

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Эталон ГС ГА

КНИГА II



©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

САМОЛЕТ
АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА II



МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

САМОЛЕТ
АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА II



Техническое описание самолета Ан-24 разработано авторским коллективом конструкторского бюро под руководством Генерального конструктора *О. К. Антонова*

Ответственный редактор *А. Я. Белолипецкий*

Авторы книги II

С. Г. Вовк, А. А. Дуб, В. А. Каряка, М. И. Садаков, В. Ф. Садовый, Л. С. Салузня, С. П. Цурапа

Редакторы книги II

В. З. Брагилевский, А. И. Водяной, З. И. Решетниченко, В. З. Спорышко, Н. С. Трунченков, Ю. В. Фурдыло

Иллюстрации выполнили

С. П. Базилевич, В. В. Клоков, Е. П. Петров, А. Б. Пшеничникова, В. С. Смирнов, Г. М. Юркевич, Б. Т. Яремчук

*Допущено
в качестве учебного пособия
для личного состава*

Техническое описание издано в семи книгах:

Книга I. Лётно-технические характеристики самолета.

Книга II. Планер. Бытовое оборудование. Высотное и противообледенительное оборудование.

Книга III. Силовая установка.

Книга IV. Шасси. Управление самолетом. Гидравлическая система.

Книга V. Пилотажно-навигационное и приборное оборудование. Радиооборудование.

Книга VI. Электрооборудование.

Книга VII. Наземное оборудование.

Описание составлено применительно к самолетам выпуска 1965—1970 гг.

Глава I ПЛАНЕР САМОЛЕТА

1. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ И ПРИМЕНЯЕМЫЕ МАТЕРИАЛЫ

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ

Планер самолета Ан-24 представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с высокорасположенным крылом, однокилевым вертикальным оперением с форкилем и одним или двумя подфюзеляжными гребнями. На фиг. 1 показаны технологические разъемы планера.

При изготовлении планера широко применяются новые материалы и технологические процессы (пластические массы, монолитные крупногабаритные панели, ориентированное стекло (с ориентированными волокнами), высокопрочные алюминиевые сплавы и стали, клеевые и клеесварные соединения, химические процессы).

Клеесварные соединения на самолете Ан-24 применены впервые в мире для изготовления панелей фюзеляжа, оперения и гондол двигателей. Всего в конструкции планера имеется около 120 000 сварных точек. Максимальные размеры клеесварных панелей 1500×7000 мм. Материалом для обшивок и стрингерного набора клеесварных панелей служит сплав Д16-Т.

В процессе выполнения клеесварных соединений стрингеров с обшивкой элементы конструкции сначала свариваются точечной электросваркой без предварительного нанесения клея, а затем на кромки стрингеров наносится клей, который под влиянием сил капиллярного давления проникает в зазоры между стрингерами и обшивкой. После термообработки клея, рентгеноконтроля и нанесения антикоррозионных покрытий панели поступают на сборку.

Для облегчения веса панелей фюзеляжа и хвостового оперения применено их химическое фрезерование.

МАТЕРИАЛЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА

Металлы

Большинство деталей фюзеляжа изготовлено из алюминиевых и магниевых сплавов и стали 30ХГСА. Обшивка фюзеляжа изготовлена из листового дур-

алюмина Д16А-МО и Д16А-ТВ. Для изготовления деталей силового набора планера использован листовая материал Д16А-Т и пресованные профили из Д16-Т. Детали из этих сплавов защищены от коррозии анодированием и лакокрасочными покрытиями. Высокопрочный алюминиевый сплав В95-Т1 применен для изготовления пресованных монолитных панелей и обшивки крыла. Сплав хорошо сваривается точечной электросваркой. Детали из этого сплава имеют повышенную чувствительность к концентраторам напряжений — царапинам, рискам, забоинам и поэтому в условиях эксплуатации самолета требуют тщательного ухода, защиты от ударов и коррозии. Сплав АК6 является наиболее распространенным алюминиевым ковочным сплавом и использован для изготовления горячештампованных деталей. Для отливки средненагруженных деталей сложной конфигурации применен алюминиевый сплав АЛ19.

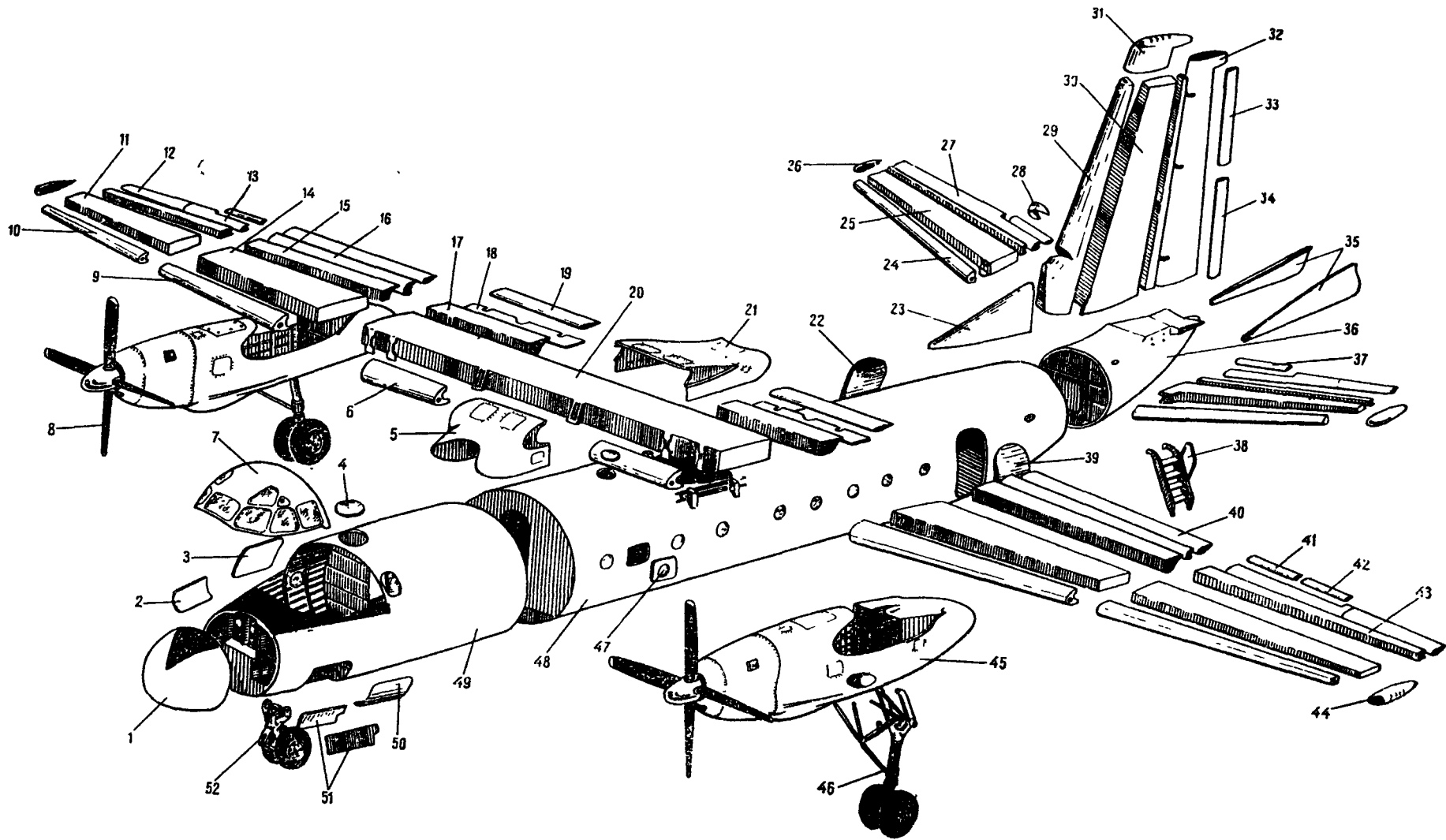
Сталь 30ХГСА с термообработкой до $\sigma_b = 120 \pm 10$ кг/см² использована для изготовления средненагруженных деталей планера. Из стали 40ХНМА с термообработкой до $\sigma_b = 130 \pm 10$ кг/см² изготовлены монорельсы подвески закрылков, а с термообработкой до $\sigma_b = 110-125$ кг/см² — ответственные стыковочные болты. Эта сталь обладает хорошими прочностными и технологическими свойствами, высокой удельной вязкостью и удлинением. Нержавеющая сталь Х18Н10Т применена в конструкции высотного и противообледенительного оборудования для деталей, подверженных нагреву и воздействию коррозионных сред.

Детали, изготовленные из стали 30ХГСА, для защиты от коррозии кадмированы на различную толщину или фосфатированы, покрыты грунтом и окрашены эмалями.

Кроме перечисленных материалов, на самолете Ан-24 применены высокопластичные хорошо свариваемые алюминиевые сплавы АМг, АМц, декоративный сплав АД31, магниевые сплавы ВМ65-1 и МА8, литейные стали 27ХГСНА, 35ХГСЛ, титановый сплав ОТ4-1 и другие материалы.

Неметаллические материалы

На самолете Ан-24 широко использованы неметаллические материалы — волокнит, пресспорошок, органическое стекло с ориентированными волокна-



Фиг. 1. Технологические разъемы планера самолета:

1—носовой обтекатель фюзеляжа; 2—створка люка правого отсека оборудования; 3—створка грузовой двери; 4—крышка верхнего аварийного люка; 5—передняя часть зализа крыла; 6—носок центроплана; 7—фонарь кабины экипажа; 8—воздушный винт; 9—носок средней части крыла (СЧК); 10—носок отъемной части крыла (ОЧК); 11—кессон ОЧК; 12—концевая секция элерона; 13—корневая секция элерона; 14—кессон СЧК; 15—хвостовая часть СЧК; 16—дефлектор закрылка; 17—хвостовая часть центроплана; 18—щиток однощелевого закрылка; 19—однощелевой закрылок; 20—кессон центроплана; 21—задняя часть зализа крыла; 22—створка багажной двери; 23—форкиль; 24—носок стабилизатора; 25—кессон стабилизатора; 26—концевой обтекатель стабилизатора; 27—руль высоты; 28—прозрачный об-

текатель проблескового маяка; 29—носок киля; 30—кессон киля; 31—концевой обтекатель киля; 32—руль направления; 33—триммер руля направления; 34—сервокомпенсатор руля направления; 35—подфюзеляжные гребни; 36—хвостовой отсек фюзеляжа Ф-3; 37—триммер руля высоты; 38—бортовая входная лестница; 39—створка входной двери; 40—закрылок средней части крыла; 41—сервокомпенсатор элерона; 42—триммер элерона; 43—хвостовая часть ОЧК; 44—концевой обтекатель крыла; 45—гондола двигателя; 46—главная нога шасси; 47—крышка бортового аварийного люка; 48—средний отсек фюзеляжа Ф-2; 49—носовой отсек фюзеляжа Ф-1; 50—створка люка левого отсека оборудования; 51—створки отсека передней ноги шасси; 52—передняя нога шасси

ми, пенопласт, этрол, паронит, слонстые пластики и стеклопластики, полиамидные смолы, полиэтилен, фторопласт, поролон.

Полиамидные смолы 68, АК7 и 548 применены для изготовления гаек, винтов, профилей, крышек, вкладышей, шариков и других деталей, которые должны обладать заданной прочностью, износоустойчивостью и стойкостью против воздействия масел, топлива и растворителей.

Полиэтиленовые прессматериалы использованы главным образом для изготовления изоляции проводов высокочастотных установок, а также для изоляции кабелей, подверженных действию агрессивной среды.

Эмульсия из фторопласта 3 применена в качестве гидрофобного антикоррозионного покрытия лобовых кромок крыла, оперения, воздухозаборников двигателей и обтекателей воздушных винтов.

Литейная масса из метилметакрилата применена для деталей пассажирского оборудования.

Сополимер стирола с нитрильным каучуком (СНП-2) использован для изготовления раковин, умывальников, штапиков, облицовок окон и других подобных деталей внутреннего оборудования самолета.

Поролон употребляется для изготовления подушек пассажирских кресел и кресел экипажа.

Для теплозвукоизоляции кабин применяется материал ВТЧС, имеющий низкую теплопроводность ($0,028 \text{ ккал/м} \cdot \text{час} \cdot ^\circ\text{C}$), небольшую плотность ($16\text{—}20 \text{ кг/м}^3$) и хорошие технологические свойства.

Остекление кабин выполнено ориентированным оргстеклом, которое имеет повышенную прочность и хорошие оптические свойства.

2. ФЮЗЕЛЯЖ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Фюзеляж самолета (фиг. 2) представляет собой цельнометаллический полумонок с продольным набором из стрингеров и балок, поперечным набором из шпангоутов и с работающей обшивкой.

Общая длина фюзеляжа с носовым и хвостовым обтекателями составляет 23,53 м.

Контур поперечного сечения фюзеляжа образован дугами двух окружностей разных диаметров (фиг. 3). Через точки пересечения дуг проходит плоскость пола пассажирской кабины. Такая форма сечения обеспечивает наиболее полное использование внутренних объемов кабин при сравнительно небольшом весе фюзеляжа, позволяет рационально распределить усилия, возникающие в элементах конструкции от избыточного давления в герметической кабине. Наибольшее поперечное сечение фюзеляжа находится на участке между шпангоутами № 9—28. К носу и хвосту сечения фюзеляжа плавно уменьшаются.

Два технологических разъема по шпангоутам № 11 и 40 условно делят фюзеляж на три отсека — носовой Ф-1, средний Ф-2 и хвостовой Ф-3. Стыковка отсеков осуществляется по обшивке и стрингерам с помощью стыковочных лент, фитингов и накладок.

Носовой и средний отсеки фюзеляжа от шпангоута № 1 до шпангоута № 40 представляют собой герметичную кабину, рассчитанную на избыточное давление $0,3 \text{ кг/см}^2$.

Хвостовой отсек фюзеляжа несет на себе оперение; в нем размещена проводка управления самолетом, коммуникации противообледенительной системы и агрегаты радиооборудования самолета.

Необходимая статическая и усталостная прочность фюзеляжа достигнута рядом конструктивно-технологических мер.

1. Впервые в истории отечественного самолетостроения клепочные соединения герметической обшивки с продольным стрингерным набором (кроме стыка листов) заменены клеесварными соединениями, надежность которых проверена многократными исследованиями. Применение клеесварных соединений позволяет во много раз уменьшить количество опасных концентраторов напряжений в герметической обшивке, что значительно повышает усталостную прочность конструкции фюзеляжа и одновременно качество его внешней поверхности. Кроме того, переход на клеесварные соединения позволяет заменить трудоемкие клепальные работы высокопроизводительной сваркой, что уменьшает трудоемкость сборки, сокращает цикл производства и значительно снижает стоимость самолета.

2. Общий уровень эксплуатационных напряжений в силовых элементах конструкции — обшивке, стрингерах, шпангоутах, окантовках вырезов, на стыках обшивки и стрингеров, в дверях и люках, остеклении и других элементах — не превышает безопасных значений, полученных при испытании образцов на повторные и статические нагрузки; это гарантирует надежность конструкции в условиях эксплуатации.

3. Применено дублирование силовых элементов, окантовывающих вырезы под двери, окна и люки.

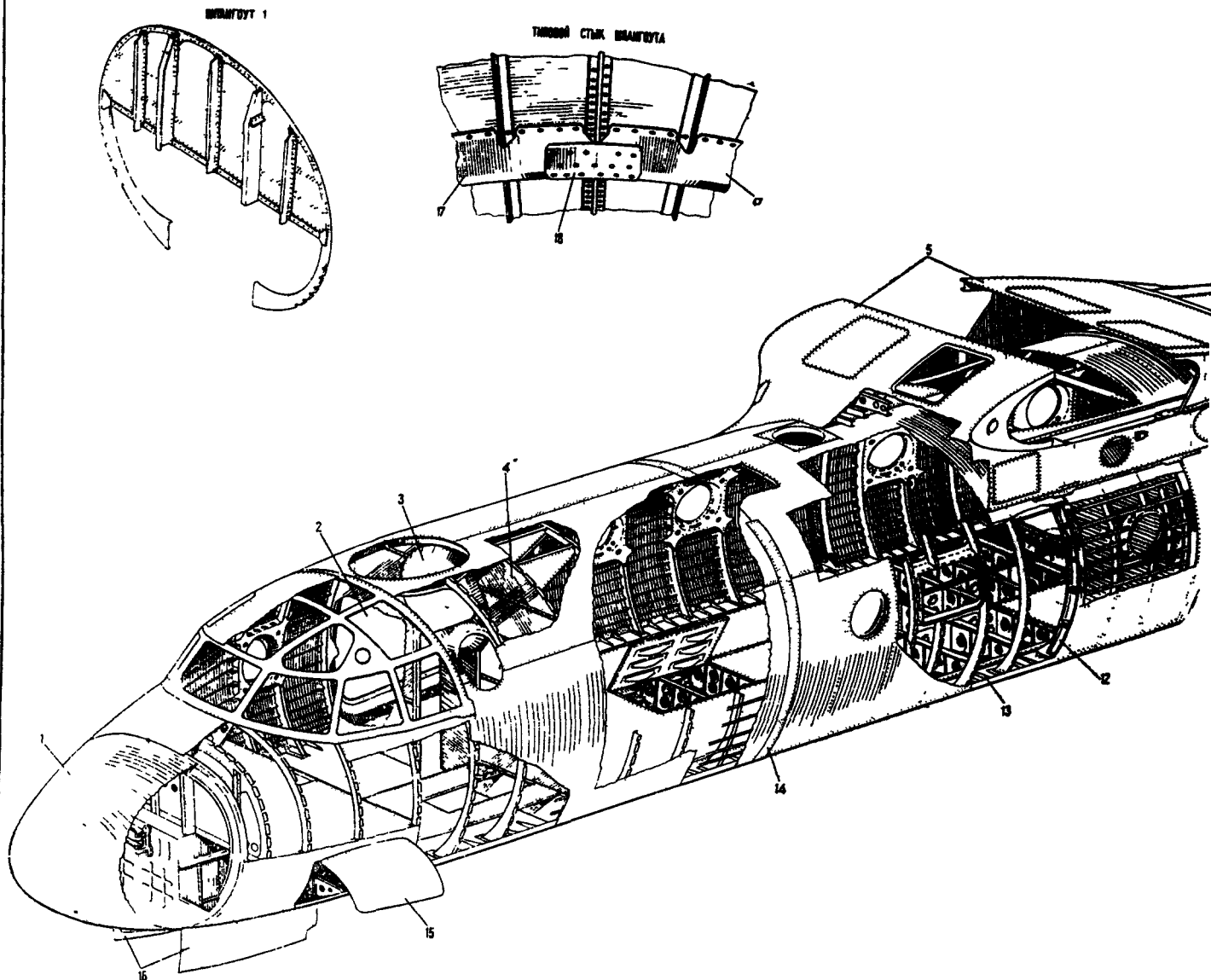
4. Проведена всесторонняя проверка прочности элементов конструкции статическими и усталостными испытаниями, подтвердившая высокую прочность и долговечность фюзеляжа.

