируется в сливной бак, где и хранится до конца полета.

Сливной бак служит резервуаром для нечистот, сливаемых из раковин и унитазов, а также хранит химическую жидкость, необходимую при промывке унитазов. Бак (рис. 5.14) емкостью 280 л выполнен из нержавеющей стали и имеет два днища и обечайку.

На нижней части бака установлены два патрубка 14 и 17, соединенные трубопроводами со сливной панелью. Через эти патрубки из бака сливаются нечистоты и жидкость, попавшая в отсек с фильтром. На верхней части бака расположены патрубки: 2 — для приема нечистот из унитазов, 19 — для приема воды из умывальников, 4 — для слива воды из водяного бака, 6 — для дренажа сливного бака и 7 — для подвода воды и химжидкости при обслуживании системы. Трубопровод вентиляции бака выведен из туалетных комнат и затем вновь опускается под пол к клапанам выброса воздуха из гермокабины. Клапаны во время полета всегда открыты, поэтому распространение неприятного запаха в кабине самолета не происходит.

В патрубке промывки бака устанавливается обратный клапан 15 (см. рис. 5.12). Он исключает утечку содержимого из бака при его переполнении. При неисправности уплотнений насосов промывки ЭЦН-89 жидкость сливается в бак через патрубок 20 (см. рис. 5.14). Внутри бака от патрубка промывки отходят промывочные каналы 8 с отверстиями 9. Через эти каналы и отверстия подается вода для смыва нечистот со стенок бака. После слива нечистот по каналам в бак подается химическая жидкость, предназначенная для смыва нечистот в унитазах. Она дезинфицирует и дезодорирует нечистоты.

Внутри бака установлена перегородка 1, разделяющая его на две полости. В правую полость сливаются нечистоты из унитазов, в левую — из раковин умывальников. В днище левой части бака устанавливается фильтр 18. Он имеет две сетки — внутреннюю 12, выполненную в виде решетки, и внешнюю 11 из латунной проволоки. Решетка осуществляет грубую, а сетка — тонкую очистку жидкости от нечистот. Фильтрующие элементы имеют вид цилиндров, вставленных один в другой. Очистка жидкости от нечистот осуществляется сначала решеткой, затем мелкой сеткой. После сетчатого фильтра химическая жидкость через патрубки 13 направляется к насосам промывки. Свободный конец фильтра подходит к

отверстия перегородки бака. Места соединения фильтра с перегородкой и днищем имеют уплотнительные кольца 10 и 16. Фильтр крепится к баку с помощью шарнирных болтов и гаек 15.

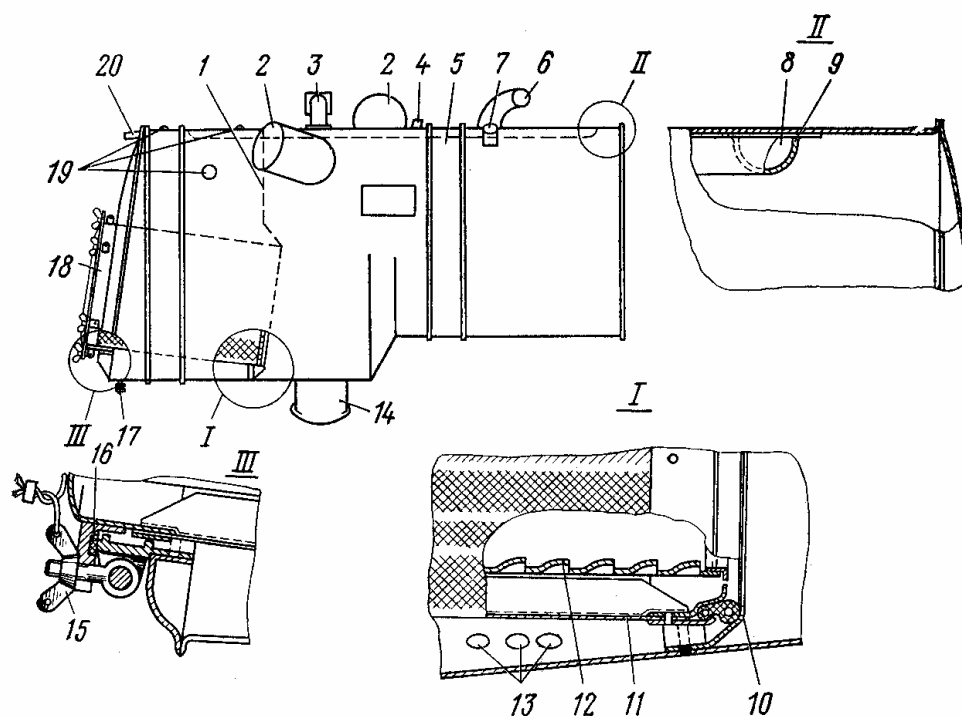


Рис. 5.14. Сливной бак:

1 — перегородка; 2—приемные патрубки из унитазов; 3 — обратный клапан; 4 — патрубок слива из водяного бака; 5 — желоб седла; 6 — патрубок дренажа; 7 — патрубок промывки сливного бака; 8— промывочный канал; 9— отверстие; 10, 16 — уплотнительные кольца; 11 — сетчатый фильтр; 12— фильтр-решетка; 13 — патрубки отвода жидкости к насосам промывки; 14 — сливной патрубок; 15 — гайка; 17 — патрубок смыва из-под фильтра; 18 — фильтр; 19 — патрубки приема воды из умывальников; 20 — патрубок.

На баке расположены два седла, на которые устанавливаются ленты подвески его. Ленты стягиваются тандерами. Бак подвешивается к поперечным балкам пола в зоне задних туалетов между шп. № 65—66.

Насосы промывки ЭЦН-89 служат для подачи химжидкости СТ-2 на промывку унитазов. Насосы центробежного типа приводятся в действие электродвигателями переменного трехфазного тока напряжением 200 В. Принцип их работы аналогичен принципу работы насосов топливной системы ЭЦН-325.

Для управления насосами промывки в каждой туалетной комнате установлена кнопка, расположенная на шкафчике умывальника. Над кнопкой нанесена надпись «Смыв унитазов». Автоматы защиты насосов промывки находятся на левой панели генераторов и в РК хвостовой. Насосы промывки установлены рядом со сливным баком. На самолетах первых выпусков установлен один насос промывки. Он осуществляет подачу жидкости для смыва унитазов в трех туалетных комнатах. Управляется насос от трех педальных кранов.

Педальный кран (рис. 5.15) служит для включения насоса промывки и открывает проход жидкости на смыв соответствующего унитаза. К штуцеру 1 подается жидкость от насоса промывки, от штуцера 12 она отводится в унитаз. Подача электропитания к кнопке 9 включения насоса осуществляется через штепсельный разъем 10. Педаль 3 управления краном и насосом промывки находится над полом рядом с унитазом. Шток подачи герметизируется уплотнительным чехлом 4. При нажатии на педаль поворачивается качалка 7. Качалка поворачивает пробку 13 для сообщения между собой штуцеров 1 и 12. Одновременно с открытием пробки крана винт 6 нажимает на кнопку и включает насос

промывки. После смыва нечистот отпускают педаль. Пружина 5 вернет все детали в исходное положение, при этом пробка, разобьет штуцера, а насос — выключится.

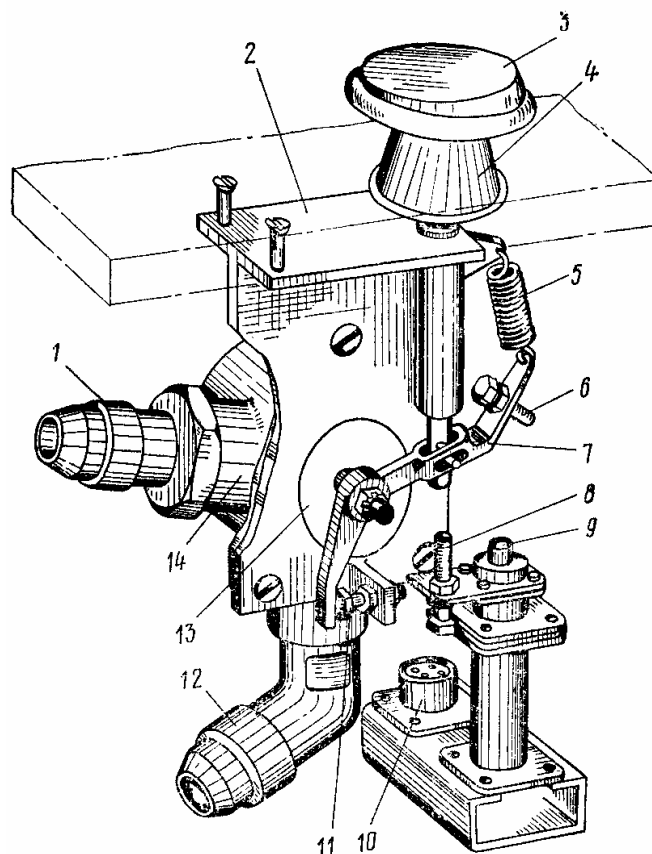


Рис. 5.15. Педальный кран:

1 — штуцер входа жидкости; 2 — кронштейн; 3 — педаль; 4 — уплотнительный чехол; 5 — пружина; 6 — винт регулировки хода кнопки насоса; 7 — качалка; 8 — винт регулировки хода педали; 9 — кнопка включения насоса; 10 — штепсельный разъем; 11 — винт для обеспечения щели в кране; 12 — штуцер выхода жидкости; 13 — пробка.; 14 — корпус крана.

Винт 11 регулируется так, что при закрытии пробки крана остается небольшая щель. Через щель стекает жидкость в бак из промывочного трубопровода, идущего к унитазу. Кран расположен рядом с унитазом и крепится к кронштейну пола 2. Сливная панель служит для подсоединения шлангов спецмашины при обслуживании системы канализации.

Сливная панель 20 (см. рис. 5.12) выполнена в виде кармана, закрытого крышкой с надписью «Санузел». Карман герметически вклепан в обшивку фюзеляжа. На панели расположены сливной клапан 21 и штуцер 19. С помощью клапана сливают нечистоты из сливного бака, а через штуцер промывают бак водой и заполняют его химжидкостью.

Патрубок 2 сливного клапана (рис. 5.16) герметически закрывается клапаном 3. Негерметичность клапана в закрытом положении можно ликвидировать, подвернув шаровой болт 6. Шаровое соединение рычага с клапаном дает возможность клапану при закрытии ориентироваться в диапазоне до двух градусов.

Управляется клапан ручкой 25. Ручка запирается в открытом и закрытом положении фиксатором 20 и сектором 23. Для перевода ручки из одного положения в другое необходимо нажать кнопку 21.

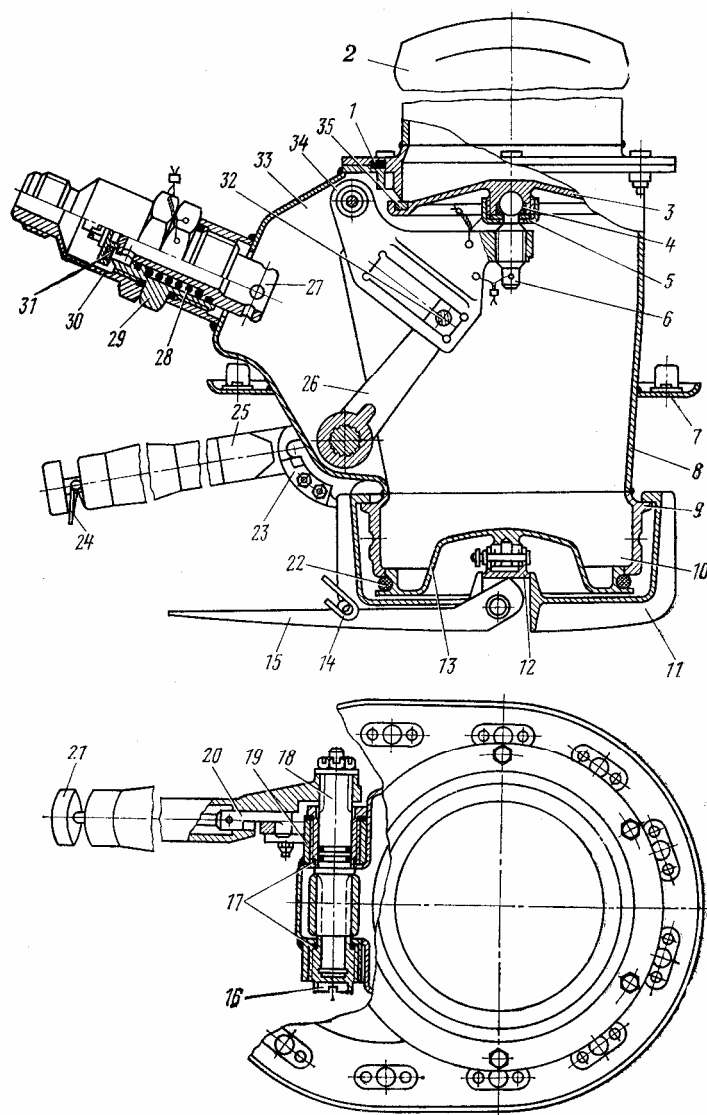


Рис. 5.16. Сливной клапан:

1, 17, 22, 35 — уплотнительное кольцо; 2 — патрубок для подсоединения к сливному баку; 3, 31 — клапан; 4 — резиновая шайба со стальными шпангоутами; 5 — гайка; 6 — шаровой болт; 7 — фланец; 8 — корпус клапана; 9 — сегменты; 10 — горловина; 11 — траверса; 12 — резьбовой узел; 13 — заглушка; 14, 24 — булавка; 15 — рычаг; 16 — резьбовая заглушка; 18 — валик; 19 — втулка; 20 — фиксатор; 21 — кнопка стопора ручки; 23 — сектор фиксации ручки; 25 — ручка; 26, 34 — рычаг с ползуном; 27 — шток; 28 — пружина; 29 — корпус; 30 — штуцер слива остатков жидкости - из сливного бака; 32 — ползун; 33 — карман.

Для исключения самопроизвольного или случайного перемещения кнопки ставится булавка 24. Ручка через рычаги 26 и 34 и ползун 32 приводит в действие клапан 3. Шланг от спецмашины МА-7 подсоединяют к сегментам 9 горловины 10.

Горловина закрывается заглушкой 13 с траверсой 11. В закрытом положении заглушка и траверса удерживаются рычагом 15, который контрится булавкой 14. Заглушка соединяется с траверсой с помощью ориентирующегося резьбового узла 12. Отвернув заглушку, мы можем увеличить прижатие ее к горловине. При обнаружении течи через заглушку и невозможности ее устранения, заглушка сливной горловины заменяется на новую. Корпус клапана слива имеет карман 33 с приваренным корпусом 29 клапана 31. Клапан 31 открывается одновременно с открытием клапана слива 3. Открытие клапана 31 осуществляется путем нажатия рычага 34 на шток 27. Закрывается клапан от усилия пружины 28. Через клапан 31 сливаются остатки жидкости из отсека сливного бака, в котором расположен фильтр. Фланцем 7 сливной клапан крепится к карману сливной панели. При открытом положении

клапана 3 ручка, управляемая им, выходит за габариты фюзеляжа. В этом положении ручки нельзя закрыть крышку сливной панели. Штуцер 19 (см. рис. 5.12) имеет заглушку, которая снимается при обслуживании системы. К сливной панели подводится горячий воздух из системы кондиционирования гермокабины. Обогрев панели исключает образование льда при подтекании жидкости в случае негерметичности уплотнений.

Сливная панель расположена в хвостовой части фюзеляжа по правому борту между шп. № 65—66.

Унитаз изготовлен из нержавеющей стали с полировкой по внутренней поверхности. На кольцевой трубке 7 (рис. 5.17) расположен ряд отверстий 8 для выхода жидкости, направленной на стенки унитаза. Сбоку трубки имеется заглушка 6, через отверстие которой, с помощью ершика, можно прочистить внутреннюю часть трубки. К горловине 12 унитаза подсоединяется сливная труба. Унитаз крепится к полу с помощью болтов.

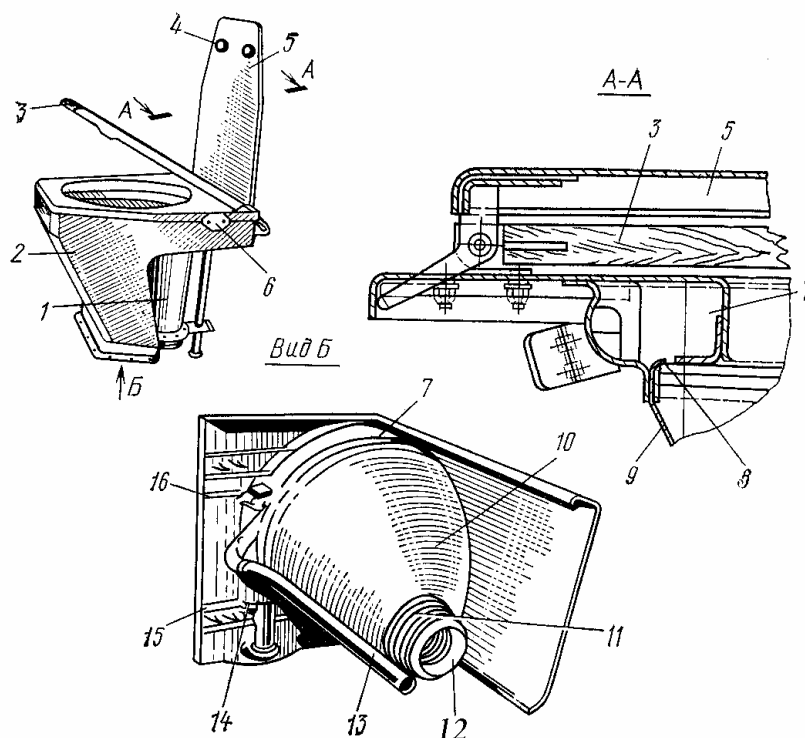


Рис. 5.17. Унитаз:

1 — корпус; 2 — облицовка; 3 — круг-сиденье; 4 — упор; 5 — откидная крышка; 6 — заглушка; 7 — кольцевая трубка; 8 — отверстие; 9 — стенка; 10 — чаша; 11 — фланец; 12 — горловина; 13 — труба; 14 — пружинный замок; 15 — рычаг крышки; 16 — рычаг сиденья.

Трубопроводы системы водоснабжения и канализации служат для транспортировки воды и нечистот. Трубопроводы выполнены из нержавеющей стали. Они соединяются между собой с помощью дюритовых муфт и стяжных хомутов. Трубопроводы монтируются на самолет с наклоном, чтобы вода в них не скапливалась и не замерзала при низких температурах во время стоянки самолета.

Система водоснабжения и канализации передней туалетной комнаты аналогична соответствующим системам заднего санитарного узла.

Сливная и заправочная панели установлены между шпангоутами фюзеляжа № 11—13. Емкость водяного бака. 47_{-2}^{+1} л, сливного— 115 л. В бак переднего туалета заправляют 43_{-2}^{+1} л воды, а в сливной бак— 15 л химжидкости. Контроль за количеством воды в баке ведется по указателю водомера, расположенному на вертикальной стенке вверху перед входом в туалетную комнату.

Система водоснабжения и канализации буфета-кухни обеспечивает мытье посуды, сбор и хранение отработанной воды.

На сливной панели 5 (рис.5.18) находятся клапан для слива нечистот 7 и штуцер 6 промывки сливного бака. Панель расположена по правому борту фюзеляжа между шп. № 33—35. Трубопровод дренажа сливного бака выведен в верхнюю часть буфета-кухни. Сливной бак служит резервуаром для сбора отработанной воды и имеет емкость 38 л. Он выполнен из нержавеющей стали. В передней стенке находится отверстие для осмотра внутренней полости бака, закрытое крышкой. В верхней части расположен желоб 10 с отверстиями для промывки бака при обслуживании. Обратный клапан, расположенный на входе в желоб, исключает утечку жидкости при переполнении бака.

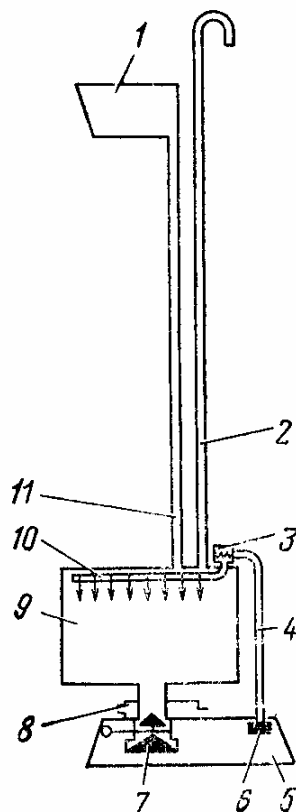


Рис. 5.18. Принципиальная схема слива из буфетной раковины:

1 — раковина; 2 — трубопровод дренажа; 3 — обратный клапан; 4 — промывочная труба; 5 — сливная панель; 6 — штуцер промывки; 7 — сливной клапан; 8 — подогреваемый кожух; 9 — сливной бак; 10 — желоб с отверстиями; 11 — сливной трубопровод.

Обслуживание системы водоснабжения и канализации

При обслуживании системы производят слив и заправку баков водой, слив нечистот, промывку и заправку сливных баков химжидкостью и работы по предполетному и послеполетному обслуживанию системы.

Перед посадкой самолета необходимо убедиться, работает ли подогреватель воды, и после этого слить воду из водяного бака. Зимой это делают, чтобы не замерзла вода при стоянке самолета, а летом — чтобы она не портилась.

Для слива воды за 10—15 мин до посадки самолета открывают сливные краны, расположенные в средней туалетной комнате и переднем туалете. Для этого открывают дверцу шкафчика под раковиной умывальника. После слива эти краны оставляют открытыми до следующего полета, а запорные краны под водяными баками закрывают. Из крана-смесителя сливают воду, поставив рычаг над краном в среднее положение и нажимая рычаг крана кверху в течение 30 с. После слива из крана-смесителя рычаг над краном ставят в положение «Горячая» (на красную метку). После приземления самолета в зимний период необходимо снять заглушки со штуцеров заправки водяных баков для слива из них воды.

Заправка баков водой ведется под давлением не более 2 кгс/см². При температуре ниже 0°С воду подогревают до 60° С. Перед заправкой водяных баков необходимо закрыть запорные и сливные краны. Затем открывают крышку заправочной панели, снимают заглушку и подсоединяют к штуцеру шланг спецмашины МА-7. Нажимают кнопку «Пуск». При температуре выше 3—5° С над кнопкой загорится зеленая лампа «Клапан открыт». При температуре ниже 3—5° С сначала загорается желтая лампа «Подогрев клапана».

После разогрева клапана желтая лампа гаснет, а зеленая загорается. Подается команда на включение насоса спецмашины. Когда зеленая лампа погаснет, надо выключить насос спецмашины и отсоединить шланг от штуцера заправки. После этого необходимо слить воду из заправочной магистрали, для этого кратковременно нажимают и отпускают кнопку «Пуск». Закончив заправку баков водой, необходимо убедиться в отсутствии ее течи в сливные баки системы канализации. С этой целью открывают сливные клапаны канализации, а зимой и запорный кран водяного бака. Вода не должна попадать в сливной бак системы канализации. На штуцер заправки заглушку устанавливают по истечении 5 мин после отсоединения шланга. Заканчивая заправку, протирают насухо панель и закрывают ее крышку.

Выполнив обслуживание, проверяют работу системы в туалетных комнатах. После открытия запорного крана бака в зимний период последовательно нажимают на рычаги кранов раковин туалетных комнат до появления небольшой струи воды. Затем поворачивают рычаг крана-смесителя.

Слив воды надо вести до тех пор, пока рычаг крана-смесителя не будет свободно проворачиваться. При этом нельзя к нему прикладывать большие усилия. Во время кратковременной стоянки самолета дозаправку водяных баков производят только после слива нечистот из системы канализации.

Слив нечистот осуществляется после окончания полета или на кратковременной стоянке при необходимости дозаправки водяных баков. Для слива нечистот открывают крышку люка с надписью «Санузел», расконтривают рычаг 15 (см. рис. 5.16) и снимают заглушку 13. Затем к горловине 10 подсоединяют шланг от машины МА-7, вынимают булавку 24, и, нажав кнопку 21, поворачивают ручку 25 вниз для открытия клапанов 3 и 31. Снимают заглушку со штуцера промывки бака и подсоединяют к нему шланг от машины МА-7. После слива нечистот включают насос машины для промывки стенок сливного бака.

Через 30—40 с, не выключая насоса машины, закрывают сливной клапан, повернув ручку вверх. Через 30—40 с после закрытия сливного клапана промывают унитазы, поочередно нажимая на кнопки «Смыв унитаза». После этого выключают насос машины МА-7, сливают содержимое сливного бака, отсоединяют шланги машины МА-7 и с открытыми клапанами слива и штуцером промывки буксируют самолет на стоянку.

При несвоевременном сливе нечистот и их замерзании в сливном клапане необходимо подогреть сливную панель горячим воздухом, а затем выполнить указанные работы.

Заправка химжидкостью сливных баков перед вылетом самолета выполняется после заправки системы водоснабжения. Перед этим необходимо открыть запорный кран водяного бака и убедиться в герметичности сливного крана системы водоснабжения.

Сливной кран герметичен, если нет течи воды через открытый клапан слива. Убедившись, что сливной кран герметичен, протирают сливной клапан и его седло сухой салфеткой и закрывают. Затем присоединяют шланг от машины МА-7 к промывочному штуцеру сливной панели и подают жидкость в количестве 34 л для заднего бака и 15 л для переднего бака. Объем заправляемой жидкости контролируется по указателю машины МА-7. После заправки химжидкостью повторно проверить герметичность сливного клапана. При появлении капель жидкости необходимо подтянуть шаровой болт 6 (см. рис. 5.16), поворачивая его по часовой стрелке. По устранении течи болт контрится проволокой из нержавеющей стали. Если течь не устранена, сливают химжидкость и заменяют сливной клапан.

После окончания заправки химжидкостью отсоединяют шланг машины МА-7 и после того, как жидкость стечет из трубопровода заправки, ставят заглушки на штуцер и горловину

сливного клапана. Затем необходимо законтрить ручку заглушки булавкой 14 и закрыть крышку сливной панели. В случае засорения трубопровода промывки бака или отказа обратного клапана, трубопровод прочищают, а клапан заменяют на новый.

При предполетном обслуживании системы кроме заправки сливных баков химжидкостью проверяют исправность работы насосов промывки, последовательно нажимая кнопки «Смыв унитаза» в туалетных комнатах. Если при промывке унитаза жидкость подается неэффективно, то промывают фильтр сливного бака или прочищают промывочные трубопроводы унитаза. В случае неисправности насоса промывки его заменяют новым. В зимний период при температуре наружного воздуха ниже 0°С заправляемую химжидкость подогревают до 25—35° С. При негерметичности сливного клапана и его заглушки вылет самолета запрещается, если туалеты, которые обслуживает сливной клапан, не будут закрыты для пользования.

При послеполетном обслуживании кроме слива нечистот, проверяют отсутствие течи в туалетах и работу насосов промывки. При сливе нечистот одновременно сливают воду из водяных баков системы водоснабжения. Слив нечистот производят сразу же после остановки двигателей независимо от температуры наружного воздуха. После обслуживания заглушки на промывочный штуцер и горловину слива нечистот не ставят.

Глава 6. Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолета Ту-154

6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет Ту-154 оснащен современным навигационным, связным и приборным оборудованием, позволяющим успешно эксплуатировать его на внутренних и международных трассах в соответствии с требованиями ИКАО.

Часть навигационного оборудования самолета составляет навигационный комплекс, в котором данные от датчиков первичной информации поступают на индикаторы и в системы комплекса через навигационное вычислительное устройство, где они преобразуются в удобные для использования сигналы.

В навигационный комплекс входят: доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-ЗП, точная курсовая система ТКС-П2, система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4, радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА, навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ.

Приборы и пульты управления пилотажно-навигационных систем и связного оборудования, приборы, контролирующие работу двигателей и отдельных систем, аппаратура управления электрических систем в основном размещены в кабине экипажа на приборных досках, пульте бортинженера, среднем пульте пилотов, бортовых пультах первого и второго пилотов, верхнем электрощитке пилотов, левой и правой панелях АЗС.

Приборные доски первого и второго пилотов и средняя приборная доска пилотов установлены между шп. № 5 и 6 на общей раме. Рама через амортизаторы крепится к двум бортовым и средней опорам. Для доступа к обратной стороне приборных досок в целях монтажа и демонтажа приборные доски выдвигаются «на себя».

Над приборными досками для устранения бликов от приборов на остеклении фонаря установлен козырек. Под козырьком смонтирована арматура для освещения приборных досок заливающим красно-белым светом. В средней части козырька установлен электрощиток козырька.

Пульт бортинженера находится у правого борта фюзеляжа. Пульт состоит из каркаса, на котором посредством амортизаторов крепится рама. На раме винтами крепятся панели:

электроэнергетики и приборов контроля гидросистемы, приборов контроля двигателей, автоматики топливной системы и запуска ВСУ, запуска двигателей, кондиционирования.

Сверху на пульте на жестком каркасе установлены: панель контроля системы АБСУ-154, панель пожарной сигнализации, электрощиток бортинженера.

Средний пульт пилотов (рис. 6.1) установлен между кресел пилотов. Каркас пульта посредством четырех узлов с резиновыми амортизаторами крепится к каркасу фюзеляжа. Сверху на пульте смонтированы рычаги управления двигателями 9 и пульты управления навигационной и посадочной аппаратурой, которой могут пользоваться первый и второй пилоты.

Бортовой пульт левого (первого) пилота (рис. 6.2) и бортовой пульт правого (второго) пилота (рис. 6.3) установлены соответственно у левого и правого бортов фюзеляжа и жестко крепятся к его каркасу. На пультах смонтировано управление внутрисамолетной и внешней связью, кислородные приборы, аппаратура освещения рабочих мест пилотов.

Верхний электрощиток пилотов (рис. 6.4) закреплен на фонаре кабины экипажа над лобовыми стеклами фонаря. На щитке смонтированы пульты управления, выключатели, приборы контроля и сигнализации, ручки управления навигационного и связного оборудования, гидросистемы, шасси, закрылков, предкрылков и др.

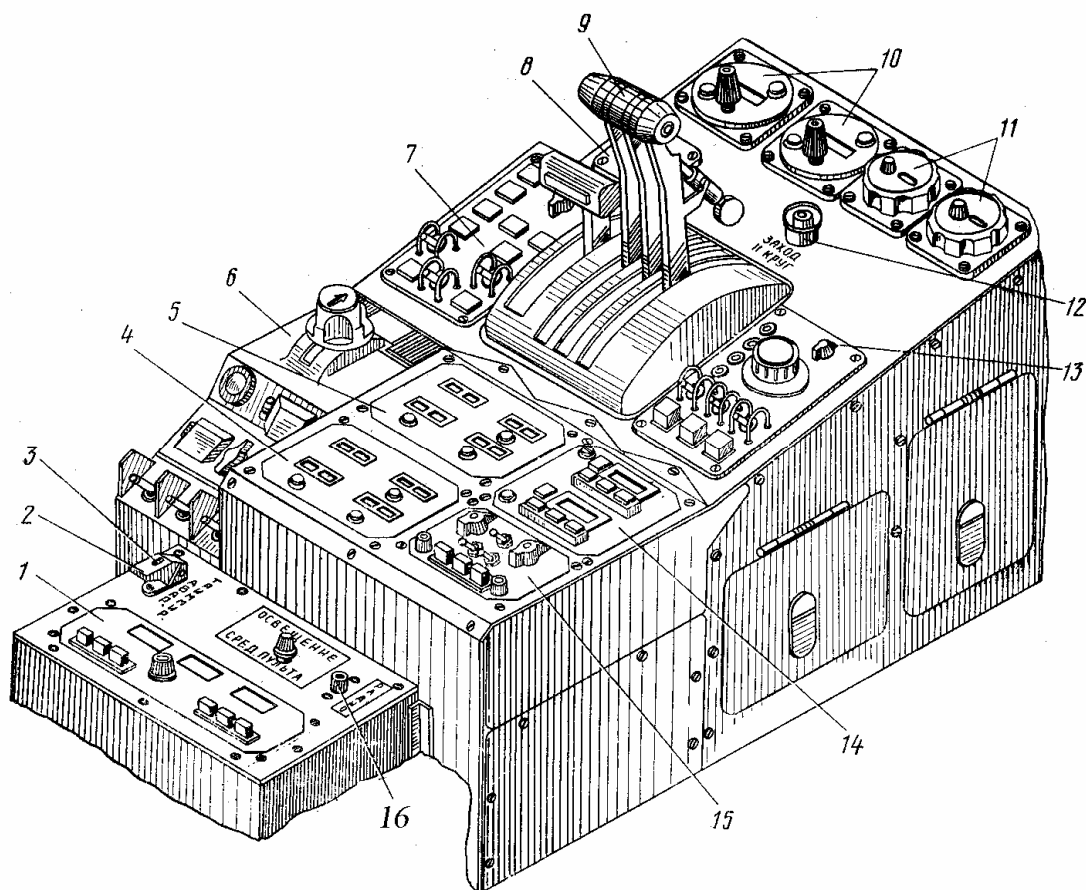


Рис. 6.1. Средний пульт пилотов:

1—индикатор-задатчик ветра вычислительного устройства НВУ-БЗ; 2—колпачок переключателя; 3 — переключатель 2ПНГ-15; 4, 5 — индикаторы задатчика координат Вычислитель-лого устройства НВУ-БЗ; 6—пульт управления ПУ-33 системы АБСУ-154; 7 — навигационная приставка ПН-4 (дополнительный пульт управления) системы АБСУ-154; 8 — пульт управления посадки ПУП-154 системы РСБН-2СА; 9 — рычаги управления двигателями; 10 — селекторы магнитного курса системы «Курс-МП-2»; 11 — блоки управления системы «Курс-МП-2»; 12 — кнопка-лампа ПК-5; 13 — навигационная приставка ПН-3-3 системы АБСУ-154; 14—индикатор-задатчик путевых углов вычислительного

устройства НВУ-БЗ; 15 — пульт управления вычислительного устройства НВУ-БЗ; 16 — кнопка штурмана переговорного устройства СПУ-7.