СИЛОВАЯ СХЕМА ФЮЗЕЛЯЖА

Общая прочность фюзеляжа обеспечивается работающей обшивкой, продольным силовым набором (стрингерами и балками) и поперечным силовым набором (шпангоутами). Поперечный силовой набор образуют 49 шпангоутов, установленных на расстояниях от 265 до 600 мм один от другого (фиг. 4).

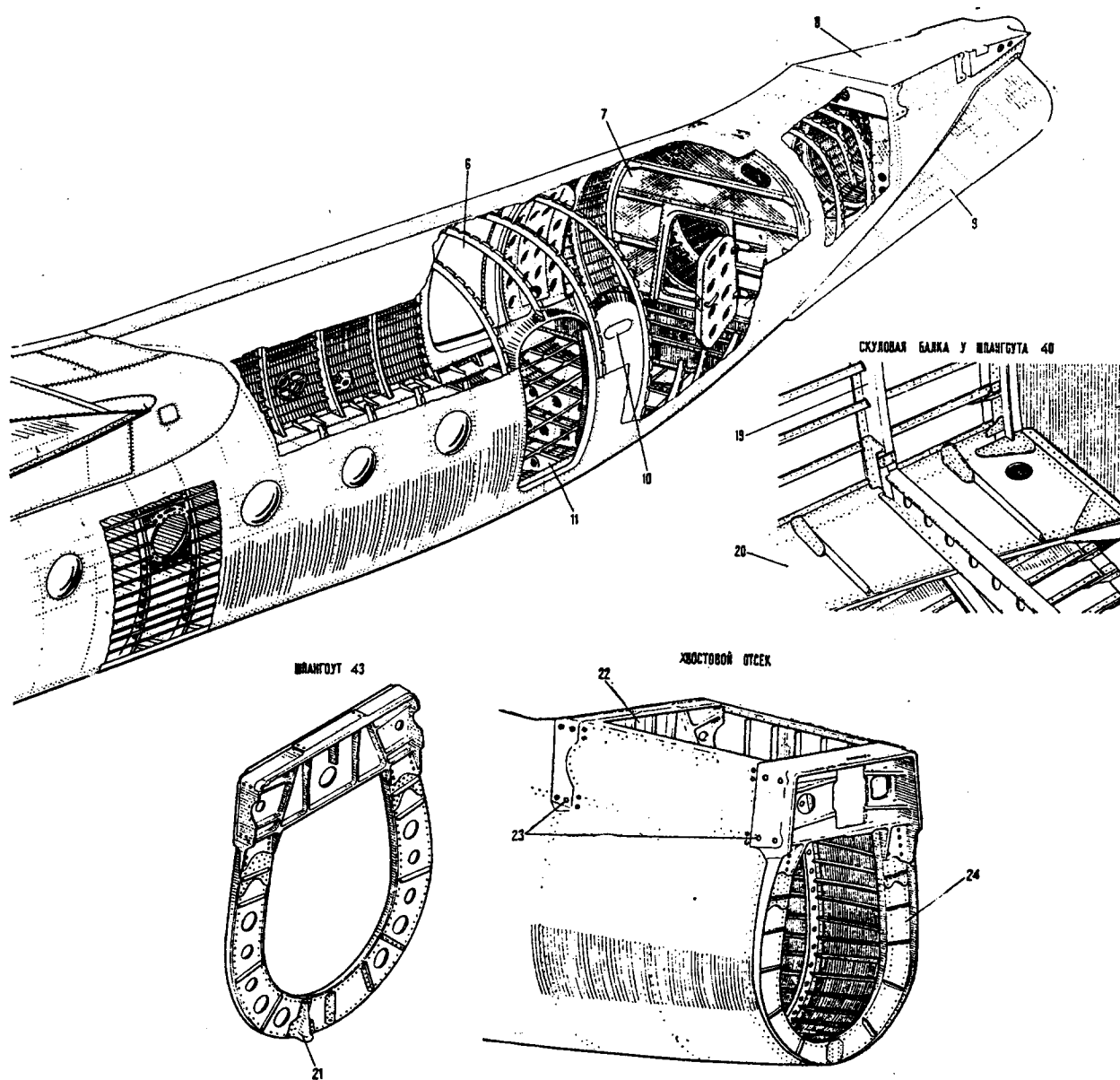
Нагрузки от избыточного давления воспринимаются главным образом обшивкой, шпангоутами и жесткими окантовками вырезов под окна, двери и люки.

Нагрузки от сосредоточенных сил на передней ноге шасси, центроплане крыла, хвостовом оперении и других элементах равномерно передаются на обшивку фюзеляжа через силовые шпангоуты и продольные балки. Обшивка в местах приложения сосредоточенных сил усилена. Нагрузки от веса кресел с пассажирами, узлов швартовки грузов и т. п. распределяются на обшивку в поперечном направлении шпангоутами, а в продольном — рельсами и скуловыми балками. Местные сосредоточенные силы от системы управления самолетом и от узлов крепе-



Фиг. 2.

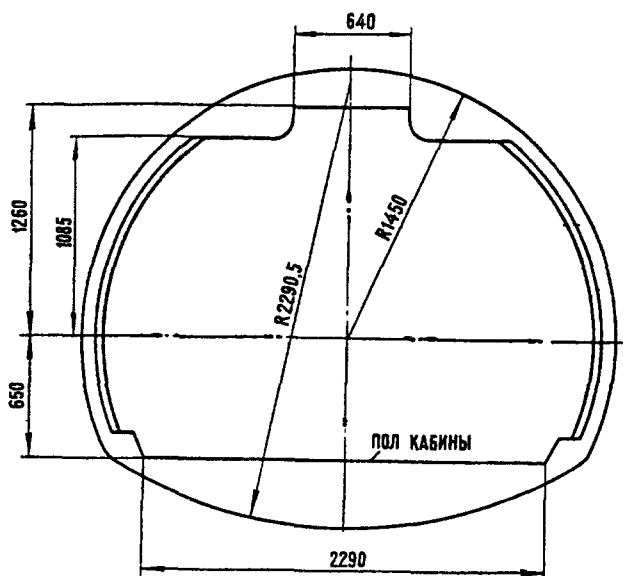
1—носовой обтекатель, 2—грузовая дверь; 3—верхний аварийный люк; 4—шпангоут № 7; 5—зализ крыла; 6—багажная дверь; 7—шпангоут № 40; 8—хвостовой отсек фюзеляжа; 9—подфюзеляжный гребень; 10—створка входной двери; 11—проём входной двери; 12—шпангоут № 17; 13—скуловая балка;



Фюзеляж:

4—стыковая лента на шпангоуте № 11; 15—люк отсека оборудования; 16—створки отсека шасси; 17—обод шпангоута; 18—накладка; 19—шпангоут № 39; 20—скуловая балка; 21—опорная пята для гидropодъемника; 22—шпангоут № 43; 23—отверстие под болты стабилизатора; 24—шпангоут № 45

ния оборудования передаются на обшивку с помощью балок и усиливающих деталей жесткости.



Фиг. 3. Поперечное сечение фюзеляжа

Особенности работы отдельных элементов силовой схемы фюзеляжа объясняются ниже, при описании конструкции этих элементов.

ГЕРМЕТИЗАЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

Для герметизации фюзеляжа применяются герметики УЗ0МЭС-5 (шпательный и кистевой), ВГК-18 № 3 (для внутришовной герметизации), уплотнительная лента и замазка У-20А.

Герметизация производится по алюминиевым сплавам, загрунтованным грунтом АЛГ-14 горячей сушки, а также по стальным кадмированным деталям и магниевым сплавам, окрашенным эмалями ХВ-16 и Э-5 по грунту АГ-10с.

Герметизация фюзеляжа проводится в два этапа. Первый этап — внутришовная герметизация заклепочных швов в процессе сборочно-клепальных работ герметиками ВГК-18 № 3, а также уплотнительной лентой и замазкой У-20А. Второй этап — поверхностная герметизация герметиком УЗ0МЭС-5. При этом сначала наносится валик из шпательного герметика УЗ0МЭС-5 по торцам сопрягаемых деталей, а затем наносятся два слоя кистевого герметика УЗ0МЭС-5 по валикам шпательного герметика УЗ0МЭС-5 и по головкам заклепок и болтов.

Герметизация люков, дверей и других проемов, расположенных в герметической части, осуществляется специальными резиновыми профилями, привалочные поверхности проемов выравниваются за счет слоя герметика УЗ0МЭС-5 толщиной до 5 мм.

КОМПОНОВКА ФЮЗЕЛЯЖА

В фюзеляже самолета размещены кабина экипажа, пассажирская кабина, гардероб, туалет, грузовое и багажные помещения.

Кабина экипажа расположена между герметическим шпангоутом № 1 и перегородкой по шпанго-

уту № 7 (см. фиг. 2). В перегородке имеется дверь, открывающаяся в сторону пассажирской кабины. Впереди шпангоута № 1 установлена антенна радиолокатора, прикрытая легкоосъемным обтекателем из радиопрозрачного материала.

Под кабиной экипажа между шпангоутами № 1—4 размещен отсек передней ноги шасси. На этом участке пол кабины на 525 мм выше общего уровня пола кабин. Отсек передней ноги шасси спереди ограничен стенкой в плоскости шпангоута № 1а, сзади — нижней частью шпангоута № 4. Герметический настил пола кабины экипажа является потолком отсека, снизу отсек закрывается четырьмя створками. Справа и слева отсек ограничен продольными балками. Для визуального контроля за выпущенным положением передней ноги шасси справа в полу кабины имеется смотровое окно.

Фонарь кабины экипажа расположен между шпангоутами № 2—5, в бортах кабины между шпангоутами № 5—6 имеется по одному окну. В верхней части кабины между шпангоутами № 5—7 установлен аварийный люк. В некоторых вариантах самолета крышка люка имеет прозрачный купол.

В средней части фюзеляжа, от шпангоута № 7 до шпангоута № 40, размещены пассажирская кабина и все вспомогательные помещения.

Между шпангоутами № 7—10 в правом борту расположена грузовая дверь, сдвигающаяся по направляющим рельсам вверх внутри кабины. Между шпангоутами № 7—11 расположено багажное помещение с полками и вешалками для экипажа самолета.

На полу пассажирской кабины установлены рельсы, к которым крепятся пассажирские кресла. В правом и левом бортах кабины расположено по 9 окон. Окна в левом борту между шпангоутами № 14—15 и в правом борту между шпангоутами № 23—24 совмещены с аварийными люками. Размеры аварийного люка 500×600 мм.

В верхней части фюзеляжа к шпангоутам № 17 и 20 крепятся лонжероны центроплана крыла.

Входная дверь расположена в левом борту между шпангоутами № 31—33, у двери на полу установлена откидная бортовая лестница для входа в самолет и выхода из него. Загрузка заднего багажного помещения производится через багажную дверь, расположенную в правом борту между шпангоутами № 34—36.

Хвостовой отсек фюзеляжа негерметичен, в нем размещены агрегаты радиооборудования и проводка управления. К верхним частям шпангоутов № 40 и 43 крепится киль, к верхним частям шпангоутов № 43—45 — стабилизатор. Доступ в отсек осуществляется через герметический люк в гермошпангоуте № 40.

КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

Поперечный силовой набор

Поперечный силовой набор фюзеляжа образован 49 шпангоутами. Шпангоуты в зависимости от воспринимаемой нагрузки делятся на нормальные, силовые и усиленные.

Нормальные шпангоуты

К 35 нормальным шпангоутам относятся шпангоуты № 1а, 8—16, 21—39, 41, 42, 44 и 46—48.

Шпангоуты № 8—16, 21—39 состоят из обода z-образного сечения и нижней поперечной балки, входящей в конструкцию пола пассажирской кабины. Для обеспечения панельной сборки обод шпангоута выполнен из отдельных частей, которые соединяются по стрингерам № 0, 26 и 37 накладками на заклепках. По стрингеру № 13 стык осуществляется с помощью фитинга, выфрезерованного из АК6. Толщина обода 1,2—1,5 мм. Для усиления зоны вырезов под входную, багажную и грузовую двери левые боковые части шпангоутов № 31 и 33 и правые боковые части шпангоутов № 10, 34 и 36 на участках между стрингерами № 13—26 усилены прессованными угольниками. Верхние части ободов шпангоутов № 11, 15, 16, 21, 22, 27 и 31 изготовлены химическим фрезерованием из листа толщиной 2,5 мм и имеют переменную толщину.

Нижние части шпангоутов № 8—16, 21—37 состоят из горизонтального профиля таврового сечения, идущего по линии пола пассажирской кабины, и вертикальной стенки толщиной 0,8—1,0 мм, подкрепленной набором вертикальных стоек из прессованного бульбоугольника. Стенка с отбортованными отверстиями (для облегчения) склепана с ободом шпангоута однорядным швом.

Нижняя часть шпангоута № 38 представляет собой поперечную балку, верхний пояс которой изготовлен из прессованного угольника и расположен на уровне пола заднего багажного помещения. Вертикальная стенка шпангоута толщиной 1 мм подкреплена сзади стойками из прессованных бульбоугольников; на уровне пола кабины к стенке приклепан нижний пояс шпангоута, выполненный из прессованного угольника, на который опирается настил пола кабины. По правому и левому бортам верхний пояс и стенка стыкуются заклепками с боковыми частями обода шпангоута.

Нижняя часть шпангоута № 39 отличается от нижней части шпангоута № 38 тем, что его поперечная балка изготовлена из двутаврового прессованного профиля, в стенке которого сделан ряд отверстий для облегчения, а нижний обод шпангоута установлен на расстоянии 26 мм от обшивки, с которой он соединен с помощью специальных книц.

Шпангоуты № 41, 42 и 44 по всему периметру представляют собой типовой z-образный профиль, склепанный через накладку по стрингерам № 13 и 30. Шпангоут № 44 в верхней части переходит в косые балки, поддерживающие кронштейн стопорения руля направления.

Шпангоуты № 1а, 46, 47 и 48 представляют собой диафрагмы швеллерного сечения переменной высоты, штампованные из листов толщиной 0,6—0,8 мм.

Шпангоут № 1а в нижней части приклепан к стенке отсека передней ноги шасси и состоит из трех частей, склепанных через накладку по стрингерам № 22 и сверху, в плоскости симметрии самолета. Выше стрингера № 23 к шпангоуту приклепан гнутый профиль для стока дождевой воды, которая мо-

жет попасть через узлы навески носового обтекателя.

В плоскости шпангоута № 1а находится передняя стенка отсека передней ноги шасси. Стенка, изготовленная из листа толщиной 0,8 мм, соединена с обшивкой фюзеляжа, полом кабины экипажа и боковыми стенками отсека передней ноги заклепками через прессованные угольники. Стенку подкрепляют два горизонтальных угольника и вертикальные стойки.

Шпангоут № 46 в нижней части разделен продольными балками хвостового обтекателя на три склепанные детали — центральную диафрагму и две боковые части.

Конструкция шпангоута № 47 в нижней части аналогична конструкции шпангоута № 46. В верхней части шпангоута № 47 проходит поперечная балка швеллерного сечения, штампованная из листа. Поперечная балка и боковые части шпангоута № 47 склепаны внахлестку.

Шпангоут № 48 стыков не имеет. В шпангоутах № 46, 47 и 48 по всему периметру сделаны отбортованные отверстия для облегчения.

Внешние полки ободов нормальных шпангоутов склепаны с обшивкой заклепками с чечевицеобразной головкой. В ободах шпангоутов имеются просечки — вырезы для стрингеров.

Окантовки дверей, окон и люков приклепаны к шпангоутам с помощью книц, косынок и балок.

Силовые шпангоуты

К силовым относятся восемь шпангоутов № 1, 4, 7, 17, 20, 40, 43 и 45, имеющих существенные конструктивные отличия друг от друга.

Шпангоут № 1 состоит из верхней герметической части и нижнего обода.

Верхняя часть шпангоута (до линии пола) является передней стенкой гермокабины. Стенка выполнена из дуралюминового листа толщиной 1 мм и окантована прессованным угольником. Сзади стенка подкреплена тремя горизонтальными профилями из бульбоугольника, спереди — тремя вертикальными стойками из бульботавра и двумя вертикальными клепаными балками. Балки состоят из стенок, выполненной из листа толщиной 1,2 мм, и двух прессованных угольников. Гермостенка имеет отверстия для гермовыводов жгутов электрорадиопроводки.