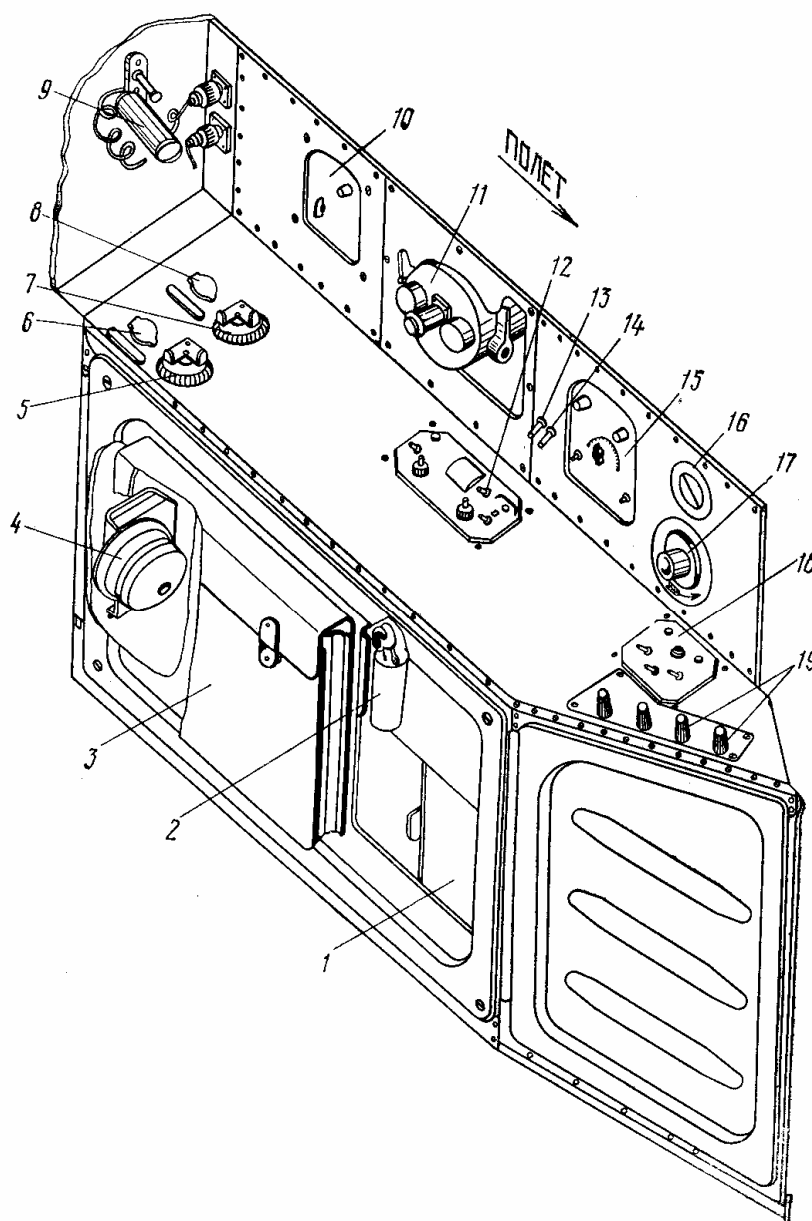


Рис. 6.2. Бортовой пульт первого пилота:

1 — короб для кислородного шланга и маски с регулятором давления; 2 — микрофон громкоговорящего устройства СГУ-15; 3 — бортовая сумка; 4 — электрорзвонок маркерного устройства; 5, 7 — краны статического и динамического давлений; 6, 8 — крышки; 9 — светильник; 10 — щиток первого пилота громкоговорящего устройства СГУ-15; 11 — кислородный прибор КП-24М; 12 — пульт управления ответчика СО-70; 13, 14 — переключатели регулировки педалей; 15 — абонентский аппарат переговорного устройства, стеклоочистителя и СПУ-7; 16 — индикатор кислорода ИП; 17 — насадок индивидуальной вентиляции; 18 — пульт управления магнитофона МС-61Б; 19 — резисторы регулировки яркости подсвета.

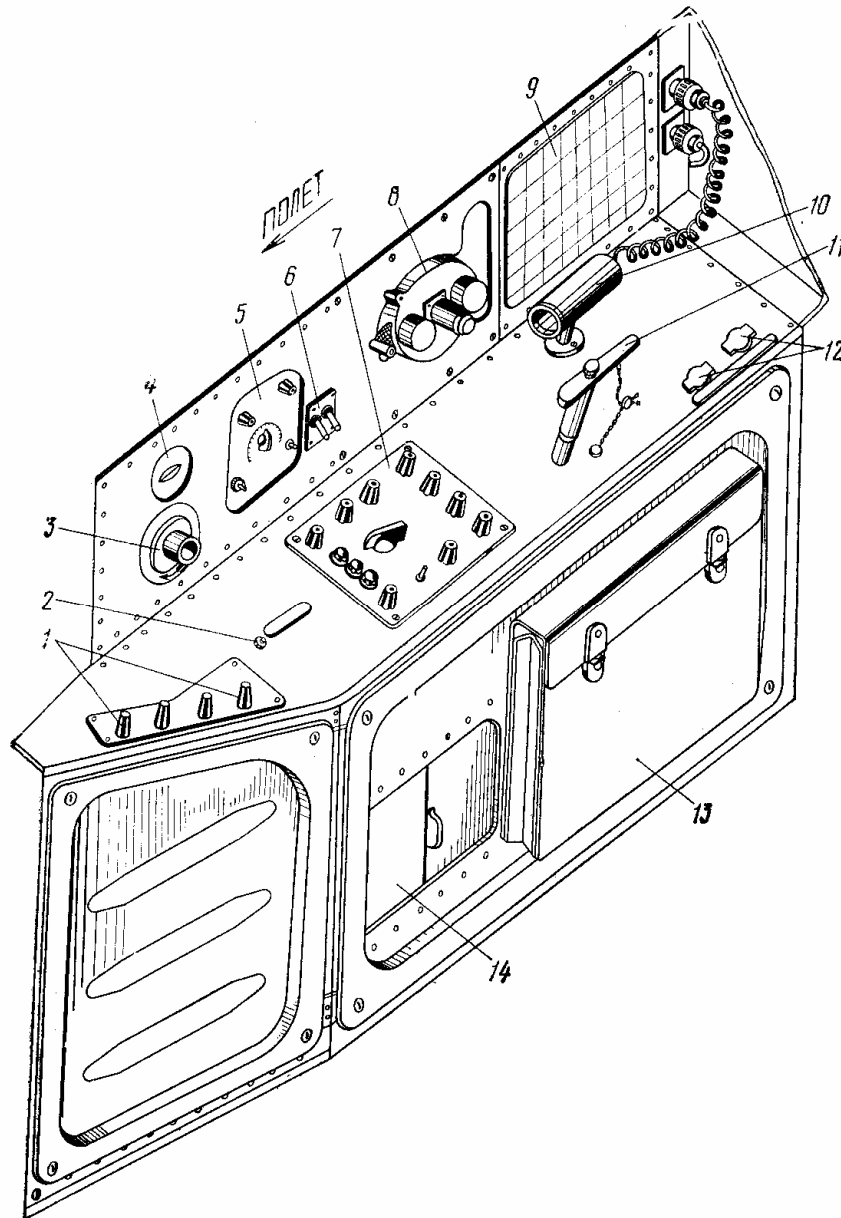


Рис. 6.3. Бортовой пульт второго пилота:

1 — резисторы регулировки яркости подсветки среднего пульта, правого борта, правой приборной доски, средней приборной доски; 2 — кнопка сброса внешней сигнализации; 3 — насадок индивидуальной вентиляции; 4 — индикатор кислорода ИП; 5 — абонентский аппарат переговорного устройства СПУ-7; 6 — переключатели стеклоочистителя и регулировки педалей; 7 — пульт дистанционного управления радиостанции «Микрон»; 8 — кислородный прибор КП-24М; 9 — трафарет выхода членов экипажа на связь; 10 — светильник; 11 — рукоятка аварийного выпуска шасси; 12 — крышки; 13 — бортовая сумка; 14 — короб для кислородного шланга и маски с регулятором давления

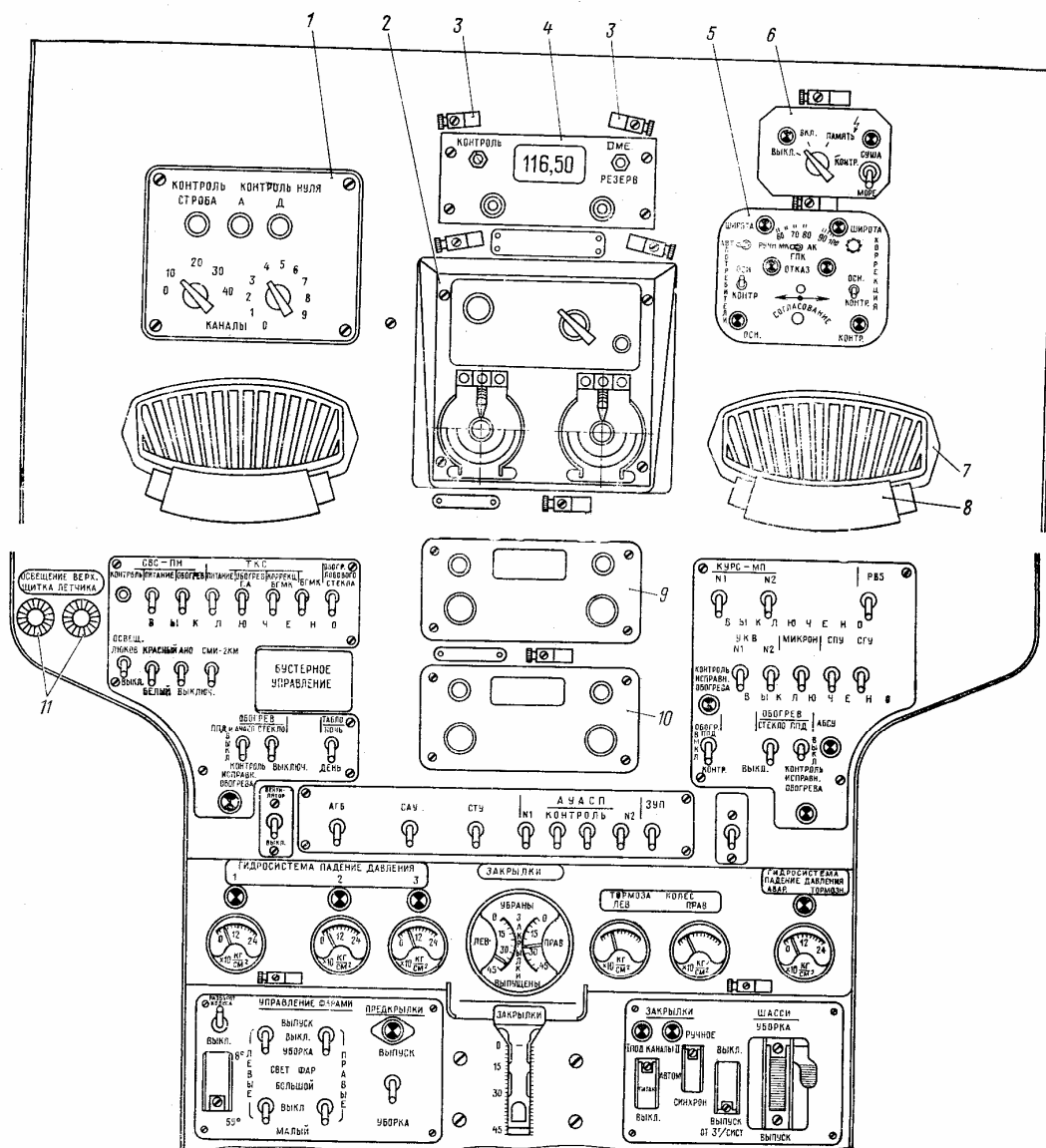


Рис. 6.4. Верхний электроцитток пилотов:

1 — пульт управления системы РСБН-2СА; 2 — пульт управления радиоконпаса АРК-15; 3 — светильник; 4 — пульт управления дальномера СД-67; 5 — пульт управления курсовой системы ТКС-П2; 5 — пульт управления измерителя ДИСС-ЗП; 7 — громкоговоритель устройства СГУ-15; 8 — светильник красного света; 9, 10 — пульты управления радиостанций «Ландыш-20» № 1 и 2; 11 — резисторы красно-белого освещения верхнего электроциттока пилотов.

6.2. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование самолета включает комплекс систем электроснабжения и потребителей электроэнергии.

Система электроснабжения состоит из основной системы электроснабжения и дополнительных (вторичных) систем.

Основная система электроснабжения вырабатывает трехфазный переменный ток напряжением 200 В частотой 400 Гц и предназначена для питания электросистем и отдельных потребителей, а также для обеспечения электроэнергией вторичных систем.

Вторичные системы предусмотрены в связи с тем, что на самолете имеются потребители электроэнергии, для которых необходим переменный ток других напряжений, а также постоянный ток.

Вторичными системами являются: система трехфазного переменного тока напряжением 36 В частотой 400 Гц, система трехфазного переменного тока напряжением 27 В частотой 400 Гц, система однофазного переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц и система постоянного тока напряжением 27 В.

Потребителями электроэнергии на самолете являются: система управления самолетом, гидравлическая система, топливная система, система запуска двигателей, система кондиционирования воздуха в гермокабине, система противообледенителей, радионавигационное, локационное, связное, бытовое и другое оборудование самолета.

Размещение основного электрооборудования на самолете показано на рис. 6.5.

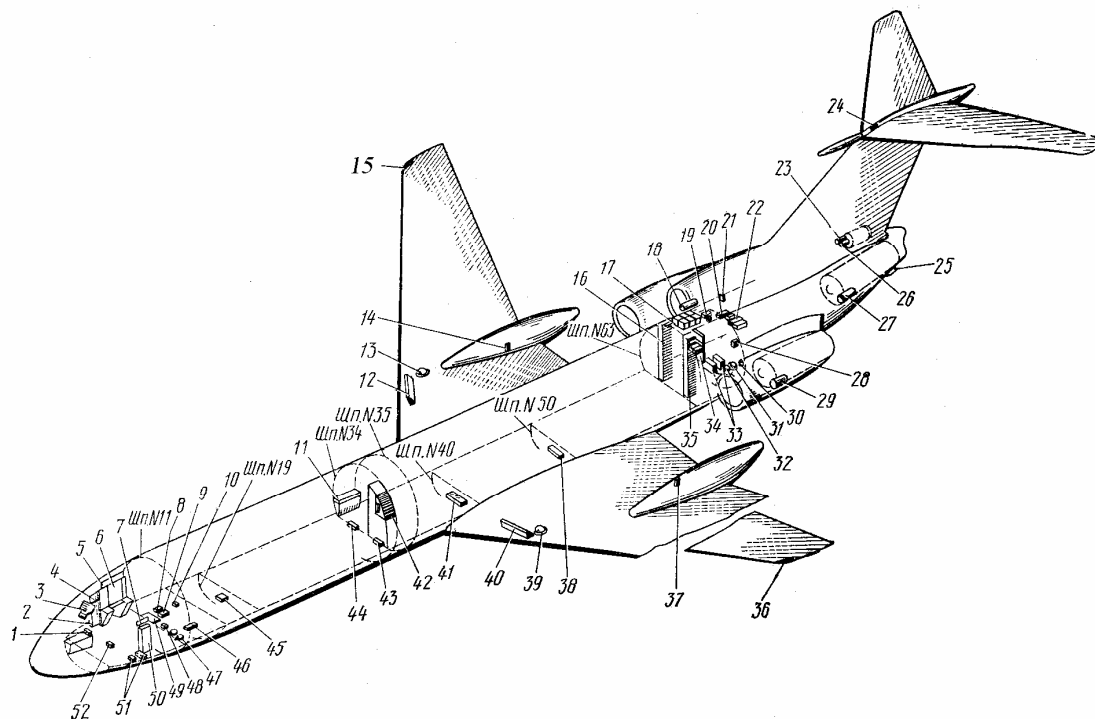


Рис. 6.5. Размещение на самолете основного электрооборудования:

1 — выпрямительное устройство ВУ-6А № 2; 2 — правая панель АЗС; 3 — верхний электроцисток пилотов; 4 — щиток штурмана; 5 — верхний электроцисток бортинженера; 6 — пульт бортинженера; 7 — щиток сигнализации левый; 8 — преобразователь ПТ-200Ц; 9 — преобразователь МА-100М; 10 — распределительная коробка (РК) кондиционирования; 11 — РК кухни; 12, 40 — РК противообледенителей правая и левая; 13, 39 — посадочные фары правая и левая; 14, 37 — РК шасси правая и левая; 15, 36 — бортовые аэронавигационные огни правый и левый; 16 — правая панель генераторов; 17 — РК стабилизатора; 18 — генератор ГТ40ПЧ6 № 3; 19 — РК освещения туалетов; 20 — пусковая панель стартер-генератора; 21 — РК запуска ВСУ; 22 — пусковая панель запуска ВСУ; 23 — стартер-генератор ГС-12ТО; 24, 30 — светильники импульсного маяка СИ-2У верхний и нижний; 25 — хвостовой аэронавигационный огонь; 26 — резервный генератор ГТ40ПЧ6; 27 — генератор ГТ40ПЧ6 № 2; 28 — РК противопожарной системы; 29 — генератор ГТ40ПЧ6 № 1; 31 — разъем аэродромного питания (РАП) постоянным током; 32 — РАП питания переменным током; 33 — аккумуляторные батареи № 1 и 2; 34 — РК ВСУ-РАП; 35 — левая панель генераторов; 38 — РК интерцепторов; 41 — РК предкрылков; 42 — электроцисток бортпроводника; 43, 44 — РК постоянного тока левая и правая; 45 — PR радиовысотомера РВ-5; 46 — РК — радиокомпас АРК-15; 47 — рулежные фары; 48 — РК топливомера; 49 — РК АБСУ; 50 — левая панель АЗС; 51 — выпрямительное устройство ВУ-6А № 1; 52 — РК самолетного переговорного устройства СПУ-7.

Основная система электроснабжения. Источниками электроэнергии основной системы электроснабжения служат четыре генератора переменного тока ГТ40ПЧ6 мощностью по 40 кВт. Три генератора являются основными, четвертый — резервный. Основные генераторы установлены по одному на каждом двигателе самолета и приводятся во вращение через приводы постоянных оборотов, что обеспечивает стабильную частоту переменного тока. Резервный генератор установлен на вспомогательной силовой установке.

Общая номинальная мощность основных генераторов позволяет обеспечить электроснабжение всех основных потребителей при отказе одного из двигателей (генераторов). В случае отказа одновременно двух двигателей мощность оставшегося основного генератора достаточна для питания всех потребителей, кроме противообледенителей предкрылков и бытового оборудования. В последнем случае, при необходимости использования противообледенителей, требуется запустить ВСУ и включить ее генератор.

Генератор ВСУ используется в диапазоне высот от 0 до 3000 м при выходе из строя основных генераторов и на земле при отсутствии аэродромных источников электроэнергии.

Питание основной системы от внешнего источника электроэнергии осуществляется через штепсельный разъем аэродромного питания (РАП), расположенный в нижней части фюзеляжа в районе шп. № 70.

Основная система электроснабжения — трехканальная. На каждый канал (сеть) работает свой генератор, и к каждому каналу подключены свои потребители.

На первую сеть работает в нормальных условиях генератор № 1, установленный на левом двигателе. Первая сеть питает радионавигационное оборудование, систему управления самолетом, топливные насосы, освещение пассажирских кабин, насосную станцию-второй гидросистемы и некоторые другие потребители.

На вторую сеть работает генератор № 2, смонтированный на среднем двигателе. Эта сеть питает противообледенители предкрылков.

Третья сеть питается от генератора № 3, установленного на правом двигателе. К ней подключены топливные насосы и топливная автоматика, система кондиционирования воздуха, насосная станция третьей гидросистемы, бытовое оборудование и некоторые другие потребители.

В случае отказа одного из генераторов его сеть автоматически подключается к работающим генераторам.

Аэродромное питание подается на все три сети. При включении какого-либо самолетного генератора на сеть после запуска двигателя к нему автоматически подключается первая и третья сети, а наземный источник остается подключенным ко второй сети. При включении двух генераторов наземный источник питания отключается. Одновременная работа наземного источника и самолетных генераторов на одну и ту же сеть исключается.

Приборы контроля работы и органы управления основной системы электроснабжения находятся на панели энергоузла (рис. 6.6), смонтированной на пульте бортинженера.

Система электроснабжения переменным током напряжением 36 В предназначена для питания системы «Курс-МП-2», радиокompаса АРК-15, станции «Гроза-154», измерителя ДИСС-ЗП, манометров гидросистемы и первого подканала МЭТ-4Б. Эта система получает питание от основной системы электроснабжения через два трансформатора ТС-330СО4Б, один, из которых является рабочим, другой — резервным. Оба трансформатора включаются автоматически, резервный — только при выходе из строя рабочего.

Приборы контроля и аппаратура управления системой размещены на панели энергоузла под общей надписью «Сеть ~36 В».

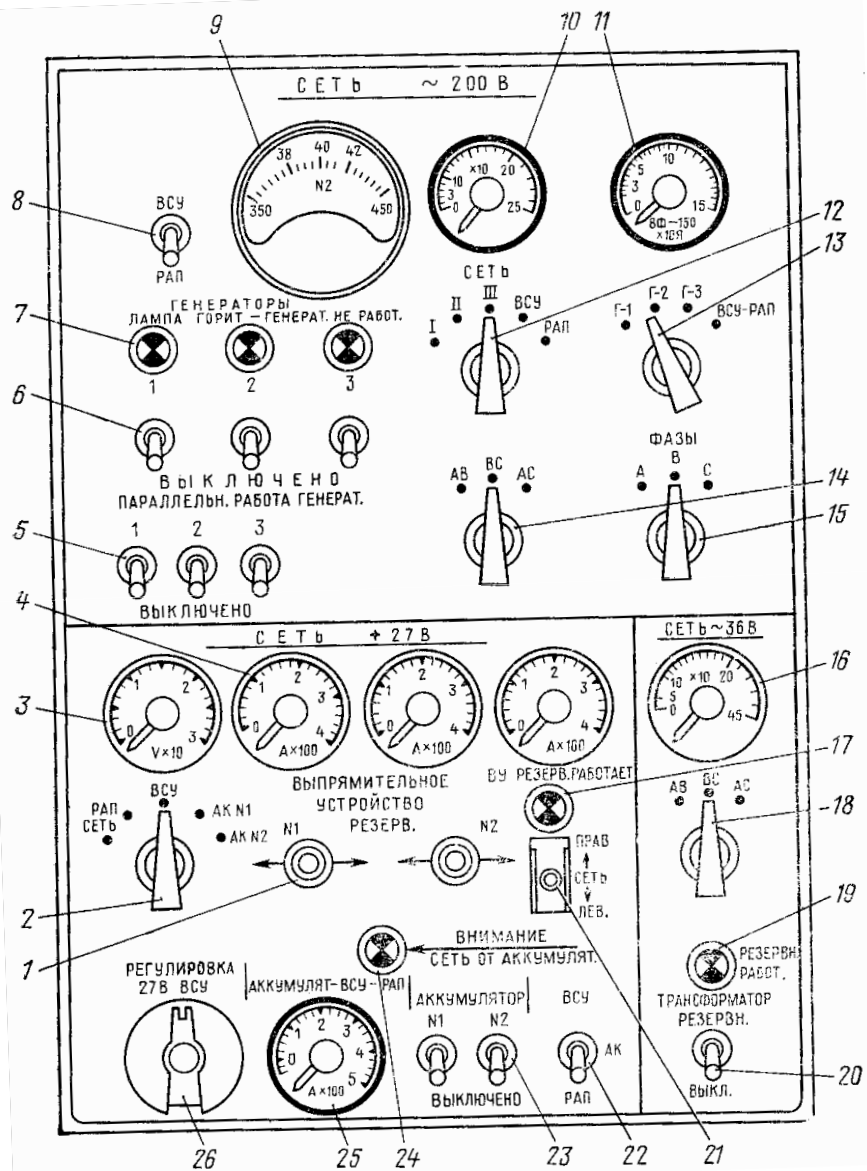


Рис. 6.6. Панель энергоузла:

1—переключатели выпрямительных устройств ВУ-6А; 2—переключатель вольтметра постоянного тока; 3—вольтметр постоянного тока; 4—амперметры выпрямительных устройств ВУ-6А; 5—выключатели параллельной работы генераторов; 6—выключатели генераторов; 7—лампы сигнализации отключения генераторов; 8—переключатель питания (от генератора ВСУ или РАП); 9—герцметр сети переменного тока напряжения 200 В; 10—вольтметр сети переменного тока напряжения 200 В; 11—амперметр сети переменного тока напряжения 200 В; 12—переключатель вольтметра 10 по сетям; 13—переключатель амперметра 11 по генераторам; 14—переключатель вольтметра 10 по фазам; 15—переключатель амперметра 11 по фазам; 16—вольтметр сети переменного тока напряжения 36 В; 17—лампа сигнализации работы резервного выпрямительного устройства ВУ-6А; 18—переключатель вольтметра 16 по фазам; 19—лампа сигнализации работы резервного трансформатора сети переменного тока напряжением 36 В; 20—выключатель резервного трансформатора; 21—переключатель наземной проверки резервного выпрямительного устройства ВУ-6А; 22—переключатель питания постоянным током от генератора ВСУ или РАП; 23—выключатели аккумуляторов; 24—лампа сигнализации питания сети от аккумуляторов; 25—амперметр «Аккумулятор ВСУ-РАП»; 26—выносное сопротивление регулировки генератора ВСУ

Переменным током напряжением 36 В питается также авиагоризонт, однако его питание осуществляется автономно от преобразователя ПТ-200Ц, который получает

электрическую энергию от аккумуляторной батареи. Преобразователь ПТ-200Ц используется и в качестве аварийного источника питания сети переменного тока напряжением 36 В. Подключение преобразователя к сети осуществляется автоматически.

Система электроснабжения переменным током напряжением 27 В предназначена для питания бытового оборудования: электрокипятильников и электротермоса. Эта система получает электроэнергию от основной системы через трансформатор ТС-375СО4А, который включается в сеть посредством выключателя, установленного на электрощитке бортпроводника. Трансформатор установлен на правом борту, в районе шп. № 35 в РК кухни.

Система электроснабжения переменным током напряжением 115 В обеспечивает питание УКВ радиостанции «Ландыш-20», систем РСБН-2СА, «Курс-МП-2» и другого радиооборудования, а также термометров 2ИА-7А выходящих газов двигателей.

В аварийных случаях электроэнергия в систему поступает от преобразователя МА-100М, получающего питание от аккумуляторов. Включение преобразователя осуществляется автоматически.

Распределительная силовая сеть основной системы электроснабжения — радиальная, с тройным расщеплением фа» (по три провода в каждой фазе). При выходе из строя одного из трех проводов оставшиеся два обеспечивают питание распределительных устройств без перегрузки.

Магистральные линии сети имеют двухстороннюю защиту биметаллическими автоматами защиты типа АЗФМ", а цепи генераторов— автоматами защиты АЗЗК.

Распределительная сеть имеет большое количество распределительных устройств, в которых размещены шины, автоматы защиты, предохранители, контакторы, реле и другая коммутационная аппаратура. Основными распределительными устройствами являются: левая панель генераторов, правая панель генераторов, левая панель АЗС (панель автоматов защиты левая), правая панель АЗС (панель автоматов защиты правая).

Панели генераторов 16, 35 (см. рис. 6.5) выполнены в виде двух шкафов, установленных в проходе к туалетам в районе шп. № 63— 64. В них расположены основные шины всех трех сетей, шины параллельной работы, контакторы включения генераторов на сети и на параллельную работу, контактор включения на сети ВСУ и РАП, контакторы переключения сетей, трансформаторы тока и др.

Левая и правая панели АЗС расположены в кабине экипажа у левого и правого бортов соответственно. В панелях размещены шины, коммутационная и защитная аппаратура силовых проводов и потребителей. Каждый ряд автоматов защиты снабжен планкой, предохраняющей от случайных отключений автоматов, и трафаретами с указанием напряжений сетей, номинальных значений токов срабатывания автоматов защиты и сокращенное наименование защищаемых цепей. Панели закреплены сверху на шарнирах; для доступа к аппаратуре внутри корпуса панелей они откидываются вверх и фиксируются в откинутом положении посредством троса на панели и крюка на борту кабины.

Панели АЗС неоднократно изменялись, поэтому расположение автоматов защиты на них неодинаково на самолетах различных серий. Один из вариантов каждой панели показан на рис. 6.7 и 6.8.

Кроме вышеуказанных, система переменного тока имеет большое количество других распределительных устройств: РК ВСУ-РАП, РК кухни, РК противообледенителей и т. д.

Система электроснабжения постоянным током. Бортовыми источниками питания сети постоянного тока являются три выпрямительных устройства ВУ-6А, стартер-генератор ГС-12ТО, установленный на ВСУ, и две аккумуляторные батареи 12САМ-28.

Выпрямительные устройства (ВУ) являются основными источниками питания сети постоянного тока. Они получают электроэнергию из основной системы переменного тока от первой и третьей сетей. Два выпрямительных устройства являются основными, третье — резервным.

Резервное ВУ включается автоматически при выходе из строя одного из основных выпрямительных устройств и работает с оставшимся основным ВУ параллельно.

Предусмотрено также принудительное включение резервного ВУ. Для этой цели на панели электроэнергетики имеются два переключателя 1 (см. рис. 6.6).

Стартер-генератор ГС-12ТО подает питание в сеть постоянного тока после запуска на земле ВСУ до запуска двигателей и включения в работу основных генераторов переменного тока.

Аккумуляторные батареи используются при выходе из строя в полете основной системы электроснабжения для питания наиболее важных потребителей и для запуска ВСУ на земле при отсутствии в аэропорту наземных источников питания. В нормальном режиме работы аккумуляторы включены на параллельную работу для сглаживания пульсаций напряжения в сети постоянного тока.

Аккумуляторные батареи установлены в хвостовой части фюзеляжа под полом заднего технического отсека справа. Доступ к ним осуществляется через съемную крышку люка в полу технического отсека.

На земле сеть постоянного тока может быть подключена к аэродромному источнику через штепсельный разъем аэродромного питания ШРАП-500К, установленный в районе шп. № 70 в нижней части фюзеляжа слева. Вилка штепсельного разъема размещена в нише, имеющей откидную крышку. Около вилки нанесен трафарет « + 27 РАП ».

Вилка имеет три штыря: два силовых и вспомогательный, имеющий меньшую длину и меньший диаметр. Такая конструкция вилки обеспечивает вначале соединение силовых контактов, затем контактов вспомогательного штыря, через который подается напряжение на подключение внешнего источника питания к бортовой сети. Тем самым предотвращается возможность искрения между силовыми штырями вилки и розеткой при соединении и разъединении РАП при включенных потребителях.

Одновременное подключение на питание сети постоянного тока каких-либо двух источников питания: от выпрямительных устройств, от стартер-генератора ВСУ или наземного источника исключается соответствующими блокировками.

Приборы контроля и управления системы электроснабжения постоянным током размещены на панели энергоузла на пульте бортинженера под общим трафаретом «Сеть 27 В».

Система электроснабжения постоянным током выполнена по однопроводной схеме. В качестве второго провода используется корпус самолета.

Распределительная сеть постоянного тока выполнена расщеплено, по четыре провода на каждом борту из расчета, что при выходе из строя одного из проводов три оставшиеся обеспечат нормальную работу сети. Все провода силовой распределительной сети и сетей потребителей защищены от коротких замыканий и токов перегрузки автоматами защиты типа АЗР и АЗСГК соответственно. Силовые провода проложены по обоим бортам фюзеляжа и закольцованы между собой в РК хвостовой и проводами между левой и правой панелями АЗС, так что при выходе из строя проводов одного борта распределительные устройства будут получать питание по проводам другого борта.

Распределительные устройства сети постоянного тока частично смонтированы на общих панелях с распределительными устройствами сети переменного тока, частично на отдельных панелях.

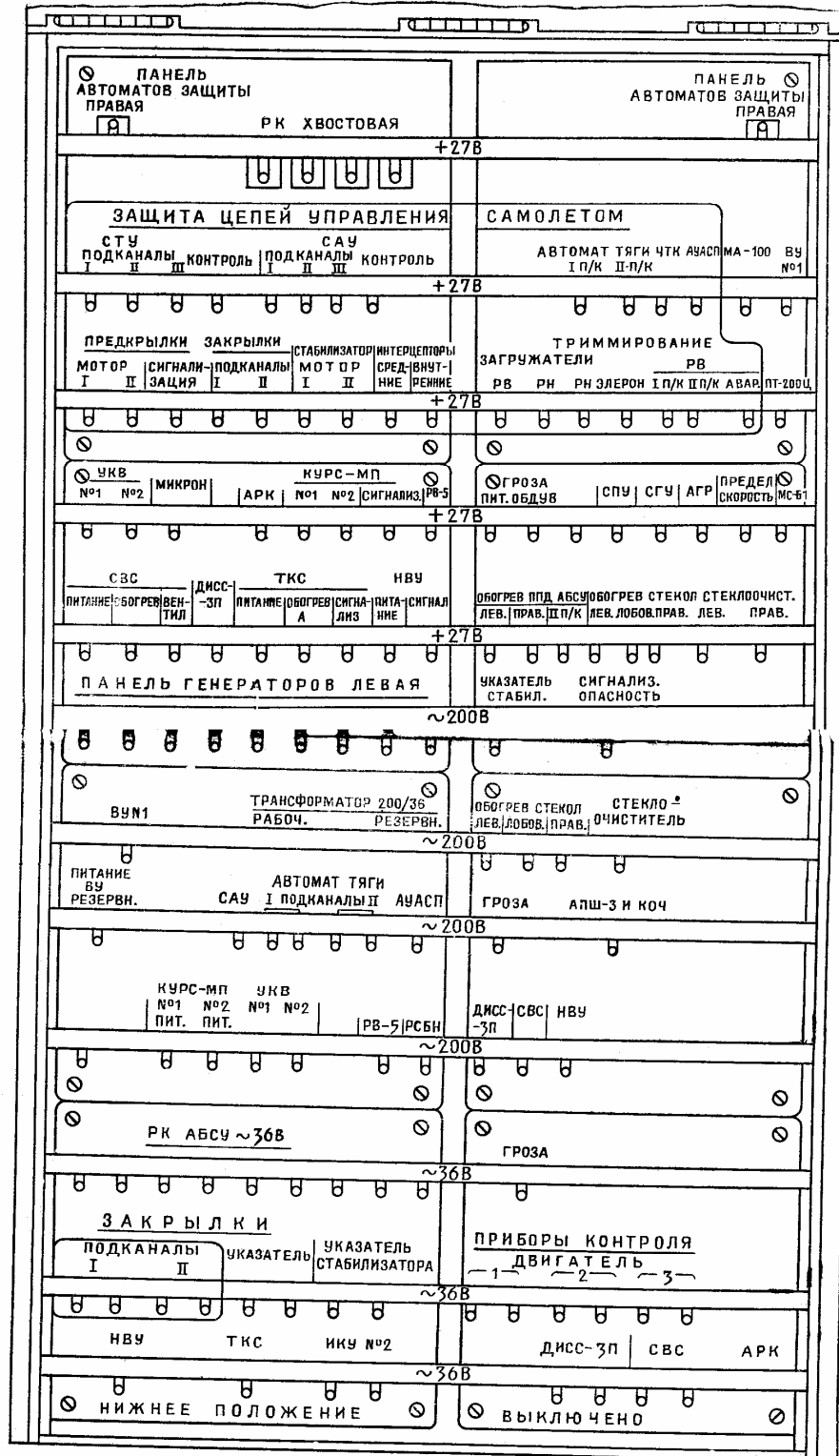


Рис. 6.7 Левая панель АЗС.

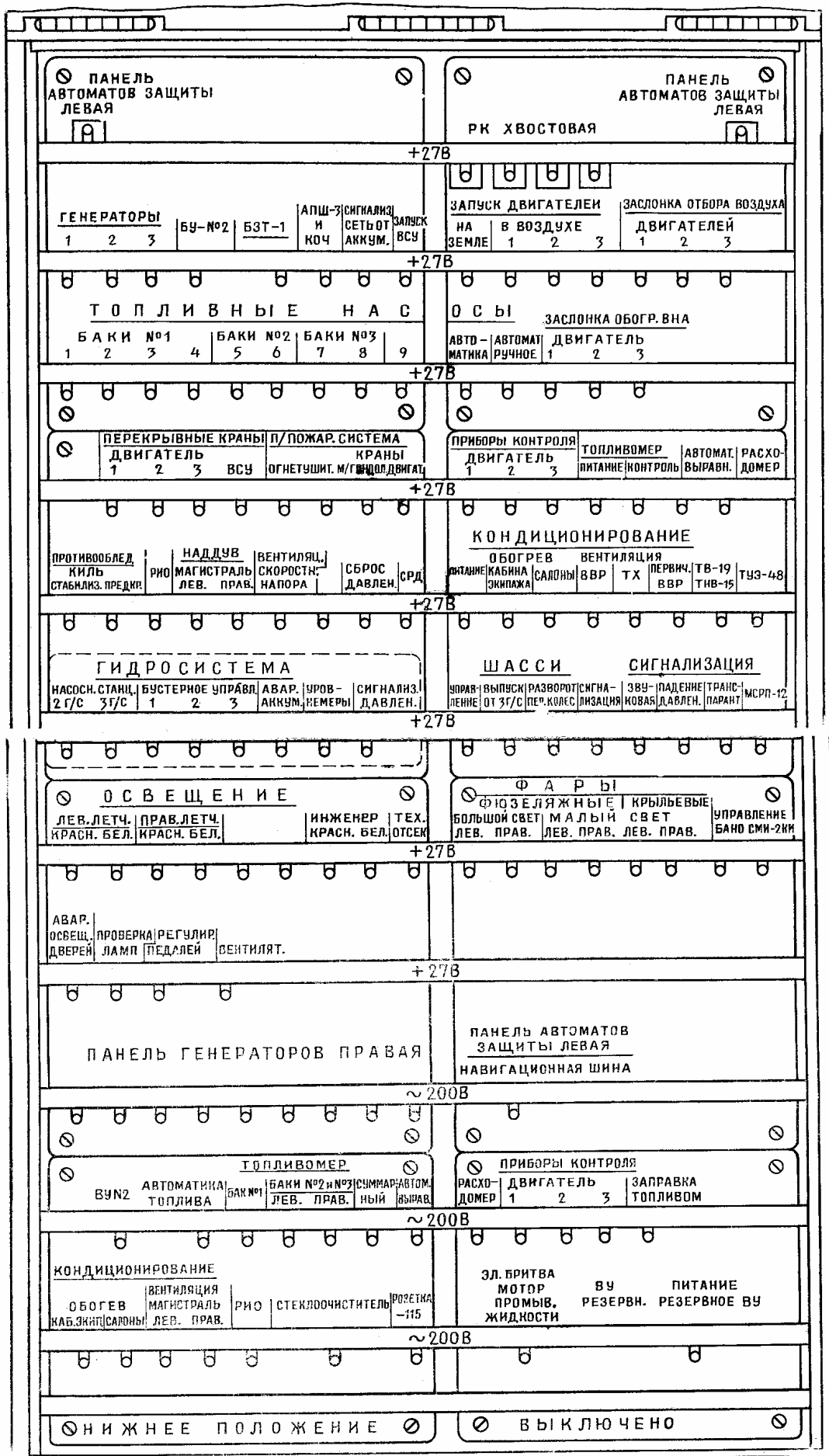


Рис. 6.8. Правая панель АЗС.

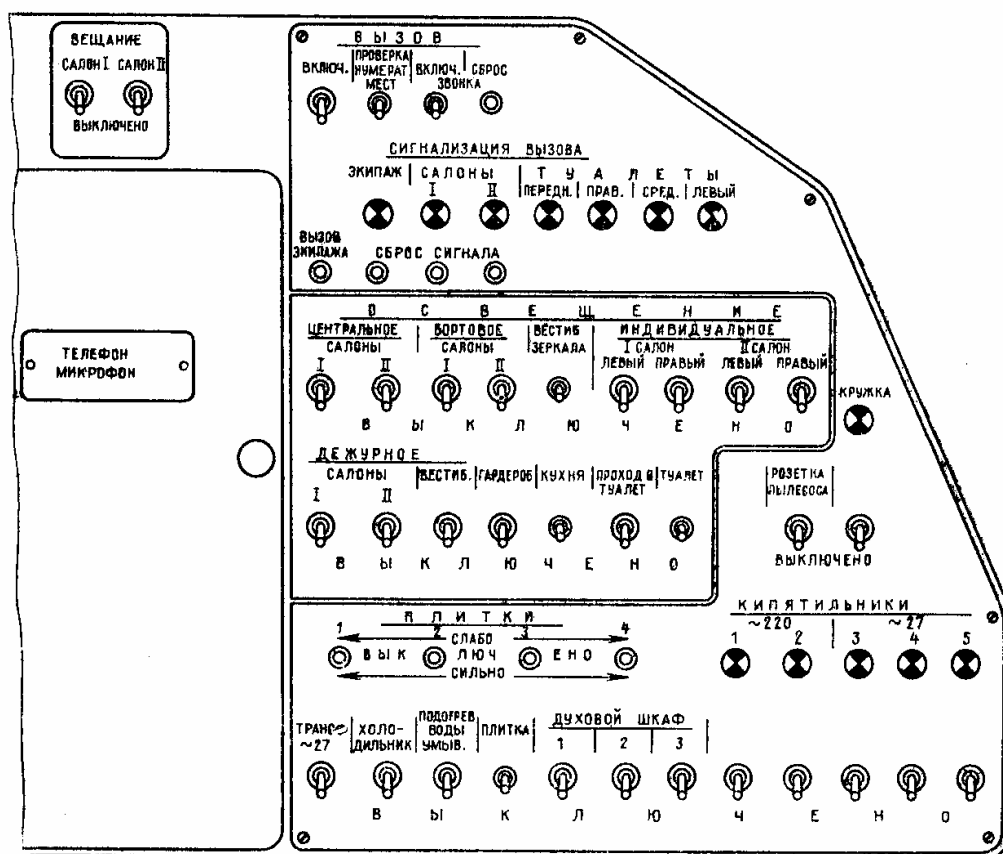


Рис. 6.9. Щиток бортпроводника.

Общими панелями распределительных устройств переменного и постоянного тока являются: левая и правая панели АЗС, РК кухни, РК ВСУ-РАП и левая панель генераторов.

Одной из отдельных панелей сети постоянного тока является электрощиток бортпроводника (рис. 6.9), который размещен в кухне-буфете у шп. № 34 на правом борту. На электрощитке бортпроводника размещена аппаратура управления освещением, потребителями бытового оборудования, аппаратура сигнализации и вызова, а также внутрисамолетной связи и информации.

6.3. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Светотехническое оборудование самолета делится на внешнее и внутреннее. Внешнее оборудование предназначено для обеспечения руления, взлета, посадки и обозначения самолета в пространстве ночью. Внутреннее оборудование служит для освещения кабин и других помещений самолета.

Внешнее светотехническое оборудование включает бортовые аэронавигационные огни (АНО), проблесковый маяк СМИ-2КМ и посадочно-рулежные фары ПРФ-4.

Аэронавигационные огни служат для определения положения самолета в пространстве ночью. С этой целью на концах крыла и в хвостовой части самолета установлено по одной лампе. На левом конце крыла лампа имеет красный светофильтр, на правом — зеленый; хвостовой огонь закрыт бесцветным светофильтром.

Аэронавигационные огни включаются выключателем «АНО», который установлен на верхнем электрощитке пилотов.

Светосигнальный импульсный маяк СМИ-2КМ предназначен для обозначения самолета в пространстве во избежание столкновения самолетов в воздухе и на земле при рулении по неосвещенному аэродрому. Маяк имеет два светильника СИ-2У: один установлен внизу на фюзеляже между шп. № 70—71, другой на обтекателе кила. Количество вспышек светильников может регулироваться в пределах от 30 до 60 в минуту.

Включение маяка производится выключателем «СМИ-2КМ», размещенным на верхнем электрощитке пилотов.

Посадочно-рулежные фары ПРФ-4 предусмотрены для освещения взлетно-посадочной полосы и рулежных дорожек при взлете, посадке и рулении самолета в ночных условиях.

Фары выдвижные, две из них установлены на крыле, две на фюзеляже. Управление уборкой и выпуском фар и управление переключением нитей ламп с «малого света» на «большой свет» обеспечивается четырьмя переключателями, установленными на верхнем электрощитке пилотов под общим наименованием «Управление фарами».

Освещение кабины экипажа. В кабине экипажа установлен плафон общего освещения и светильники для освещения приборных досок пилотов, пульта бортинженера, верхнего электрощитка пилотов, среднего пульта пилотов, бортовых панелей, панелей автомата регулирования давления, рабочего места штурмана. Кроме того, у каждого члена экипажа установлены лампы с красным цилиндрическим светофильтром, позволяющим менять освещение с белого на красное.

Плафон общего освещения дает белый свет, им пользуются только при работе в кабине на земле. Плафон включается выключателем, установленным на электрощитке бортинженера.

Светильники красно-белого освещения имеют лампы с колбами бесцветного стекла и лампы с колбами красного цвета, поставленными в ряд через одну. Красное освещение включается в условиях ночного полета при необходимости наблюдения внешнего пространства. Переключение освещения с белого на красное осуществляется двумя переключателями «Красный-Белый», один из которых установлен на верхнем электрощитке пилотов, другой — на электрощитке бортинженера.

Задний светильник верхнего электрощитка пилотов и светильник освещения пульта бортинженера закреплены на поворотных кронштейнах с фиксацией их в рабочем и походном положениях. Светильники, предназначенные для подсвета среднего пульта пилотов, смонтированы в подлокотники кресел пилотов.

Регулирование яркости светильников производится резисторами, установленными на боковых пультах левого и правого пилотов, на верхнем электрощитке пилотов и на электрощитке бортинженера.

В связи с тем, что окрашенные в красный цвет детали плохо просматриваются при освещении их красным заливающим светом, рукоятки и другие элементы аварийного назначения окрашены по типу «зебра» полосами изумрудного и красного цвета. В красном свете такая окраска дает черные и белые полосы.

Пассажи́рские салоны имеют три вида освещения: общее, дежурное и индивидуальное освещение пассажирских мест.

Общее освещение салонов осуществляется центральными и бортовыми светильниками с люминесцентными лампами.

Центральные светильники установлены посередине потолка пассажирских салонов непрерывным рядом, образующим короб центрального освещения. Каждый светильник имеет две люминесцентные лампы, закрепленные в отражателе и закрытые плексигласовым плафоном молочного цвета.

Бортовые светильники встроены в нижние панели багажных полок салонов и дают мягкий рассеянный свет, направленный вниз.

В туалетах, вестибюлях, кухне, над зеркалами установлены одноламповые светильники.

Включение освещения осуществляется установленными на электрощитке бортпроводника выключателями, обозначенными общей надписью «Освещение» и надписями: «Центральное. Салоны», «Бортовое. Салоны», «Вестиб. Зеркала».

Индивидуальное освещение пассажирских мест используется в ночных условиях после выключения общего освещения пассажирских салонов. Светильники смонтированы в панели обслуживания пассажирских мест, установленные снизу на багажных полках пас-

сажирских салонов. Светильник имеет собирающую линзу для концентрации светового луча и включается кнопочным выключателем, расположенным здесь же.

Общие выключатели индивидуального освещения находятся на электрощитке бортпроводника под надписью «Освещение. Индивидуальное».

Дежурное освещение предусмотрено для освещения пассажирских помещений на земле, когда питание подается от бортовых аккумуляторных батарей. В полете дежурное освещение включается ночью в пассажирских салонах после выключения общего освещения кабин.

Дежурное освещение установлено в пассажирских салонах, вестибюлях, гардеробах, проходах в туалетные комнаты.

Плафоны дежурного освещения салонов установлены в коробе центрального освещения на некотором расстоянии друг от друга. Каждый плафон имеет две лампы накаливания.

Лампы дежурного освещения вестибюлей установлены в светильниках общего освещения. Освещение гардеробов и проходов в туалеты осуществляется отдельными плафонами.

Включение дежурного освещения производится с электрощитка бортпроводника посредством переключателей, установленных под общей надписью «Освещение. Дежурное».

Лампы дежурного освещения вестибюлей и проходов в туалетные комнаты имеют блокировку от концевого выключателя у защелки передней входной двери. При запертой защелке эти лампы гаснут. Такая блокировка позволяет подходить к передней входной двери при включенном освещении и выключить его при закрытии двери.

В кабинах пассажиров предусмотрено аварийное освещение входных дверей и аварийных люков. Лампы аварийного освещения включаются выключателем «Авар, освещ. дверей», установленным на правой панели АЗС.

Освещение багажных помещений, технических и других отсеков осуществляется плафонами и переносными лампами.

Плафоны установлены в переднем и заднем багажных помещениях, в переднем и заднем технических отсеках, в нише передней и гондолах главных ног шасси, в районе шп. № 71, 74.

Включение плафонов переднего технического отсека, ниши передней ноги и гондол главных ног шасси производится с электрощитка бортиженера. Включение остальных плафонов осуществляется выключателями, установленными у люков соответствующих помещений и отсеков.

Розетки для подключения переносных ламп установлены: на пульте бортиженера, в переднем техническом отсеке, нише передней ноги шасси, гондолах главных ног шасси, переднем (шп. № 25) и заднем (шп. № 57) багажных помещениях, РК кухни, гондолах левого и правого двигателей, РК хвостовой, заднем техническом отсеке, отсеке ВСУ, а также у шп. № 3, 48, 74.

6.4. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ЭЛЕКТРОННАЯ АВТОМАТИКА

В состав приборного оборудования и электронной автоматики самолета входят автономные барометрические приборы, автомат углов атаки и перегрузки АУАСП-12КР, аварийный авиагоризонт АГР-144, самописцы МСРП-12 и КЗ-63, система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4, точная курсовая система ТКС-П2, навигационно-вычислительное устройство НВУ-БЗ.

Автономные барометрические приборы работают независимо друг от друга. К ним относятся: три пилотажных вариометра ВАР-ЗОМ, вариометр ВАР-75М, два высотомера ВМ-15, высотомер УВИД-15Ф, три указателя скорости КУС-730/1100К, сигнализатор числа ММС-1, реле давления ИКДРДФ 0,25-0,175-3 и ИКДРДФ 0,16-0,145-3, сигнализатор высоты СВУ-12-1А, а также барометрические приборы системы кондиционирования воздуха в кабине: вариометр ВАР-ЗОМ, указатель высоты и перепада давлений УВПД-5-0,8, высотный

сигнализатор ВС-46, сигнализатор давления СДУ-ЗА-0,7. Назначение барометрических приборов системы кондиционирования рассмотрено в главе 2.

Все барометрические приборы подключены к бортовым системам полного и статического давлений воздуха.

Вариометры ВАР-ЗОМ предназначены для измерения вертикальной скорости набора высоты и снижения самолета. Эти приборы установлены по одному на приборных досках первого и второго пилотов и на пульте бортинженера.

Вариометр ВАР-75М используется при аварийном снижении самолета, когда вертикальная скорость снижения может превысить величины, на которые рассчитаны вариометры ВАР-ЗОМ (30 м/с). Расположен он на приборной доске первого пилота.

Высотомер ВМ-15 и высотомер (футомер) УВИД-15Ф показывают барометрическую высоту полета соответственно в метрах и футах. Высотомеры ВМ-15 находятся на приборной доске первого пилота и на пульте бортинженера, футомер — на приборной доске первого пилота.

Сигнализатор числа М МС-1 и реле давления ИКДРДФ 0,25-0,175-3 и ИКДРДФ 0,16-0,145-3 подают сигнал на табло достижения самолетом предельно допустимой скорости полета «V предельная», установленное на средней приборной доске пилотов. Сигнализатор МС-1 срабатывает при достижении самолетом числа $M = 0,9$ и только при работающих топливных насосах баков № 2; реле давления срабатывают при достижении самолетом предельного скоростного напора. До выработки топлива в баках № 2 сигнализация осуществляется от реле ИКДРДФ 0,25-0,175-3, которое срабатывает при скоростном напоре 1750 ± 50 кгс/м². После выработки топлива в любом из баков № 2 и отключенных топливных насосах при скоростном напоре равном 1450 ± 50 кгс/м² срабатывает реле давления ИКДРДФ 0,16-0,145-3.

Комбинированные указатели скорости КУС-730/1100К предназначены для определения приборной скорости (по внешней шкале) и воздушной скорости (по внутренней шкале) прибора. Указатели скорости установлены на приборных досках первого и второго пилотов и бортинженера.

Сигнализатор высоты СВУ-12-1А выключает радиовысотомер РВ-5 при достижении самолетом предельной для этого высотомера истинной высоты, равной 750 м.

Автомат углов атаки и перегрузки АУАСП-12КР предназначен для определения и сопоставления в полете значений текущего и критического углов атаки, а также значений текущей и допустимой вертикальных перегрузок. Указатель автомата УАП-12КР размещен на приборной доске первого пилота. Левая половина указателя предназначена для определения углов атаки, правая — вертикальных перегрузок. Момент приближения самолета к критическому углу атаки или предельно допустимой перегрузке определяется подходом стрелок к окрашенным секторам и загоранием красной лампы на указателе, загоранием табло «Внимание. n_y допуск α критич.» на приборной доске второго пилота и звуковой сигнализацией — непрерывным гудком динамика, имеющегося за спиной первого пилота.

Включение автомата углов атаки и перегрузки осуществляется выключателем под надписью «АУАСП», установленным на верхнем электрощитке пилотов. Этот выключатель заблокирован с концевым выключателем, расположенным на передней ноге шасси. Благодаря этой блокировке автомат АУАСП-12КР включается в работу лишь после разжатия амортизатора передней ноги.

Характеристика текущего критического угла атаки, заложенная в автомат, различна для полетного и взлетно-посадочного режимов. Переключение характеристик осуществляется от механизма концевых выключателей МКВ-41 левого закрылка. При выпуске закрылков происходит переключение полетной характеристики на взлетно-посадочную.

Аварийный авиагоризонт АГР-144 предназначен для определения экипажем пространственного положения самолета по крену и тангажу. Индикатор авиагоризонта установлен на приборной доске первого пилота. В индикатор встроены указатели поворота и скольжения. Включение авиагоризонта осуществляется с помощью выключателя «АГР-144», расположенного на верхнем электрощитке пилотов.

Магнитный самописец регистрации режимов полета МСРП-12

предназначен для регистрации основных параметров полета самолета и сохранения записей для последующего анализа и контроля на земле. Самописец в течение всего полета регистрирует следующие параметры: высоту и скорость полета, вертикальные перегрузки, обороты двигателей, положение рычагов управления двигателями, положение руля высоты, руля направления и элеронов. Кроме того, самописец записывает двенадцать разовых команд: сигнал срабатывания автомата АУАСП-12КР, сигнал предельной скорости полета, сигналы отключения рулевых агрегатов РА-56 по тангажу, крену и курсу, пожар в гондолах двигателей, падение давления в первой, второй и третьей гидросистемах, падение давления топлива на входе в двигатели № 1, 2 и 3.

Все параметры и сигналы записываются в лентопротяжном механизме, заключенном в бронированный корпус на случай аварийных ситуаций. Лентопротяжный механизм установлен на переднем лонжероне киля в его нижней части.

Включение общего электропитания самописца осуществляется выключателем «МСРП», установленным на откидывающейся панели над электрощитком бортинженера. Лентопротяжный механизм включается автоматически сигнализатором скорости ССА-0,7-2,2И при достижении самолетом скорости, равной примерно 70 км/ч. Для записи параметров при меньшей скорости лентопротяжный механизм включается принудительно выключателем «Принудительное включение ЛПМ», установленным на электрощитке бортинженера. На самолетах последних выпусков устанавливается магнитный самописец МСРП-64-2.

Самописец КЗ-63 служит для регистрации в полете высоты, индикаторной скорости и вертикальной перегрузки. Самописец заключен в бронированный корпус и установлен на самолете вблизи его центра тяжести — на переднем лонжероне крыла по оси самолета.

Включение самописца осуществляется автоматически посредством концевого выключателя ДП-702 при разжатии амортизационной стойки правой ноги шасси. Включение самописца для проверки работоспособности на земле осуществляется переключателем, расположенным у самописца.

Системы полного и статического давлений (СПСД) обеспечивают подачу полного и статического давлений воздуха к барометрическим приборам.

Система полного давления имеет три отдельные магистрали, каждая из которых состоит из приемника полного давления ППД-1В и трубопроводов, соединяющих приемник с соответствующими барометрическими приборами — потребителями. Приемники полного давления расположены сбоку на фюзеляже между шп. № 10 и 11 — два слева, один справа.

Каждая магистраль питает свою группу приборов: левый верхний приемник питает барометрические приборы первого пилота, сигнализатор МС-1, реле ИКДРДФ 0,25-0,175-3 и ИКДРДФ 0,16-0,145-3; левый нижний приемник питает барометрические приборы первого подканала системы АБСУ-154, систему СВС-ПН-15-4 и автомат АУАСП-12КР; правый приемник полного давления питает барометрические приборы второго пилота и бортинженера, второго подканала системы АБСУ-154, самописцы МСРП-12 и КЗ-63.

Приемник полного давления (ППД) воспринимает давление встречного потока воздуха, поступающего в его открытый конец и суммирует это динамическое давление со статическим.

Сбоку в стенке корпуса ППД имеется дренажное отверстие для стока воды, попадающей вместе с воздухом из окружающей атмосферы. Для предотвращения обледенения внутри корпуса имеется электрический обогреватель. Обогрев каждого ППД включается выключателем, установленным на верхнем электрощитке пилотов под надписью «Обогрев ППД».

Давление от правого ППД может быть подано в качестве резервного питания на приборы первого пилота краном переключения, установленным на бортовом пульте первого пилота.

Система статического давления имеет четыре основные и одну резервную магистрали, каждая магистраль состоит из двух приемников статического давления и трубопроводов, соединяющих приемники с барометрическими приборами.

Приемники статического давления (ПСД) основных магистралей установлены на левом и правом бортах фюзеляжа между шп. № 29 и 30 — по четыре приемника на каждом борту. Приемник резервной магистрали установлен в отсеке передней ноги шасси слева. Приемники левого и правого бортов попарно закольцованы между собой.

Первая магистраль статического давления питает приборы первого пилота, сигнализатор числа М МС-1, реле давления ИКДРДФ 0,25-0,175-3 и ИКДРДФ 0,16-0,145-3. Вторая магистраль питает приборы второго пилота, бортинженера и самописцы МСП-12 и КЗ-63. Третья магистраль питает первый и второй подканалы системы АБСУ-154, систему СВС-ПН-15-4, автомат АУАСП-12КР, сигнализаторы СДУ-ЗА-0,7, ССА-0,7-2,2И, СВУ-12-1А. Четвертая магистраль питает только корректоры высоты системы СВС-ПН-15-4, резервная магистраль — приборы первого пилота.

Переключение первой магистрали статического давления на резервную осуществляется краном переключения, установленным на бортовом пульте первого пилота.

Приемники статического давления представляют собой штуцера, заканчивающиеся фланцами для крепления. От обмерзания приемники обогреваются теплым воздухом, поступающим из системы обогрева кабин.

Трубопроводы систем полного и статического давления выполнены из материала АМг2-М. Соединение с приборами на приборных досках осуществлено резиновыми рукавами. Трубопроводы полного давления имеют черный цвет, статического давления — белый. Для слива конденсата на трубопроводах установлены прозрачные влагоотстойники, расположенные под полом кабин. По мере накопления влаги в отстойнике она сливается.

Система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 представляет собой счетно-решающее устройство аналогового типа, предназначенное для непрерывной выдачи в бортовые системы навигации и пилотирования и на индикаторы следующих параметров: числа М, истинной воздушной скорости полета, относительной и абсолютной барометрических высот, отклонений числа М и барометрической высоты от заданных значений. На индикаторы подаются три из вышеуказанных величин: число М — на два указателя числа М УМ-1-0.82К, установленные на приборных досках первого и второго пилотов; относительная барометрическая высота — на два указателя высоты УВО-15К, установленных там же, истинная скорость — на указатель скорости УСВП-К, расположенный на приборной доске второго пилота.

Выходные параметры системы основаны на обработке статического и полного давлений, атмосферного давления воздуха на уровне земли и температуры торможения.

Включение системы воздушных сигналов осуществляется выключателями, установленными на верхнем электрощитке пилотов под общим названием «СВС-ПН».

Точная курсовая система ТКС-П2 предназначена для определения гирополукомпасного, магнитного и истинного курсов самолета и выдачи этих курсов потребителями.

Точная курсовая система (ТКС) представляет собой устройство, объединяющее магнитные и гироскопические средства измерения курса.

Основным режимом работы ТКС является режим работы гирополукомпаса (ГПК), в котором работают два гироагрегата ГА-3 — основной и контрольный.

Режим магнитной коррекции (МК) является вспомогательным и служит для определения магнитного курса в целях коррекции показаний гироагрегатов в случае обнаружения больших погрешностей в измерении курса в режиме ГПК.

Определенные системой ТКС курсы выдаются в систему АБСУ-154, навигационно-вычислительное устройство НВУ-БЗ, навигационно-посадочную систему «Курс-МП-2» и на указатель штурмана УШ-3, расположенный на приборной доске второго пилота.

Указатель штурмана имеет индекс и две стрелки: «К» и «ПУ». Стрелка «К» показывает гирополукомпасный курс, выдаваемый основным гироагрегатом, или гироманитный курс. Переключение стрелки «К» осуществляется переключателем «ГПК-ГМК», размещенным на верхнем электрощитке пилотов. На стрелку «ПУ» выдается путевой угол; по индексу указателя отсчитывается ГПК с контрольного гироагрегата ГА-3.

Включение курсовой системы производится с верхнего электропитания пилотов выключателями под общей надписью «ТКС». Управление системой осуществляется с пульта управления ТКС, расположенного здесь же.

Навигационно-вычислительное устройство НВУ-БЗ, являясь цифроаналоговым устройством, выполняет непрерывное счисление местоположения самолета по данным путевой скорости, угла сноса, истинной скорости и курса.

Величины путевой скорости и угла сноса навигационно-вычислительное устройство (НВУ) получает от доплеровского измерителя ДИСС-ЗП, истинную скорость — от системы СВС-ПН-15-4, курс — от системы ТКС-П2.

НВУ выдает на два индикатора — задатчика координат В-52, установленные на среднем пульте пилотов, следующие параметры: оставшееся расстояние до поворотного пункта маршрута (ППМ), боковое отклонение от заданной линии пути, боковое отклонение от следующей запрограммированной частной ортодромии, оставшееся расстояние до ППМ следующей частной ортодромии.

Кроме того, НВУ может непрерывно выдавать местоположение самолета на движущейся карте маршрута полета, которая имеется на индикаторе ИП-3 планшета ПА-3, расположенного под средней приборной доской пилотов.

Включение вычислительного устройства осуществляется выключателем, расположенным на пульте управления НВУ на среднем пульте пилотов. Исходные данные для полета с использованием НВУ устанавливаются переключателем на указателях-задатчиках координат, на задатчиках путевого угла, угла карты и ветра, расположенных также на среднем пульте пилотов.

6.5. РАДИООБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование самолета предназначено для внешней и внутрисамолетной радиосвязи, радионавигации и посадки.

Внешняя радиосвязь обеспечивается коротковолновой приемопередающей радиостанцией «Микрон» и двумя ультракоротковолновыми приемо-передающими радиостанциями «Ландыш-20».

Внутрисамолетная радиосвязь, оповещение и информация состоит из самолетного переговорного устройства СПУ-7, самолетного громкоговорящего устройства СГУ-15, магнитофонов МС-61Б и «Арфа-М».

Для радионавигации и посадки на самолете установлены: радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА, навигационно-посадочная система «Курс-МП-2», самолетный дальномер СД-67, автоматический радиокompас АРК-15, радиовысотомер РВ-5, радиолокационная станция «Гроза-154», доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-ЗП, самолетные ответчики СОМ-64 и СО-70, автоматическая бортовая система управления АБСУ-154 (сведения о последней даны в главе 3 части I).

Для радио- и радиолокационного оборудования на самолете смонтированы соответствующие антенны (рис. 6.10). Часть антенных устройств системы РСБН-2СА и ответчика СОМ-64 входят в комплекс антенно-фидерной системы «Пион-НП-154».

Основная часть радиоаппаратуры смонтирована в переднем техническом отсеке и в кабине экипажа, а также на рабочем месте бортпроводника, в гардеробе экипажа, гардеробе вестибюля, под полом между шп. № 18—19, 46—49, в носовом обтекателе фюзеляжа.

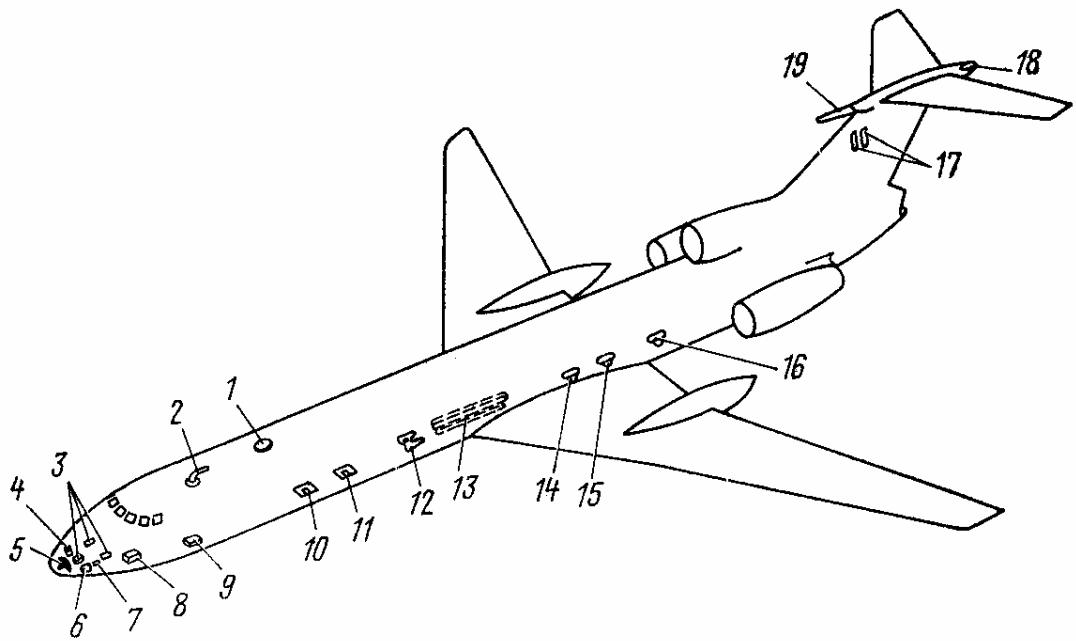


Рис. 6.10. Размещение на самолете антенн радиооборудования:

1—рамочная антенна радиоконюаса АРК-15; 2—антенна радиостанции «Ландыш-20» № 1; 3—антенны ответчика СОМ-64 из комплекта антенно-фидерной системы «Пион-ПП-154»; 4—антенна аппаратуры РСБН-2СА из комплекта антенно-фидерной системы «Пион-ПП-154»; 5 — антенна радиолокационной станции «Гроза-154»; 6 — курсовая антенна системы «Курс-МП-2»; 7 — глассадная антенна системы «Курс-МП-2»; 8 — антенна измерителя ДИСС-3П; 9 — маркерная антенна системы «Курс-МП-2»; 10—приемная антенна радиовысотомера РВ-5; 11 — передающая антенна радиовысотомера РВ-5; 12 — антенна радиостанции «Ландыш-20» № 2; 13 — ненаправленная антенна радиоконюаса АРК-15; 14 — антенна ответчика СОМ-64; 15 — антенна ответчика СО-70; 16 — антенна дальномера СД-67; 17 — антенны ответчика СОМ-64; 18 — антенна аппаратуры РСБН-2СА из комплекта антенно-фидерной системы «Пион-ПП-154»; 19—антенна радиостанции «Микрон».