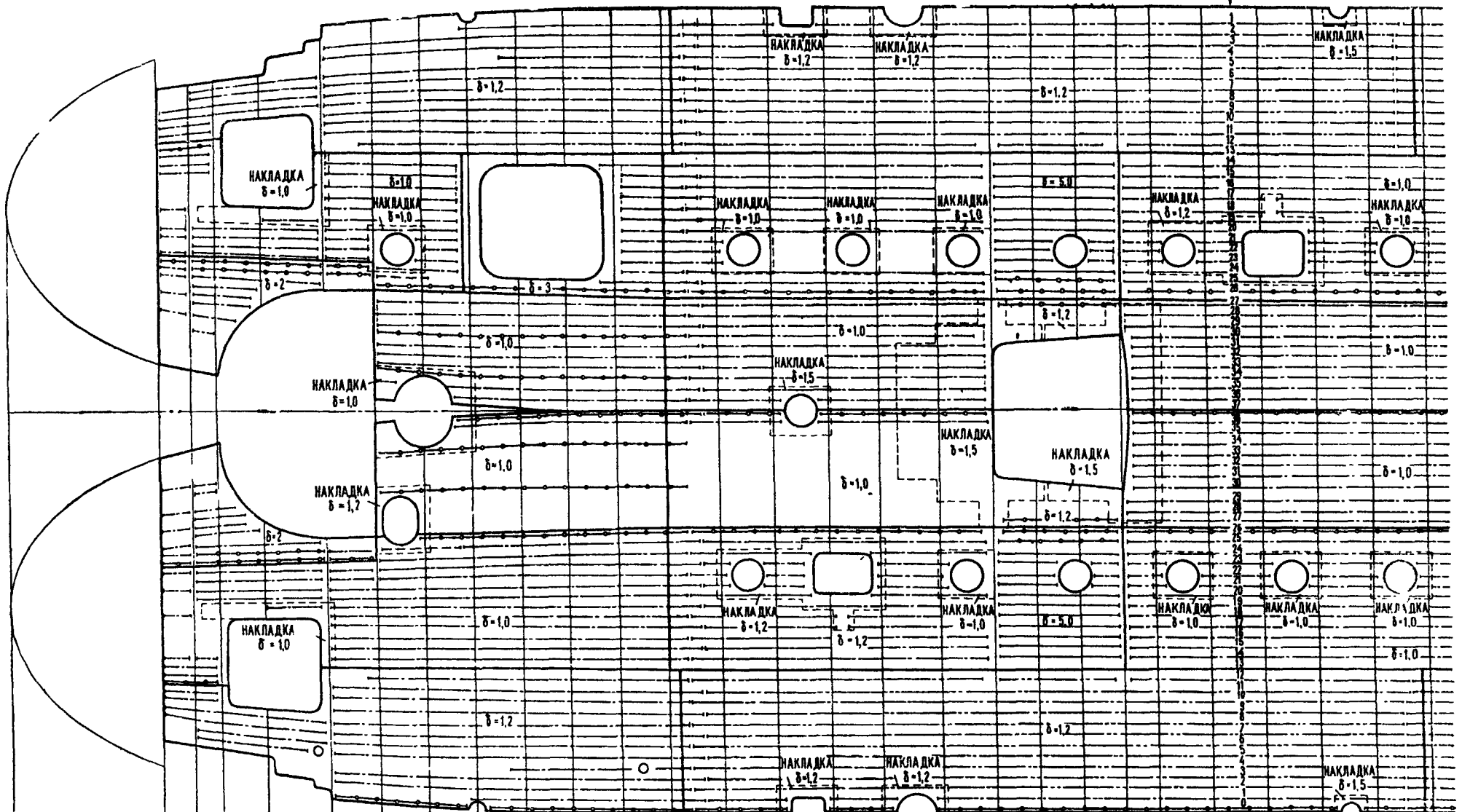
Нижняя часть шпангоута представляет собой типовой обод швеллерного сечения из листа толщиной 1,2 мм с просечками под стрингеры. Верхняя и нижняя части шпангоута стыкуются между собой двумя фитингами, выштампованными из АК6.

Шпангоут № 4 состоит из верхнего обода и нижней герметической части. Обод шпангоута имеет угольковое сечение и вверху доходит до фонаря кабины экипажа.

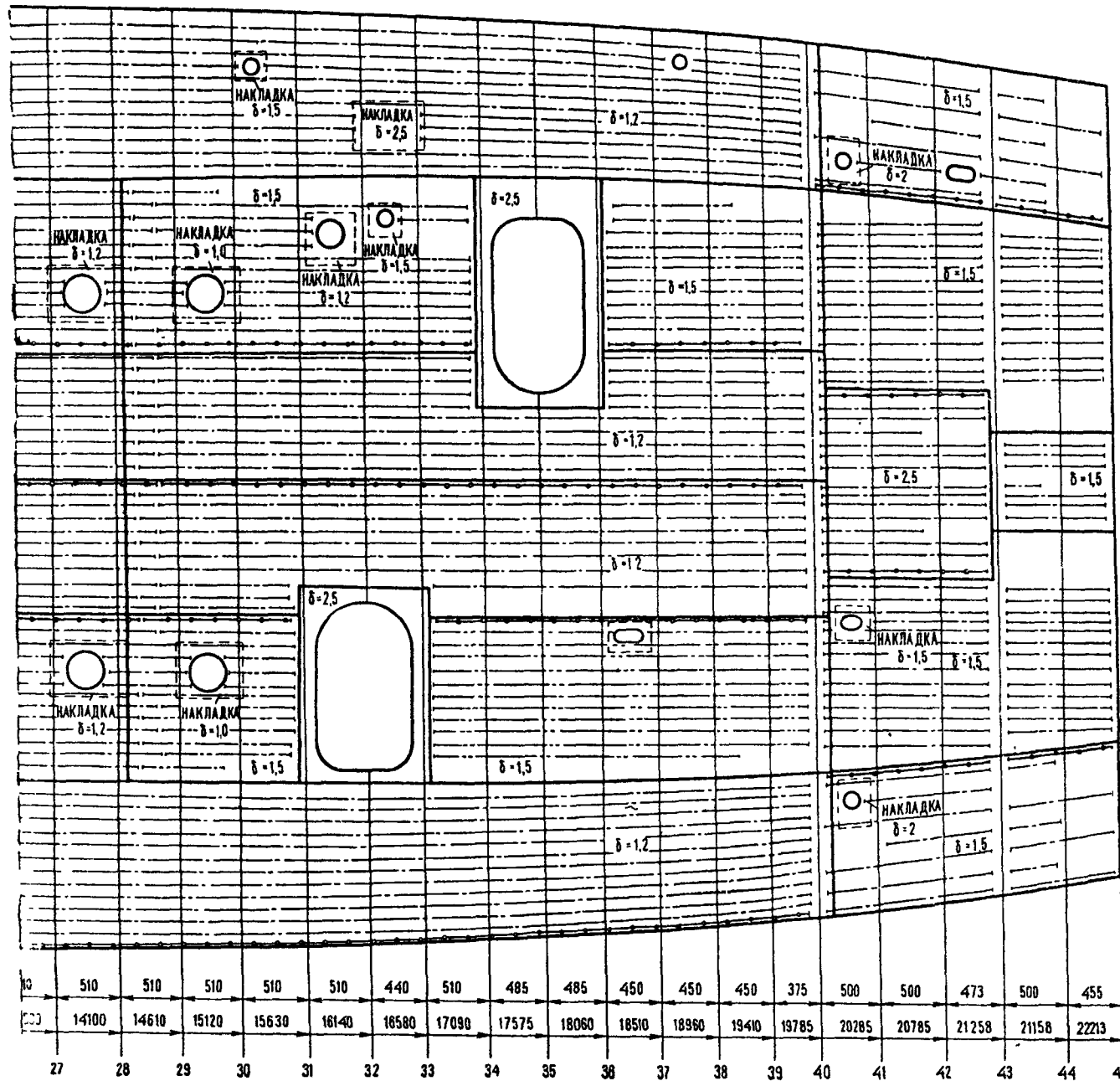
Нижняя часть шпангоута (ниже пола кабины экипажа) выполнена из обода и дуралюминовой стенки толщиной 1,5 мм.

Сзади к стенке шпангоута на уровне пола кабины экипажа и на уровне пола пассажирской кабины приклепаны поперечные пояса из прессованных угольников. Между верхним и нижним поясами

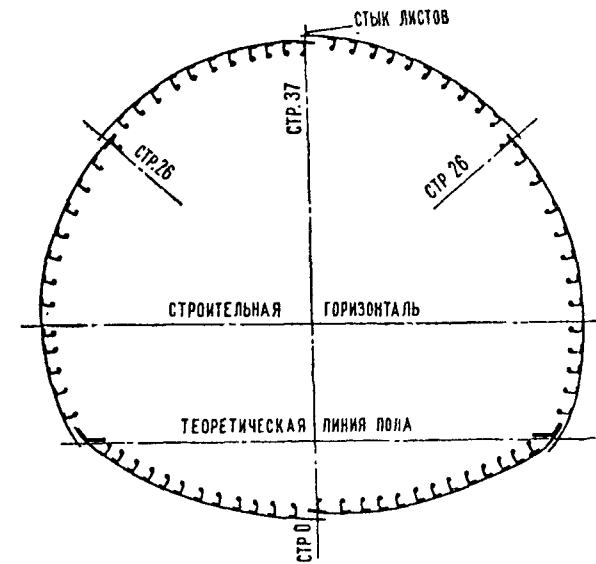
НОМЕРА
СТРИНГЕРОВ



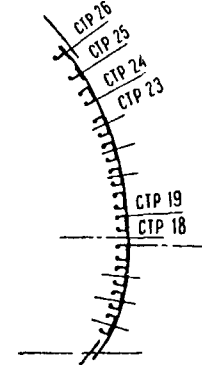
1110	290	265	435	660	480	460	460	460	460	460	460	510	510	510	510	510	405	405	405	315	510	510	510	510	510	510	5
	1400	1665	2100	2700	3180	3640	4100	4580	5020	5480	5940	6450	6960	7470	7980	8490	9000	9405	9810	10215	10530	11040	11550	12660	12670	13080	13
ШПАНГОУТЫ	19	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26



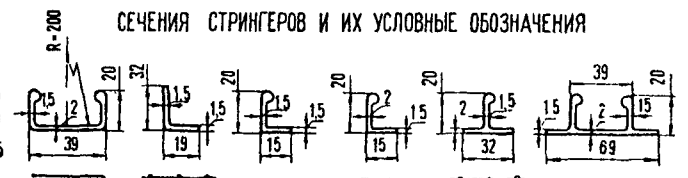
РАСПОЛОЖЕНИЕ СТРИНГЕРОВ И СТЫКОВ ОБШИВОК
ВИД ПО ПОЛЕТУ



РАСПОЛОЖЕНИЕ СТРИНГЕРОВ
МЕЖДУ ШПАНГОУТАМИ 17-20



СЕЧЕНИЯ СТРИНГЕРОВ И ИХ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ



Фиг. 4. Схема раскроя обшивки, размещения стрингеров и шпангоутов фюзеляжа:

δ — толщина листов

стенка подкреплена горизонтальными бульбоугольниками.

Спереди к стенке шпангоута прикреплены две вертикальные стойки из прессованных угольников, к которым крепятся боковые стенки отсека и узлы навески передней ноги шасси. Внизу узлы навески связаны между собой горизонтальным угольником. Между стойками стенка подкреплена двумя вертикальными угольниками и стойкой из бульбоугольника. На уровне пола кабины экипажа на стенке шпангоута установлен узел крепления гидроцилиндра уборки — выпуска передней ноги шасси.

Нагрузки от передней ноги шасси, приходящиеся на узлы навески в плоскости шпангоута, распределяются на обшивку фюзеляжа с помощью фермы, образованной справа и слева стойками и раскосами, выполненными из прессованных профилей уголкового сечения.

В нижней части шпангоута, в плоскости симметрии, расположена фрезерованная плита из листа толщиной 10 мм, на которой установлен замок выпущенного положения передней ноги шасси.

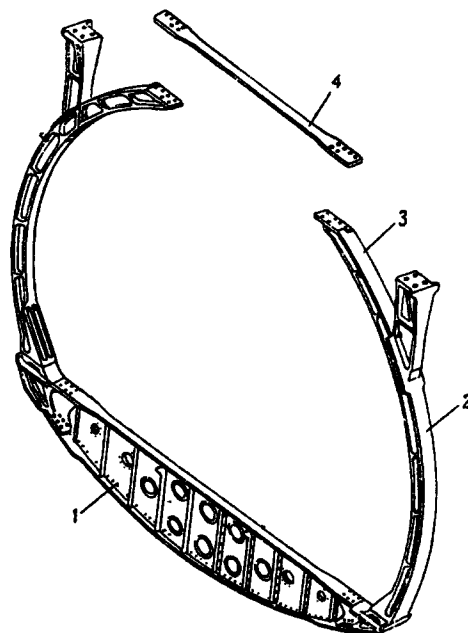
В гермостенке имеется ряд отверстий для прохода электрожгутов, тяг, трубок гидросистемы и лючков для монтажа агрегатов гидросистемы. По оси самолета на шпангоуте № 4 имеется наклонный желоб, в котором проходят тяги и тросы управления.

Шпангоут № 7 служит перегородкой, отделяющей кабину экипажа от багажного и грузового помещений, и состоит из верхней и нижней частей.

Верхняя часть шпангоута образована стенкой из сплава МА8 толщиной 0,8 мм. По периметру стенка усилена угольником, с которым она склепана однорядным швом. В середине шпангоута сделан вырез для двери, окантованный прессованным угольником из сплава ВМ65-1. Спереди стенка подкреплена набором вертикальных, а сзади — горизонтальных угольников из того же материала. Слева на шпангоуте имеются две вертикальные стойки из прессованных угольников, которые являются боковыми стенками короба для качалок и тяг управления. Справа на шпангоуте установлен короб для жгутов электропроводки. Верхняя часть шпангоута соединяется с нижней при помощи прессованного угольника из ВМ65-1 и двух кронштейнов, выфрезерованных из АК6.

Нижняя часть шпангоута № 7 представляет собой поперечную балку, верхний пояс которой расположен по линии пола пассажирской кабины и выполнен из таврового профиля. Стенка балки изготовлена из дуралюминового листа толщиной 1,5 мм и подкреплена вертикальными стойками из бульбоугольника, обод — из прессованного угольника. В нижней части шпангоута № 7, в плоскости симметрии самолета, установлен выфрезерованный из АК6 узел, в гнездо которого вставляется опора гидropодъемника. Усилия от узла передаются на стенку и пояса нижней части шпангоута через стойку из таврового профиля и два подкоса из прессованных угольников. Верхняя и нижняя части шпангоута соединены с обшивкой фюзеляжа при помощи компенсаторов, гнутых из дуралюминового листа толщиной 1,2 мм. В компенсаторах имеются просечки — вырезы для стрингеров.

На шпангоуте № 7 установлена дверь. Окантовка двери выгнута из листа толщиной 0,8 мм, обшивки изготовлены из арктилита. Пространство между обшивками двери заполнено сотами из фольги АД-17 толщиной 0,05 мм. Дверь открывается в сторону пассажирской кабины; справа на ней установлен замок, слева — узлы навески. В верхней части двери имеется круглое окно из ориентированного органического стекла толщиной 2 мм.



Фиг. 5. Силовой шпангоут № 17:

1—нижняя балка шпангоута; 2—боковая часть шпангоута; 3—верхняя дуга; 4—стяжка

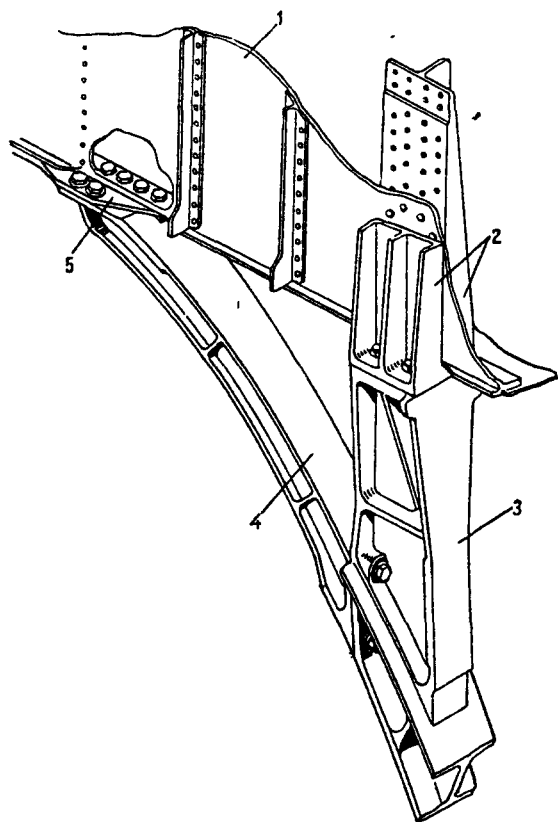
Силовые шпангоуты № 17 (фиг. 5) и 20 воспринимают нагрузки от центроплана крыла и конструктивно выполнены одинаково. Каждый шпангоут состоит из нижней и двух боковых частей, двух верхних дуг и верхней стяжки.

Нижняя часть шпангоута представляет собой клепаную поперечную балку, верхний пояс которой, изготовленный из таврового профиля, лежит в плоскости пола пассажирской кабины. Стенка нижней части изготовлена из дуралюминового листа толщиной 1,2 мм и подкреплена набором вертикальных стоек из прессованных угольников. В стенке выполнены отбортованные отверстия для облегчения и отверстия для трубок гидросистемы, усиленные окантовками. Нижний пояс балки выполнен из прессованного угольника и соединен с обшивкой при помощи трех компенсаторов, изготовленных из прессованного профиля таврового сечения. В компенсаторах имеются вырезы для стрингеров.

Верхний пояс, стенка и нижний пояс соединены между собой и с боковой частью шпангоута с помощью фитинга, выфрезерованного из АК6. В нижней части фитинга имеется опорное гнездо для головки домкрата, с помощью которого осуществляют подъем и транспортировку фюзеляжа в процессе его изготовления. По окончании сборки фюзеляжа гнез-

до снаружи закрывается пенопластом заподлицо с обшивкой фюзеляжа.