Коротковолновая радиостанция «Микрон» предназначена для дальней двусторонней радиотелефонной связи экипажа с наземными радиостанциями. Радиостанцией могут пользоваться оба пилота, штурман и лощман.

Включение питания станции производится выключателем «Микрон», расположенным на верхнем электрощитке пилотов. Управление радиостанцией осуществляется вторым пилотом с пульта управления станцией, смонтированного на бортовом пульте второго пилота.

Ультракотковолновые радиостанции «Ландыш-20» предназначены для двухсторонней радиотелефонной связи экипажа самолета с диспетчерскими пунктами управления воздушным движением, а также для связи с экипажами других самолетов. Радиостанциями могут пользоваться оба пилота, бортинженер, штурман и лощман. Можно пользоваться обеими радиостанциями одновременно, осуществляя связь по двум каналам связи.

Включение питания радиостанций «Ландыш-20» производится выключателями «УКВ № 1» и «УКВ № 2», расположенными на верхнем электрощитке пилотов. Пульты управления радиостанциями № 1 и 2 находятся здесь же.

Самолетное переговорное устройство СПУ-7 предназначено для внутренней радиотелефонной связи между членами экипажа и выхода членов экипажа на бортовые радиосредства внешней связи и средства навигации и посадки: радиостанции «Микрон» и «Ландыш-20», «Курс-МП-2», АРК-15, РСБН-2СА, РВ-5, СД-67.

Самолетное переговорное устройство (СПУ) имеет 5 абонентских аппаратов для членов экипажа и 11 абонентских переговорных точек для подключения к сети внутренней связи телефонной гарнитуры наземного обслуживающего персонала.

Абонентские аппараты пилотов установлены на бортовых пультах пилотов, аппарат штурмана — на щитке штурмана, аппарат бортинженера—на его пульте, лоцмана — на кислородной панели (между шп. № 9—10). К соответствующим абонентским аппаратам подключается авиагарнитура АГ-2 второго пилота, бортинженера, штурмана и лоцмана. Авиагарнитура первого пилота подключается к пульту управления магнитофона МС-61Б.

Абонентские переговорные точки имеют по одной или две розетки для подключения авиагарнитуры, часть розеток имеет регуляторы громкости. Переговорные точки расположены: в носовом обтекателе на левом борту, под полом между шп. № 18 и 19 слева, в гардеробе на правом борту, на правой панели генераторов, в отсеке ВСУ на правом борту, на левой створке ниши передней ноги шасси, в переднем и заднем багажных помещениях на правом борту у шп. № 25 и 57, между шп. № 70 и 71. Абонентские переговорные точки подключаются к СПУ только на стоянке самолета на земле, что обеспечивается соответствующей блокировкой, связанной с обжатием левой ноги шасси, или при включении установки ВСУ, или подключении к борту самолета аэродромного питания.

Включение питания СПУ производится выключателем «СПУ», расположенным на верхнем электрощитке пилотов. Управление переговорным устройством осуществляется с абонентских аппаратов членов экипажа.

Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15 предназначено: для передачи информации пассажирам от первого пилота или бортпроводника, передачи музыкальных записей с магнитофона «Арфа-М», телефонной связи между первым пилотом и бортпроводником, громкоговорящего воспроизведения членам экипажа всей информации, принимаемой и передаваемой первым пилотом по сетям внутренней и внешней связи.

Громкоговорители СГУ установлены на верхнем электрощитке пилотов, на верхнем электрощитке бортинженера, в панелях обслуживания багажных полок пассажирских салонов, в передней и задней туалетных комнатах.

Включение питания СГУ осуществляется выключателем «СГУ», расположенным на верхнем электрощитке пилотов; управление громкоговорящим устройством производится со щитка, установленного на бортовом пульте левого пилота и с электрощитка бортпроводника.

Магнитофон «Арфа-М» установлен под электрощитком бортпроводника в нише нижнего шкафа на выдвигной каретке.

Магнитофон самолетный МС-61Б служит для записи всей информации, передаваемой и принимаемой первым пилотом по сетям внутренней и внешней связи.

Пульт управления магнитофоном находится на бортовом пульте левого пилота. Здесь имеется выключатель питания и переключатель «СПУ-ЛАР». В положение «СПУ» обеспечивается левому пилоту и запись информации и выход на внутреннюю и внешнюю связь. В положении «ЛАР» осуществляется запись речи с микрофона первого пилота с отключением выхода на внутреннюю и внешнюю связь. Прослушивание с пониженной громкостью информации по внутренней и внешней связи сохраняется. Магнитофон установлен в бронекожухе. Для замены кассеты со звукозаписывателем необходимо снять верхнюю полусферу бронекожуха. На самолетах более поздних выпусков для записи служебных переговоров членов экипажа устанавливается магнитофон Марс-БМ.

Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА предназначена для измерения наклонной дальности самолета от наземного радиомаяка и азимута.

Измерение дальности производится импульсным радиодальномерным устройством по времени от момента излучения зондирующего импульса до момента прихода ответного импульса с наземного радиомаяка.

Определение азимута осуществляется измерением интервала времени от момента, когда вращающаяся антенна наземного радиомаяка направлена строго на север, до момента, когда она направлена на самолет.

Измеренные значения дальности и азимута подаются в прибор ППДА-Ш1, установленный на приборной доске второго пилота, и в навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ.

Прямопоказывающий прибор дальности и азимута штурмана ППДА-Ш1 показывает текущие данные азимута и наклонной дальности самолета от наземного радиомаяка. Прибор имеет счетчик дальности, а также две шкалы и две стрелки для отсчета азимута.

Выключатели системы «РСБН. Питание», «РСБН. Опознав.» и пульт управления системой размещены на верхнем электрощитке пилотов, а пульт управления посадкой ПУП-154 на среднем пульте пилотов.

Навигационно-посадочная система «Курс-МП-2» предназначена для определения азимута самолета относительно наземных всенаправленных азимутальных радиомаяков зарубежной системы ближней навигации ВОР (VOR) и обеспечения инструментального захода на посадку по сигналам курсового и глиссадного наземных радиомаяков отечественной системы посадки СП-50 или зарубежной системы ИЛС (ILS).

Значения курсового угла радиомаяка ВОР поступают на индикаторы курсовых углов ИКУ-1А, установленные на приборных досках пилотов.

Сигналы отклонения самолета от заданной линии пути при работе системы в режиме навигации (ВОР) и сигналы отклонения от курса и глиссады при работе системы в режиме посадки (СП-50 или ИЛС) поступают на нуль-приборы НКП-4, установленные на приборных досках пилотов, и в систему АБСУ-154.

Пролет наземных маркерных радиомаяков сигнализируется электровзвонком, сигналом в телефонах пилотов и загоранием одного из трех табло «Маркер» на средней приборной доске пилотов. В системе ИЛС пролет дальнего маркера отмечается загоранием синего табло, пролет среднего маркера — желтого табло, пролет ближнего маркера — белого. В системе СП-50 загорается белое табло при пролете как дальнего, так и ближнего маркеров.

Для прослушивания позывных навигационных и курсовых посадочных радиомаяков система имеет телефонный выход.

Комплект аппаратуры «Курс-МП-2» состоит из двух полукомплектов: № 1 и 2, чем достигается повышенная надежность работы системы. При работе в посадочном режиме в случае отказа первого полукомплекта происходит автоматическое переключение системы на второй полукомплект. При работе в навигационном режиме переключение полукомплектов осуществляется принудительно.

Включение питания системы производится выключателями «Курс-МП № 1» и «Курс-МП № 2», расположенными на верхнем электрощитке пилотов; управление системой осуществляется с блоков управления, селекторов курса и пульта ПУП-154.

Самолетный дальномер СД-67 предназначен для измерения наклонной дальности самолета от радиомаяка-ответчика ДМЕ при полетах на международных авиалиниях.

Совместно с аппаратурой «Курс-МП-2» дальномер используется для определения местонахождения самолета в полярных координатах — по азимуту и дальности.

Принцип работы радиодальномера основан на измерении времени от момента излучения самолетным передатчиком импульсных сигналов до момента приема на самолете ответных сигналов от наземного радиомаяка-ответчика.

Радиомаяки ДМЕ и ВОР образуют наземную систему ближней навигации, являющуюся основной системой зарубежных трасс.

Значения дальности от радиомаяков ДМЕ индуцируются на двух индикаторах дальности ИДР-1, установленных на приборных досках пилотов. В индикаторе предусмотрена сигнализация в виде бланкера (цветная полоска), которая накладывается на цифры при неисправности дальномера, отключении электропитания, а также через 5—10 с после прекращения поступления сигналов от наземного радиомаяка.

Прослушивание сигнала опознавания радиомаяка от радиодальномера обеспечивается через телефоны пилотов, штурмана и лоцмана и громкоговорители системы СГУ, установленные в кабине экипажа.

Включение дальномеров производится ручкой «Громк. Вкл.», расположенной на пульте управления дальномером, который смонтирован на бортовом пульте левого пилота.

Автоматический радиокompас АРК-15 предназначен для самолетовождения по приводным и широкоэшелонным наземным радиостанциям. Обеспечивая полет на радиостанцию или от нее, радиокompас позволяет определять место самолета по пеленгам двух и более радиостанций, осуществлять совместно с другими системами заход на посадку. В необходимых случаях радиокompас может работать в качестве резервного средневолнового радиоприемника.

Принцип работы радиокompаса основан на использовании рамочной антенны. Если плоскость рамки расположена перпендикулярно направлению на радиостанцию, то напряжение на входе приемника будет равно нулю. Если же рамку поворачивать, то на входе приемника будет появляться напряжение.

Отсчет курсового угла радиостанции (КУР) производится узкой стрелкой индикаторов ИКУ-1А, входящих в комплект «Курс-МП-2».

Включение радиокompаса и управление им осуществляется с пульта управления, расположенного на верхнем электрощитке пилотов.

Радиовысотомер РВ-5 предназначен для измерения истинной высоты полета в диапазоне высот от 0 до 750 м.

Принцип действия радиовысотомера основан на измерении времени прохождения высокочастотных сигналов, излучаемых самолетным передатчиком, от самолета до земли и обратно.

Сигналы истинной высоты полета подаются на указатели высоты УВ-5 и в систему АБСУ-154.

Указатели высоты установлены на приборных досках первого и второго пилотов. В указатель высоты встроен датчик высоты принятия решения. Ручками «Устан. высот.» на указателях пилоты заранее устанавливают значения высоты принятия решения. При отклонении стрелки указателя ниже индекса высоты принятия решения срабатывает табло желтого цвета «Н реш» на приборных досках обоих пилотов и лампы желтого цвета на ручках «Устан. высот.» указателей. Одновременно указателем УВ-5 первого пилота выдается кратковременный звуковой сигнал через систему СПУ-7.

При достижении барометрической высоты более 4000 м радиовысотомер автоматически выключается, при снижении до 2500—2000 м снова включается.

Включение питания радиовысотомера производится выключателем «РВ», расположенным на верхнем электрощитке пилотов. На самолетах последних выпусков устанавливается по два комплекта РВ-5.

Радиолокационная станция «Гроза-154» предназначена для самолетовождения по радиолокационному изображению местности и для обнаружения зон грозовой деятельности на пути самолета. Кроме того, радиолокатор позволяет определить местонахождение самолета, измерить угол сноса и путевую скорость.

Индикатор с пультом управления радиолокатором установлен под средней приборной доской пилотов.

С пульта управления включают питание радиолокатора, изменяют изображение на экране индикатора путем устранения ярких засветок от мелких предметов, повышают контрастность крупных объектов, изменяют масштабы развертки, управляют антеннами, изменяют яркость изображения и пр.

Для исключения искажений и обеспечения равноконтрастного изображения на экране при эволюциях самолета в радиолокаторе предусмотрена система автоматической стабилизации луча антенны в пространстве путем доворота рефлектора антенны относительно оси излучателя.

Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-ЗП предназначен для непрерывного измерения путевой скорости и угла сноса самолета.

Работа измерителя основана на использовании эффекта Доплера, сущность которого заключается в том, что частоты излучаемых самолетом сигналов и снова принятых на самолет

после их отражения от земной поверхности будут неодинаковы, причем разность частот пропорциональна путевой скорости полета и углу сноса самолета.

Измеритель выдает данные о путевой скорости в навигационный вычислитель НВУ-БЗ и на указатель скорости УСВП-К системы воздушных сигналов СВС-ПН-15-4, данные об угле сноса выдает в вычислитель НВУ, в указатель штурмана УШ-3 и на индикаторы ПНП-1 системы АБСУ-154.

Управление измерителем ДИСС-ЗП и его включение осуществляются с пульта управления, расположенного на верхнем электрощитке пилотов.

Самолетный ответчик СОМ-64 предназначен для автоматической передачи наземным радиолокационным системам управления воздушным движением информации о номере самолета, высоте полета и запасе топлива.

Принцип действия заключается в том, что наземные радиолокаторы управления воздушным движением осуществляют запрос бортовых ответчиков, последние автоматически излучают ответные кодовые сигналы, которые преобразуются и высвечиваются на экранах наземных радиолокаторов.

Ответчик имеет связь с системой измерения количества топлива в баках и дает информацию об остатке топлива в баках в процентном отношении к полному количеству топлива на самолете. Данные о высоте полета ответчик получает от системы воздушных сигналов СВС-ПН-15-4.

Включение ответчика и управление им осуществляется с пульта управления, расположенного на бортовом пульте первого пилота. Рядом расположен пульт управления шифратором ИКАО.

Самолетный ответчик СО-70 предназначен для работы с зарубежными вторичными радиолокаторами с целью резервирования части аппаратуры ответчика СОМ-64.

Ответчик СО-70 включается в работу только при выходе из строя самолетного ответчика СОМ-64. Он выдает наземным радиолокационным станциям координаты самолета, бортовой номер и высоту полета.

Пульт управления ответчиком СО-70 находится на бортовом пульте первого пилота рядом с пультом управления СОМ-64.

Защита радиооборудования от помех. Дальность, качество и устойчивость радиосвязи в значительной степени зависят от уровня помех на самолете. Источниками помех являются коллекторы работающих электрических машин, искрящие контакты реле, пусковые токи мощных потребителей, помехи от других работающих радиоустройств, электрические разряды в атмосфере, электризация частей самолета, возникающая при полете в наэлектризованной облачности, от магнитного поля Земли, при полете самолета вблизи заряженной электричеством области.

Для защиты от помех в цепях электропитания устанавливаются фильтры и конденсаторы, применяется экранировка электропроводов, ленты металлизации для выравнивания потенциала отдельных частей самолета, агрегатов, узлов и аппаратуры.

Для борьбы с электростатическими помехами на концах крыла и стабилизатора установлены электростатические разрядники, через которые происходит стекание заряда с поверхности самолета в атмосферу.

Разрядник состоит из стального троса, одним концом заделанного в резьбовой наконечник для крепления на самолете, а другим — во втулку, в которую вставлен пучок электродов из тонкой нихромовой проволоки. Наконечник и втулка выполнены из нержавеющей стали. Трос разрядника заключен в резиновый корпус, заканчивающийся конусом, в котором находятся электроды.

Для снижения помех радиоприему при полете в условиях грозовой облачности, на носках концевых частей стабилизатора имеются два грозосъемника.

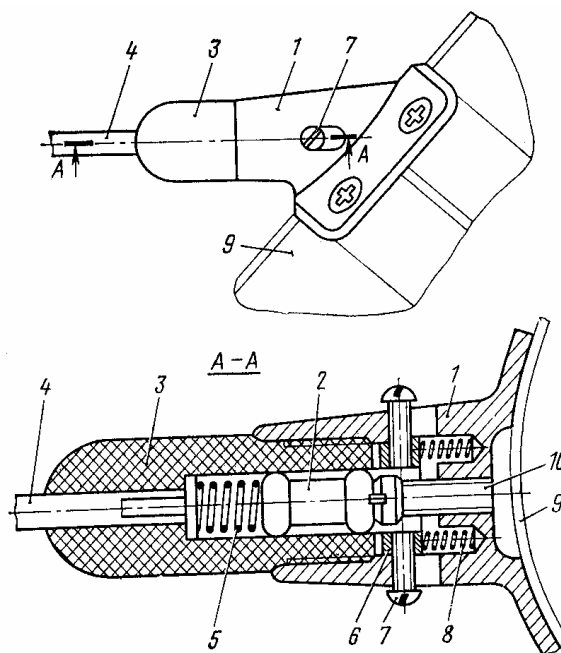


Рис. 6.11. Грозосъемник:

1 — основание; 2 — резистор; 3 — изолятор; 4 — игла; 5, 8 — пружины; 6 — стопорное кольцо; 7, 10 — винты; 9 — носок стабилизатора.

Грозосъемник (рис. 6.11) представляет собой стальную иглу 4, запрессованную в изолятор 3. Внутри изолятора помещен резистор 2, соединенный с иглой пружиной 5, а с корпусом самолета — регулировочным винтом 10. Резистор предназначен для снижения величины электрического заряда, проходящего через иглу грозосъемника на корпус самолета. Изолятор вворачивается на резьбе в основание 1, закрепленное винтами на стабилизаторе. Контровка изолятора в основании осуществляется стопорным кольцом 6, имеющим на переднем торце два выступа, входящие в пазы на торце изолятора. Стопорное кольцо прижимается к изолятору двумя пружинами 8. Для фиксации стопорного кольца от проворачивания, а также отвода его от изолятора при демонтаже грозосъемника, в стопорное кольцо ввернуты два винта 7.

Глава 7. Наземное оборудование самолета Ту-154

7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Техническое обслуживание и хранение самолета требуют различного наземного оборудования.

Часть такого оборудования является оборудованием общего назначения и применяется при техническом обслуживании различных типов самолетов, другая часть наземного оборудования прилагается к каждому самолету или входит в групповые комплекты.

К оборудованию общего назначения, рекомендуемому для обслуживания самолета Ту-154, относятся: топливозаправщики ТЗ-45, ТЗ-22, ТЗ-16, маслозаправщики МЗ-66, МЗ-51, водозаправщики ММ-164, ММ-ЗИЛ—130, воздухозаправщик ВЗ-20-350, машина для промывки санузлов и заправки их химжидкостью МА-7М, автомобильная кислородозарядная станция АКЗС-75, аэродромный электроагрегат АПА-50, аэродромный кондиционер воздуха 1179, компрессор низкого давления КНД-3, моторный подогреватель МП-300, автокран К-

122, установка для проверки гидросистем УПГ-300М, автомобиль-тягач ЯАЗ-214, пассажирский трап Т-9900-0 и некоторое другое наземное оборудование.

В состав оборудования, придаваемого к каждому самолету или включенного в групповые комплекты, входят гидравлические подъемники и гидравлические домкраты, страховочные подставки, буксировочные приспособления, стремянки, тележки, такелажные приспособления и т. д. Часть этого оборудования изготовлена специально для самолета Ту-154, другое оборудование может использоваться при техническом обслуживании и других типов самолетов. К покупным изделиям относятся, в частности, гидравлические подъемники, гидравлический домкрат, страховочные подставки, буксировочные приспособления, кабельная тележка, некоторые из стремянок.

В данной книге рассматривается устройство основного наземного оборудования, придаваемого к каждому самолету и входящего в групповые комплекты.

7.2. ПОДЪЕМНИКИ И ДОМКРАТЫ

Подъем самолета для проверки работы систем и механизмов уборки и выпуска шасси, нивелировки самолета и других работ, требующих вывешивания самолета, производится тремя гидравлическими подъемниками. Два гидроподъемника А1006-0000-0-3 грузоподъемностью по 45 т устанавливаются под крыло, третий гидроподъемник А1006-0000-0-7 грузоподъемностью 15 т устанавливается под хвостовую часть фюзеляжа. Хвостовой подъемник отличается удлиненным установочным винтом и наличием плавающей головки.

Опорные узлы для гидроподъемников находятся на узлах крепления подкосов главных ног шасси и на шп. № 73 фюзеляжа.

Гидроподъемник (рис. 7.1) состоит из силового цилиндра, фермы и гидравлической системы.

Силовой цилиндр (рис. 7.2) имеет наружный 11 и внутренний 12 штоки и установочный винт 9, ввернутый во внутренний шток.

Установочный винт служит для совмещения опорной головки 1 гидроподъемника с гнездом опорного узла самолета. Перемещение установочного винта вверх и вниз достигается вращением вручную гайки 3, которая обеспечивает также контровку винта в нужном положении.

Наружный и внутренний штоки обеспечивают изменение высоты подъемника, необходимое для подъема и опускания самолета. На их внешней поверхности имеется резьба для предохранительных гаек 5 и 8. Эти гайки предотвращают самопроизвольное перемещение штоков вниз под действием нагрузки. Вращение гаек осуществляется с помощью штурвалов 6 и 7.

Гидроподъемник имеет цилиндр принудительного опускания 17, предназначенный для перемещения штоков в нижнее положение давлением жидкости, подаваемой в верхнюю полость цилиндра от гидросистемы. Для приведения цилиндра принудительного опускания в рабочее положение, захват 18, ввернутый в шток цилиндра, вводится в зацепление со штурвалом предохранительной гайки наружного штока. На днище наружного штока смонтирован шариковый клапан 14, который служит для запираания жидкости в полости Б с целью образования гидравлического упора, препятствующего самопроизвольному перемещению внутреннего штока вниз под действием груза.

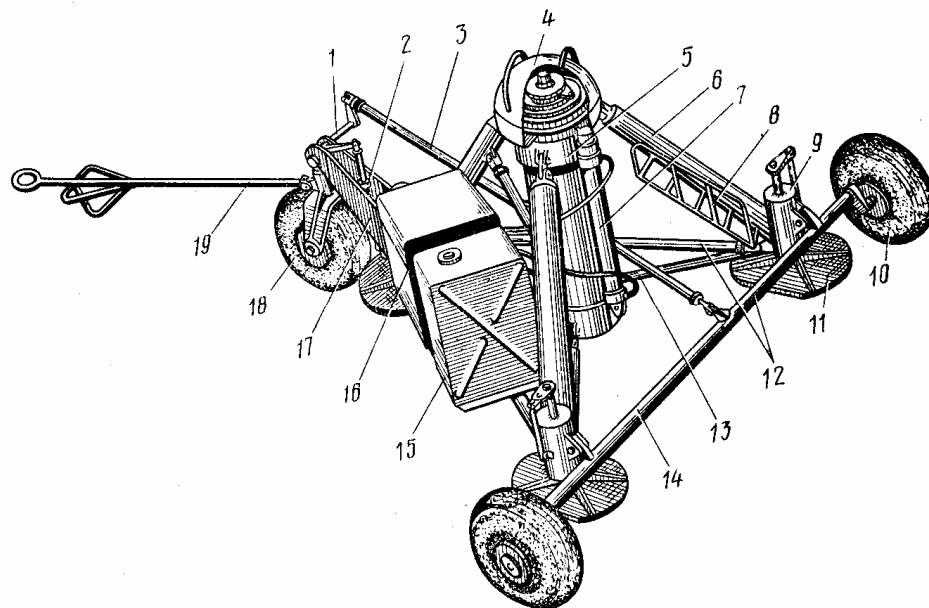


Рис. 7.1. Гидроподъемник А1006-0000-0-3:

1 — качалка; 2 — цилиндр подъема и опускания колес; 3 — тяга; 4 — кожух; 5 — силовой цилиндр; 6, 13 — подкосы; 7 — цилиндр принудительного опускания; 8 — лестница; 9 — аутригер; 10 — заднее колесо; 11 — опора аутригера; 12 — раскос; 14 — ось задних колес; 15 — гидробак; 16 — пульт управления; 17 — кронштейн; 18 — переднее колесо; 19 — водило.

Ферма гидроподъемника передает усилие с силового цилиндра на землю. Ферма состоит (см. рис. 7.1) из подкосов 6 и 13 и раскосов 12. Нижние концы подкосов 6 имеют аутригеры 9, которые посредством опор 11 опираются на землю. Для транспортировки подъемника ферма имеет три колеса 10, 18. Переднее колесо сделано управляемым, к еговилке крепится водило 19. Перевод гидроподъемника из рабочего положения в транспортное и обратно достигается перемещением колес вверх и вниз посредством цилиндра 2. Усилия этого цилиндра на ось задних колес 14 передаются через качалку 1 и тягу 3.

Все агрегаты гидросистемы подъемника (рис. 7.3) за исключением цилиндров и гидробака 1 смонтированы в пульте управления.

Электроприводной насос 465М 3 состоит из плунжерного насоса и электродвигателя постоянного тока, приводящего насос в действие. Для питания двигателя электрической энергией на стенке пульта управления имеется штепсельный разъем, к которому подсоединяется электрокабель от источника питания. При отсутствии источника электроэнергии работа гидроподъемника обеспечивается от ручных насосов НР01 4.

Кран управления цилиндром принудительного опускания 8 имеет положения: «Принудительное опускание штока», «Подъем штока» и «Слив». В положении «Принудительное опускание штока» жидкость от работающего насоса направляется краном в верхнюю полость цилиндра принудительного опускания; из нижней полости цилиндра жидкость направляется краном в гидробак.

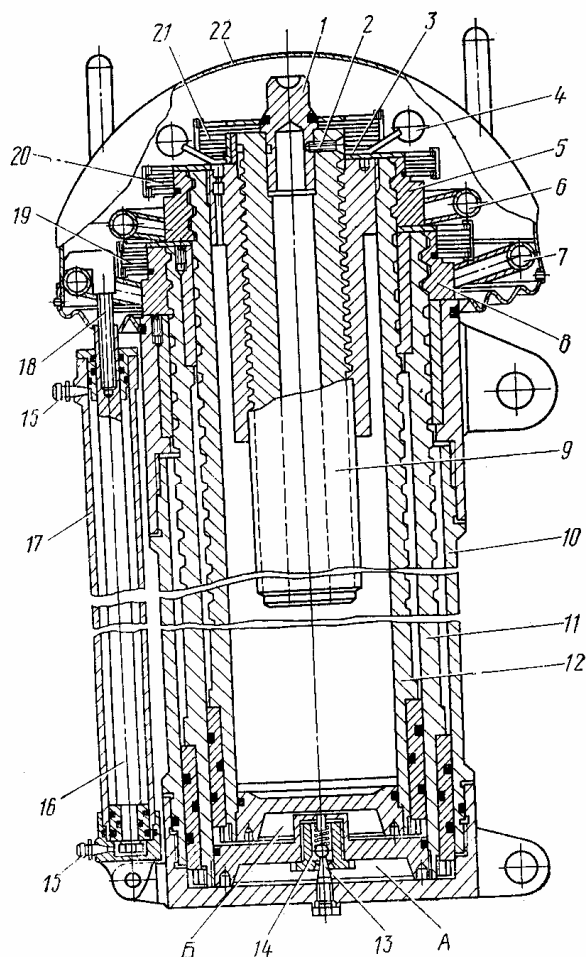


Рис. 7.2. Силовой цилиндр крыльцевого гидроподъемника:

1 — опорная головка; 2 — стопорный винт; 3 — гайка установочного винта; 4 — захват гайки установочного винта; 5 — предохранительная гайка внутреннего штока; 6 — штурвал предохранительной гайки внутреннего штока; 7 — штурвал предохранительной гайки наружного штока; 8 — предохранительная гайка наружного штока; 9 — установочный винт; 10 — корпус; 11 — наружный шток; 12 — внутренний шток; 13 — игла; 14 — клапан; 15 — штуцера; 16 — шток цилиндра принудительного опускания; 17 — цилиндр принудительного опускания; 18 — захват; 19 — чехол наружного штока; 20 — чехол внутреннего штока; 21 — чехол установочного штока; 22 — кожух; А, Б — полости.

Кран управления силовым цилиндром и цилиндром колес 13 имеет положения: «На колеса», «Подъем груза» и «Слив».

Работа гидроподъемника. Для подъема самолета необходимо полностью открыть запорный вентиль 11 и установить кран управления силовым цилиндром в положение «Подъем груза». При работе ручного или электроприводного насоса жидкость, поступающая из бака, подается от работающего насоса через кран управления силовым цилиндром и открытый запорный вентиль в полость А силового цилиндра (см. рис. 7.2) и перемещает вверх наружный шток вместе с внутренним штоком и установочным винтом. Когда наружный шток дойдет до упора, давление в полости А возрастет и жидкость через шариковый клапан будет поступать в полость Б, выдвигая внутренний шток.

По мере перемещения вверх наружного и внутреннего штока их предохранительные гайки необходимо опускать вниз так, чтобы расстояние между гайкой наружного штока и торцом цилиндра, а также между гайкой внутреннего штока и торцом наружного штока составляло 10—15 мм. Таким путем предотвращается резкое опускание самолета в случае утечки жидкости из полостей А и Б.

По окончании подъема самолета предохранительные гайки заворачивают до упора, запорный вентиль закрывают до отказа, кран управления силовым цилиндром устанавливают в положение «Слив».

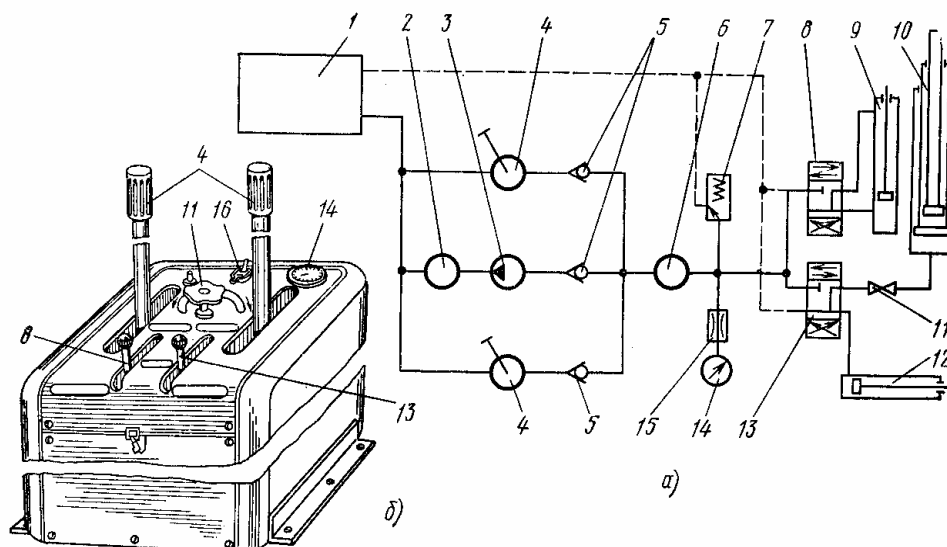


Рис. 7.3. Гидросистема гидроподъемника:

а — принципиальная схема; *б* — пульт управления (крышка не показана);
 1 — гидробак; 2, 6 — фильтры 11ГФ9СН; 3 — электроприводной насос 465М; 4 — ручные насосы НР01; 5 — обратные клапаны ОК-8А; 7 — предохранительный клапан ГА-198; 8 — кран управления цилиндром принудительного опускания; 9 — цилиндр принудительного опускания; 10 — силовой цилиндр; 11 — запорный вентиль; 12 — цилиндр подъема и опускания колес; 13 — кран управления силовым цилиндром и цилиндром принудительного подъема и опускания колес; 14 — манометр МТ-3-400; 15 — дроссель; 16 — аварийный выключатель электроприводного насоса 465М.

Для опускания самолета необходимо предварительно освободить от нагрузки и отвернуть предохранительные гайки. Для этой цели открывают запорный вентиль, кран управления силовым цилиндром устанавливают в положение «Подъем груза». Работая ручным насосом, приподнимают штоки и, вращая гайки, поднимают их на 10—15 мм над упорами и удерживают их в этом положении по мере опускания штоков.

Затем закрывают запорный вентиль, а кран управления силовым цилиндром переводят в положение «Слив». Плавным открытием запорного вентиля открывают путь жидкости на слив из силового цилиндра. Под действием груза штоки опускаются, вытесняя жидкость из полости *А* в бак через запорный вентиль и кран управления силовым цилиндром. Когда наружный шток дойдет до крайнего нижнего положения, игла *13* откроет шариковый клапан и откроется путь жидкости на слив из полости *Б*, после чего внутренний шток начнет перемещаться вниз.

Когда обжатие штоков под действием груза прекратится, производят принудительное опускание штоков. Для этой цели предохранительную гайку наружного штока переводят в верхнее положение, кран управления цилиндром принудительного опускания ставят в положение «Подъем штока». Работая ручным насосом, выдвигают шток цилиндра принудительного опускания, и его захват вводится в зацепление со штурвалом предохранительной гайки наружного штока. Кран управления цилиндром принудительного опускания переводят в положение «Принудительное опускание» и, работая ручным насосом, опускают шток гидроподъемника.

Подставка А1012-0000 имеет грузоподъемность 4 т и предназначена для поддержания самолета, поднятого на гидроподъемниках при проведении регламентных и ремонтных работ и для разгрузки крыла при снятии силовых панелей.

Подставка состоит (рис. 7.4) из фермы-шасси и гидравлической системы с силовым цилиндром.

Силовой цилиндр (рис. 7.5) состоит из цилиндра 17 и штока 19 со штангой 20. Цилиндр имеет два штуцера 15, 18 для подвода жидкости в полости А (на опускание) и Б (на подъем). На нижнем конце цилиндра накручена гайка 22 с маховиком 21. Гайка заканчивается шаровой опорой 23, к которой крепится пята 24. Гайка позволяет поднимать пята над поверхностью аэродрома для транспортировки подставки в вертикальном положении и опускать до упора в поверхность земли, разгружая в рабочем положении колеса.