Боковые части шпангоута и верхние дуги выполнены в виде штампованных балок двутаврового сечения из АК6. Верхние стойки боковых частей шпангоута выступают за обводы фюзеляжа и стыкуются болтами с ответными кронштейнами центроплана крыла (фиг. 6). Верхние дуги стыкуются болтами с боковыми частями шпангоута и с лонжеронами центроплана. Между собой верхние дуги связаны стяжкой из стали 30ХГСА.



Фиг. 6. Стык силового шпангоута с лонжероном центроплана:

1—стенка лонжерона; 2—стыковые кронштейны центроплана; 3—боковая часть шпангоута; 4—верхняя дуга шпангоута; 5—стык лонжерона с дугой шпангоута

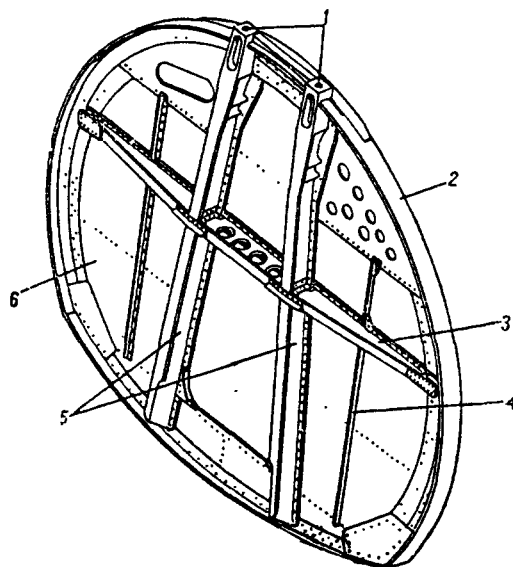
Боковые части шпангоутов № 17 и 20 склепаны с обшивкой с помощью подкладных лент толщиной 3 мм, которые равномерно передают нагрузку на обшивку фюзеляжа.

Герметический шпангоут № 40 (фиг. 7) является задней стенкой гермокабины. Стенка выполнена из дуралюминового листа толщиной 1 мм. В верхней части стенка усилена и имеет толщину 2,5 мм. С задней стороны стенки проходят две мощные наклонные стойки двутаврового сечения. Вверху в стойках выполнены отверстия под болты крепления переднего лонжерона кия. Внизу стойки соединены с обшивкой фюзеляжа клепаными диафрагмами.

На расстоянии 700 мм вверх от строительной горизонтали самолета проходит разрезная клепаная поперечная балка переменной высоты, состоящая из стенки толщиной 1 мм и тавровых профилей.

Части балки на наклонных стойках состыкованы между собой заклепками с помощью фрезерованных уголков и таврового профиля. Кроме того, сзади стенку поддерживают вертикальные стойки из бульбоугольника. Спереди стенка подкреплена тавровым профилем, проходящим по линии пола, и тремя поперечными балками. Верхняя и нижняя поперечные балки выполнены из двутавра.

Герметическая стенка соединена с обшивкой фюзеляжа с помощью профиля, установленного по контуру шпангоута. Профиль состоит из двух час-



Фиг. 7. Герметический шпангоут № 40 (вид со стороны хвостового отсека фюзеляжа):

1—отверстия для болтов стыковки лонжерона кия; 2—обод шпангоута; 3—поперечная балка; 4—стойка из бульбоугольника; 5—наклонные стойки; 6—стенка шпангоута

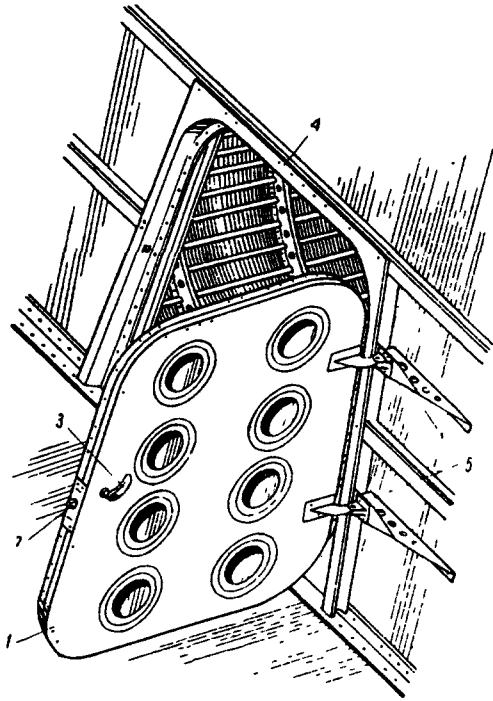
тей, состыкованных справа по стрингеру № 2. На участке от пола до верхней поперечной балки к стенке контурного профиля приклепана лента толщиной 2,5 мм. От пола до верхней части наклонной стойки к ленте приклепан прессованный z-образный профиль, который обеспечивает равномерное распределение нагрузок от избыточного давления на обшивку фюзеляжа.

В районе пересечения линии пола с контуром фюзеляжа гермостенка усилена накладками, фрезерованными из дуралюминового листа толщиной 6 мм. В верхней левой части шпангоута в стенке сделан вырез для гермовывода тяг управления; справа имеются отверстия для трубы противообледенительной системы и штепсельных разъемов электропроводки.

В центральной части шпангоута размещен герметический люк для доступа в хвостовой отсек фюзеляжа (фиг. 8). Вырез люка усилен окантовкой из листа толщиной 0,6 мм и силовыми элементами — наклонными стойками, средней поперечной балкой и профилем по линии пола.

Крышка люка представляет собой чашу, штампованную из листа толщиной 1 мм и подкрепленную тремя горизонтальными балками, состоящими из

гнутого листового профиля и прессованного угольника. В плоскости симметрии чаша подкреплена вертикальными стойками из прессованного угольника. Спереди крышка люка закрыта обшивкой из листа толщиной 0,8 мм с отбортованными отверстиями для облегчения. По контуру крышка люка герметизирована резиновым профилем. Два узла навески крышки люка расположены слева, штыревой



Фиг. 8. Люк гермошпангоута № 40 (вид со стороны пассажирской кабины):

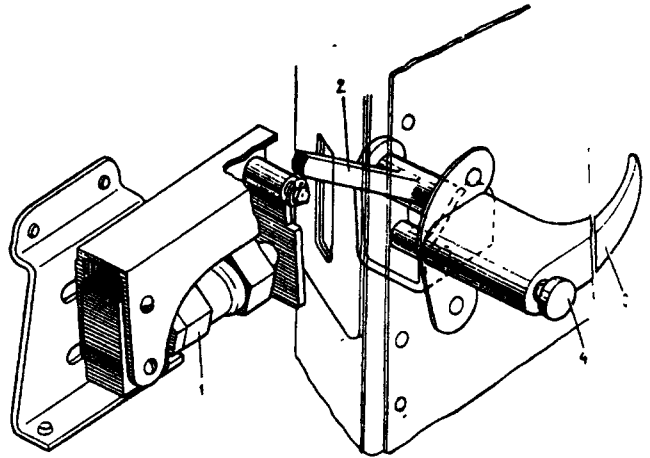
1—крышка люка; 2—штырь замка; 3—ручка замка; 4—окантовка люка; 5—кронштейны навески крышки

замок — справа. Замок (фиг. 9) открывается поворотом вниз ручки, установленной со стороны гермокабины и снабженной фиксатором для надежного закрытия люка.

Люк оборудован устройством для сигнализации открытого положения крышки люка.

Шпангоут № 43 воспринимает нагрузки от заднего лонжерона киля, переднего лонжерона стабилизатора и передает их на обшивку и стрингеры фюзеляжа. Шпангоут выполнен в виде клепаной балки, изогнутой по контуру фюзеляжа, и состоит из внешнего и внутреннего поясов, стенки и массивной, штампованной из АК6, балки в верхней части шпангоута. Внешний пояс выполнен из прессованного угольника и состоит из трех частей, стыкованных в зоне стрингера № 17. Стык выполнен заклепками через накладку из листа толщиной 2,5 мм. Внутренний пояс стыков не имеет и изготовлен из прессованного угольника. Стенка толщиной 1,2 мм состоит из двух частей и состыкована в плоскости симметрии самолета заклепками через накладку из таврового профиля. Стенка имеет отбортованные отверстия для облегчения и подкреплена стойками из прессованных профилей, расположенными перпендикулярно обводу фюзеляжа. Пояса и стенки соеди-

нены с балкой болтами и заклепками. На балке имеются стыковочные поверхности с отверстиями под болты крепления кия и стабилизатора. На верхней балке крепятся также рулевые машины автопилота. Слева внизу установлена фрезерованная из АК6 опорная пята с гнездом для шаровой опоры аэродромного гидropодъемника.



Фиг. 9. Замок крышки люка гермошпангоута № 40:

1—сигнализатор открытого положения крышки; 2—штырь; 3—ручка; 4—фиксатор

Шпангоут № 45 служит для передачи нагрузок от заднего лонжерона стабилизатора на обшивку и стрингеры фюзеляжа и по конструкции подобен шпангоуту № 43. Внешний и внутренний пояса выполнены из прессованного угольника, стенка — из листа толщиной 1,0 мм. Стенка подкреплена бульбоугольниками и не имеет отверстий для облегчения. Как стенка, так и оба пояса не имеют стыков. На верхней балке шпангоута № 45 установлены кронштейны системы управления. Стыковочные поверхности на балке имеют отверстия под болты крепления заднего лонжерона стабилизатора, кронштейнов управления рулем высоты и кронштейнов барабана управления триммерами руля высоты.

Усиленные шпангоуты

К усиленным относятся шпангоуты № 2, 3, 5, 6, 18 и 19.

Шпангоут № 2 усиливает спереди вырез фюзеляжа под фонарь кабины экипажа. Полom кабины экипажа и верхней продольной балкой шпангоут делится на пять частей — две нижние, две боковые и верхнюю. Нижние и боковые части представляют собой z-образный обод из дуралюминового листа толщиной 1 мм (нижние части) и 1,5 мм (боковые части). Нижние части склепаны с продольными балками отсека передней ноги шасси и через пол кабины с боковыми частями шпангоута. Верхняя часть представляет собой клепаную поперечную балку, пояса которой изготовлены из прессованного угольника; стенка швеллерного сечения выполнена из листа толщиной 1,5 мм и подкреплена тремя стойками из бульбоугольника. Стыковка верхней части шпангоута с боковыми осуществляется болтами и за-

клепками посредством стыковочных фитингов через верхнюю продольную балку. Обод шпангоута имеет вырезы для стрингеров.

Шпангоут № 3 состоит из правой и левой боковых частей, ограниченных линией пола и фонарем кабины экипажа. Шпангоут представляет собой склепанный с обшивкой гнутый профиль из дуралюминового листа толщиной 1,5 мм с вырезами для стрингеров, усиленный прессованным тавровым профилем. Шпангоут состыкован с каркасом пола болтами и заклепками при помощи двух фитингов, с каркасом фонаря — заклепками.

Шпангоуты № 5 и 6 конструктивно одинаковы и состоят из боковых и нижних частей. Нижние части подобны нижним частям нормальных шпангоутов, но состоят из трех частей, состыкованных на продольных балках, которые являются продолжением продольных стенок отсека передней ноги шасси. Каждый стык осуществлен с помощью четырех фитингов из АК6 и двух стоек из прессованных угольников. Боковые части ободов шпангоутов № 5 и 6 изготовлены из типовых профилей z-образного сечения; обод шпангоута № 5 между стрингерами № 21—25 усилен тавровым профилем, а шпангоута № 6 между стрингерами № 27—34 — угольником. Стыковка боковых и нижних частей шпангоутов № 5 и 6 аналогична стыковке нормальных шпангоутов.

Шпангоуты № 18 и 19 на участках от пола пассажирской кабины до стрингера № 26 (для шпангоута № 18) и до стрингера № 20 (для шпангоута № 19) изготовлены из прессованного z-образного профиля. На остальных участках шпангоуты № 18 и 19 выполнены аналогично нормальным шпангоутам. Верхних частей шпангоуты № 18 и 19 не имеют и заканчиваются на подцентропланых балках.

Продольный силовой набор

Продольный силовой набор фюзеляжа состоит из стрингеров, равномерно расположенных по периметру его сечений, и ряда продольных балок.

Стрингеры

Большинство стрингеров продольного набора фюзеляжа выполнено из прессованных профилей бульбообразного сечения (см. фиг. 4). Стрингеры № 0, 14, 26 и 37 (в отсеках Ф-1 и Ф-2), № 24 и 33 (в отсеке Ф-1) и № 30 (в отсеке Ф-3) выполнены из бульботаврового профиля. По этим стрингерам осуществляются продольные герметические стыковки листов обшивки фюзеляжа. Стрингеры № 15—20 и 24 между шпангоутами № 17—20 и стрингеры № 21—23 между шпангоутами № 17—18 выполнены из бульбошвеллера. Стрингеры № 25, 26 и 27 между шпангоутами № 17—20 изготовлены из бульботавра. Стрингер № 13 между шпангоутами № 40—45 изготовлен из прессованного профиля уголкового сечения. На участке между шпангоутами № 45—48 все стрингеры изготовлены из прессованных угольников Д16-Т.

Все стрингеры, за исключением стрингера № 13 между шпангоутами № 4—40, выполнены прессованными из материала Д16-Т. Стрингер № 13 между шпангоутами № 4—40 является внешним поясом

скуловой балки и выполнен гнутым из листа Д16-Т толщиной 2,5—3 мм.

По длине стрингеры стыкуются заклепками через накладку из того же профиля, что и стрингер. В наиболее нагруженных местах стрингеры крепятся к шпангоутам посредством книц и косынок. Стрингеры на силовых шпангоутах № 17 и 20 (выше линии пола) и на шпангоуте № 40 (по всему периметру) разрезаны и состыкованы с помощью фитингов, штампованных из АК6 или прессованных из Д16-Т.

На шпангоутах № 43 и 46 стрингеры также разрезаны и склепаны на подкладных лентах.

Продольные балки

В нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 1а—4, расположены клепаные продольные балки, образующие боковые стенки отсека передней ноги шасси. Верхняя часть каждой балки примыкает к полу кабины экипажа и воспринимает усилия от внутреннего давления в гермокабине. Конструктивно верхняя часть состоит из верхнего и нижнего поясов таврового сечения и стенки толщиной 1,8 мм. К нижнему поясу крепится стенка толщиной 0,8 мм, которая соединяется с обшивкой фюзеляжа посредством профиля, гнутого из дуралюминового листа толщиной 2 мм. К стенке приклепаны вертикальные и горизонтальные профили из Д16-Т и ВМ65-1, к которым крепятся этажерки для размещения электрооборудования (по правой стенке) и радиооборудования (по левой).

Между шпангоутами № 4—7 в плоскости боковых стенок отсека передней ноги шасси справа и слева расположены продольные балки, воспринимающие нагрузки от узлов навески передней ноги шасси. Балки состоят из верхнего и нижнего поясов и стенки. Верхний пояс выполнен из прессованного угольника, нижний — из профиля таврового сечения. Стенка переменной толщины изготовлена химическим фрезерованием из дуралюминового листа толщиной 1,8 мм и подкреплена вертикальными стойками из угольников. В плоскости стенки расположены наклонные подкосы из прессованного таврового профиля, воспринимающие нагрузки от узлов навески передней ноги шасси.

Между шпангоутами № 4—6 справа и слева по стрингеру № 1 расположены балки, воспринимающие нагрузки от замка выпущенного положения передней ноги шасси. Каждая балка представляет собой штампованный из АК6 швеллер, сечение которого постепенно уменьшается в направлении к шпангоуту № 6.

От шпангоута № 1 до фонаря кабины экипажа справа и слева по стрингеру № 31 расположены наклонные клепаные балки. Каждая балка состоит из верхнего пояса, изготовленного из таврового профиля, стенки из дуралюминового листа толщиной 1,2 мм и нижнего пояса из прессованного профиля уголкового сечения. Стенка имеет отбортованные отверстия для облегчения и подкреплена стойкой из уголкового профиля. Балка имеет фитинг, штампованный из АК6, который соединен с каркасом фонаря кабины экипажа болтами.

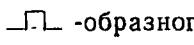
Между шпангоутами № 16—21 нижняя часть фюзеляжа усилена двумя балками, расположенными

справа и слева от стрингера № 3. Верхним поясом балки является профиль рельса пола кабины, нижним поясом — стрингер № 3, усиленный на участке балки. Стенка балки выполнена из дуралюминового листа толщиной 1,0 мм и состоит из отдельных частей, состыкованных заклепками на стойках нижних частей шпангоутов № 17—20. Стенка имеет отбортованные отверстия для облегчения и подкреплена вертикальными стойками из прессованных профилей уголкового сечения. На участках между шпангоутами № 16 и 17 и 20—21 высота балки уменьшается, и стенка подкреплена подкосами из прессованного угольника.

В местах пересечения окружностей, образующих обводы верхней и нижней частей фюзеляжа, между шпангоутами № 4—40 вдоль левого и правого бортов расположены скуловые балки, которые воспринимают нагрузки, возникающие от внутреннего давления в зоне перегиба обшивки фюзеляжа. Внешним поясом скуловой балки является гнутый профиль, изготовленный из дуралюминового листа толщиной 2,5 и 3 мм. Внутренний пояс состоит из нескольких участков, различных по конструкции. Между шпангоутами № 4—11 пояс выполнен из тавровых профилей, состыкованных на нижних частях шпангоутов. На участке пассажирской кабины внутренним поясом скуловой балки является рельс для крепления пассажирских кресел, изготовленный из сплава В95-Т. Между шпангоутами № 31—37 пояс имеет тавровое сечение, а между шпангоутами № 37—40 — уголкового. Между шпангоутами № 7—11 (по левому борту) и № 10—11 (по правому борту) к внутреннему поясу приклепан угольник для крепления коробов системы кондиционирования воздуха.

Стенка скуловой балки выполнена из листа толщиной 1,2 мм и подкреплена стойками, штампованными из листа толщиной 1,2 мм. Скуловые балки имеют технологические разъемы по шпангоутам № 11, 17, 20, 26 и 37. Стыки балок по технологическим разъемам осуществляются с помощью накладок из листа толщиной 3 мм и фитингов, штампованных из АК6. На участке между шпангоутами № 38—40 балки имеют увеличенную высоту в своей плоскости для соединения со шпангоутом № 40.

Вырез в обшивке фюзеляжа под центроплан крыла окантован двумя продольными подцентропланными балками, расположенными с внешней стороны обшивки фюзеляжа, под зализмами между шпангоутами № 16—21.

Подцентропланные балки представляют собой прессованные из Д16-Т профили  -образного сечения. Подцентропланные балки связаны с силовыми шпангоутами № 17 и 20 болтами и заклепками. На ранее выпущенных самолетах подцентропланная балка состоит из корытообразного короба, штампованного из листа толщиной 1,8 мм. На участке между шпангоутами № 17—20 короб имеет постоянное сечение. Впереди шпангоута № 17 и позади шпангоута № 20 сечение короба плавно уменьшается. Короб усилен верхним и нижним поясами из профиля уголкового сечения и, кроме того, подкреплена рядом поперечных диафрагм. Диафрагмы, установленные по осям шпангоутов № 17 и 20, штампованы

из АК6, остальные — из листа Д16А-Т толщиной 1,5 мм.

В нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 35—36 и стрингерами № 0—1, по обе стороны от плоскости симметрии самолета, расположены продольные балки, воспринимающие нагрузки от нижних гребней при случайном ударе о землю во время посадки. Балки в форме швеллера отштампованы из листа толщиной 1 мм и склепаны с нижними частями шпангоутов № 35 и 36.

Для лучшей заделки наклонных стоек шпангоута № 40 между шпангоутами № 40—41 расположены две склепанные продольные балки переменной высоты. Балки соединены болтами и заклепками с наклонными стойками шпангоута № 40 и склепаны по нижнему поясу с обшивкой фюзеляжа. Каждая балка состоит из верхнего пояса, выполненного из профиля уголкового сечения, нижнего пояса, выполненного из прессованного профиля таврового сечения, и стенки толщиной 1 мм.

В районе хвостового обтекателя, между шпангоутами № 40—48, нижняя часть фюзеляжа усилена двумя продольными балками, к которым крепятся нижние гребни. Балки швеллерного сечения с отбортованными отверстиями для облегчения отштампованы из листа толщиной 1 мм.

ОБШИВКА ФЮЗЕЛЯЖА

Вся обшивка фюзеляжа выполнена в виде отдельных технологических панелей из листового материала Д16А-ТВ и Д16А-МО толщиной 1,0—1,5 мм (см. фиг. 4). Исключением являются верхняя передняя панель отсека Ф-3 толщиной 2,5 мм, обшивка хвостового обтекателя толщиной 0,5 мм, обшивка в зоне фонаря кабины экипажа и подцентропланная панель фюзеляжа. Обшивка в зоне фонаря кабины изготовлена химическим фрезерованием и имеет толщину от 0,8 до 2,0 мм. Подцентропланная панель также изготовлена химическим фрезерованием из листа толщиной 5 мм; в районе окна толщина панели оставлена исходной, а на остальных участках доведена до 1,8 мм.

Обшивка отсека Ф-1 соединена со шпангоутами заклепками с потайными головками, отсеков Ф-2 и Ф-3 — заклепками с чечевицеобразными головками. Соединение обшивки со стрингерами осуществляется точечной электросваркой на клею.

Продольные стыки обшивки отсеков Ф-1 и Ф-2 выполнены внахлестку двухрядным заклепочным швом в шахматном порядке заклепками диаметром 3,5 мм с чечевицеобразными головками. Поперечные соединения листов обшивки выполнены встык на подкладных лентах трехрядным заклепочным швом в шахматном порядке заклепками диаметром 3,5 мм с чечевицеобразными головками. Для повышения усталостной прочности подкладные ленты смазаны клеем НИАТ-1. Все заклепочные швы герметизированы изнутри фюзеляжа герметиком ВГК-18.

В отсеке Ф-3 все стыки обшивки (как продольные, так и поперечные) выполнены негерметическим двухрядным заклепочным швом.

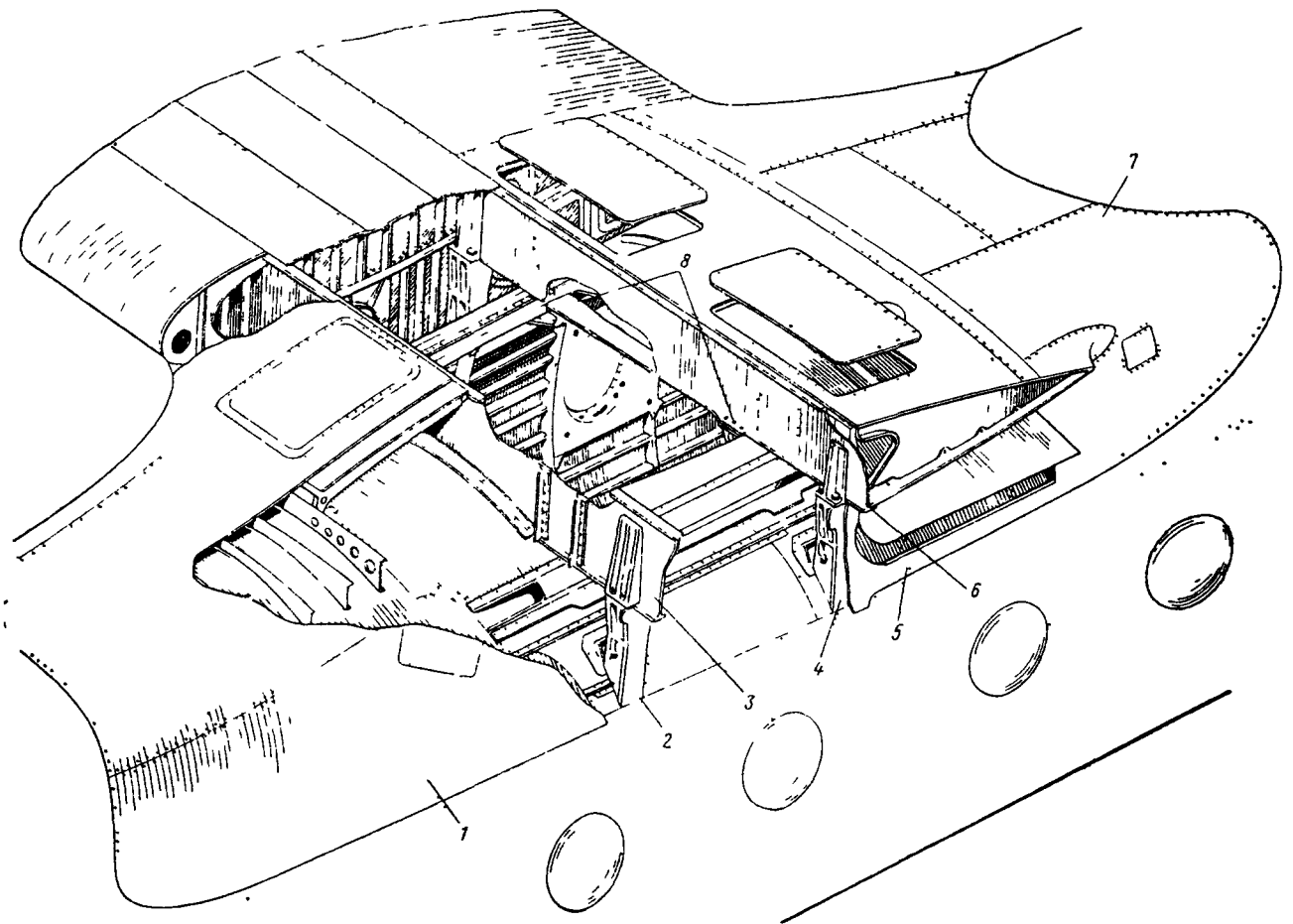
В местах вырезов под центроплан крыла, фонарь кабины экипажа, окна, двери и люки обшивка усилена подкладными листами

СТЫК ФЮЗЕЛЯЖА С ЦЕНТРОПЛАНом КРЫЛА

Стык лонжеронов центроплана с фюзеляжем осуществляется болтами: переднего лонжерона — с силовым шпангоутом № 17, заднего лонжерона — с силовым шпангоутом № 20. Стык фюзеляжа с центропланом крыла показан на фиг 10

Боковая часть зализа состоит из стенки толщиной 2 мм, верхнего и нижнего поясов и стоек, подкрепляющих стенку. Пояса и стойки выполнены из угольников и соединены со стенкой заклепками

Передняя и задняя части зализа состоят из каркаса и обшивки толщиной 0,6—1,0 мм. Каркас образован поперечными диафрагмами, штампованными из листа, и прессованными угольниками. Обшивка крепится к каркасу точечной электросваркой и заклепками



Фиг. 10. Стык силовых шпангоутов № 17 и 20 с центропланом крыла:

1—передняя часть зализа центроплана, 2—стойка шпангоута № 17, 3—передний лонжерон центроплана, 4—стойка шпангоута № 20, 5—силовая часть зализа, 6—задний лонжерон центроплана, 7—задняя часть зализа, 8—узлы крепления верхних дуг шпангоута № 20 к лонжерону центроплана

Справа и слева вырез в обшивке фюзеляжа под центроплан крыла усилен в продольном направлении подцентропланскими балками. Спереди и сзади обшивка фюзеляжа и стрингерный набор соединены заклепками соответственно с передним и задним лонжеронами центроплана посредством прессованных угольников и стрингерных фитингов. Герметизация выреза в фюзеляже под центроплан осуществляется герметиком УЗ0МЭС-5 и резиновым профилем, приклеенным к поверхности центроплана и профилю, окантовывающему вырез в обшивке фюзеляжа.

Стык центроплана крыла с фюзеляжем закрыт зализом, состоящим из передней и задней несильных и боковых силовых частей.

Для исключения из общей силовой схемы фюзеляжа хвостовая часть зализа разрезана в поперечном направлении, а соединение обеих частей выполнено так, что допускает некоторое перемещение одной части зализа по отношению к другой в продольном и поперечном направлениях.

Зализ крепится к фюзеляжу и центроплану крыла заклепками, верхний пояс силового зализа крепится к центроплану крыла болтами.

Для доступа к агрегатам спецоборудования в передней и хвостовой частях зализа имеются люки, закрытые легкоъемными крышками. Вырез под люк в силовом зализе окантован штампованной из АК6 рамой. Для защиты от проникновения пыли и

воды все люки герметизированы резиновыми прокладками.

ПОЛЫ ОТСЕКОВ ФЮЗЕЛЯЖА

Пол носового отсека Ф-1 делится на три участка. Участок пола между шпангоутами № 1—4 — герметический. Настил пола выполнен из листа толщиной 1,5 мм и подкреплен продольными балками, образующими боковые стенки отсека передней ноги шасси, поперечными клепаными балками и набором продольных и поперечных пресованных профилей. Средняя часть пола является верхней стенкой отсека шасси. На участке шпангоутов № 3—4 между боковыми стенками отсека проходят две поперечные клепаные балки, на которых установлены замок убранного положения передней ноги шасси и кронштейны механизма управления створками отсека шасси. Конструктивно эти балки одинаковы и состоят из верхнего и нижнего поясов и стенки толщиной 1 мм. Верхний пояс балки выполнен из тавра, нижний — из угольника.

В плоскости шпангоута № 3, справа и слева от боковых стенок отсека шасси, расположены две клепаные балки переменной высоты. Балки конструктивно выполнены одинаковыми и состоят из верхнего и нижнего поясов и стенок. Пояса балок выполнены из пресованных профилей: верхние — таврового сечения, нижние — уголкового сечения. Стенки изготовлены из листа толщиной 1 мм и усилены уголковыми профилями.

Продольные и поперечные профили, подкрепляющие настил пола, изготовлены из бульбоугольников и бульботавра.

Соединение настила пола с обшивкой фюзеляжа осуществляется через гнутый профиль из листового материала толщиной 3 мм.

Участок пола между шпангоутами № 4—7 выполнен из листа толщиной 1,2 мм. В поперечном направлении лист подкреплен нижними частями шпангоутов № 5 и 6, в продольном — тавровыми профилями различной толщины. Настил пола соединен с поддерживающим его каркасом заклепками. Отдельные участки настила закреплены винтами для обеспечения доступа под пол.

Участок пола между шпангоутами № 7—11 выполнен из листа толщиной 1 мм. В поперечном направлении лист подкреплен нижними частями шпангоутов № 8, 9 и 10, в продольном — тавровыми профилями. Отдельные участки настила пола для обеспечения доступа под пол выполнены съемными. В районе грузового помещения пол покрыт панелями, изготовленными из фанеры толщиной 5 мм.

Пол пассажирской кабины между шпангоутами № 11—31 горизонтальный, а в служебных помещениях от шпангоута № 31 до шпангоута № 38 имеет подъем к хвостовой части фюзеляжа. У шпангоута № 38 пол поднят на 300 мм и на участке до гермошпангоута № 40 выполнен горизонтальным.

Каркас передней части пола образован нижними частями шпангоутов, скуловыми балками и двумя продольными рельсами. Рельсы изготовлены из материала В95-Т и имеют сложное двутавровое сечение. К четырем рельсам (два входят в конструкцию скуловых балок) крепятся пассажирские кресла. Отверстия в рельсах для крепления кресел выполне-

ны с шагом 30 мм и позволяют изменять расстояние между рядами кресел в широких пределах. Настил пола выполнен из пенопласта ПХВ-1, облицованного фанерой (сверху — толщиной 1,5 мм, а снизу — 1 мм). Продольные рельсы делят пол по ширине на три части. Каждая часть по длине делится на панели размером от 550 до 1530 мм. Все панели крепятся винтами к каркасу пола. Некоторые панели выполнены легкоъемными для доступа к агрегатам оборудования, установленного под полом, и крепятся винтовыми замками. Суммарная толщина настила на участке между шпангоутами № 11—31 составляет 14 мм, между шпангоутами № 31—40 — 12 мм.

Каркас задней части пола образован нижними частями шпангоутов, скуловыми балками и продольными профилями, изготовленными из бульботавра. Настил пола состоит из отдельных съемных панелей. Между шпангоутами № 38—39 в настиле сделан люк для доступа к агрегатам системы автоматического регулирования давления в гермокабине.

Пол на участке между шпангоутами № 40—43 выполнен в виде рифленого листа с продольными зигами, который посредством угольников соединен со шпангоутами № 40—43 и окантован продольными бульбоугольниками из материала МА8.

ФОНАРЬ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

Фонарь кабины экипажа (фиг. 11) состоит из каркаса, сваренного из пресованных хроманселевых профилей таврового сечения, дуралюминовой обшивки и стекол. В местах сварки каркас усилен хроманселевыми косынками. Каркас посредством фитингов и болтов крепится к шпангоутам № 3—5 и по всему контуру выреза склепан с обшивкой фюзеляжа. Стрингеры соединяются с каркасом фонаря болтами и заклепками.

Фонарь остеклен ориентированным органическим стеклом толщиной 10—12 мм.

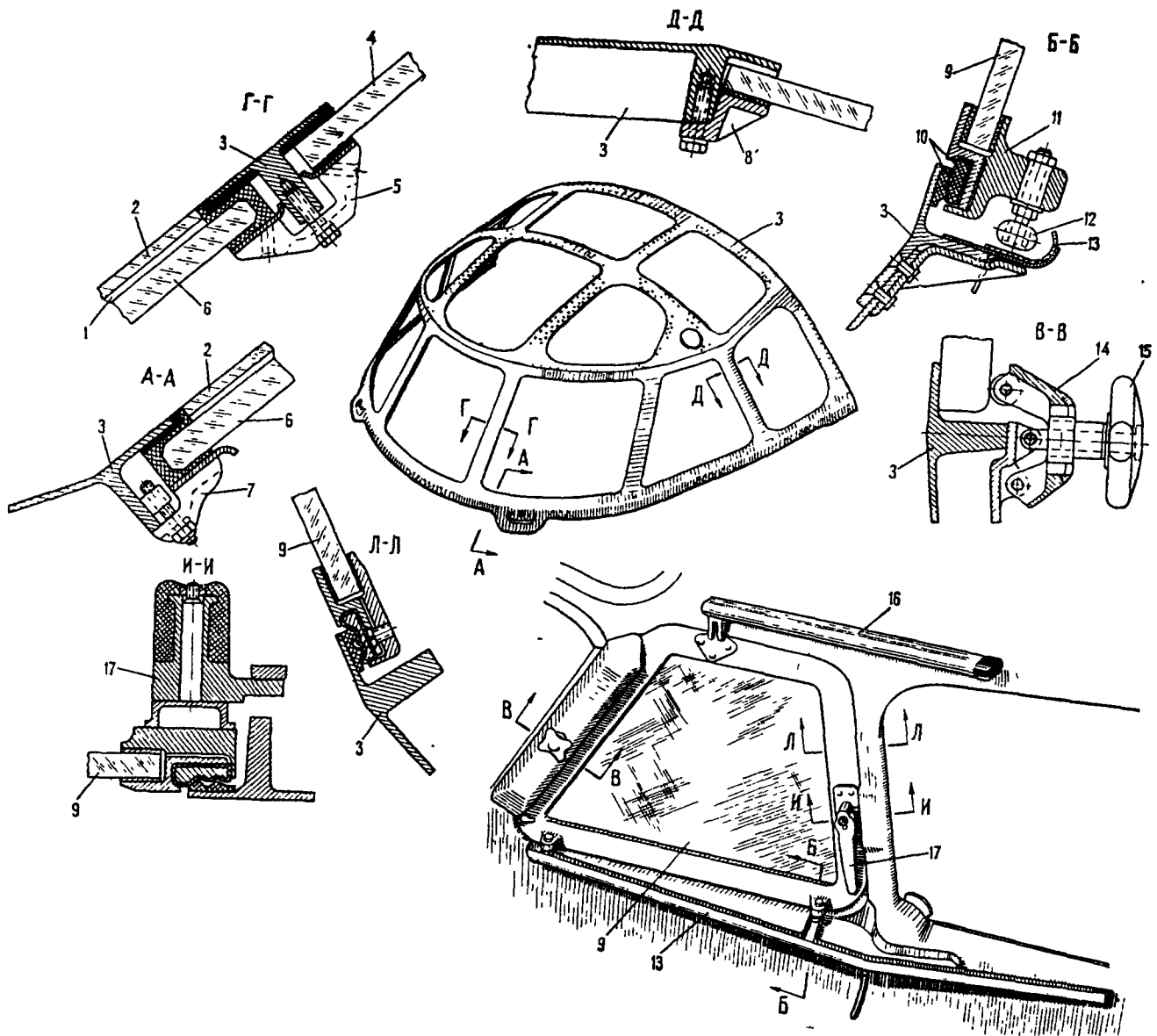
Лобовые стекла правого и левого летчиков — электрообогреваемые и состоят из трех слоев. Наружный (толщиной 4 мм) и внутренний (толщиной 12 мм) слои изготовлены из силикатного стекла. Между ними проложены склеивающая и токопроводящая пленки для обогрева стекла. Толщина промежуточного слоя — 3 мм. Стекла вставлены в каркас изнутри, и избыточное давление в кабине прижимает их к каркасу. Кроме того, каждое стекло крепится прижимными рамками из сплава МЛ5 и герметизируется при помощи герметика УЗ0МЭС-5.