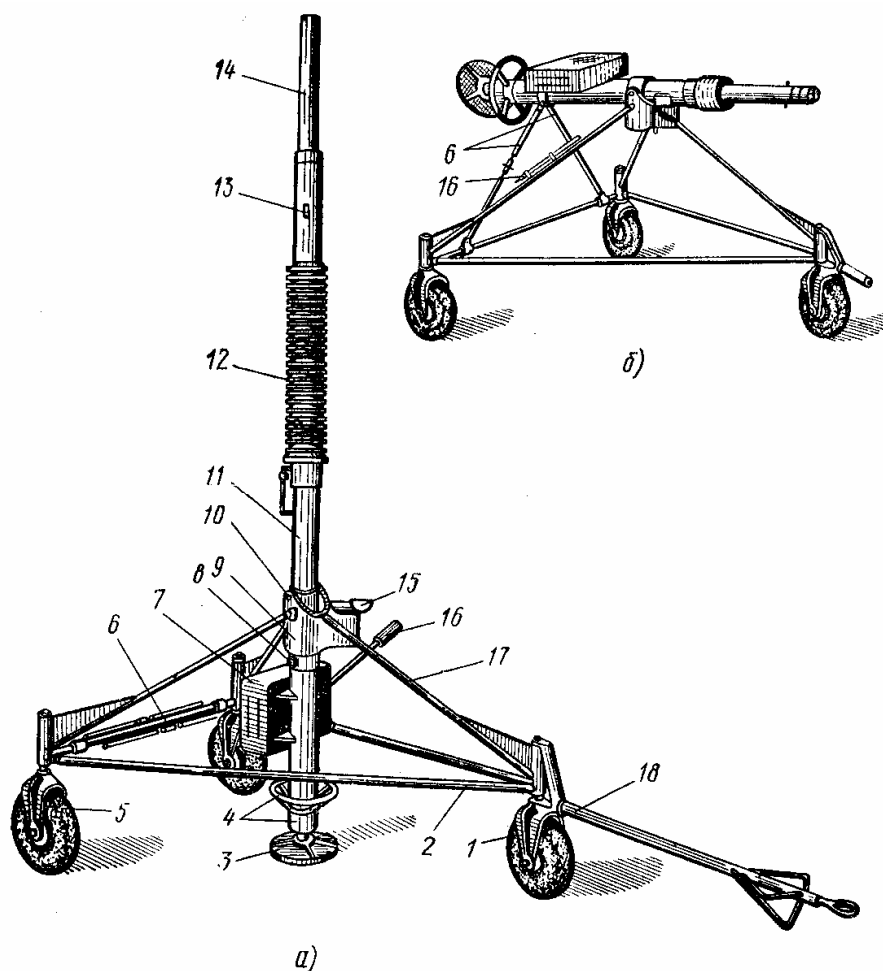


Рис. 7.4. Подставка А1012-0000:

а — рабочее положение; *б* — транспортное положение;

1—переднее колесо; 2—раскос; 3—пята; 4—гайка с маховиком; 5—заднее колесо; 6—тяги; 7—пульт управления; 8, 13—шпильки; 9—узел крепления силового цилиндра; 10—болт; 11—силовой цилиндр; 12—чехол; 14—штанга; 15—ложемент; 16—ручка насоса НР01; 17—подкос; 18—водило.

Штанга вставляется внутрь штока и вручную выдвигается из него на 1000 мм с целью удлинения силового цилиндра. Штанга в убранном и выдвинутом положениях фиксируется шпилькой 13. На верхнем конце штанги имеется шпилька 12 для крепления ложемента.

Ферма-шасси предназначена для транспортировки подставки. Она состоит (см. рис. 7.4) из узла крепления 9, подкосов 17, раскосов 2 и колес 1, 5. Переднее колесо сделано управляемым, к его вилке крепится водило 18.

Силовой цилиндр крепится к узлу 9 шарнирно посредством болта 10. Такое крепление позволяет поворачивать силовой цилиндр из вертикального (рабочего) положения в горизонтальное (транспортное). При этом нужно только вынуть шпильку 8, фиксирующую

силовой цилиндр в вертикальном положении. В транспортном положении силовой цилиндр опирается на ложемент 15 и поддерживается тягами 6.

Гидросистема подставки предназначена для подъема и опускания штока силового цилиндра. Гидросистема состоит (см. рис. 7.5) из бака 1, фильтра 2, ручного насоса НР01 3, обратного клапана 4, предохранительного клапана 5, крана управления 6, регулятора давления РД-14 7, запорного крана 8, манометра МТ-3-250 9, дросселя 10, силового цилиндра 11 и трубопроводов.

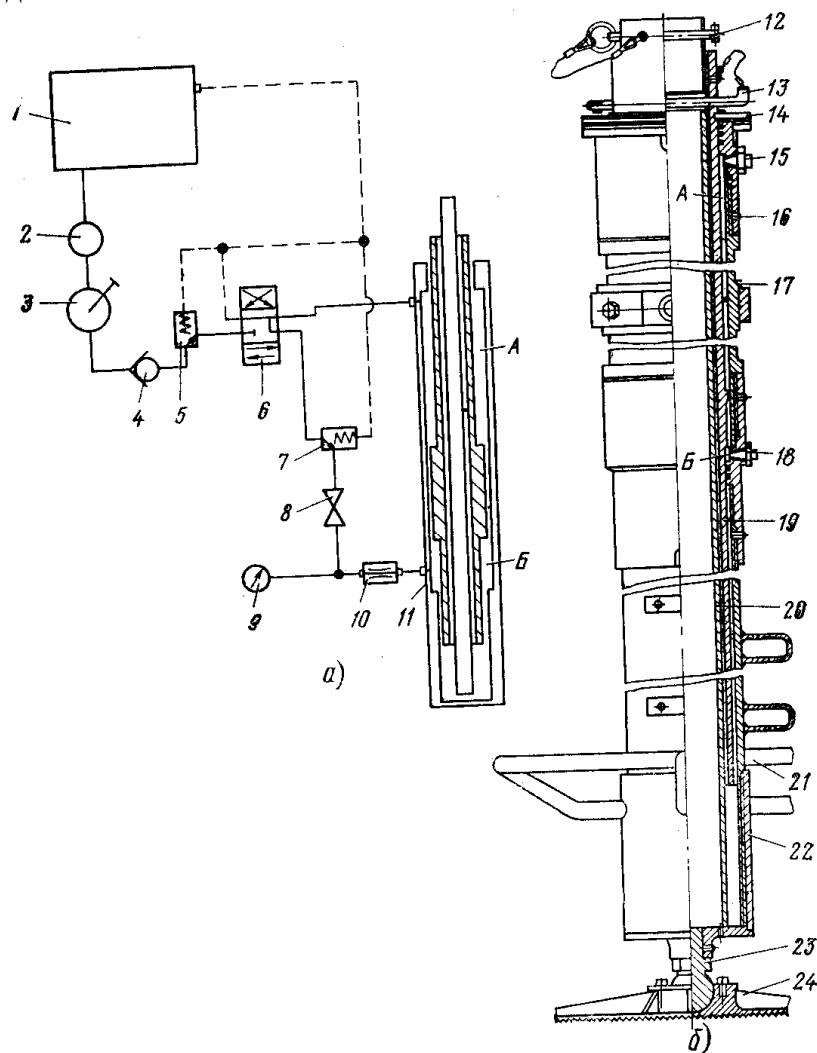


Рис. 7.5. Гидросистема подставки:

а — принципиальная схема; б — силовой цилиндр;

1 — гидробак; 2 — фильтр; 3 — ручной насос НР01; 4 — обратный клапан; 5 — предохранительный клапан; 6 — кран управления; 7 — регулятор давления РД-14; 8 — запорный кран; 9 — манометр МТ-3-250; 10 — дроссель; 11 — силовой цилиндр; 12, 13 — шпильки; 14 — чехол; 15, 18 — штуцеры; 16 — стопорный винт; 17 — цилиндр; 19 — шток; 20 — штанга; 21 — маховик; 22 — гайка; 23 — шаровая опора; 24 — пята; А — полость опускания; Б — полость подъема.

Агрегаты гидросистемы смонтированы в пульте управления, жестко закрепленном на силовом цилиндре.

Кран управления имеет положения: «Подъем», «Опускание» и нейтральное. В положении «Подъем» жидкость от насоса направляется краном в полость Б силового цилиндра, при этом полость опускания А сообщается через кран с баком. При положении «Опускание» — наоборот. В нейтральном положении крана обе полости силового цилиндра сообщены с баком.

Регулятор давления РД-14 предназначен для поддержания в системе заданного давления, регулируемого в пределах от 20 до 300 кгс/см². Требуемая величина давления устанавливается вращением регулировочного валика регулятора. Давление, на которое регулируется РД-14, зависит от задаваемого максимального усилия на штоке подставки и определяется в зависимости от этого усилия по трафарету, имеющемуся на пульте управления, или по графику. Величина давления в системе проверяется по манометру.

Запорный кран служит для запирания жидкости в полости подъема силового цилиндра, находящегося под нагрузкой. Запертая в цилиндре жидкость создает гидравлический упор, препятствующий самопроизвольному опусканию штока под действием нагрузки. Кроме того, запорным краном регулируется скорость опускания штока под действием груза.

Дроссель ограничивает скорость опускания штока под действием груза при полном открытии запорного крана.

Подставка может устанавливаться в различных местах самолета: под шпангоуты фюзеляжа № 21—22 и 73, под нервюры крыла № 17, 30 и 40. Поскольку специальных узлов упора для подставки самолет не имеет, к ней придаются ложементы, показанные на рис. 7.6.

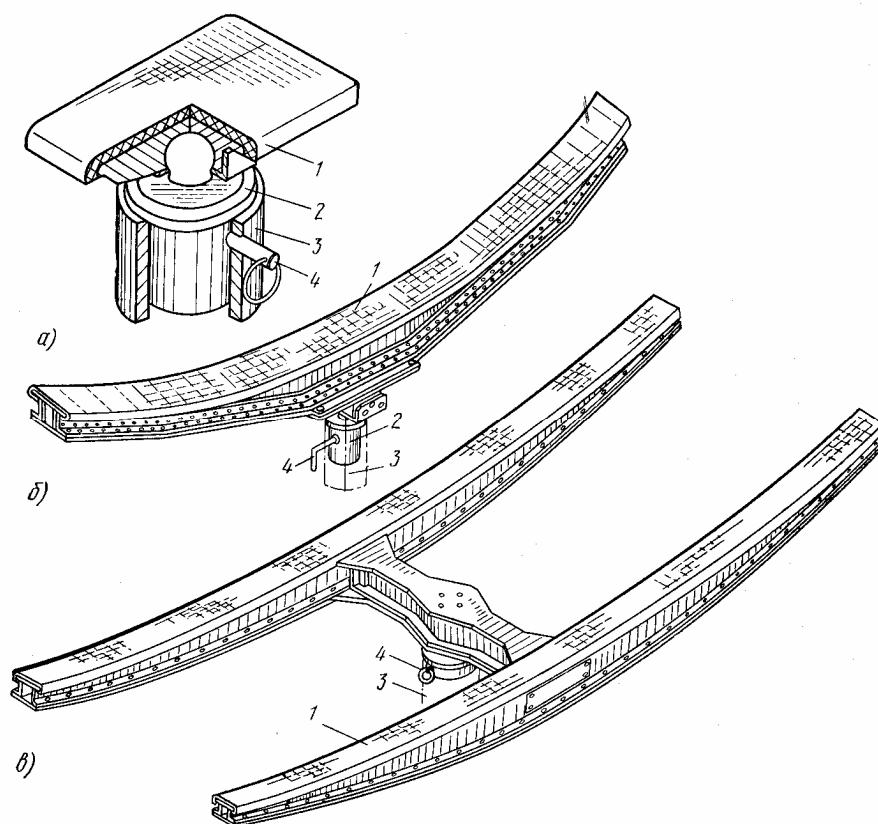


Рис. 7.6. Ложементы подставки:

а — ложемент НУ-9920-0 под нервюры крыла № 17, 30 и 40; *б* — ложемент 154.00.9904.000 под шпангоут № 73 фюзеляжа; *в* — ложемент 154.00.9902.075 под шпангоуты № 21—22 фюзеляжа;

1 — резиновое покрытие; *2* — опора; *3* — штанга подставки; *4* — шпилька.

Ложементы по месту контакта с поверхностью самолета имеют резиновое покрытие 1, а для крепления к штанге подставки опору 2, которая с ложементом соединена посредством шаровой головки. Опора фиксируется на штанге шпилькой 4.

Гидравлический домкрат А43-0100-0 предназначен для вывешивания колес передней и главных ног шасси при их смене. Домкрат (рис. 7.7) состоит из силового цилиндра 15, установленного на основании 16, и гидравлической системы, смонтированной в пульте управления 9. Пульт управления с силовым цилиндром соединен двумя гидравлическими шлангами.

Силовой цилиндр имеет наружный 17, средний 18 и внутренний 19 штоки. Во внутренний шток ввернут установочный винт 20, в шаровое гнездо которого помещена отклоняющаяся головка 14. Головка в вертикальном положении удерживается резиновым амортизатором 13. В нерабочем положении на силовой цилиндр одевается колпак 12, защищающий цилиндр от загрязнения.

Гидравлическая система домкрата включает кроме силового цилиндра: бак 6, ручной насос 2, кран управления 5, запорный кран 10, дроссель 21 и трубопроводы

Кран управления служит для переключения подачи жидкости от насоса в полость А для выдвижения вверх штоков силового цилиндра или в полость В — для их принудительного опускания. Кран имеет положения: «На подъем», «На опускание», «На слив». В положение «На слив» кран ставят для опускания штоков под действием груза. При хранении домкрата кран также устанавливают в положение «На слив», сообщая этим полости А и В с баком на случай температурных изменений объема жидкости. Запорный кран и дроссель выполняют те же функции, что и в гидросистеме подставки А1012-0000.

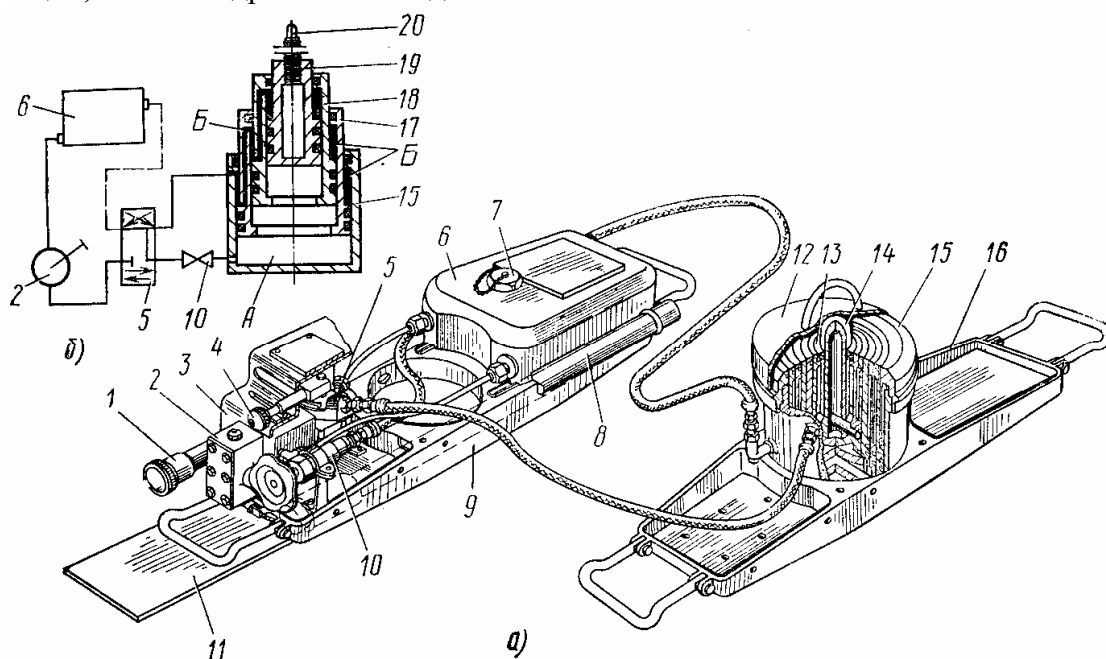


Рис. 7.7. Гидродомкрат А43-0100-0:

а—общий вид; б—принципиальная схема гидросистемы;

1, 8—ручка насоса; 2—ручной насос; 3 — кожух; 4 — рукоятка крана управления; 5 — кран управления; 6 — бак; 7 — крышка бака; 9—панель управления; 10—запорный кран; 11—опора; 12—колпак; 13—амортизатор отклоняющейся головки; 14—отклоняющаяся головка; 15— силовой цилиндр; 16 — основание; 17 — наружный шток; 18 — средний шток; 19 — внутренний шток; 20 — установочный винт; 21 — дроссель; А — полость подъема; В — полость опускания.

Работа домкрата. При работе домкрата на подъем кран управления должен находиться в положении «На подъем», а запорный кран полностью открыт. Жидкость от работающего насоса поступает через кран управления и запорный кран в полость А силового цилиндра, поднимая вверх его штоки. Одновременно штоки вытесняют жидкость из полости В в бак через кран управления. После вывешивания колес запорный кран закрывается, а кран управления переводится в положение «На слив».

Для опускания колес необходимо плавно открыть запорный кран и следить за скоростью их опускания. При этом жидкость вытесняется из полости А силового цилиндра в бак под действием веса самолета, проходя кран управления и запорный кран. После полного опускания колес под весом самолета, кран управления ставится в положение «На опускание»,

запорный кран полностью открывается и жидкость подается насосом в полость *Б* до полного опускания штоков.

Следует иметь в виду, что прежде, чем пользоваться насосом, необходимо на 1,5—2 оборота открыть крышку 7 заливной горловины бака для его дренажа.

При смене колес на ноги шасси ставятся кронштейны, показанные на рисунке 7.8.

Кронштейн 1 передней ноги шасси имеет переставную опорную лапу 3 со сферическим гнездом, в которое устанавливается головка установочного винта домкрата 4. Лапа крепится на кронштейне посредством штыря 2 в одном из пяти положений в зависимости от величины обжатия пневматикой колес. Кронштейны крепятся на проушине оси колес с помощью штыря 5.

Кронштейн 6 главной ноги шасси имеет регулировочный винт 7 со сферическим гнездом под головку установочного винта домкрата. Винт позволяет более рационально использовать рабочий ход домкрата. При смене средних и задних колес главной ноги шасси кронштейн устанавливается на задний конец балки тележки и крепится к ней двумя штырями 8. При смене передних колес кронштейн ставится на передний конец балки.

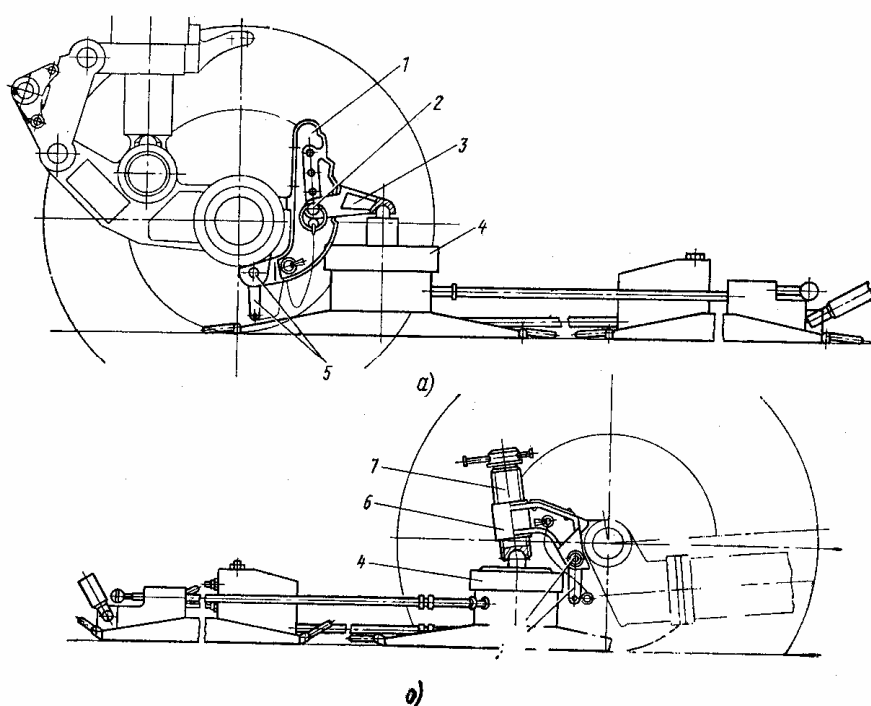


Рис. 7.8. Установка кронштейнов для смены колес:

а—передней ноги шасси; *б*—главной ноги шасси;

1 — кронштейн для смены передних колес; 2, 5, 8 — штыри; 3 — лапа; 4 — силовой цилиндр гидродомкрата; 6 — кронштейн для смены колес главной ноги шасси; 7 — регулировочный винт.

Пневмотканевые подъемники АПТМ-М применяются для подъема самолета в случае вынужденной посадки с убранными шасси.

Комплект пневмотканевых подъемников (рис. 7.9) состоит из 14 баллонов 5, изготовленных из прорезиненной материи, металлического коллектора 3 с предохранительным клапаном, приемного 2 и раздаточных 4 дюритовых шлангов и ножных мехов А-3 1.

Для наполнения баллонов воздухом приемный шланг присоединяется к компрессору низкого давления КНД-3 или к баллонам сжатого воздуха, а при их отсутствии — к ножным мехам.

Каждый баллон в наполненном состоянии имеет высоту 750 мм и грузоподъемность 10 т при давлении 0,2 кгс/см².

Подъемники под самолетом размещаются семью группами согласно схеме на рис. 7.9 по 5 баллонов в группе. Во избежание смещения и перекосов подъемники каждой группы скрепляются друг с другом веревкой б.

Самолет, не допуская перекосов, поднимают на высоту, необходимую для выпуска шасси или установки гидropодъемников или транспортировочных средств.

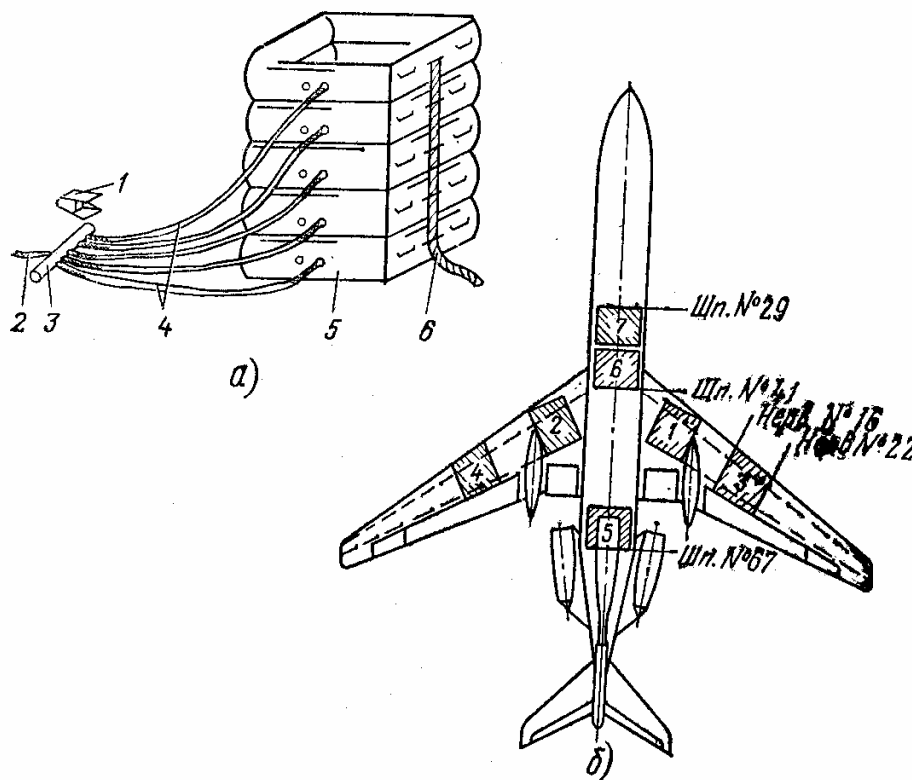


Рис. 7.9. Пневмотканевые подъемники АПТП-М:

а — схема аварийных пневмотканевых подъемников; б — схема размещения подъемников; 1 — ножные мехи А-3; 2 — приемный шланг; 3 — коллектор; 4 — раздаточные шланги; 5 — баллоны; 6 — веревка.

7.3. СТРОПЫ И ПРИСПОСОБЛЕНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ МОНТАЖНЫХ РАБОТ

Для монтажа и демонтажа агрегатов и отдельных частей самолета в состав его наземного оборудования входят различные стропы и приспособления для подвешивания этих агрегатов и частей на крюк подъемного крана или же для опускания на средства транспортировки.

Стропы показаны на рисунках 7.10, 7.11 и 7.12. Все они имеют сходное устройство и состоят из тросов, верхние концы которых крепятся к серьге, предназначенной для подвески к крюку подъемного крана. На нижних концах закреплены кронштейны, фиксаторы, крюки, быстросъемные замки или другие устройства для крепления к такелажным узлам снимаемых агрегатов. Кронштейны строп крепятся к агрегатам и частям самолета винтами. Стропы для элеронов (на рисунках не показаны) по конструкции аналогичны стропам носков крыла.

Некоторые стропы имеют балки, коромысла и пояса, обеспечивающие уменьшение сжимающих усилий на снимаемые агрегаты, а также тандеры для регулирования длины тросов.

На серьгах строп или тросах установлены трафареты с указанием грузоподъемности строп и номера чертежа.

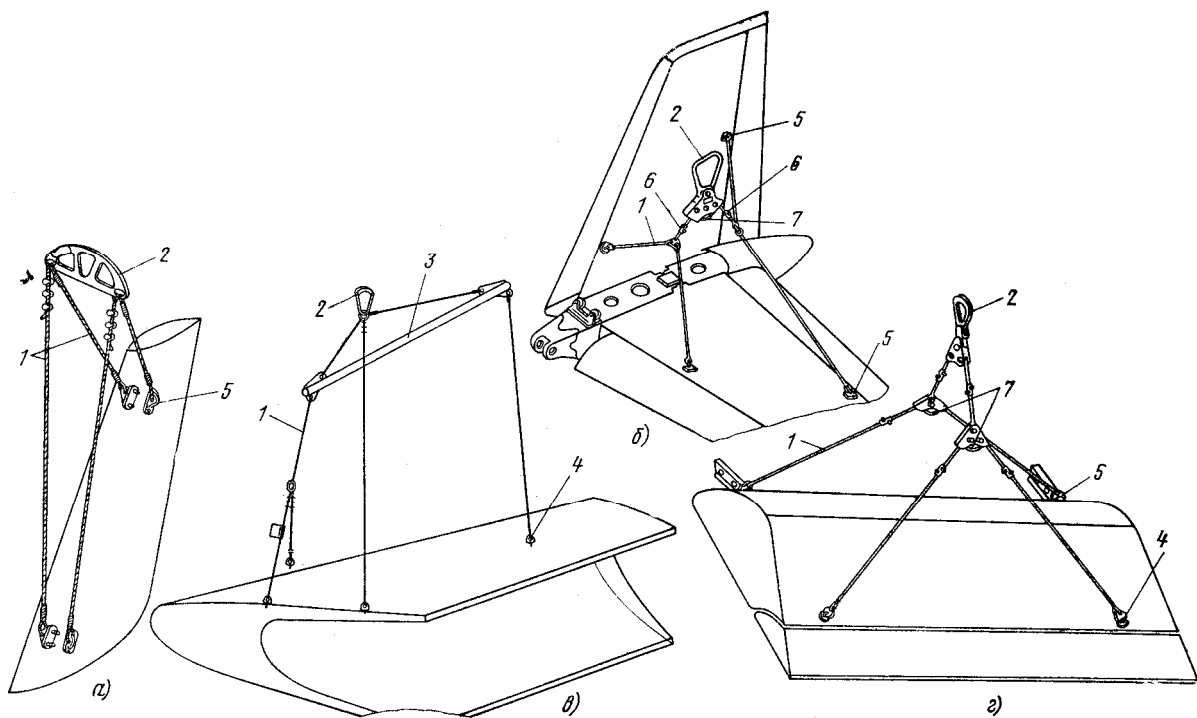


Рис. 7.10. Стропы для подвески:
 а — руля направления; б — стабилизатора; в — носков крыла; г — закрылков;
 1 — трос; 2 — серьга; 3 — балка; 4 — рым-болт; 5 — кронштейн; 6 — ограничитель троса;
 7 — ролик.

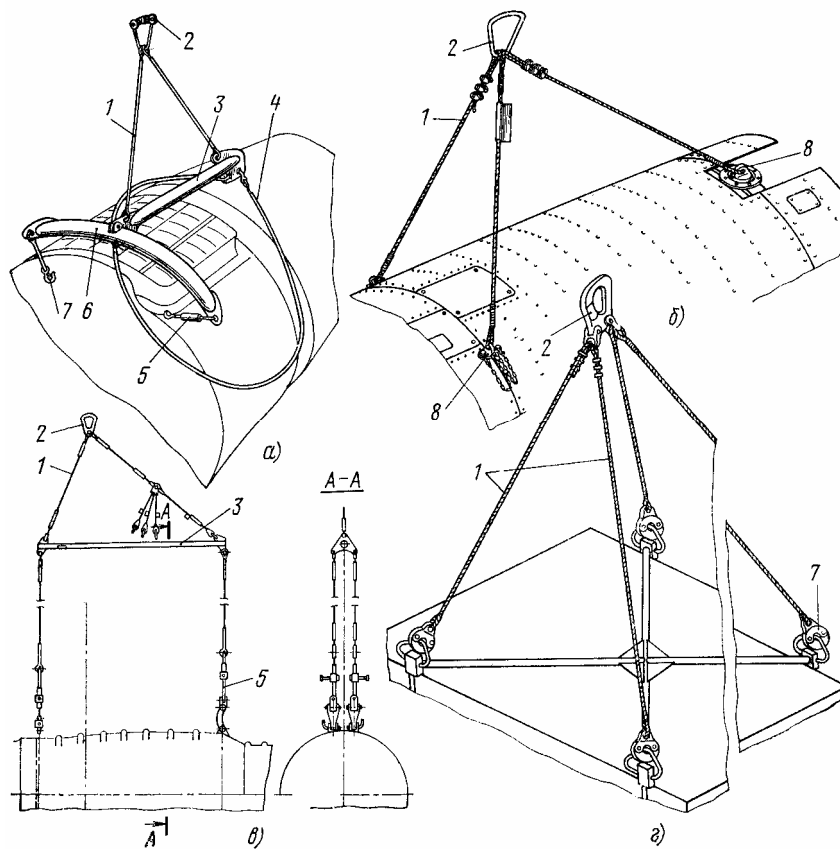


Рис. 7.11. Стропы для подвески:
 а — реверса двигателя; б — гондолы двигателя; в — двигателя; г — двигателя в упаковке;
 1 — трос; 2 — серьга; 3 — балка; 4 — пояс; 5 — тандер; 6 — коромысло; 7 — крюк; 8 —
 кронштейн.

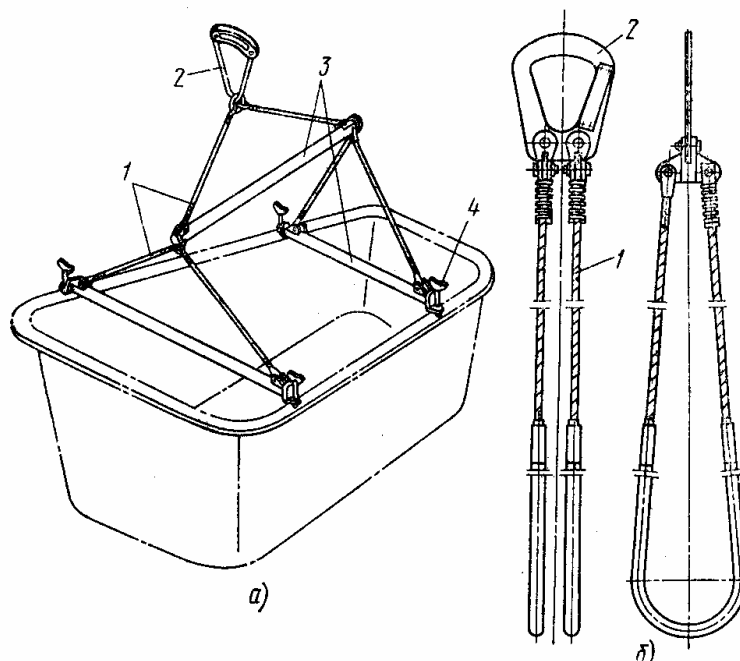


Рис. 7.12. Стропы для подвески:
а — контейнера с плотом из гондолы шасси; *б* — амортизационных стоек;
 1 — трос; 2 — серьга; 3 — балка; 4 — винт.

Приспособление 154.00.9960.070 позволяет производить монтаж и демонтаж внешних двигателей совместно с гондолами или отдельно от них. Приспособление (рис. 7.13) имеет две силовых фермы *б*, нижние концы которых опираются на кронштейны *5*, установленные на пилонах гондол, а сверху фермы поддерживаются тросами *12*, прикрепленными к кронштейнам *11* фюзеляжа. Фермы связаны между собой тягой *14* и помостом *4* с перилами *13*. Положение помоста на высоте может регулироваться.

На трубах ферм *7* установлены лебедки БЛ-52 *8*, посредством которых осуществляется подъем и опускание двигателя и кронштейны *3* с роликами для тросов *2*, *15* лебедки. Кронштейны с помощью винтов *9* могут перемещаться вдоль оси труб.

Внизу тросы лебедки проходят по роликам кронштейнов *1* и *16*. Последние посредством переходников *17* и штырей *18* крепятся к двигателю.

Лебедка имеет ручной и электрический приводы. Ручное управление осуществляется вращением ручки *10*. Управление электродвигателем, смонтированным в корпусе лебедки, осуществляется с пульта управления на тележке двигателя, причем можно управлять двумя лебедками одновременно или каждой отдельно.

Приспособление 154.00.9960.030 предназначено для монтажа и демонтажа среднего двигателя. Оно состоит (рис. 7.14) из двух лебедок БЛ-52, установленных на фюзеляже посредством кронштейнов *7*, двух верхних *3*, *5* и двух нижних *1*, *8* блоков роликов для тросов лебедок. Верхние блоки крепятся на фюзеляже, нижние — на двигателе.

Лебедки имеют ручной и электрический приводы.

Приспособление 154.00.9967.000 предназначено для монтажа и демонтажа ВСУ. Оно состоит (рис. 7.15) из балки *4*, каретки с лебедкой БЛ-52 *11* и ручной лебедки *7*.

Балка выполнена из двух дуралюминиевых профилей, по которым перемещаются ролики каретки. Балка имеет крюк, которым она опирается на кронштейн *16* на фюзеляже. Кроме того, балка фиксируется на самолете двумя верхними *2* и двумя боковыми *9* тросовыми растяжками. Верхние растяжки крепятся к такелажным узлам *1* на киле, боковые — к узлам *17* на фюзеляже. Натяжение боковых растяжек осуществляется тандером *3*.

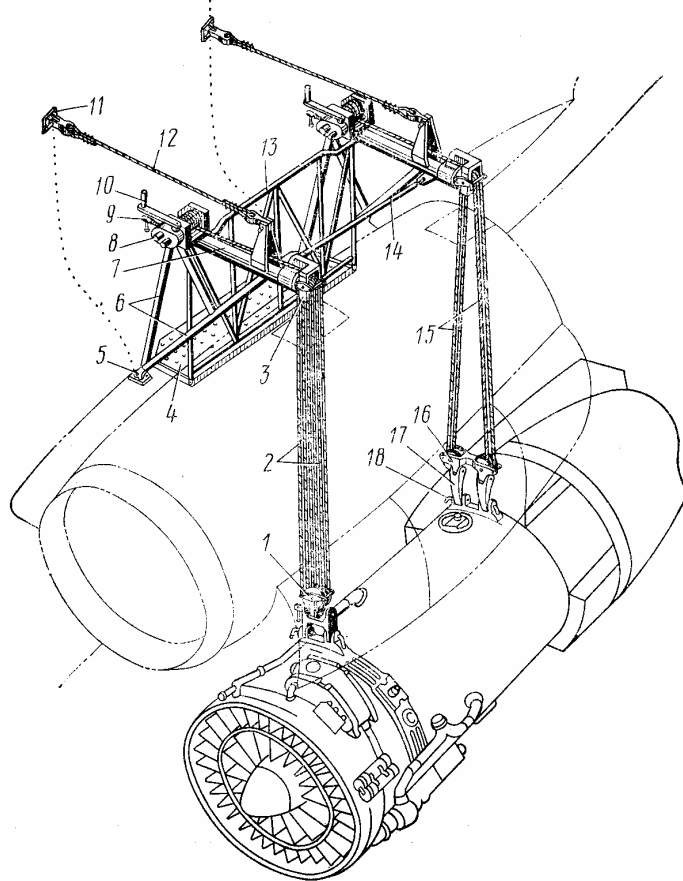


Рис. 7.13. Приспособление 154.00.9960.070 для монтажа внешних двигателей:
 1, 3, 16 — кронштейны с роликами; 2, 12, 15 — тросы; 4 — помост; 5, 11 — кронштейны; 6 — ферма; 7 — труба фермы; 8 — лебедка БЛ-52; 9 — винт; 10 — ручка лебедки; 13 — перила; 14 — тяга; 17 — переходник; 18 — штырь.

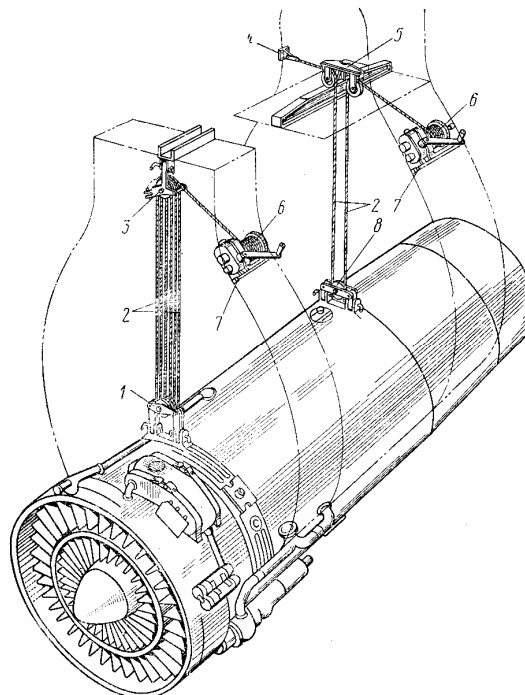


Рис. 7.14. Приспособление 154.00.9960.030 для монтажа среднего двигателя:
 1, 3, 5, 8 — блоки роликов; 2 — тросы; 4 — такелажный узел; 6 — лебедка БЛ-52; 7 — кронштейны.

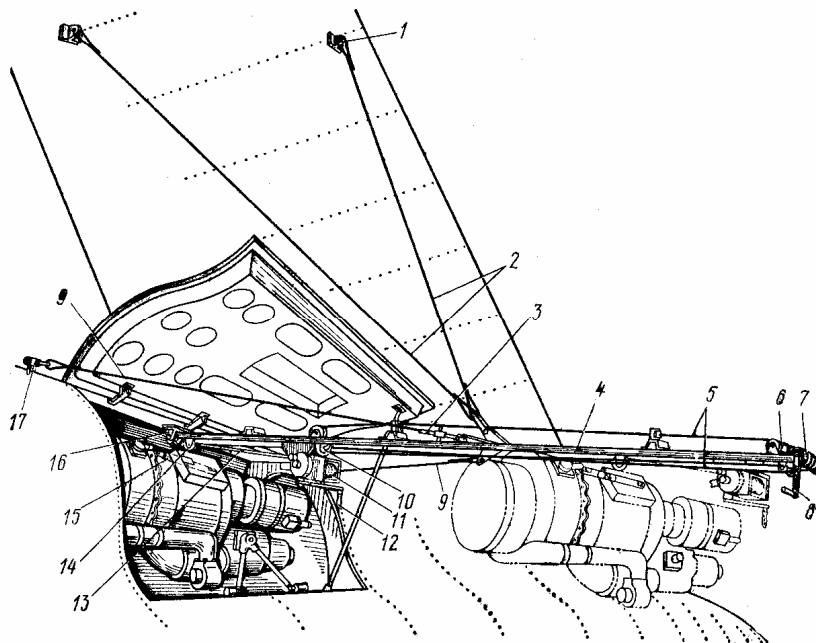


Рис. 7.15. Приспособление 154.00.9967.000 для монтажа ВСУ:

1, 17 — такелажные узлы; 2 — верхние растяжки; 3 — тандер; 4 — балка; 5 — тросы ручной лебедки; 6 — ролики; 7 — ручная лебедка; 8 — ручка ручной лебедки; 9 — боковые растяжки; 10 — каретка; 11 — лебедка БЛ-52; 12 — ручка лебедки БЛ-62; 13 — трос лебедки БЛ-52; 14 — ролик каретки; 15 — траверса; 16 — кронштейн.

Лебедка БЛ-52 служит для опускания и подъема ВСУ. Лебедка крепится на каретке, которая посредством роликов, опирающихся на профили балки, может перемещаться вдоль балки вместе с лебедкой. Трос 13 лебедки огибает ролик 14, установленный на каретке, и заканчивается на траверсе 15, которая своими концами крепится к такелажным узлам ВСУ.

Ручная лебедка обеспечивает перемещение лебедки БЛ-52, а вместе с ней и ВСУ вдоль балки.

Опускание ВСУ на землю осуществляется следующим образом. ВСУ слегка вывешивают при помощи лебедки БЛ-52, а затем ручной лебедкой выдвигают вместе с кареткой из отсека ВСУ до упора каретки в ограничитель на балке. Затем ВСУ лебедкой БЛ-52 опускают на тележку или подставку.

Приспособление 45.00.9920.020 (рис. 7.16), предназначенное для снятия съемных панелей крыла, состоит из серьги 6, двух тросов 7, нижние концы которых крепятся к балкам 4. На концах балок установлены узлы 3 и винты 2. На шаровых головках винтов поставлено по пяте 1. Узлы и винты имеют возможность перемещаться вдоль балок, что обеспечивает возможность использования этого приспособления для снятия панелей центроплана и отъемной части крыла, имеющих неодинаковые размеры.

Пользуются приспособлением следующим образом. Прежде всего узлы 3 совмещают с такелажными точками снимаемой панели и крепят к панели болтами 5. Затем опорные пяты винтов устанавливают рядом с панелью так, чтобы пяты опирались на стрингеры крыла. Вращением винтов панель постепенно отделяется от крыла. После полного отделения панели от крыла она поднимается подъемным краном.

Необходимо иметь в виду, что съемные панели являются силовыми частями крыла.

Поэтому прежде, чем отворачивать винты крепления панелей, нужно крыло разгрузить от собственного веса и веса фюзеляжа. Разгрузка крыла достигается установкой под фюзеляж и крыло гидроподъемников и подставок согласно схеме, показанной на рис. 7.17.

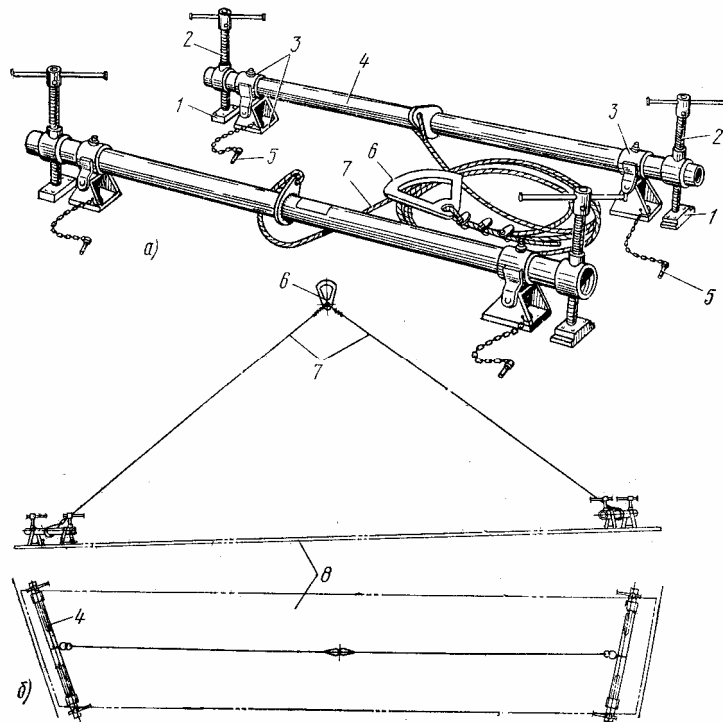


Рис. 7.16. Приспособление 45.00.9920,020 для снятия панелей крыла:
 а — общий вид; б — рабочее положение;
 1 — пята; 2 — винт; 3 — узел; 4 — балка; 5 — такелажный болт; 6 — серьга; 7 — трос; 8 — панель крыла.

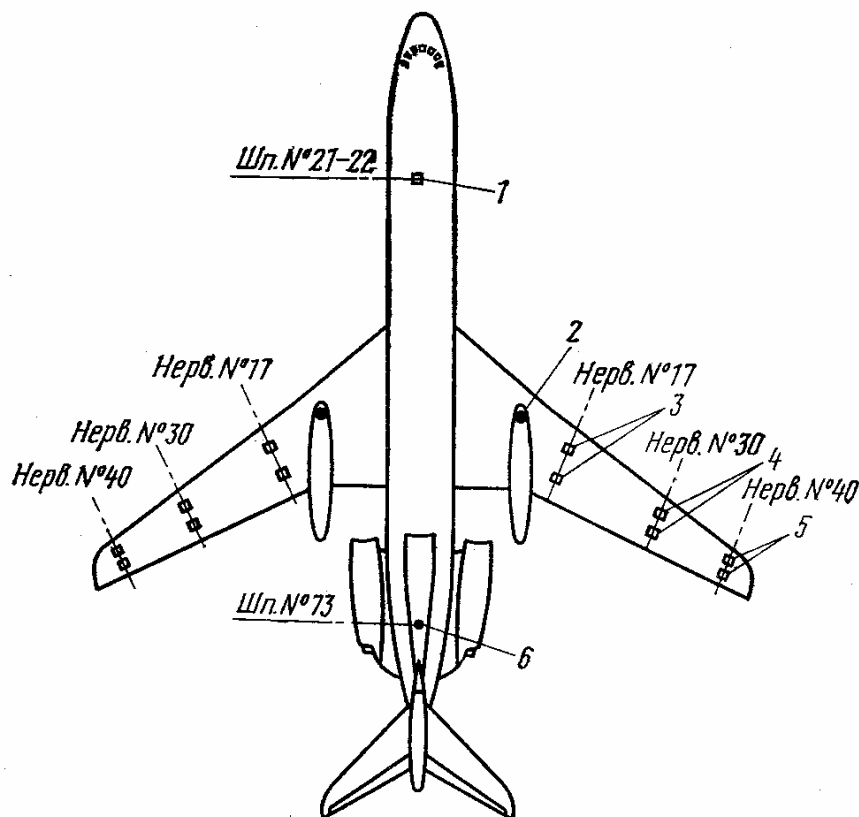


Рис. 7.17. Схема размещения гидроподъемников и подставок при снятии панелей крыла:
 1 — подставка под шп. № 21—22; 2 — крыльевые гидроподъемники; 3 — подставки под нервюру № 17; 4 — подставки под нервюру № 30; 5 — подставки под нервюру № 40; 6 — гидроподъемник под шп. № 73.

Приспособление 154.80.9934.000 (рис. 7.18), предназначенное для монтажа и демонтажа руля направления, имеет два гибких пояса *1*, которые крюками крепятся к такелажным точкам стабилизатора. На свободных концах поясов закреплены ролики *2*, через них переброшены тросы *3* лебедок БЛ-52 *6*, установленных на тележках *5* для транспортировки двигателей. Тросы лебедок посредством кронштейнов *4* и болтов крепятся к верхним такелажным точкам руля направления.

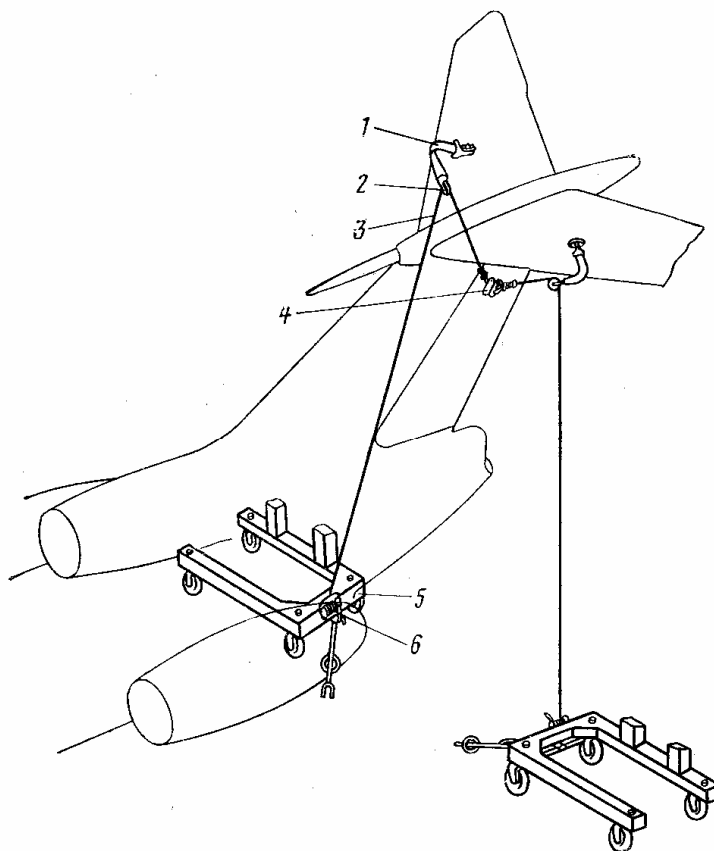


Рис. 7.18. Приспособление 154.80.9934.000 для монтажа руля направления:
1 — пояс; *2* — ролик; *3* — трос; *4* — кронштейн; *5* — тележка; *6* — лебедка БЛ-52.

7.4. ТЕЛЕЖКИ

Тележка 7Я-3815-000-00 предназначена для транспортировки двигателя, а также для предварительных монтажных работ на двигателе перед установкой его на самолет. Она (рис. 7.19) имеет четыре пневматических колеса, передняя пара колес *2* управляется водилом *1*. На стойках *4*, *7* и опоре *9* рамы *3* установлены два передних *5* и три задних *8*, *10* узла для крепления двигателя на тележке.

Тележка 154.00.9969.100 предназначена для транспортировки гондолы двигателя. Тележка позволяет транспортировать гондолу без двигателя и вместе с двигателем. Двигатель на тележку можно устанавливать вместе с гондолой или в гондолу, предварительно установленную на тележку.

Тележка (рис. 7.20) имеет аутригеры (домкраты) *3*, которые обеспечивают жесткую опору тележки на земле в ходе монтажа и демонтажа гондолы и двигателя на тележке. Крепление гондолы на тележке осуществляется посредством четырех узлов *7*.

Для того чтобы установить двигатель в находящуюся на тележке гондолу, тележка с гондолой накатывается на двигатель, установленный на своей тележке или на транспортной раме. Затем двигатель при помощи стропов поднимается до узлов крепления двигателя к гондолой и крепится на этих узлах.

Левая и правая гондолы имеют соответственно левую и правую тележку.

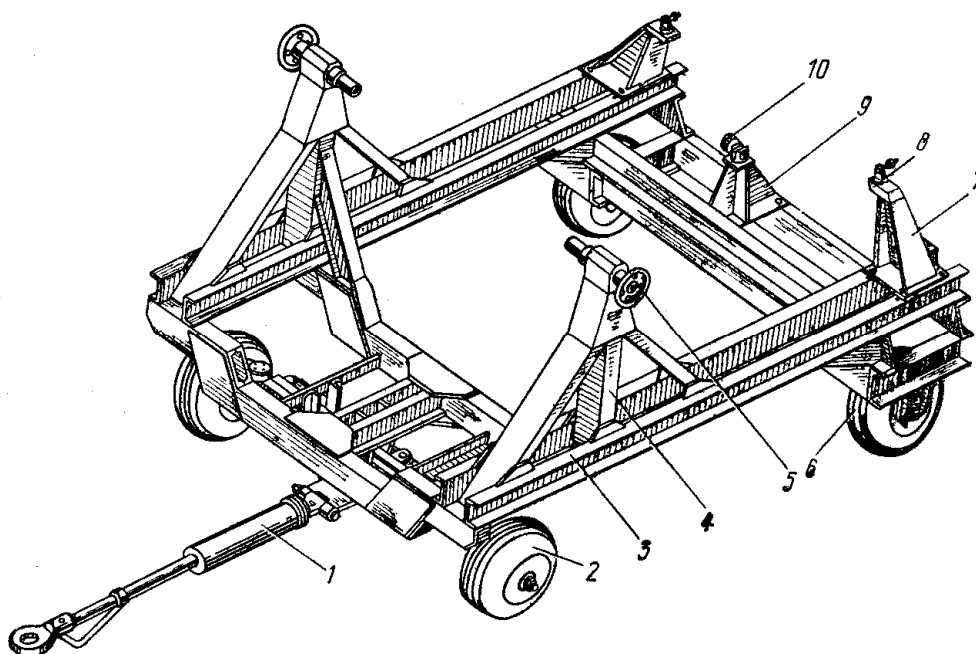


Рис. 7.19. Тележка 7Я-3815-000-00 для транспортировки двигателя:
 1 — водило; 2 — переднее колесо; 3 — рама; 4 — передняя стойка; 5 — передний узел; 6 — заднее колесо; 7 — задняя стойка; 8, 10 — задний узел; 9 — задняя опора.

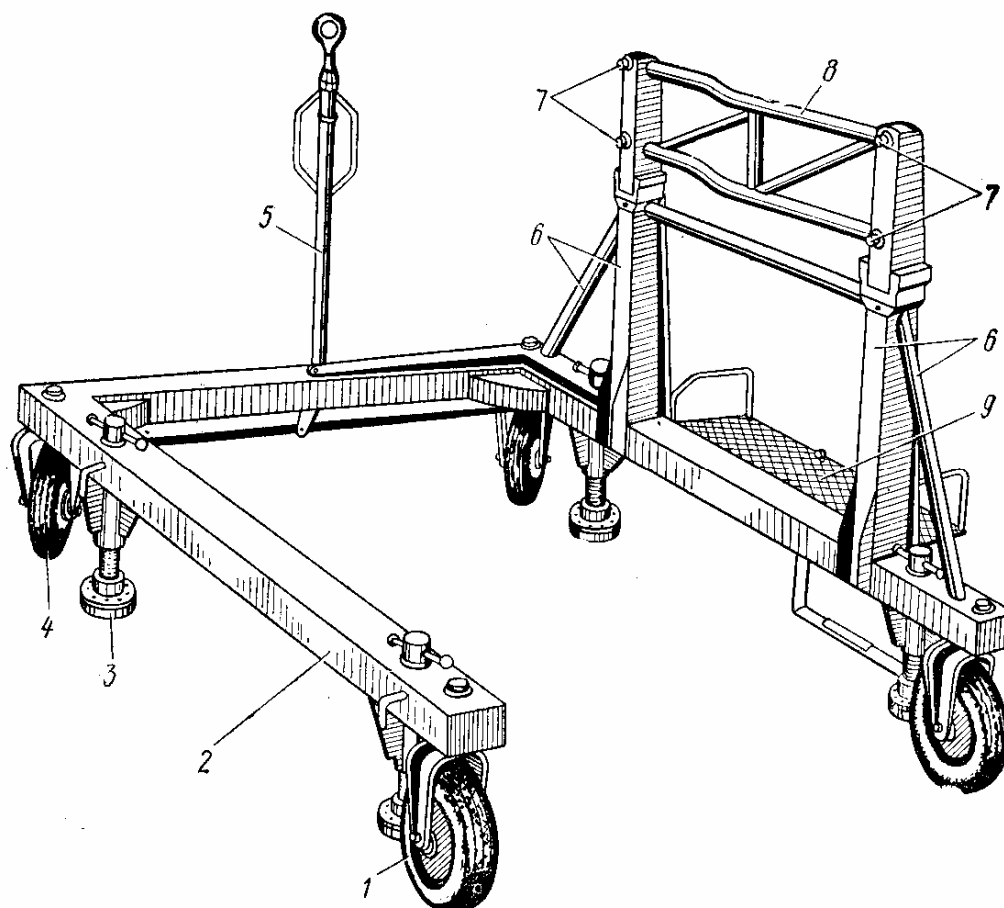


Рис. 7.20. Тележка 154.00.9969.100 для гондол двигателей:
 1 — заднее колесо; 2 — рама; 3 — аутригер (домкрат); 4 — переднее колесо; 5 — водило; 6 — стойка; 7 — узлы крепления гондолы; 8 — ферма; 9 — площадка.

Тележка 2.20.9809.200.000 предназначена для транспортировки ВСУ, а также для выполнения монтажных работ на ВСУ перед установкой ее на самолет.

На раме тележки (рис. 7.21) установлено четыре узла 3, 5 для крепления ВСУ.

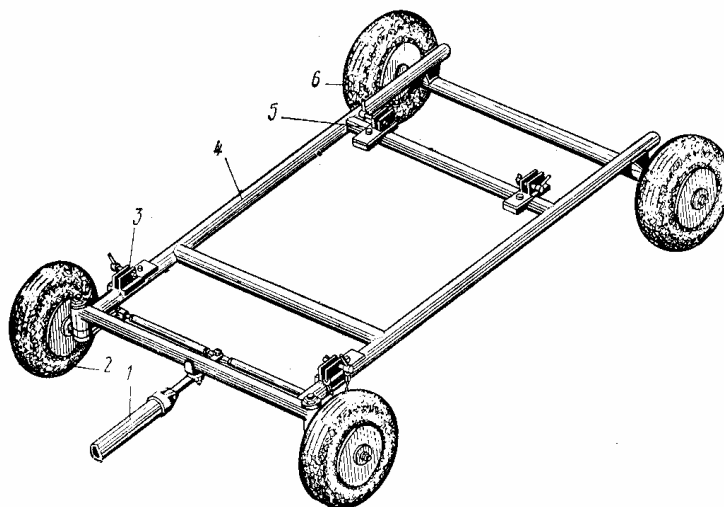


Рис. 7.21. Тележка 2.20.9809.200.000 для транспортировки ВСУ:

1 — водило; 2 — переднее колесо; 3, 5 — узлы крепления ВСУ; 4 — рама; 6 — заднее колесо.

Тележка 154.00.9941.150 предназначена для монтажа и демонтажа передней и главных ног шасси, для погрузки колес и тормозных барабанов и их транспортировки. Тележка может быть использована также для установки и съемки колес. Переднюю ногу шасси можно монтировать и демонтировать с помощью тележки в сборе с колесами или без них, амортизационные стойки и тележки главных ног шасси монтируют и демонтируют отдельно.

Тележка (рис. 7.22) состоит из наружной 7 и внутренней 27 рам и гидравлической системы.

Наружная рама установлена на четырех колесах 3, 11, которые крепятся к раме посредством рычагов 5. Такое крепление колес позволяет опускать раму на грунт и поднимать ее с грунта в транспортное положение. Передние колеса управляются водилом 1 через тягу 2.

На передней части наружной рамы установлен ложемент 28, а на задней части — левая 20 и правая 17 поворотные колонны с лебедками БЛ-47 14, 21. Правая поворотная колонна служит для погрузки колес и тормозных барабанов. Она имеет стрелу 18, на которой установлена каретка с роликами для тросов 15, Каретка вдоль стрелы перемещается с помощью лебедки 16.

Внутренняя рама соединена с внешней рамой посредством роликов, которые позволяют ей перемещаться в поперечном направлении на 75 мм. Наклон внутренней рамы может меняться, так как правая сторона рамы имеет возможность вертикального перемещения. Поперечное перемещение рамы обеспечивается с помощью двух винтов, приводимых во вращение трещотками, расположенными с левой стороны наружной рамы, а изменение наклона — двумя винтами с трещотками 6. Внутренняя рама имеет ролики 8, на которые устанавливаются загружаемые на тележку части шасси, и щкворень 23, предназначенный для фиксации амортизационной стойки главной ноги шасси при ее монтаже и демонтаже.

Гидросистема тележки предназначена для опускания тележки на грунт и поднятия ее с грунта. Гидросистема состоит из бака 24, ручного насоса НР01 26, предохранительного клапана 32, манометра МГ-250М 31, обратного клапана 33, фильтров 34, 37, гидрозамка ГА-111 36, силовых цилиндров 29, крана управления 35 и трубопроводов.

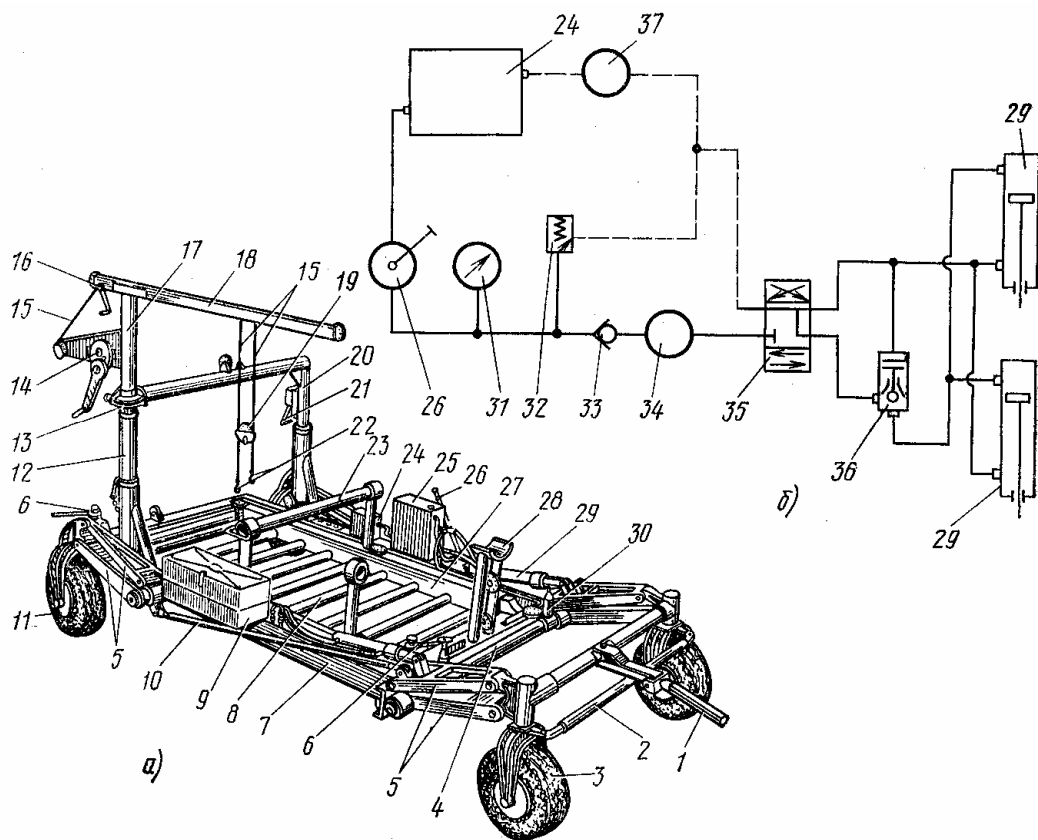


Рис. 7.22. Тележка 154.00.9941.150 для монтажа шасси:

а — общий вид; б — принципиальная схема гидросистемы;

1 — водило; 2, 10 — тяги; 3 — переднее колесо; 4 — силовая ось; 5 — рычаги; 6 — трещотка; 7 — наружная рама; 8 — ролик; 9 — ящик для инструмента; 11 — заднее колесо; 12 — стойка поворотной колонны; 13 — захват; 14, 16, 21 — лебедки; 15 — тросы; 17, 20 — поворотные колонны; 18 — стрела; 19 — ролик захватов; 22 — захваты; 23 — шкворень; 24 — бак; 25 — пульт управления; 26 — ручной насос НР01; 27 — внутренняя рама; 28 — ложемент; 29 — силовой цилиндр; 30 — штырь; 31 — манометр МГ-250М; 32 — предохранительный клапан Н5810-25М; 33 — обратный клапан; 34 — фильтр НУ-9902-110; 35 — кран управления 629600В; 36 — гидрозамок ГА-ИИ; 37 — фильтр ПГФ9СН.

Агрегаты системы за исключением силовых цилиндров находятся слева на наружной раме. Все они, за исключением бака и ручного насоса, смонтированы в пульте управления 25. Силовые цилиндры крепятся к наружной раме, их штоки — к рычагам силовой оси 4. Усилия на рычаги задних колес передаются с силовой оси через тяги 10. В транспортном положении силовая ось фиксируется двумя штырями 30.

7.5. СТРЕМЯНКИ

Стремянка А3801-0000 предназначена для обслуживания двигателей и их гондол. Она состоит (рис. 7.23) из основания 2, рабочей площадки 8, подъемного механизма и гидросистемы.

Основание имеет четыре пневматических колеса 1, 3, два откидных аутригера 4, обеспечивающих устойчивость стремянки в рабочем положении, и лестницу 15. Передние колеса управляются водилом 5 через поворотное устройство. Рабочая площадка имеет лестницу 13 и съемные перила 9, которые к площадке крепятся болтами. Высота рабочей площадки может изменяться в пределах от 1,3 до 2,35 м с помощью подъемного механизма, состоящего из двух левых 7 и двух правых рам. Задние концы рам шарнирно крепятся к основанию и площадке, передние концы имеющимися на них роликами опираются на рельсы 6 основания площадки, и перемещаются по рельсам при подъеме и опускании площадки.

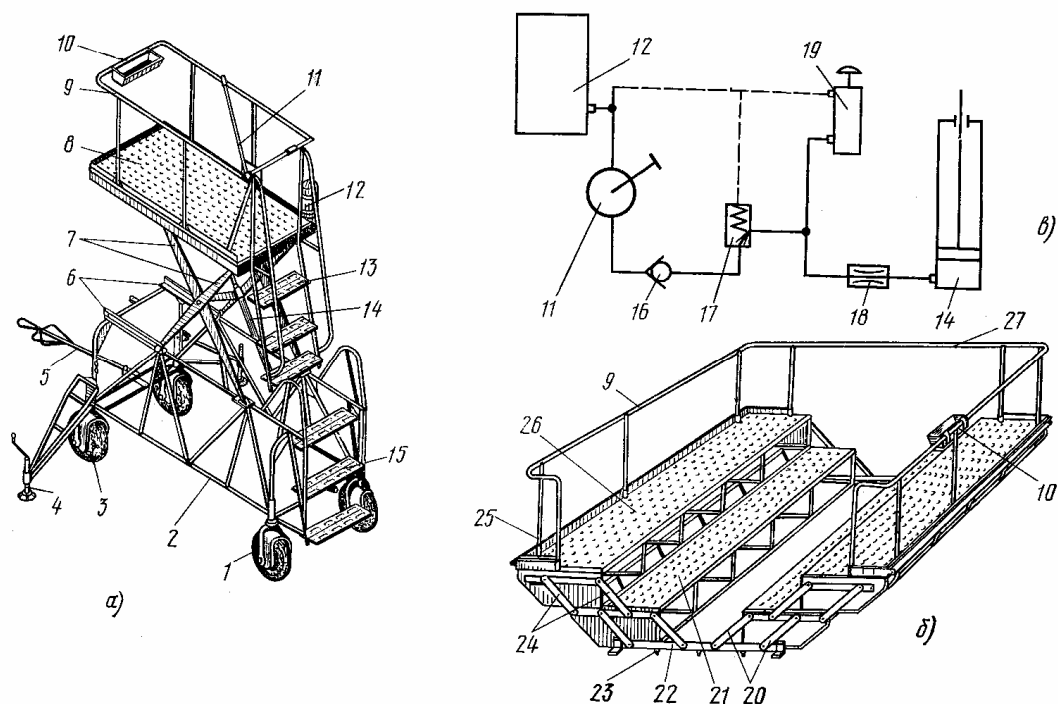


Рис. 7.23. Стремянка А3801-0000 для обслуживания двигателей:
а — общий вид; *б* — раздвижная площадка; *в* — принципиальная схема гидросистемы;
 1 — заднее колесо; 2 — основание стремянки; 3 — переднее колесо; 4 — аутригер; 5 — водило; 6 — рельсы; 7 — наружная и внутренняя рамы; 8 — рабочая площадка; 9 — перила; 10 — лоток для инструмента; 11 — ручной насос НР01; 12 — бак; 13 — верхняя лестница; 14 — силовой цилиндр; 15 — нижняя лестница; 16 — обратный клапан; 17 — предохранительный клапан; 18 — дроссель; 19 — согласующий клапан; 20 — профили крепления нижней ступеньки; 21 — нижняя ступенька; 22 — основание площадки; 23, 25 — болты; 24 — профили крепления верхней ступеньки; 26 — верхняя ступенька; 27 — стяжка.