В боковых проемах фонаря имеются две форточки, сдвигающиеся по направляющим назад. Каждая форточка по задней кромке имеет замок, а по передней кромке — винтовой прижим.

ДВЕРИ, ЛЮКИ, ОКНА

Двери

В бортах фюзеляжа имеются входная, грузовая и багажная двери. Для обеспечения безопасности и надежной герметизации все двери открываются внутрь гермокабины.



Фиг. 11. Фонарь кабины экипажа:

1—склеивающая токопроводящая пленка; 2—наружное электрообогреваемое стекло; 3—каркас фонаря; 4—среднее лобовое стекло; 5, 7, 8—прижимы; 6—внутреннее электрообогреваемое стекло; 9—стекло форточки; 10—резиновые уплотнители форточки; 11—каркас форточки; 12—ролик; 13—нижняя направляющая форточки; 14—прижим форточки; 15—рукоятка фиксации форточки; 16—верхняя направляющая форточки; 17—рукоятка замка форточки

Размеры проемов дверей: входной—1400×750 мм, грузовой—1100×1200 мм, багажной—1410×750 мм.

Конструктивно все двери выполнены одинаковыми. Вырезы в обшивке под двери окантованы пресованными угольниками и штампованными из листа окантовками. Обшивка фюзеляжа в местах вырезов под двери усилена накладными листами и подкреплена горизонтальными балками. Шпангоуты № 7, 10, 31, 33, 34 и 36 в зоне дверей усилены пресованными угольниками.

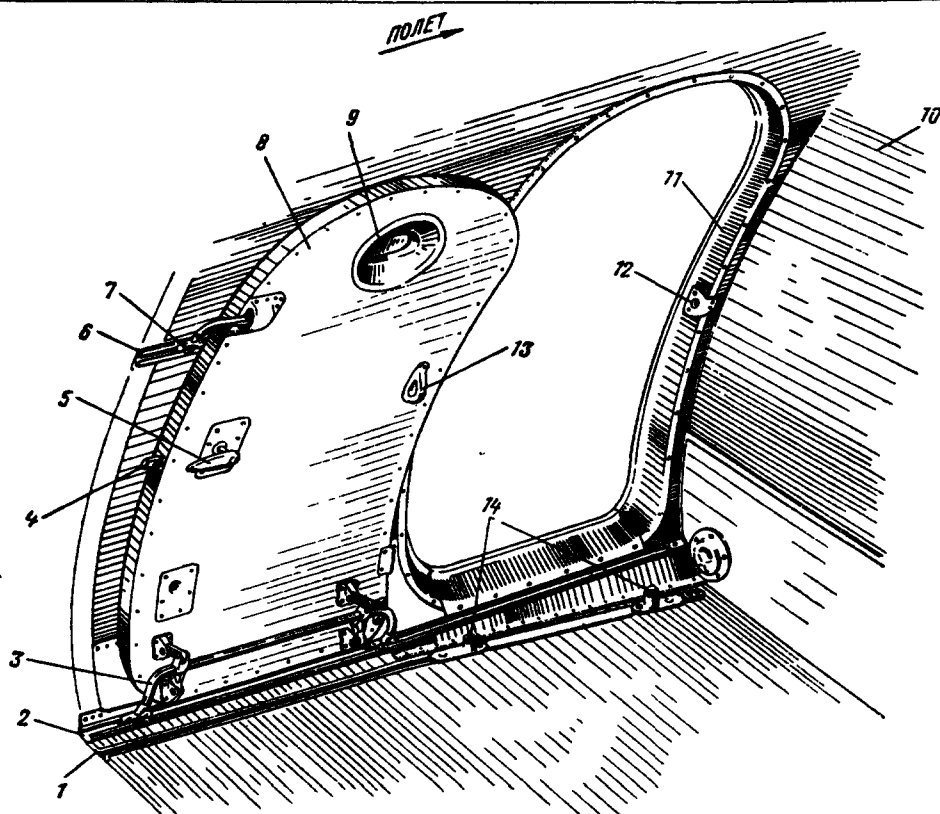
Створка каждой двери состоит из штампованной чаши, внутренней обшивки и каркаса. Каркас выполнен в виде штампованных из листа и клепаных вертикальных и горизонтальных балок. Во внутренней обшивке сделаны отверстия для облегчения.

Входная, багажная и грузовая двери и бортовые аварийные люки оборудованы системой сигнализации положения дверей и люков.

Входная дверь

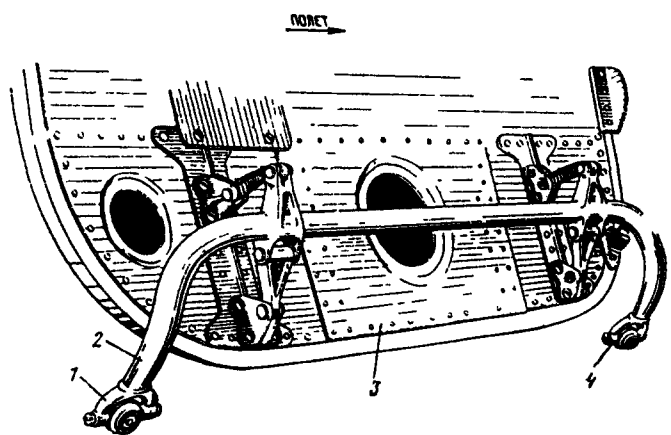
Входная дверь (фиг. 12) расположена на левом борту между шпангоутами № 31—33.

Система навески двери состоит из верхнего и нижнего направляющих рельсов 6 и 2 и кареток с роликами, установленных на створке 8 двери. Верхний направляющий рельс 6 расположен между стрингерами № 24—25 и приклепан к ободам типовых шпангоутов № 33, 34 и 35. Нижний рельс 2 расположен между шпангоутами № 31—35 и крепится к нижней части окантовки входной двери и к ободам шпангоутов № 33, 34 и 35.



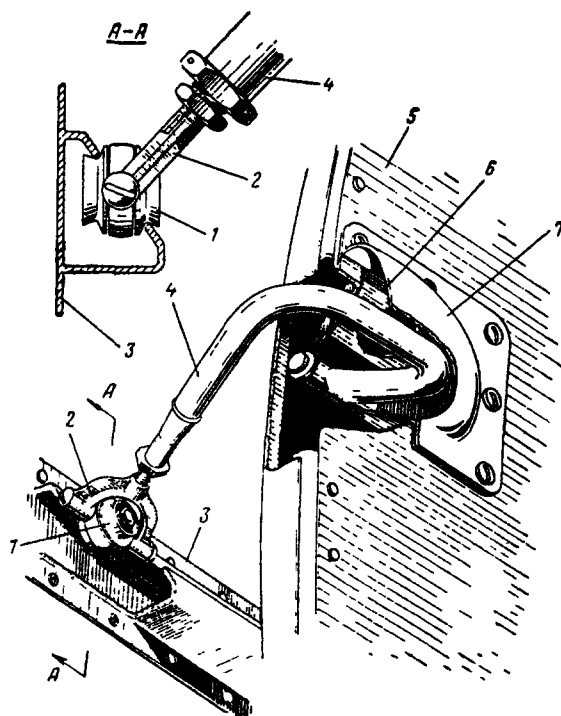
Фиг. 12. Входная дверь:

1—направляющий рельс кареток бортовой лестницы; 2—нижний рельс двери; 3—водило; 4—задний штырь замка; 5—внутренняя ручка замка; 6—верхний рельс двери; 7—верхняя каретка; 8—створка двери; 9—окно; 10—перегородка по шпангоуту № 34; 11—окантовка; 12—гнездо для переднего штыря замка; 13—вспомогательная ручка; 14—каретки бортовой лестницы



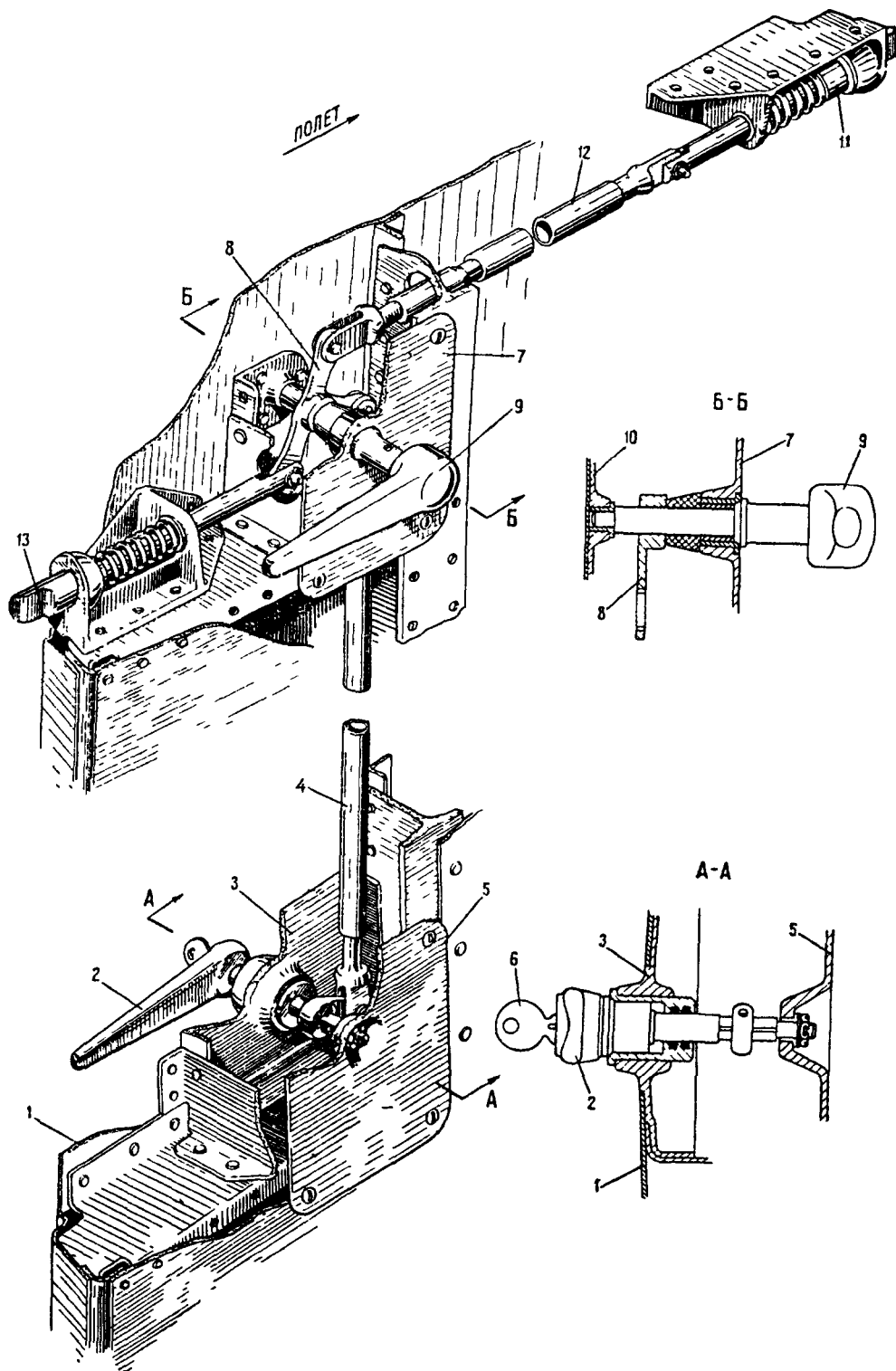
Фиг. 13. Водило с каретками:

1—задняя каретка; 2—водило, 3—створка двери, 4—передняя каретка



Фиг. 14. Верхняя каретка двери:

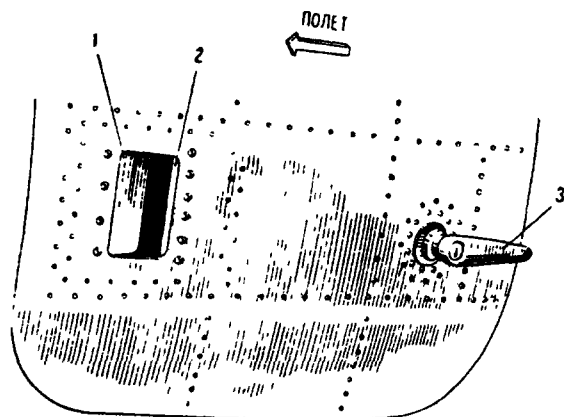
1—ролик, 2—каретка, 3—направляющий рельс, 4—рычаг, 5—створка двери, 6—кронштейн; 7—кожух



Фиг. 15. Замок входной двери:

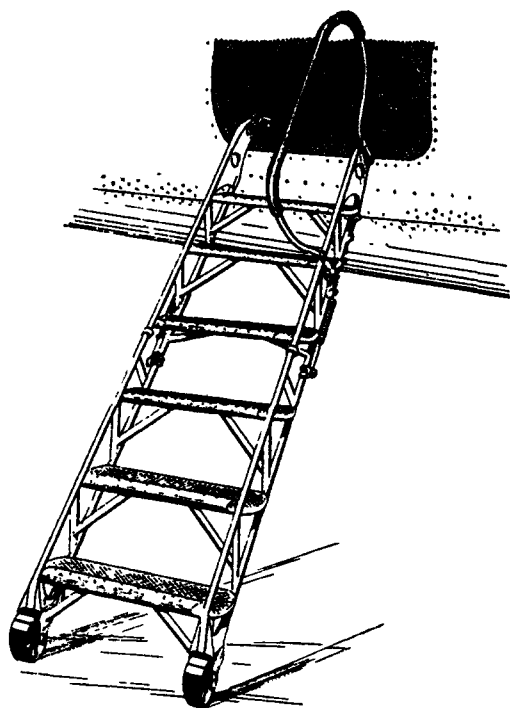
1—наружная обшивка двери, 2—наружная ручка, 3—фланец, 4—вертикальная тяга
 5—крышка, 6—ключ замка, 7, 10—фланцы внутренней ручки; 8—трехплечая качалка,
 9—внутренняя ручка; 11—передний штырь, 12—горизонтальная тяга, 13—задний штырь.

Створка двери опирается на нижний рельс водилом 2 (фиг. 13) с двумя каретками 1 и 4, а на верхний рельс — с помощью изогнутого рычага 4 (фиг. 14) с кареткой 2.



Фиг. 16. Нижняя часть створки входной двери:
1—крышка; 2—ручка створки; 3—ручка замка

В закрытом положении створка двери удерживается двумя горизонтальными штырями, входящими в соответствующие гнезда в окантовке двери. Для того чтобы открыть дверь, нужно повернуть ручку замка, вывести дверь из окантовки внутрь фюзеляжа и откатить ее по направляющим рельсам в сторону хвостовой части фюзеляжа. В крайнем заднем положении дверь фиксируется защелкой.

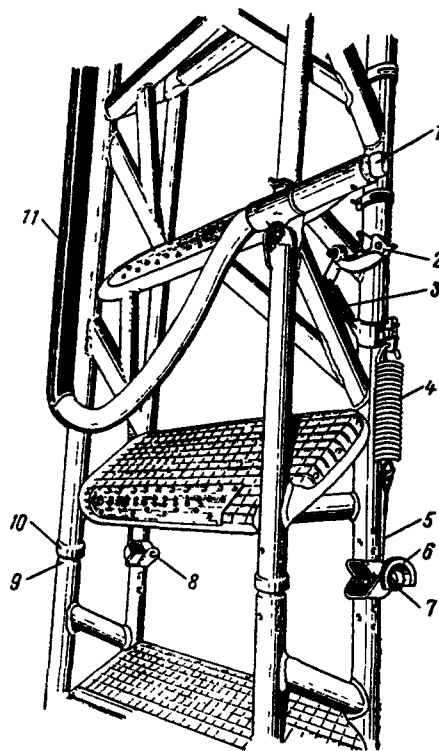


Фиг. 17. Бортовая входная лестница

Для уменьшения усилий при открывании и закрывании двери в гнезда ее окантовки вмонтированы ролики, по которым перемещаются штыри замка.

Штыревой замок открывается и закрывается при помощи ручек, одна из которых установлена на внутренней стороне двери вверх, другая — на наружной стороне вниз (фиг. 15).