Гидросистема служит для изменения высоты рабочей площадки над землей. Гидросистема состоит из бака 12, ручного насоса НР01 11, обратного клапана 16, предохранительного клапана 17, дросселя 18, силового цилиндра 14, согласующего клапана 19 и трубопроводов.

Силовой цилиндр крепится к основанию стремянки, а его шток — к рабочей площадке. Бак и ручной насос установлены на левой стороне площадки, остальные агрегаты системы — под площадкой.

Для подъема площадки необходимо работать ручным насосом. Жидкость от насоса поступает в силовой цилиндр и выдвигает его шток. В поднятом положении площадка удерживается жидкостью, запертой в цилиндре обратным и согласующим клапанами. Грузоподъемность стремянки равна 400 кг (3 человека). Если на нее будет действовать нагрузка выше указанной, давление в силовом цилиндре превысит $100,5 \text{ кгс/см}^2$. Такое давление вызовет открытие предохранительного клапана и слив жидкости через него из силового цилиндра в бак. Площадка под действием груза начнет опускаться.

Нормальное опускание площадки осуществляется путем нажатия кнопки согласующего клапана. В этом случае жидкость из силового цилиндра уходит в бак через этот клапан. Площадка опускается под действием веса груза.

При техническом обслуживании среднего двигателя с рабочей площадки стремянки снимаются перила и на нее устанавливается раздвижная площадка А3808-0000 грузоподъемностью 200 кг. Раздвижная площадка состоит из двух пар ступенек 21, 26, закрепленных посредством профилей 20, 24, образующих шарнирные параллелограммы. Нижние ступеньки опираются на основание 22, верхние ступеньки опираются на нижние. На

верхних ступеньках имеются съемные перила 9, закрепленные болтами 25. В раздвинутом положении ступеньки удерживаются стяжкой 27, концы стяжки крепятся к перилам шпильками.

Стремянка 124А-9969-250 предназначена для обслуживания двигателей при высоте рабочей площадки над землей от 2,35 до 3,9 м.

Стремянка (рис. 7.24) по конструкции аналогична стремянке А3801-0000 и отличается от нее наличием откидной площадки 6 и четырех откидных аутригеров вместо двух. В гидросистеме стремянки предусмотрен запорный кран 19, предотвращающий слив жидкости из силового цилиндра в бак при случайном нажатии на согласующий клапан, а также для регулирования скорости опускания рабочей площадки. Согласующий клапан открывается нажатием ногой на педаль, расположенную рядом с ручным насосом.

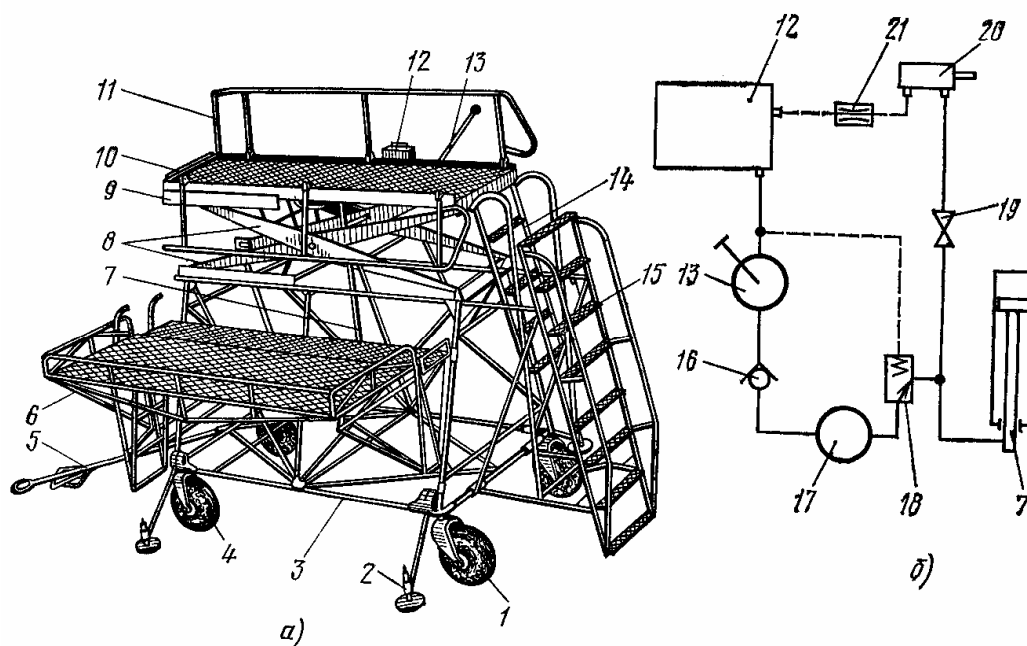


Рис. 7.24. Стремянка 124А-9969-250 для обслуживания двигателя:

а — общий вид; б — принципиальная схема гидросистемы;

1 — заднее колесо; 2 — аутригер; 3 — основание; 4 — переднее колесо; 5 — водило; 6 — откидная площадка; 7 — силовой цилиндр; 8 — рамы подъемного механизма; 9 — рельс; 10 — рабочая площадка; 11 — перила; 12 — бак; 13 — ручной насос; 14 — лестница рабочей площадки; 15 — лестница основания; 16 — обратный клапан; 17 — фильтр; 18 — предохранительный клапан; 19 — запорный кран; 20 — согласующий клапан; 21 — дроссель.

Стремянка 95-9907-600 предназначена для протирки и зачехления самолета, а также для обслуживания воздухозаборника среднего двигателя.

Стремянка (рис. 7.25) состоит из основания 2, выдвигной лестницы 11 и тележки-ковша 12. Основание имеет четыре колеса 1, 3 и две лестницы 5. Передние колеса управляются водилам 4 через поворотный механизм, задние колеса сделаны свободноориентирующимися и снабжены тормозным устройством 19.

Выдвигная лестница закреплена на основании шарнирно и поворачивается относительно оси 20 при переводе стремянки из рабочего положения в транспортировочное и обратно. В рабочем положении лестница поддерживается двумя складывающимися подкосами 16, которые к основанию крепятся штырем 18. Выдвижение лестницы осуществляется с помощью лебедки 6, при этом ее трос 10 должен быть закреплен в узле 9. Лестница в выдвинутом положении фиксируется замком 8.

Лебедка 6 используется также для перемещения лестницы из рабочего положения в транспортное и обратно. В этом случае трос лебедки снимается с узла 9 и закрепляется на узле 17.

Тележка-ковш 12 служит для подъема чехлов самолета и других грузов к рабочей площадке. Передвижение тележки-ковша осуществляется по продольным балкам выдвижной лестницы с помощью лебедки 7.

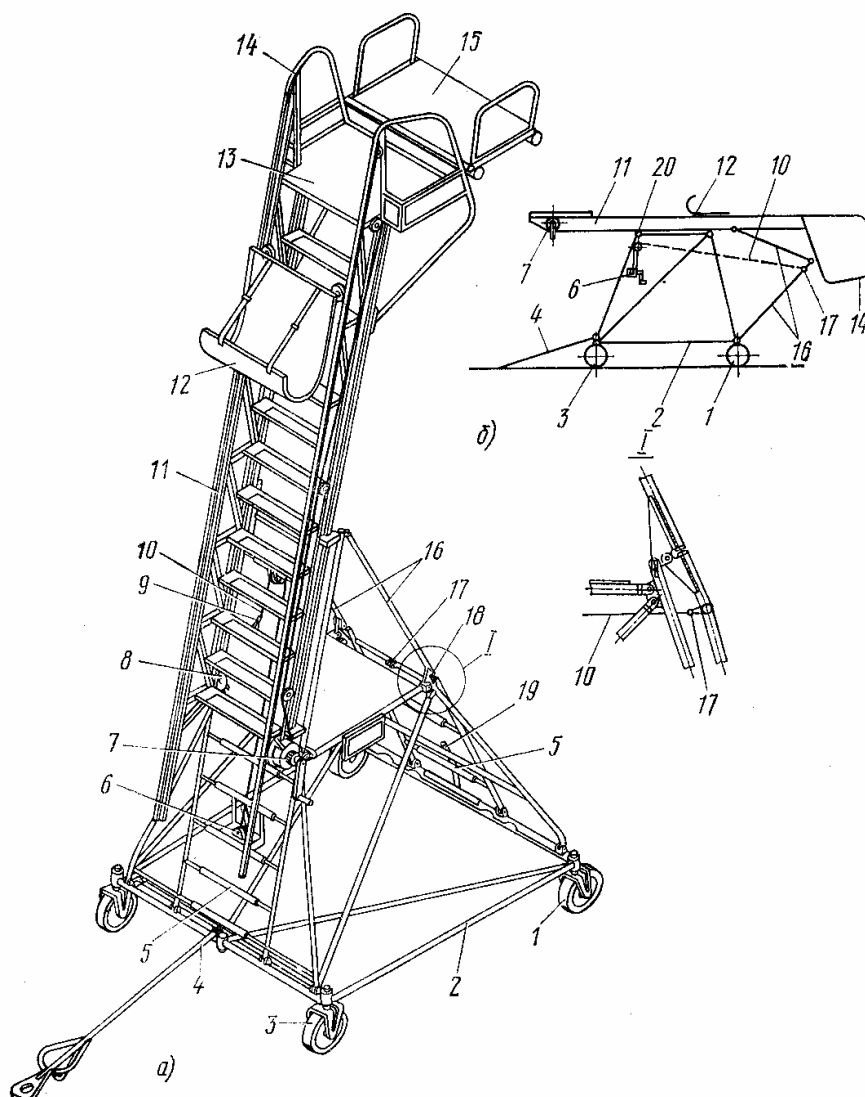


Рис. 7.25. Стремянка 95-9907-600 для протирки и зачехления самолета;
а—общий вид; б—схема транспортировочного положения;

1—заднее колесо; 2—основание; 3—переднее колесо; 4—водило; 5—лестница основания; 6—лебедка выдвижной лестницы; 7—лебедка тележки-ковша; 8—замок выдвижной лестницы; 9, 17—узлы крепления троса; 10—трос; 11—выдвижная лестница; 12—тележка-ковш; 13—рабочая площадка; 14—перила; 15—откидная площадка; 16—складывающиеся подкосы; 18—штырь; 19—тормозное устройство; 20—ось вращения выдвижной лестницы.

Складные стремянки АЗ8-0100-0 и АГЗ8-1400-0 предназначены для доступа к различным агрегатам и узлам самолета при их техническом обслуживании.

Стремянки (рис. 7.26) имеют верхнюю 4 и нижнюю 2 выдвижные вилки, закрепленные болтами, обеспечивающие изменение высоты стремянки. На верхней вилке установлена рабочая площадка 5.

Угол наклона стремянки к горизонту составляет 60° и достигается регулировкой длины стоек 6 и подкосов 7.

Стремянки имеют по два обрешиненных колеса 8 и по два съемных наконечника 1. В зимнее время ставятся заостренные наконечники, в летнее время — обрешиненные опоры.

Грузоподъемность каждой стремянки составляет 100 кг, высота стремянки А38-0100-0 регулируется в пределах от 1 до 1,5 м, стремянки АГ38-1400-0 — от 2,5 до 3 м.

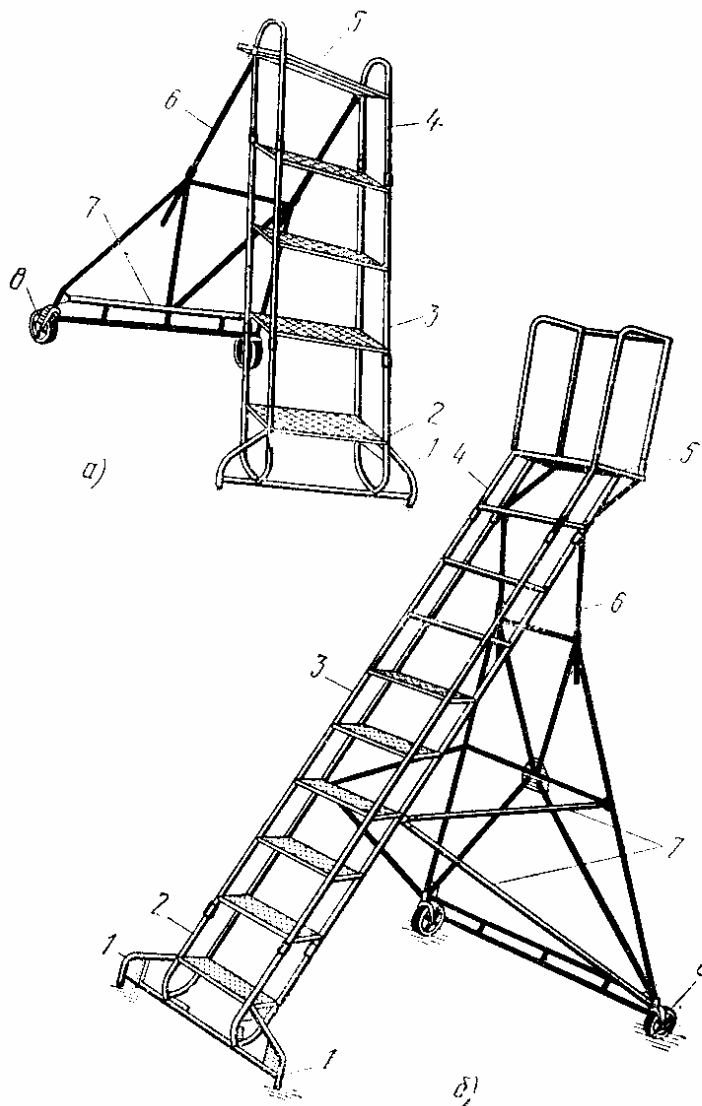


Рис. 7.26. Стремянки А38-0100-0 и АГ38-1400-0:
 а — стремянка А38-0100-0; б — стремянка АГ38-1400-0;
 1 — наконечник; 2 — нижняя вилка; 3 — лестница; 4 — верхняя вилка; 5 — рабочая
 площадка; 6 — стойка; 7 — подкосы; 8 — колесо.

Разборная стремянка А38-1300-0 (рис.7.27) имеет разборный каркас и может разбираться для перевозки на дальние расстояния.

Рабочая площадка 6 имеет телескопическое соединение с каркасом, что позволяет изменять ее высоту в пределах от 4 до 4,6 м, с фиксацией через каждые 10 см.

Стремянка установлена на обрешиненные колеса 2, 3, передние колеса сделаны поворотными и управляются водилом 4. Стопорение стремянки и ее устойчивость в рабочем положении обеспечиваются двумя аутригерами 1.

Лестница 154.80.9920.000 (рис. 7.28) предназначена для перехода с крыла на фюзеляж. Она сделана складывающейся и состоит из верхней 1 и нижней 3 частей, соединенных между собой шарнирным узлом 2. Шарнирный узел состоит из вкладыша 6, закрепленного на верхней части лестницы, и втулки 10, установленной на ее нижней части. Вкладыш входит в паз втулки и соединяется с ней болтом 12, являющимся осью вращения при складывании лестницы. Самопроизвольное складывание лестницы предотвращается стопорным кольцом 7, которое удерживается на вкладыше пружиной 11. Усилие с пружины передается на стопорное

кольцо через упор 9 и винт 5. Для складывания лестницы необходимо стопорное кольцо отжать вниз.

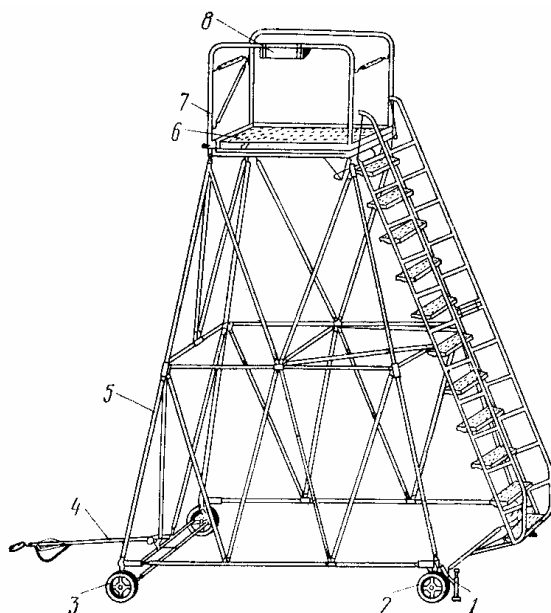


Рис. 7.27. Разборная стремянка А38-1300-0:

1 — аутригер; 2 — заднее колесо; 3 — переднее колесо; 4 — водило; 5 — каркас; 6 — рабочая площадка; 7 — перила; 8 — лоток для инструмента.

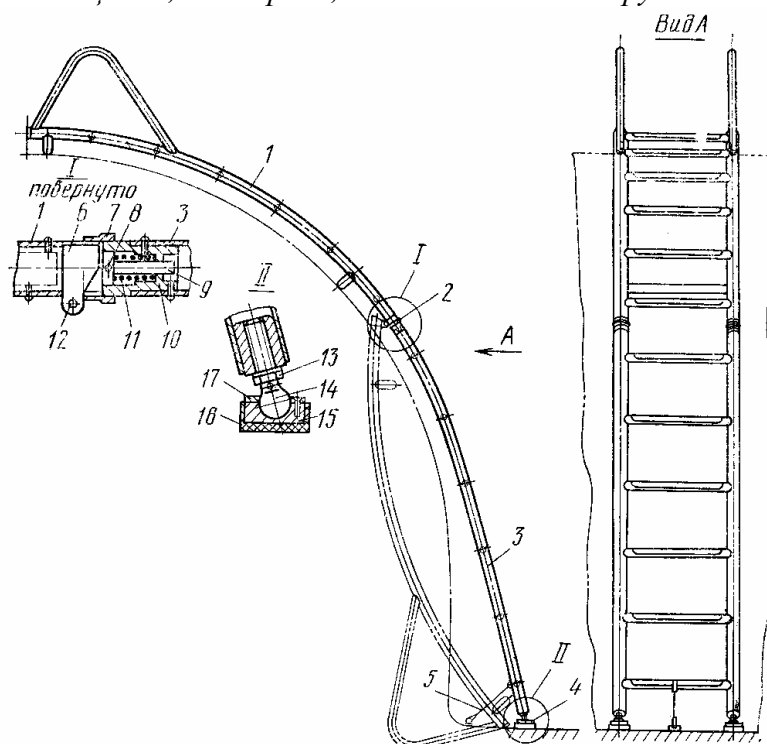


Рис. 7.28. Лестница 154.80.9920.000:

1 — верхняя часть; 2 — шарнирный узел; 3 — нижняя часть; 4 — опора; 5 — трос; 6 — вкладыш; 7 — стопорное кольцо; 8 — винт; 9 — упор; 10 — втулка; 11 — пружина; 12 — болт; 13 — контргайка; 14 — болт с шаровой головкой; 15 — опора; 16 — резиновое покрытие; 17 — кольцо.

Лестница устанавливается между шп. № 45 и 46, опираясь на крыло двумя обрезиненными опорами 4, укрепленными на лестнице посредством болтов с шаровыми головками 14. От перемещения по крылу лестница удерживается тросом 5, карабин которого закрепляется за скобу крепления чехла на крыле.

Бортовая раздвижная лестница 154.00.9901.000 служит для входа и выхода экипажа и обслуживающего персонала из самолета при отсутствии пассажирского трапа. Лестница (рис. 7.29) имеет грузоподъемность 80 кг и состоит из отдельных секций, соединенных друг с другом телескопически.

Нижние секции лестницы в раздвинутом состоянии стопорятся во избежание самопроизвольного сдвигания. На верхнем конце лестницы имеется два крюка 4 для крепления за борт самолета, на нижнем конце — наконечники (шпы) 1 для упора в грунт.

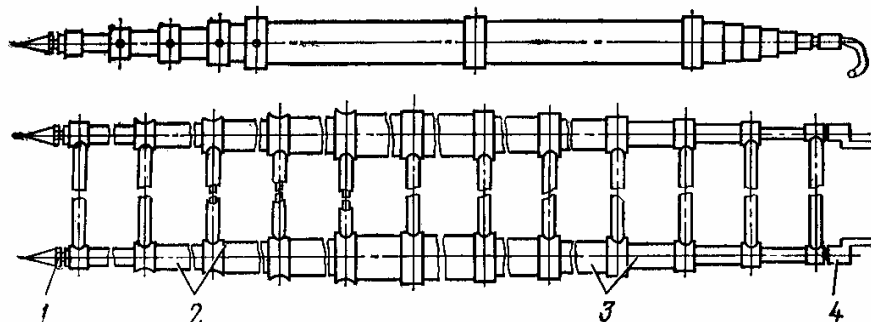


Рис. 7.29. Бортовая раздвижная лестница 154.00.9901.000:
1 — наконечник (шп); 2 — нижние секции; 3 — верхние секции; 4 — крюк.

7.6. БУКСИРОВОЧНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

Буксировка самолета по бетонному покрытию осуществляется с помощью буксировочного водила, которое крепится к амортизационной стойке передней ноги шасси. Буксировка самолета по грунту требует больших тяговых усилий, которые передняя нога может не выдержать, поэтому такая буксировка осуществляется посредством буксировочного троса, закрепленного за узлы главных ног шасси.

Буксировка самолета водилом может осуществляться носом вперед и хвостом вперед, буксировка тросом — только хвостом вперед. При буксировке тросом буксировочное водило может использоваться для управления колесами передней ноги

Буксировочное водило (рис. 7.30) состоит из трубы 5 ходовой части 16 и гидросистемы.

Передний конец трубы заканчивается резиновым амортизатором 4, который уменьшает силу толчков, передаваемых при буксировке самолета. Шток 3 амортизатора имеет серьгу 1, которая надевается на крюк тягача. Серьга к штоку крепится предохранительным болтом 2. При увеличении тяговой нагрузки на водило до 12 000 кгс предохранительный болт срезается, отсоединяя водило от тягача. Таким образом передняя нога шасси защищается от чрезмерных продольных нагрузок.

Задний конец трубы заканчивается скобой 11, которая к амортизационной стойке передней ноги шасси крепится шпилькой 12. Пружинный фиксатор 10 при трогании самолета с места автоматически фиксирует серьгу вдоль оси водила. При резком повороте водила, когда момент достигает 800 кгс·м, срезается предохранительный болт 9.

Следует иметь в виду, что буксировочное водило может быть использовано для буксировки других типов самолетов, поэтому прежде, чем пользоваться им, необходимо проверить, на какие нагрузки рассчитаны предохранительные болты 2, 9, установленные на водиле. Величина расчетных нагрузок выбита на головках болтов.

Ходовая часть состоит из фермы и двух пневматических колес. Ее высота может меняться, что облегчает соединение водила с тягачом. Изменение высоты ходовой части обеспечивается гидравлическим силовым цилиндром 18. Для разгрузки силового цилиндра в походном положении и при поднятых колесах во время буксировки самолета, ходовая часть стопорится пружинным фиксатором 15.

Все агрегаты гидросистемы, за исключением силового цилиндра 18, установлены в пульте управления 14.

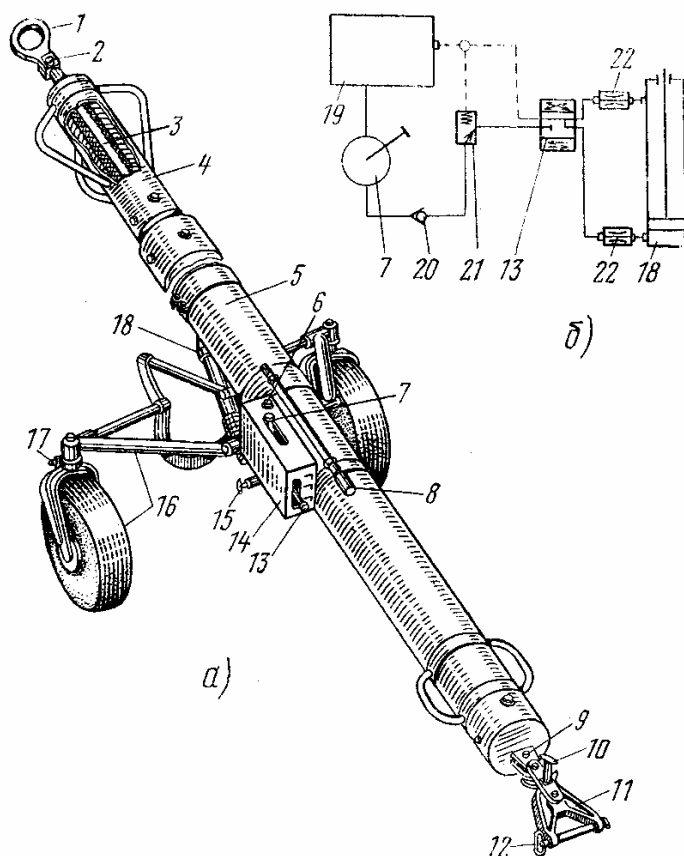


Рис. 7.30. Буксировочное водило:

а—общий вид; б—принципиальная схема гидросистемы;

1 — серьга; 2, 9 — предохранительные болты; 3 — шток амортизатора; 4 — амортизатор; 5 — труба; 6 — крышка бака; 7 — ручной насос НР01; 8 — рукоятка ручного насоса (походное положение); 10, 15 — фиксаторы; 11 — скоба; 12 — шпилька; 13 — кран управления; 14 — пульт управления; 16 — ходовая часть; 17 — винтовой зажим; 18 — силовой цилиндр; 19 — бак; 20 — обратный клапан; 21 — предохранительный клапан; 22 — дроссель.

Кран управления 13 имеет положения: «Подъем», «Опускание», «Слив». При положении «Подъем» жидкость от ручного насоса направляется краном в полость силового цилиндра, выдвигая его шток и поднимая трубу водила выше над поверхностью земли. При положении «Опускание» — наоборот. В положении «Слив» кран управления сообщает обе полости силового цилиндра с баком.

После присоединения водила к тягачу необходимо колеса ходовой части приподнять над землей. Для этого кран управления ставят в положение «Опускание» и жидкость подают ручным насосом в силовой цилиндр до отрыва колес от земли. Затем ходовая часть ставится на фиксатор 15. Чтобы после буксировки самолета опустить колеса до земли, нужно снять ходовую часть с фиксатора и перевести кран управления в положение «Слив». Ходовая часть опустится под действием своего веса.

Бак дренажируется через заливную горловину, поэтому прежде чем работать ручным насосом, нужно крышку 6 заливной горловины бака отвернуть на 2—3 оборота.

Буксировочный трос (рис. 7.31) состоит из двух ветвей длиной по 35 м. Концы ветвей заделаны в наконечники 2, которые посредством болтов крепятся к серьгам 4, 5. Одна серьга предназначена для присоединения троса к крюку тягача, две другие серьги служат для крепления тросов к переходникам, которые подсоединяются к буксировочным узлам на тележках главных ног шасси.

Болты крепления наконечников к серьгам являются предохранительными и срезаются при тяговом усилии на ветвь троса 20 000 кгс.

Для удобства эксплуатации буксировочный трос наматывается на барабан транспортировочной тележки.

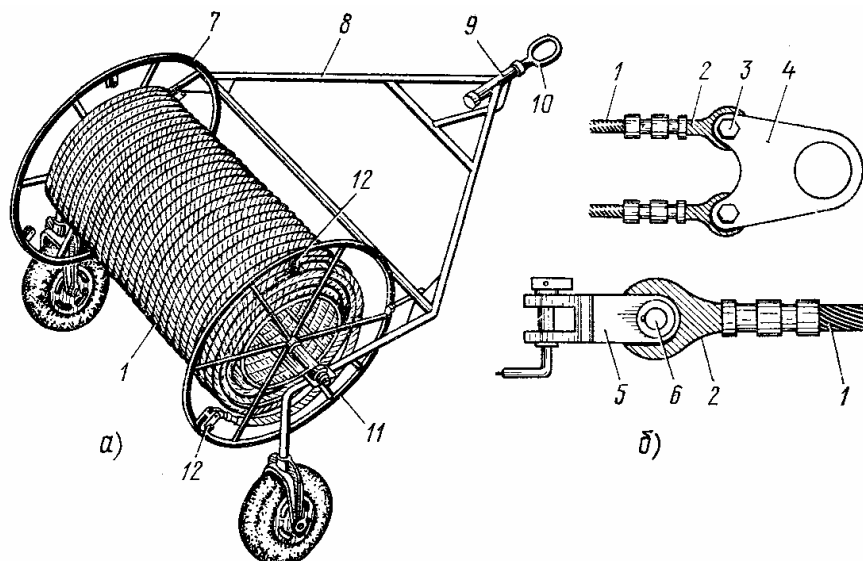


Рис. 7.31. Буксировочный трос:

а — транспортировочная тележка с тросом; *б* — наконечники тросов;
 1 — трос; 2 — наконечник; 3 — болт; 4 — серьга для подсоединения к тягачу; 5 — серьга для подсоединения к переходнику тележки; 6 — предохранительный болт; 7 — колесо барабана; 8 — рама; 9 — амортизатор; 10 — серьга; 11 — шпилька стропорения барабана; 12 — кронштейн для крепления троса.

7.7. ПРИСПОСОБЛЕНИЯ ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА

Приспособление 154.00.9956.000 предназначено для зарядки азотом или воздухом бортовой сети, гидроаккумуляторов и амортизационных стоек шасси, а также для проверки давления в гидроаккумуляторах и амортизационных стойках.

Приспособление имеет две линии: одну для зарядки бортовой сети, другую — для зарядки гидроаккумуляторов и амортизационных стоек. Приспособление (рис. 7.32) состоит из шланга 2 с наконечником 1 для присоединения к баллону со сжатым азотом или воздухом, фильтра 2668А-2-Г 3, редуктора 679200А 4, понижающего давление в линии зарядки гидроаккумуляторов и амортизационных стоек до 130 кгс/см², запорных кранов 5, 14, кранов стравливания 6, 10, манометра на 160 кгс/см² 9, манометра на 400 кгс/см² 13, шланга 7 с наконечником 8 для присоединения к гидроаккумулятору или амортизационной стойке шасси и шланга 12 с наконечником 11 для подсоединения к бортовой сети.

Запорные краны служат для регулирования скорости подачи газа из баллона в систему и прекращения подачи, когда давление в системе достигнет заданной величины. Перед началом работы краны должны быть закрыты, открываются они плавно после открытия вентиля баллона. После достижения в сети необходимого давления краны закрываются.

Краны стравливания предназначены для стравливания газа из шлангов приспособления после окончания зарядки перед отсоединением приспособления от сети, а также для стравливания избытка давления в заряжаемой амортизационной стойке или гидроаккумуляторе. При стравливании газа из шлангов приспособления запорные краны должны быть открыты, а вентиль баллона закрыт.

К приспособлению для зарядки бортовой сети, амортизационных стоек и гидроаккумуляторов прикладывается прибор для проверки давления в гидроаккумуляторах и амортизационных стойках шасси. Прибор состоит из манометра 15, шланга 16 и наконечника 17 для подсоединения к зарядному штуцеру.