Наружная ручка 2 смонтирована на фланце 3, установленном под обшивкой, а внутренняя ручка 9 — на фланце 7. Фланцы изготовлены из магниевого сплава. Штыри и ручки замка соединены между со-



Фиг. 18. Средняя часть бортовой лестницы:

1—хвостовик поручня; 2—крюк-фиксатор поручня; 3—пружина крюка; 4—пружина лестницы; 5—тросик; 6—сектор; 7, 8—шарниры, соединяющие верхнюю и нижнюю части лестницы; 9, 10—упоры нижней и верхней частей лестницы; 11—поручень в сложенном положении

бой с помощью качалок и тяг. Спиральные пружины удерживают ручки замка в горизонтальном, а штыри — в выдвинутом (закрытом) положении.

Дверь запирается замком, вмонтированным в наружную ручку створки, с помощью пластинчатого ключа 6. При запираении наружной ручки ключом она отключается от механизма замка и может свободно проворачиваться вокруг своей оси.

Кроме ручки замка, на внутренней стороне двери для удобства открывания и закрывания установлена вспомогательная литая ручка 13 (см. фиг. 12), выштампованная из АК6. Для этой же цели снаружи в обшивку двери вмонтирована штампованная из листового материала чаша, в которой установлена литая ручка 2 (фиг. 16). Чаша закрывается крышкой 1, которая прижимается к обшивке двери пружиной.

В верхней части двери имеется смотровое окно 9 (см. фиг. 12) овальной формы. Окно состоит из двух

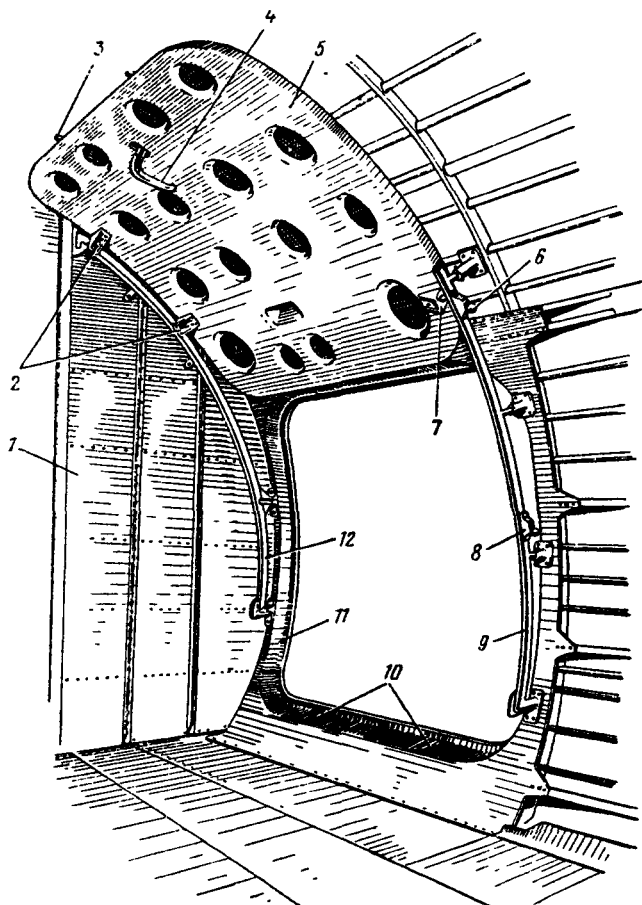
органических стекол: внешнего (толщиной 5 мм) и внутреннего (толщиной 2 мм).

На полу кабины перед входной дверью установлена откидная бортовая лестница (фиг. 17) клепа-но-сварной конструкции. Каркас лестницы сварен из гонкостенных труб, из материала АМгб, к каркасу приклепаны ступеньки из рифленого листа Д16А-Т. Перед полетом лестница вручную убирается внутрь самолета, складывается пополам и откатывается вдоль борта фюзеляжа к хвосту самолета. Вдоль борта фюзеляжа лестница перемещается на двух каретках с двумя опорными роликами. Каретки сдвигаются по направляющему рельсу, который является продолжением рельса для установки пассажирских кресел по левому борту.

С правой стороны (при входе в самолет) лестница имеет складываемый поручень. При установке лестницы в рабочее положение поручень фиксируется двумя крюками 2 (фиг. 18), а при уборке — складывается и удерживается защелкой. При необходимости лестница может быть снята с самолета.

Грузовая дверь

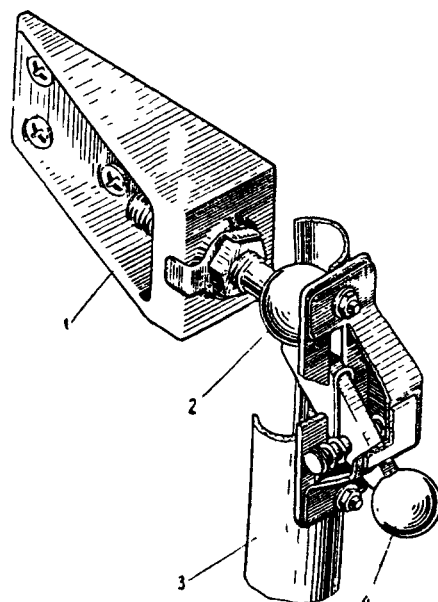
Грузовая дверь (фиг. 19) расположена в грузовом отсеке между шпангоутами № 7—10 на правом



Фиг. 19. Грузовая дверь:

1—стенка шпангоута № 7; 2—передние кронштейны двери; 3—фиксатор замка; 4—внутренняя ручка замка; 5—створка двери; 6—верхний фиксатор; 7—задний кронштейн двери; 8—нижний фиксатор; 9—задний направляющий рельс; 10—гнезда для нижних штырей двери; 11—окантовка; 12—передний направляющий рельс

борту. При открывании дверь откатывается вверх по направляющим рельсам. Передний направляющий рельс 12 крепится к задней стенке шпангоута № 7, задний направляющий рельс 9 — к стойкам, установленным на шпангоуте № 10. В верхний конец заднего рельса вставлен резиновый наконечник для смягчения удара при откате двери вверх. На передней кромке створки двери установлены два кронштейна 2 с шаровыми опорами, входящими в пазы



Фиг. 20. Фиксатор грузовой двери:

1—кронштейн створки двери; 2—шаровая опора; 3—направляющий рельс; 4—фиксатор

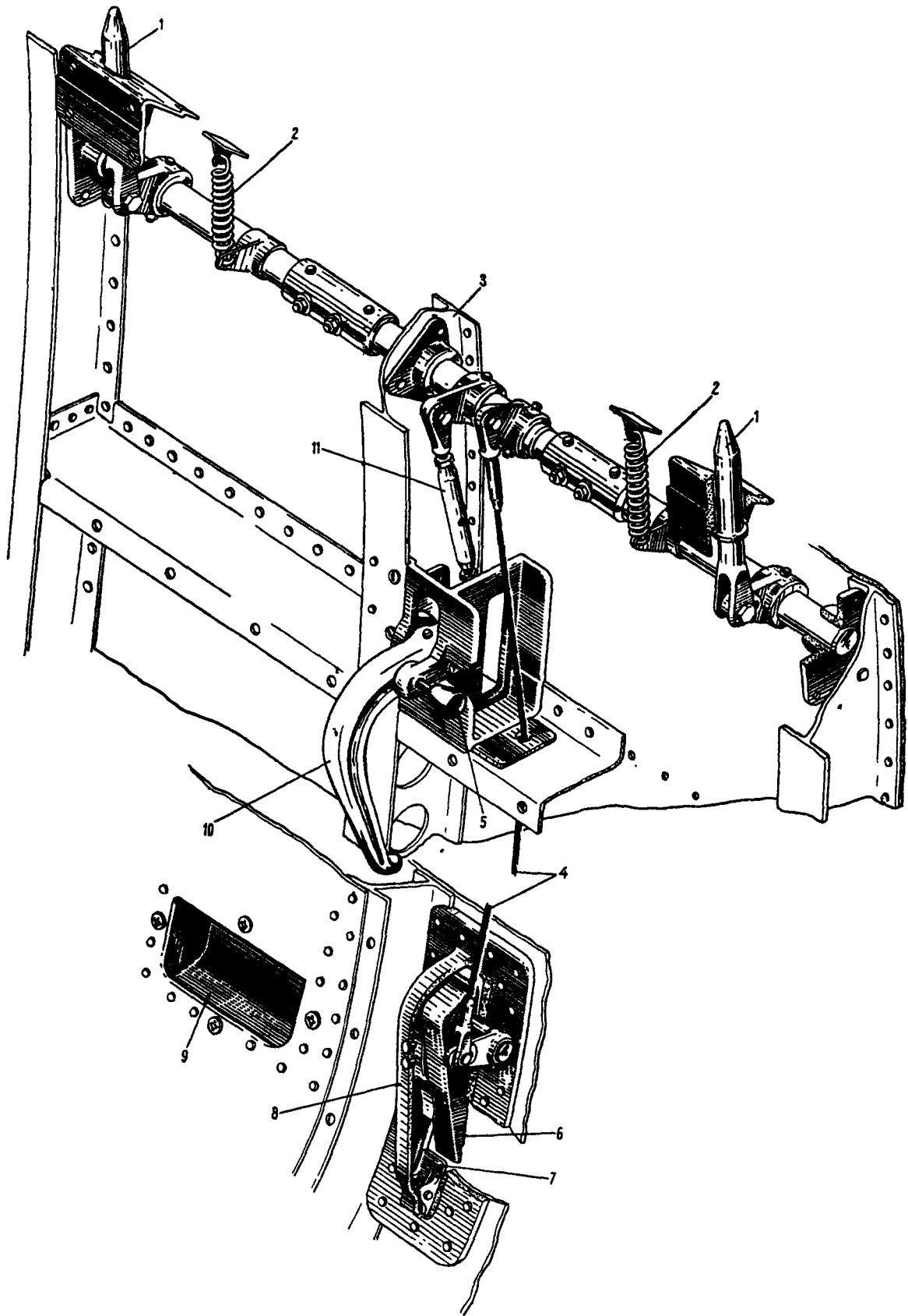
переднего рельса, на задней кромке — один кронштейн 7 с шаровой опорой, входящей в паз заднего рельса. Открывание грузовой двери возможно изнутри и снаружи. Снаружи дверь можно открыть в том случае, если внутренняя ручка 4 не заперта фиксатором 3.

Створка двери может быть зафиксирована в двух открытых положениях верхним или нижним фиксатором (фиг. 20).

Створка двери имеет снизу два штыря, которые при закрывании входят в гнезда окантовки. Штыри изготовлены из стали 30ХГСА. В закрытом положении створка двери удерживается двумя штырями 1 (фиг. 21), входящими в гнезда окантовки под действием пружин 2. Внутренняя ручка 10 соединена с механизмом штырей регулируемой тягой 11, наружная ручка 6 — тросом 4. Внутренняя ручка при закрытом замке может быть застопорена фиксатором 5.

На внутренней поверхности створки имеется чаша 9, в которую вклепан вкладыш, служащий дополнительной ручкой при открывании двери.

Наружная ручка установлена в штампованном корпусе 8 и в нерабочем положении не выступает за обводы фюзеляжа. При нажатии на защелку 7 ручка выталкивается из корпуса пластинчатой пружиной.



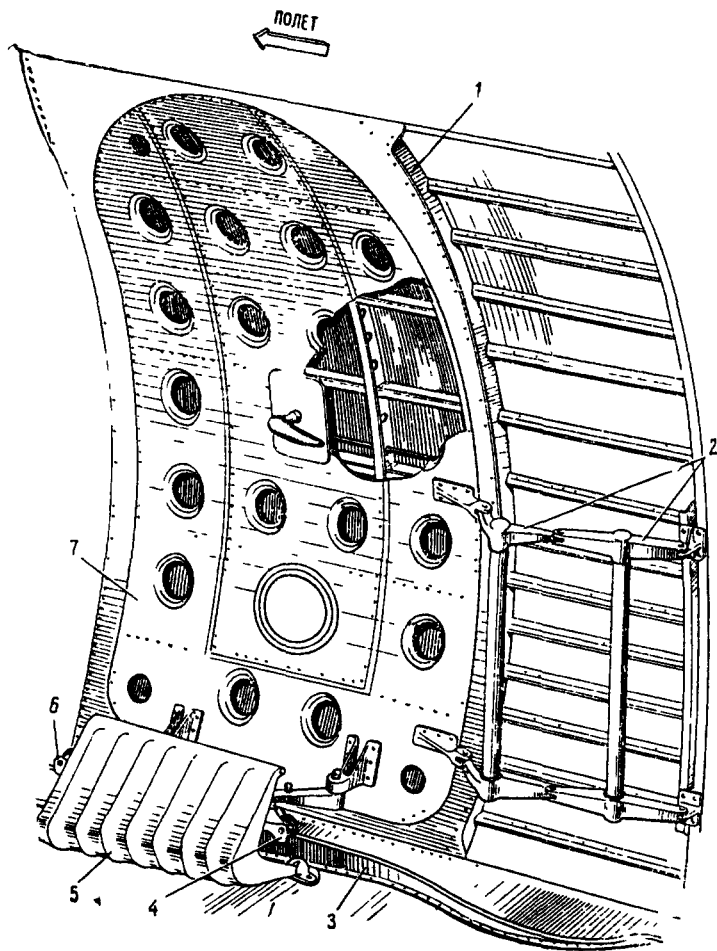
Фиг. 21. Замок грузовой двери:

1—штиры; 2—пружины; 3—каркас створки двери; 4—трос; 5—фиксатор внутренней ручки; 6—наружная ручка; 7—защелка; 8—корпус наружной ручки; 9—чаша с дополнительной ручкой; 10—внутренняя ручка; 11—тяга

Для защиты окантовки грузовой двери при загрузке самолета на нижнюю часть окантовки после открывания двери накидывается защитный порог. Каркас порога склепан из дуралюминовых профилей и имеет титановую обшивку.

Багажная дверь

Багажная дверь (фиг. 22) расположена в багажном отсеке между шпангоутами № 34—36 на правом борту. Дверь подвешена к шпангоуту № 37 с помощью рычажной системы 2. Постоянную траекторию движения двери при открывании обеспечива-



Фиг. 22. Багажная дверь:

1—шпангоут № 36; 2—рычажная подвеска створки двери; 3—направляющий рельс; 4—задняя каретка; 5—защитный порог; 6—передняя каретка; 7—створка двери

ет направляющий рельс 3, на который дверь опирается двумя каретками 4 и 6. Направляющий рельс закреплен винтами на панели настила пола.

Каретки крепятся к створке двери 7 на штампованных рычагах 1 и 5 (фиг. 23), имеющих штыревые фиксаторы 2 и 4. Для открывания дверь выводится из окантовки внутрь кабины, при этом штырь 11 переднего фиксатора входит в отверстия накладки 12 и тяги 3, а штырь 15 заднего фиксатора — в отверстие наконечника тяги 3. После этого дверь откатывается назад по рельсу 9.

Штыревой замок багажной двери по конструкции аналогичен замку входной двери. Дверь можно открывать как изнутри, так и снаружи. Внутренняя ручка стопорится фиксатором.

Для защиты окантовки багажной двери от повреждения грузами после открывания двери на нижнюю часть окантовки опускается защитный порог 5 (см. фиг. 22), склепанный из гофрированного листа.

Аварийные люки

Аварийный люк, размещенный в верхней части кабины экипажа между шпангоутами № 5—7 (фиг. 24), служит выходом при вынужденной посадке самолета на воду.

Вырез в обшивке под аварийный люк усилен штампованной окантовкой и прессованным угольником. Окантовка связана с конструкцией фюзеляжа посредством книц, фитингов и балочек. Крышка аварийного люка состоит из штампованной чаши толщиной 1,5 мм, подкрепленной набором гнутых из листа балочек швеллерного сечения. Изнутри крышка закрыта обшивкой из листового материала толщиной 0,8 мм; в обшивке сделан ряд отверстий для облегчения. В закрытом положении крышка люка удерживается двумя опорами и одним штырем, в открытом положении — крышка висит на двух ремнях. Крышку можно открыть только изнутри.

На некоторых самолетах устанавливается крышка люка с астрокуполом, изготовленным из органического стекла толщиной 12 мм.

Бортовые аварийные люки (фиг. 25) размещены в правом и левом бортах фюзеляжа соответственно между шпангоутами № 23—24 и 14—15. Проемы аварийных люков имеют размеры 500×600 мм.