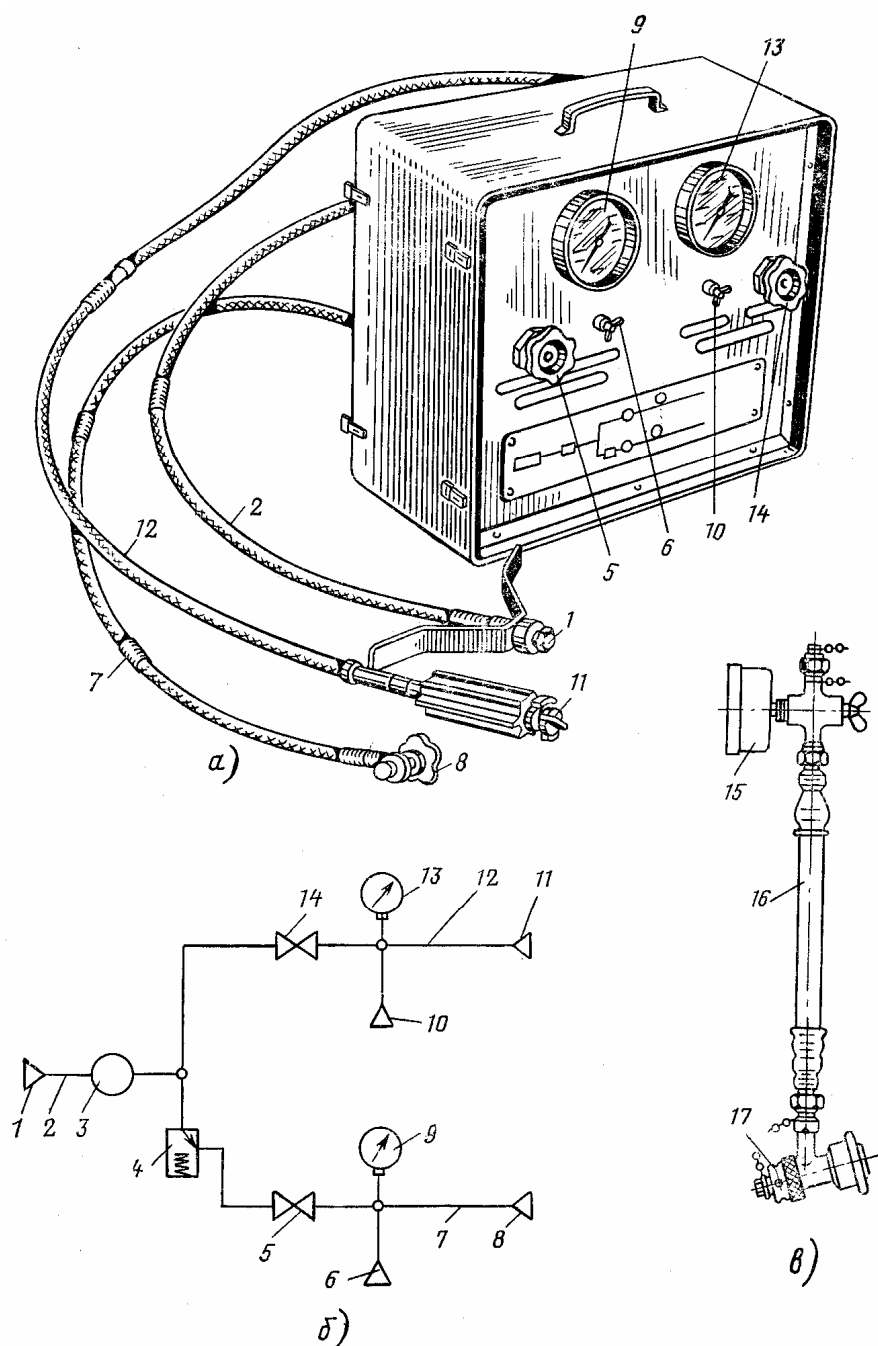


Рис. 7.32. Приспособление 154.00.9956.000 для зарядки бортовой сети, амортизационных стоек шасси и гидроаккумуляторов:
 а—общий вид (передняя и задняя крышки не показаны); б—принципиальная схема; в—прибор для проверки давления в гидроаккумуляторах и амортизационных стойках;
 1—наконечник для подсоединения приспособления к баллону; 2, 7, 12, 16—шланги; 3—фильтр 2668А-2-Т; 4—редуктор 679200А; 5, 14—запорные краны; 6, 10—краны стравливания; 8, 17—наконечник 4316А для подсоединения к гидроаккумулятору или амортизационной стойке; 9, 15—манометры на 160 кгс/см²; 11—наконечник 4310А для подсоединения к бортовой сети; 13—манометр на 400 кгс/см²

Приспособление 154.00.9956.045 (рис. 7.33) служит для зарядки пневматиков колес шасси. Оно состоит из шланга 2 с наконечником 1 для подсоединения к баллону со сжатым воздухом, фильтра 3, редуктора 4 на 130 кгс/см², редуктора 5 на 22 кгс/см², запорного крана 6, крана стравливания 7, манометра 10 на 40 кгс/см² и шланга 8 с наконечником 9 для подсоединения к ниппелю колеса.

Перед началом работы кран стравливания и запорный кран должны быть закрыты. После открытия вентиля баллона плавно открывают запорный кран, и воздух поступает в пневматик колеса. Давление воздуха в пневматике контролируется манометром. При достижении в пневматике необходимого давления закрывается вначале запорный кран, затем вентиль баллона. Воздух из шлангов, а также избыточное давление в пневматике стравливают краном стравливания: из шлангов — при открытом запорном кране, из пневматика — при закрытом.

Проверка давления воздуха в камерах колес осуществляется прибором 154.80.9941.795, состоящим из манометра ЛМБ-100 на 16 кгс/см² и наконечника. Для проверки давления в камере колеса наконечник прибора плотно прижимается к ниппелю камеры, отжимая клапан ниппеля от седла. Воздух из камеры поступает к манометру.

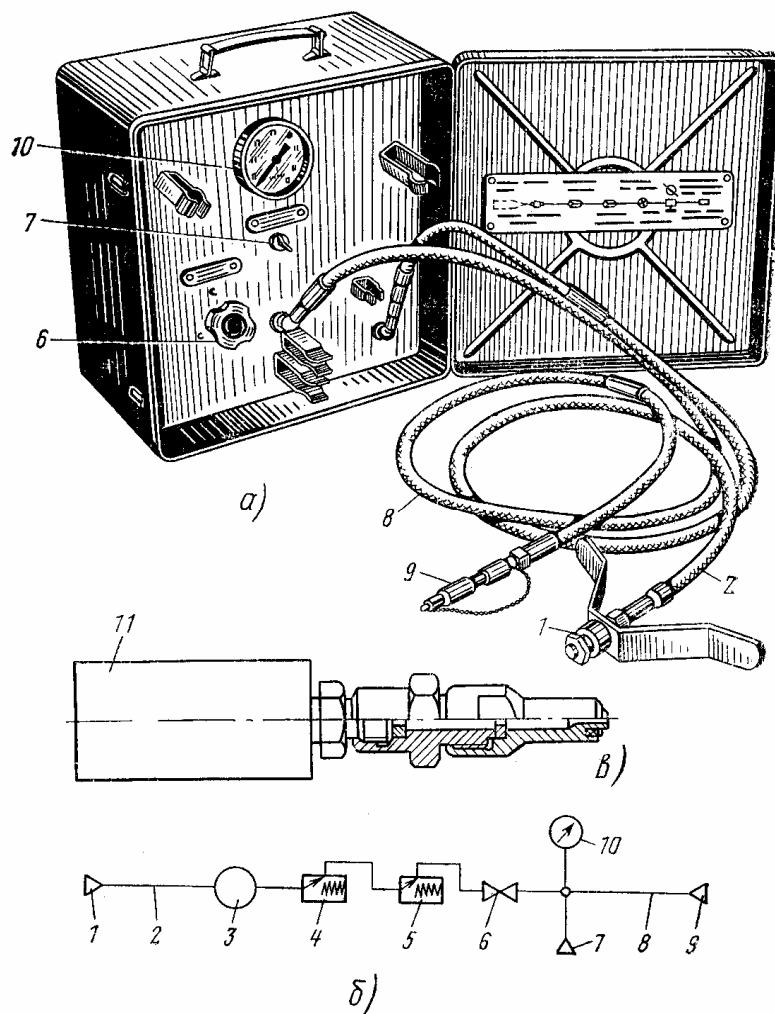


Рис. 7.33. Приспособление 154.00.9956.045 для зарядки пневматиков шасси:
 а — общий вид; б — принципиальная схема; в — прибор 154.80.9941.795 для проверки давления в камерах колес;

1 — наконечник для подсоединения к баллону; 2, 8 — шланги; 3 — фильтр 2668А-3; 4 — редуктор 679200А; 5 — редуктор 669300/В-22; 6 — запорный кран; 7 — кран стравливания 4306А; 9 — наконечник для подсоединения к пневматикам; 10 — манометр на 40 кгс/см²; 11 — манометр на 16 кгс/см².

Приспособление 45.00.9956.000 (рис. 7.34) предназначено для прокачки тормозной системы с целью удаления из нее воздуха. Прокачка тормозной системы осуществляется от наземной установки УПГ-300, которая подключается к бортовой панели гидросистемы самолета.

Приборы 1 служат для присоединения коллектора к штуцерам колес. Прибор имеет маховик для открытия клапанов в штуцере и манометр для замера давления жидкости в

процессе прокачки. При подготовке к работе приборы сначала присоединяются к шлангам коллектора, а затем к штуцерам колес. К штуцерам средних колес приборы подсоединяются через переходники 14.

Разъемный клапан предназначен для соединения коллектора со шлангом приспособления.

При прокачке гидросистемы жидкость от установки УПГ-300 подается в тормозную систему самолета и выходит из нее через штуцера колес. Далее проходит через приборы 1, разъемный клапан 3, запорный кран 5 (запорный кран 11 должен быть закрыт), обратный клапан 6, фильтры 7 и 8, предохранительный клапан 9, смотровое стекло 10 и обратный клапан и сливается в бак установки УПГ-300. Прокачка длится до тех пор, пока не исчезнут пузырьки воздуха в жидкости, проходящей через смотровое стекло.

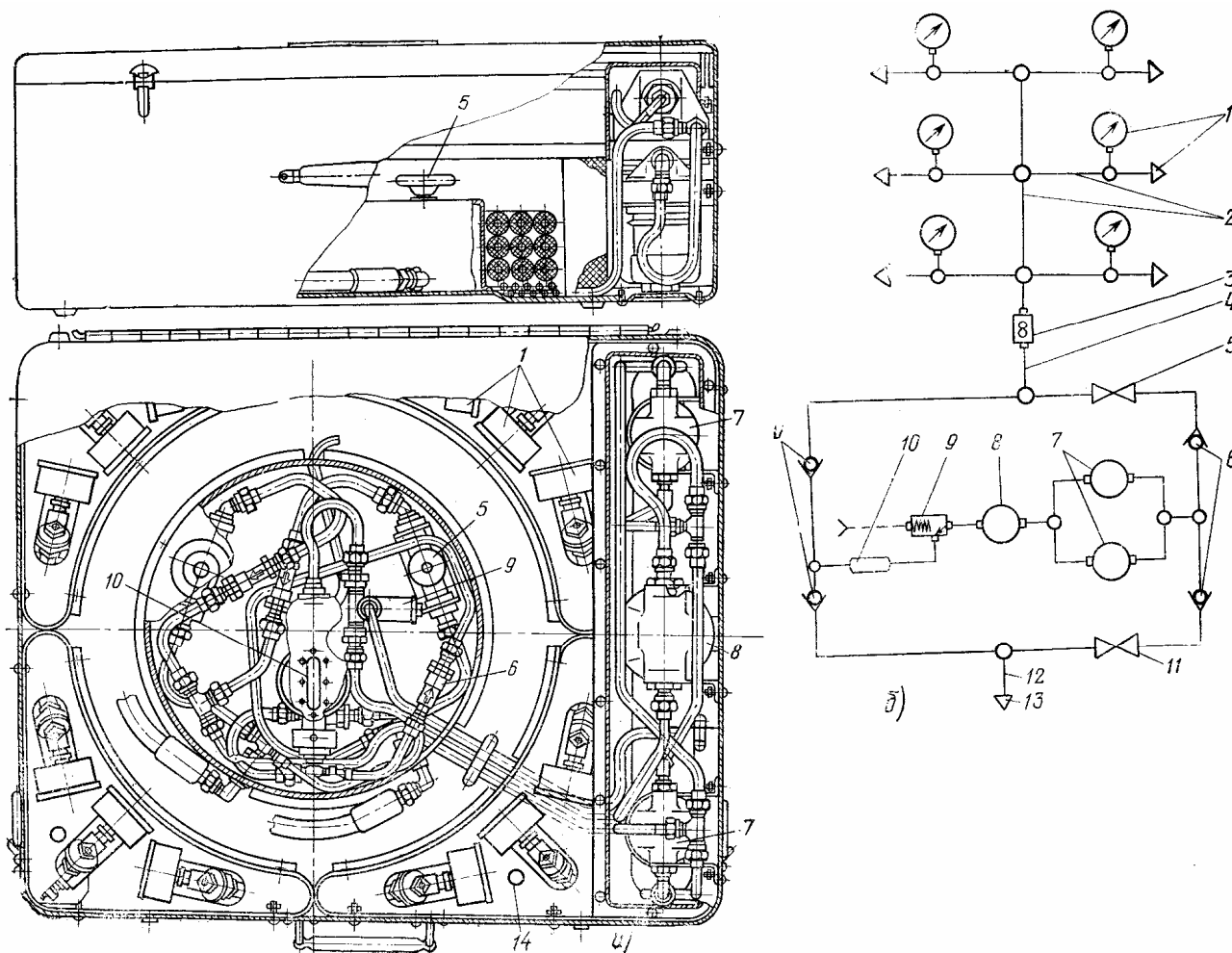


Рис. 7.34. Приспособление 45.00.9956.000 для прокачки тормозной системы:

а — общий вид; б — принципиальная схема;

1 — прибор; 2, 4, 12 — шланги; 3 — разъемный клапан; 5, 11 — запорные краны; 6 — обратный клапан; 7 — фильтры грубой очистки; 8 — фильтр тонкой очистки; 9 — предохранительный клапан на 50 кгс/см^2 ; 10 — смотровое стекло; 13 — наконечник; 14 — переходник для средних колес.

Приспособление 154.00.9960.300 предназначено для консервации топливной системы двигателя НК-8-2У и двигателя ТА-6А. Масло в топливные системы двигателей подается от маслозаправщика.

Приспособление (рис. 7.35) состоит из фильтра 2, обратного клапана 3, редукционного клапана 5, и трех шлангов с наконечниками: наконечником 4 — для присоединения к

штуцеру консервации двигателя, наконечником 1 — к раздаточному шлангу маслозаправщика, наконечником 6 — к приемному шлангу маслозаправщика.

При консервации масло из маслозаправщика поступает в двигатель через фильтр и обратный клапан. В случае, если давление масла превысит 2,5—3,0 кгс/см², откроется редукционный клапан и часть масла будет возвращаться в маслозаправщик.

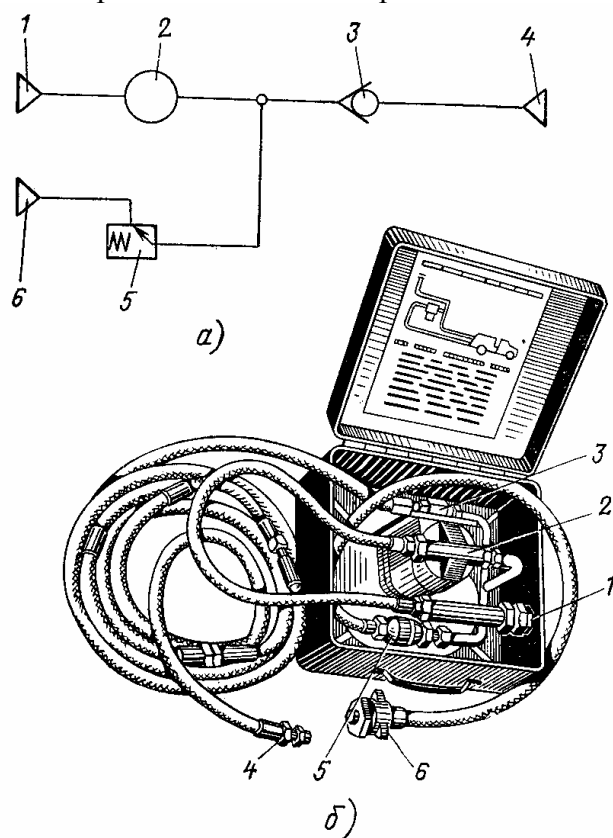


Рис. 7.35. Приспособление 154.00.9960.300 для консервации топливной системы двигателя:
а — принципиальная схема; б — общий вид;

1 — штуцер для подсоединения к раздаточному шлангу маслозаправщика; 2 — фильтр; 3 — обратный клапан; 4 — наконечник для подсоединения к двигателю; 5 — редукционный клапан; 6 — штуцер для подсоединения к приемному шлангу маслозаправщика.

Приспособление 6855-2 служит для закрытой заправки маслом маслобаков двигателей и маслобака ВСУ. При заправке маслобаков от маслозаправщика через бортовой штуцер самолета оно обеспечивает подсоединение и отсоединение шланга маслозаправщика без потери масла.

Приспособление состоит из шланга 7 и наконечника 4 (рис. 7.36). Шланг посредством переходника 8 подсоединяется к раздаточному пистолету маслозаправщика, наконечник — к бортовому штуцеру, расположенному внизу на левом борту фюзеляжа между шп. № 68—69.

Во время подсоединения наконечника к бортовому штуцеру подвижная втулка 3 уплотнением 2 прилегает к бортовому штуцеру и обеспечивает герметичность соединения. Затем шток 5 открывает клапан бортового штуцера для свободного прохода масла из маслозаправщика в баки самолета.

Отсоединять приспособление от бортового штуцера следует осторожно во избежание пролива остатков масла в наконечнике.

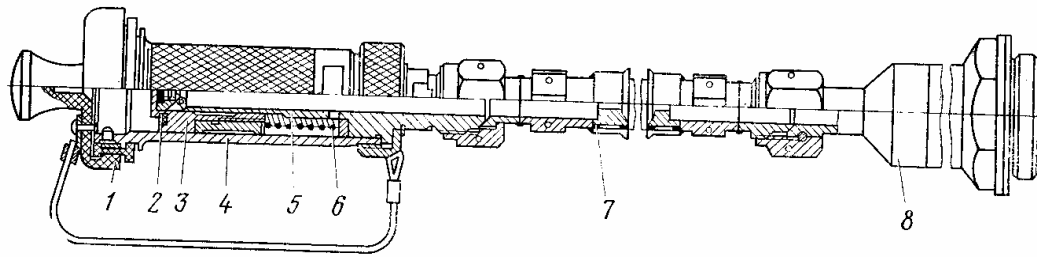


Рис. 7.36. Приспособление 6855-2 для закрытой заправки маслом:
1 — заглушка; 2 — уплотнение; 3 — подвижная втулка; 4 — наконечник; 5 — шток; 6 — пружина; 7 — шланг; 8 — переходник.

Шланг 154.00.9961.000 служит для слива остатков топлива и слива конденсата из топливных баков самолета.

Шланг (рис. 7.37, а) с одной стороны оканчивается наконечником 7 для отвода топлива в емкость, с другой стороны наконечником 5 с головкой 1 для присоединения шланга к сливному крану на самолете. Головка имеет байонетное устройство и штурвал 2 для облегчения присоединения шланга к сливному крану.

Для слива остатков топлива или конденсата необходимо головку 1 присоединить к крану на самолете. При этом уплотнение 9 обеспечивает герметичность соединения. Затем вращением по часовой стрелке наконечника 5 достигается выдвижение штыря 10 и открытие им клапана в сливном кране. Выдвижение штыря происходит за счет перемещения выступов 3, имеющих на наконечнике 5 по скосам 4 головки наконечника.

Шланг 154.80.9961.010 (рис. 7.37, б) предназначен для слива топлива из баков. На одном конце он имеет наконечник с головкой 1 для подсоединения к сливному крану на самолете, на другом конце — наконечник 7 для слива топлива в емкость. Головка 1 имеет такое же устройство, как у приспособления для слива остатков топлива и конденсата.

Шланги 154.00.9962.000 и 154.80.9962.010 (рис. 7.37, в) служат для слива масла из двигателей. Эти шланги отличаются друг от друга только диаметром: один шланг имеет внутренний диаметр 12 мм, другой — 16 мм.

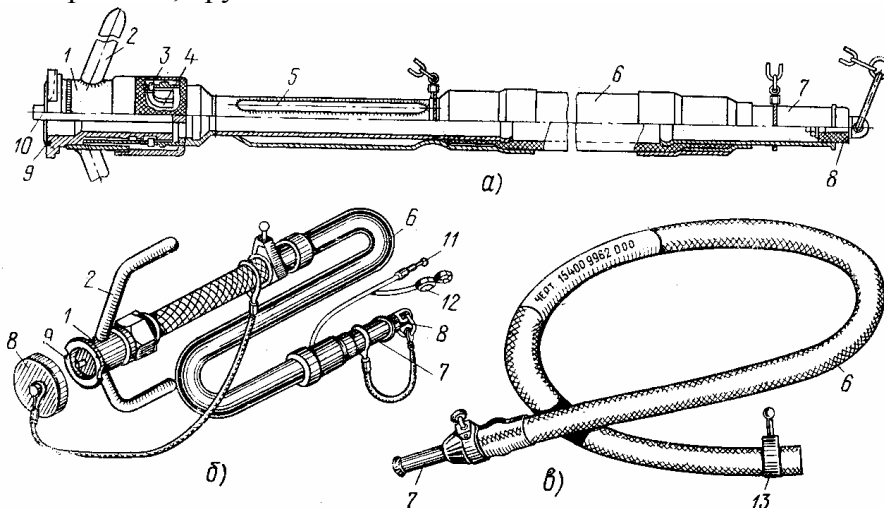


Рис. 7.37. Шланги:

а — шланг 154.00.9961.000 для слива остатков топлива; б — шланг 154.80.9961.010 для слива топлива; в — шланг 154.00.9962.000 для слива масла;

1 — головка наконечника; 2 — штурвал; 3 — выступ; 4 — паз; 5, 7 — наконечники; 6 — рукав; 8 — заглушка; 9 — уплотнение; 10 — штырь; 11, 12 — приспособления для заземления; 13 — хомут.

Шланг (рис. 7.37, в) с одной стороны заканчивается наконечником 7 для слива масла в емкость, с другой стороны имеет хомут 13 для закрепления шланга на сливном кране двигателя.

Приспособление 154.80.9942.010 (рис. 7.38) для съема колес передней ноги шасси состоит из винта 4 и переходников 1 и 2. Переходник 1 фиксируется на винте штырем 3. Для съема колеса переходник 1 ввертывается в ось колеса вращением винта. Затем снимается штырь для рассоединения винта и переходника 1 и вручную наворачивается переходник 2 на фланец колеса. При вращении винта по часовой стрелке переходник 2 перемещается вдоль винта и тянет за собой снимаемое колесо.

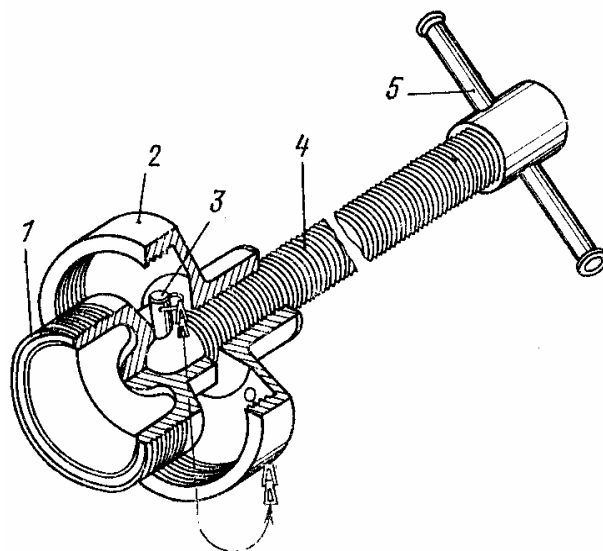


Рис. 7.38. Приспособление 154.80.9942.010 для съема колес передней ноги шасси:
1, 2 — переходники; 3 — штырь; 4 — винт; 5 — ручка.

Страховочные приспособления используются при различных работах на фюзеляже, крыле и стабилизаторе во избежание падения с самолета обслуживающего персонала.

Комплект страховочных приспособлений состоит (рис. 7.39) из трех страховочных тросов 2, 9, 12, закрепляемых на самолете и предохранительных поясов 3, 5, 8, которые надевает на себя обслуживающий персонал. Предохранительные пояса снабжены короткими тросами с карабинами на концах. Карабин захватывает страховочный трос и скользит по нему при перемещении человека по поверхности самолета.

Страховочные тросы крепятся сверху на фюзеляже, крыле и стабилизаторе. На фюзеляже трос крепится концами за такелажные точки на шп. № 11 и 61 и, дополнительно, на шп. № 36. На крыле тросы крепятся к такелажным точкам на третьем лонжероне в районе нервюры № 15 и 29. Такелажные точки для крепления тросов на стабилизаторе находятся на переднем лонжероне у нервюры № 2 и на втором лонжероне между нервюрами № 10 и 11.

Страховочные тросы на концах имеют карабины для крепления к швартовочным узлам. Трос для работы на фюзеляже может регулироваться по длине с помощью узла, установленного на одном из его концов. Страховочные тросы для работы на крыле имеют у обоих концов кольца. При необходимости один конец троса можно отсоединить от швартовочного узла и подсоединить пояс к кольцу, что увеличит возможность перемещения по плоскости крыла.

Такелажные узлы на фюзеляже установлены постоянно, узлы на крыле и стабилизаторе снимаются после окончания работ.

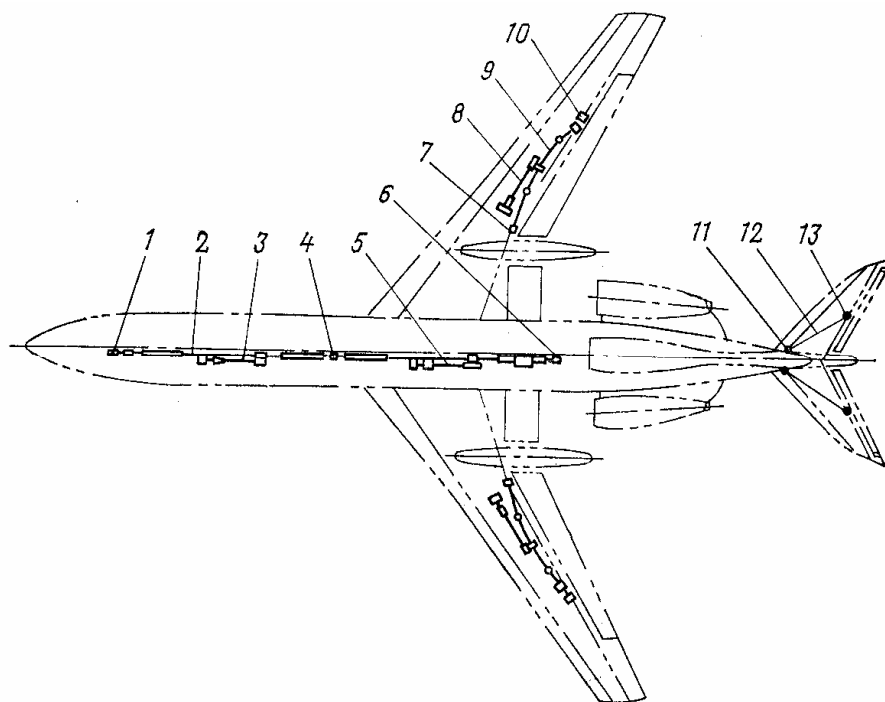


Рис. 7.39. Страховочные приспособления:

1 — передний узел крепления троса у шп. № 11; 2 — страховочный трос для работы на фюзеляже; 3, 5, 8 — страховочные пояса; 4 — промежуточный узел крепления троса у шп. № 36; 6 — задний узел крепления троса у шп. № 61; 7 — узел крепления троса у нервюры № 15; 9 — страховочный трос для работы на крыле; 10 — узел крепления троса у нервюры № 29; 11 — узел крепления троса у нервюры № 2 стабилизатора; 12 — страховочный трос для работы на стабилизаторе; 13 — узел крепления троса между нервюрами № 10—11 стабилизатора.

7.8. ЗАГЛУШКА И ЧЕХЛЫ САМОЛЕТА

Заглушки устанавливаются при стоянке самолета в заборники воздуха, входные и выходные устройства силовой установки и самолетных систем с целью предохранения от попадания в них посторонних предметов, пыли и влаги. Для защиты от повреждения флюгарки датчика ДУА-9Р автомата АУАСП-12КР и датчика ДУА-11-3 системы АБСУ-154, на них одеваются защитные колпаки.

Воздухозаборники, входные и выходные отверстия и патрубки, на которые устанавливаются заглушки, показаны на рис. 7.40.

Заглушки больших размеров выполнены штамповкой из металлического листа в форме усеченного конуса и обшиты войлоком или резиной по месту прилегания к конструкции самолета для обеспечения плотной посадки и предотвращения повреждения самолета. Заглушки средних размеров изготовлены из пенопласта, обклеены губчатой резиной и капроновым полотном. Мелкие заглушки выполнены в виде резиновых пробок.

Для воздухозаборников и выхлопных труб двигателей кроме металлических предусмотрены также мягкие заглушки. Их возят на самолете и используют в том случае, когда посадка самолета производится на аэродром, где отсутствуют металлические заглушки.

Все заглушки и защитные колпаки окрашены в красный цвет и имеют сигнальные красные флажки.

Перед запуском двигателей все заглушки и колпаки необходимо снять.

Чехлы на самолет одевают для защиты его внешних поверхностей от загрязнения, атмосферных осадков и воздействия солнечных лучей.

Схема зачехления самолета показана на рис. 7.41.

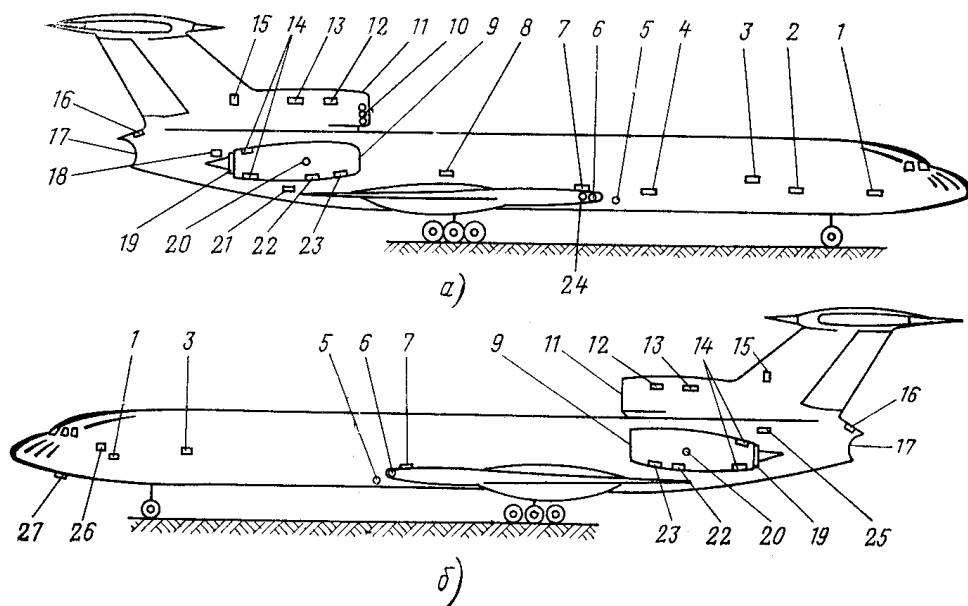


Рис. 7.40. Схема установки заглушек на самолете:

а — справа; б — слева;

1 — приемник полного давления ППД-1В; 2, 4, 8, 21 — отверстия сброса воздуха из кабины автоматических регуляторов давления; 3 — приемники статического давления; 5 — дренажное отверстие топливной системы; 6, 13 — воздухозаборник ВВР; 7, 15 — выходное отверстие ВВР; 9 — воздухозаборник внешнего двигателя; 10 — отверстие выхода воздуха из носка воздухозаборника среднего двигателя; 11 — воздухозаборник среднего двигателя; 12 — воздухозаборник гидрочолодильника; 14 — окна реверса двигателя; 16 — выхлопная труба ВСУ; 17, 19 — выхлопные трубы двигателей; 18 — выход воздуха из ППО и стартера среднего двигателя; 20 — отверстие выхлопа из ВПТ; 22 — отверстие ППО; 23 — отверстие продува генератора внешнего двигателя; 24 — воздухозаборник наддува кабины; 25 — заборник продува генератора внутреннего двигателя; 26 — датчик ДУА-9Р; 27 — датчик ДУА-11-3.

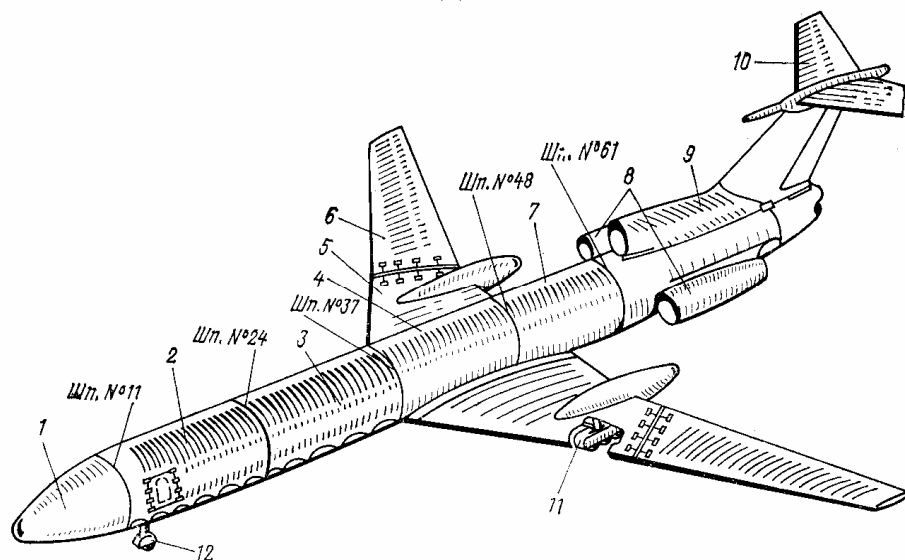


Рис. 7.41. Схема зачехления самолета:

1 — чехол на носовую часть фюзеляжа; 2, 3, 4, 7 — чехлы на среднюю часть фюзеляжа; 5 — чехол на центроплан; 6 — чехол на отъемную часть крыла; 8 — чехлы на гондолы внешних двигателей; 9 — чехол на хвостовую часть фюзеляжа; 10 — чехол на стабилизатор; 11 — чехол на амортизационную стойку и тележку главной ноги шасси; 12 — чехол на амортизационную стойку и колеса передней ноги шасси.

Все чехлы изготовлены из ткани; в местах соприкосновения чехла с органическим стеклом остекления кабин на чехлы с внутренней стороны нашивается мягкая ткань для защиты стекла от повреждения.

Для крепления на самолете чехлы имеют пояса со шнуровыми амортизаторами и шнуровками. Длина поясов может регулироваться пряжками. В районе стыков фюзеляжа с центропланом и гондолами двигателей чехлы крепятся за специальные скобы.

Зачехление самолета должно производиться сухими чистыми чехлами с исправным креплением. При зачехлении и расчехлении не допускать повреждения антенн, разрядников статического электричества и других устройств самолета, повреждения металлическими деталями чехлов лакокрасочного покрытия самолета. В случае примерзания чехлов к поверхности самолета их необходимо перед снятием отогреть теплым воздухом от наземного подогревателя. Отдираание от поверхности самолета примерзших чехлов не допускается во избежание повреждения лакокрасочного покрытия.