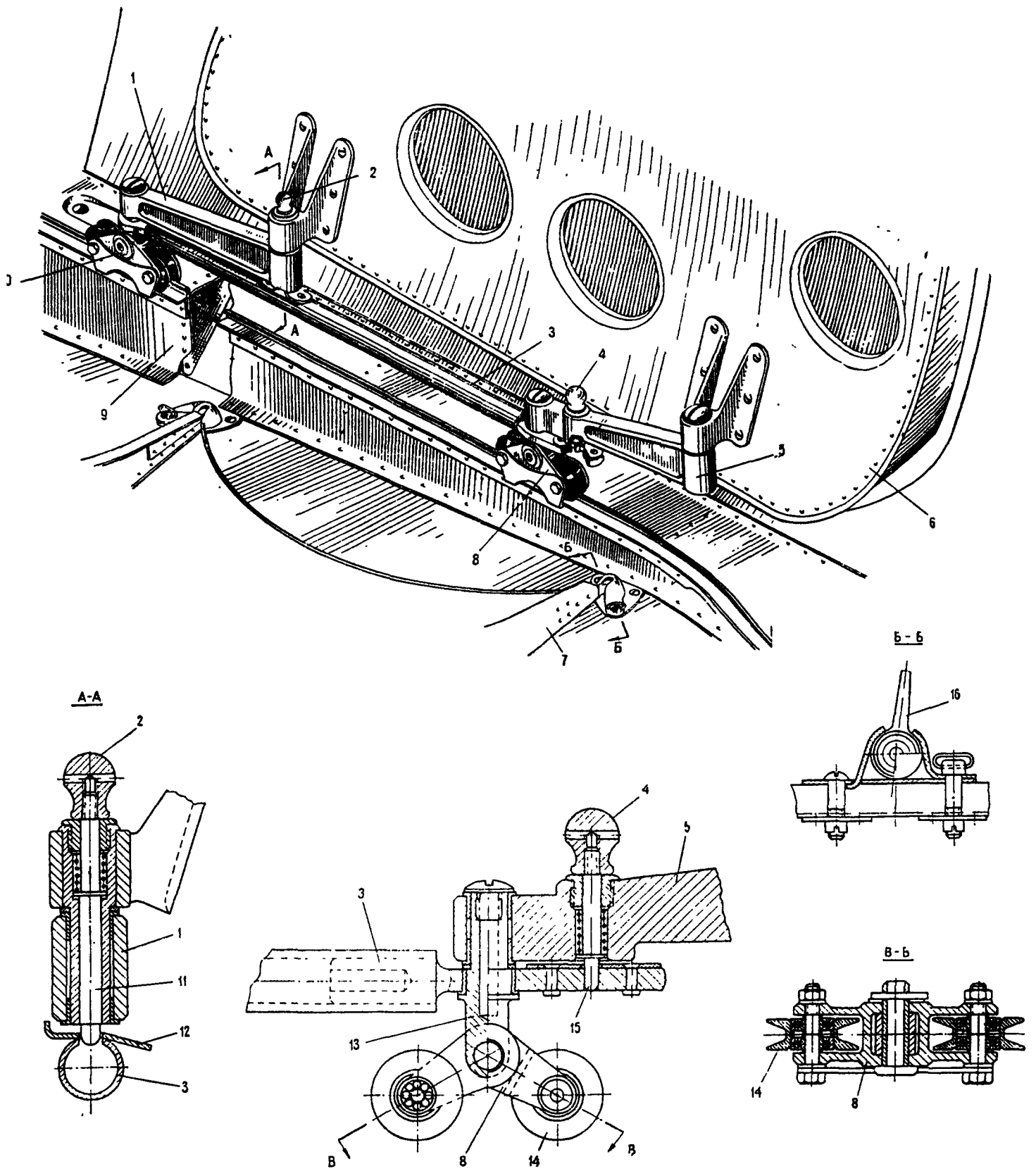
Вырез в обшивке под аварийный люк усилен штампованной из листа окантовкой, подкладным листом, вертикальными и горизонтальными балками по стрингерам № 20 и 25 (фиг. 26).

Крышка аварийного люка выполнена в виде штампованной из листа чаши, которая усилена балкой швеллерного сечения. В крышке люка имеется окно такого же размера и конструкции, как и обычное окно пассажирской кабины. Крышка аварийного люка открывается внутрь кабины, замок крышки (фиг. 27) можно открыть как изнутри, так и снаружи кабины.

Система сигнализации открытого положения дверей и люков

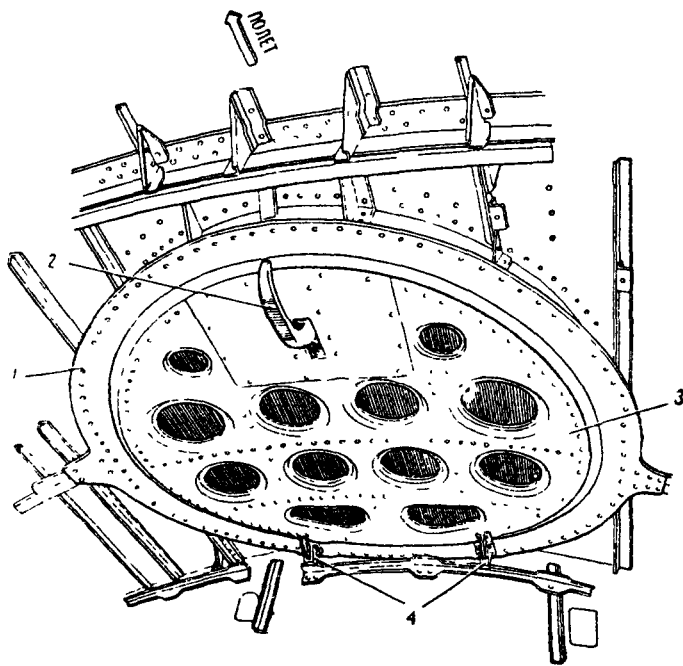
Входная, грузовая, багажная двери и люк на шпангоуте № 40 снабжены нажимными сигнализаторами, концевые выключатели которых включены в электрическую цепь сигнализации открытого положения дверей и люков.

Механизм сигнализатора грузовой двери показан на фиг. 28. При закрывании замка двери его штырь 2 через шток 3 нажимает на толкатель 7 сигнализатора, который через пружину 4 (фиг. 29) нажимает штырь концевого выключателя 6. Длина штока 3 (см. фиг. 28) отрегулирована так, что концевой выключатель срабатывает при ходе толкателя до 2 мм. При дальнейшем ходе толкателя сжимается пружина и выбирается свободный ход самого выключателя.



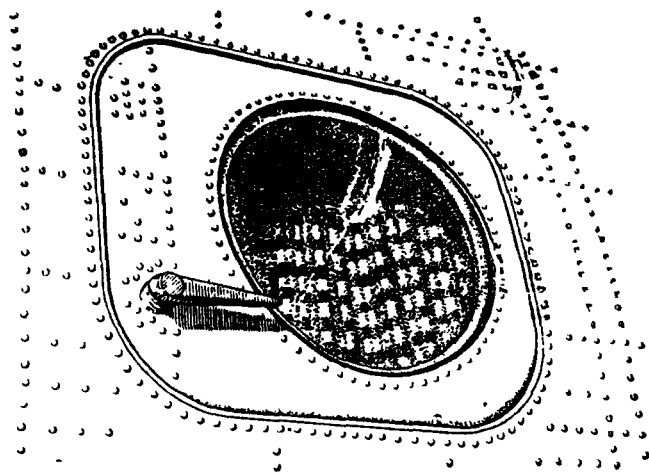
Фиг. 23. Каретки багажной двери:

1, 5—рычаги кареток; 2—передний фиксатор; 3—тяга; 4—задний фиксатор; 6—створка двери; 7—защитный порог; 8—задняя каретка; 9—направляющий рельс; 10—передняя каретка; 11—штырь переднего фиксатора; 12—накладка; 13—валик; 14—ролик; 15—штырь заднего фиксатора; 16—наконечник порога

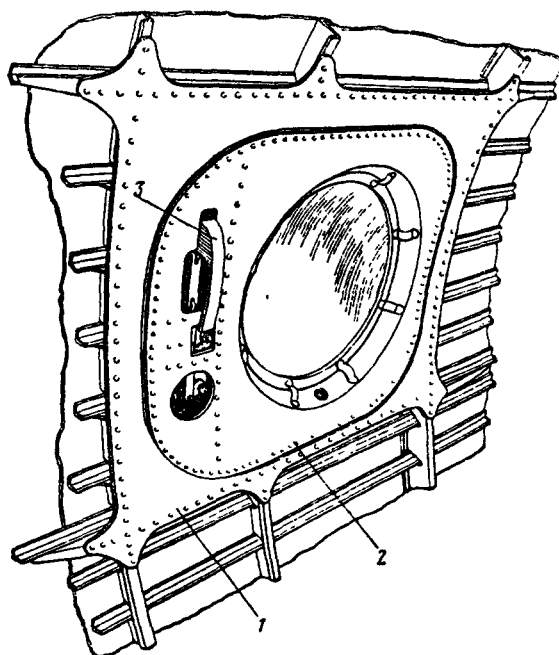


Фиг. 24. Верхний аварийный люк:

1—окантовка; 2—ручка замка; 3—крышка люка, 4—задние опоры крышки

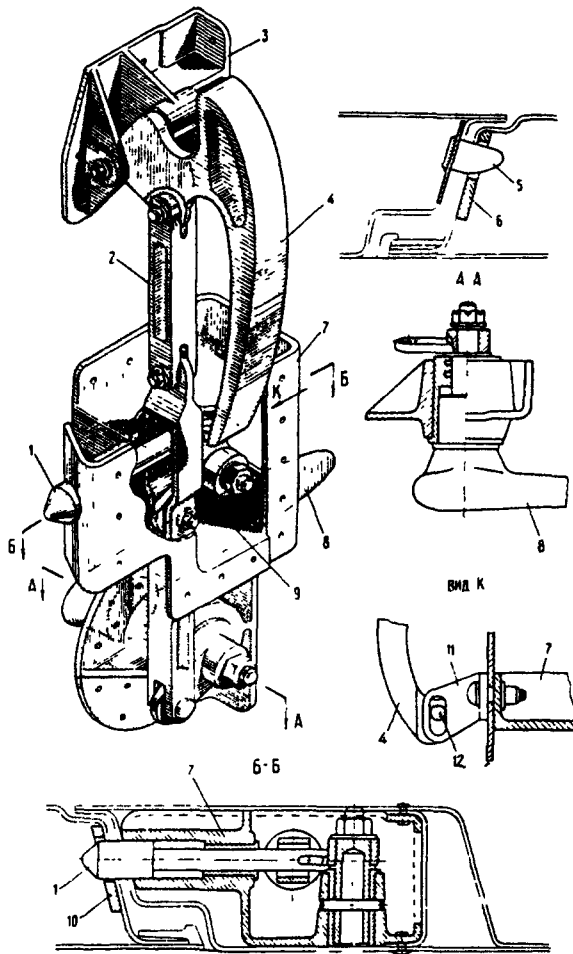


Фиг. 25. Бортовой аварийный люк (вид снаружи)



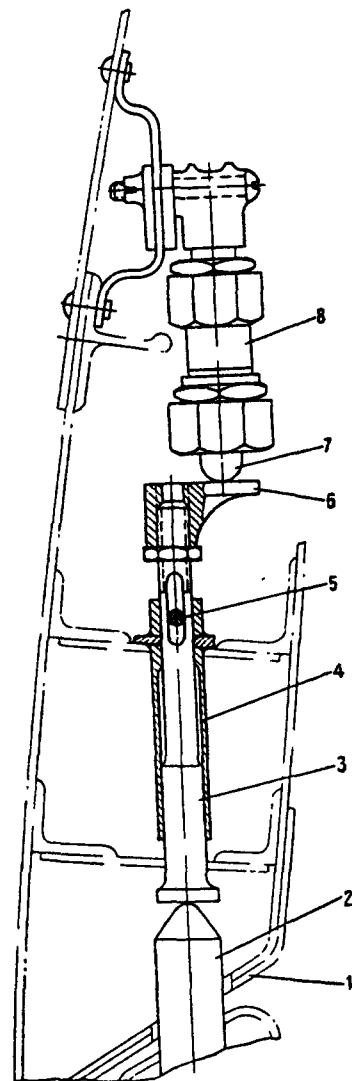
Фиг. 26. Бортовой аварийный люк (вид изнутри):

1—окантовка; 2—крышка люка; 3—ручка замка



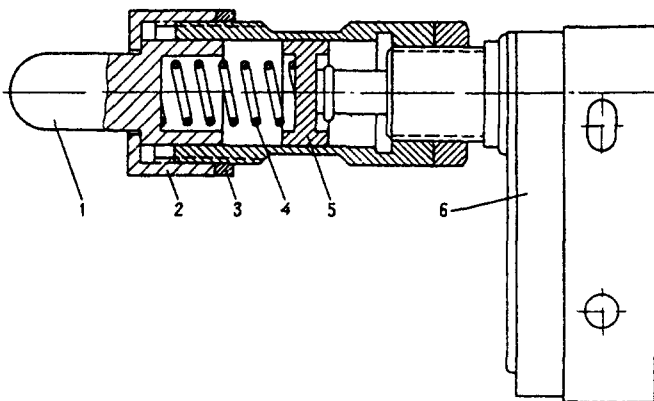
Фиг. 27. Замок бортового аварийного люка:

1—штырь; 2—тяга; 3—кронштейн крышки; 4—внутренняя ручка; 5—штырь навески крышки; 6—гнездо крышки; 7—корпус замка; 8—наружная ручка; 9—качалка; 10—гнездо окантовки люка; 11—кронштейн; 12—штырь фиксатора



Фиг. 28. Механизм сигнализатора грузовой двери:

1—окантовка проема двери; 2—штырь замка; 3—шток; 4—направляющая; 5—штифт; 6—упор; 7—толкатель сигнализатора; 8—сигнализатор



Фиг. 29. Сигнализатор:

1—толкатель; 2—гайка; 3—контргайка; 4—пружина; 5—ползун; 6—концевой выключатель

Сигнализаторы входной и багажной дверей и люка на шпангоуте № 40 по конструкции аналогичны сигнализатору, описанному выше. Установка сигнализатора люка на шпангоуте № 40 показана на фиг. 9.

Внутренние ручки грузовой и багажной дверей и бортовых люков при закрытом положении фиксируются специальными фиксаторами, что не позволяет открыть двери и люки с помощью наружных ручек. Перед полетом все четыре штыря вынимаются из ручек дверей и люков и устанавливаются в соответствующие отверстия панели на коробке управления у шпангоута № 7. Панель имеет четыре отверстия и надпись: «Внимание! Перед полетом убедись в наличии всех фиксаторов закрытого положения дверей и люков». Концевые выключатели в панели соединены с общей системой сигнализации открытого положения дверей и люков.

Если не будет закрыта хотя бы одна дверь (или люк), или не будет установлен в гнездо панели хотя бы один фиксатор, на средней панели приборной доски летчиков будет гореть красная сигнальная лампа «Двери и люки открыты». Для определения, какая именно дверь (или люк) открыта, на торцевой части верхнего щитка летчиков установлена панель раздельной сигнализации с кнопкой и пятью желтыми сигнальными лампами. При нажатии на

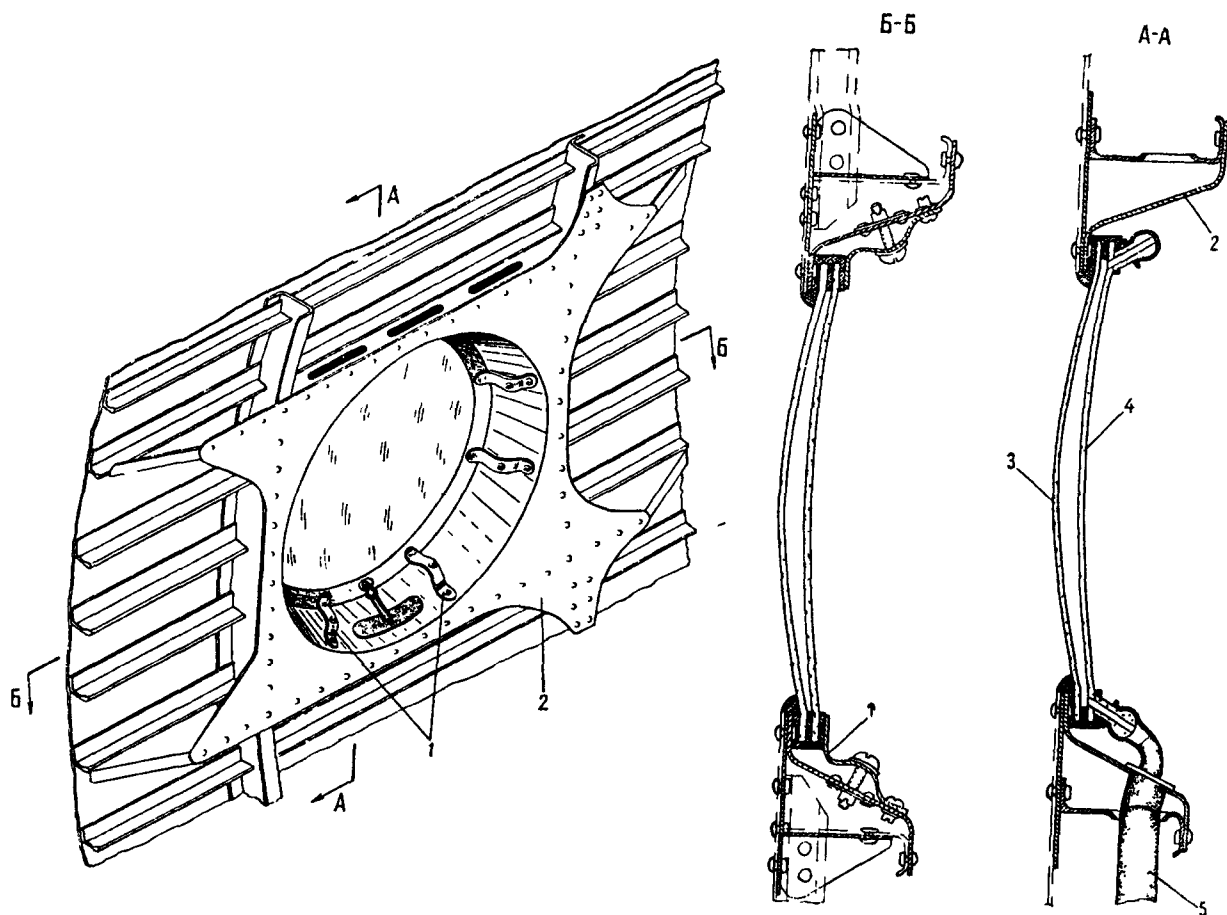
кнопку загорается лампа, соответствующая открытой двери (люку) или панели с неустановленным фиксатором.

Окна

На каждом борту фюзеляжа размещено по 10 окон, из которых одно находится в кабине экипажа, а одно входит в конструкцию бортового аварийного люка. Все окна, за исключением левого окна в кабине экипажа, имеют круглую форму и выполнены конструктивно одинаковыми (фиг. 30).

Вырезы под окна в обшивке фюзеляжа усилены подкладными листами толщиной от 1 до 1,8 мм, окантовками, штампованными из листа толщиной 1,5 мм, и горизонтальными балками, установленными по стрингерам № 20 и 24.

Остекление окна состоит из двух выпуклых наружу стекол — внешнего (толщиной 4 мм) и внутреннего (толщиной 3 мм). Стекла изготовлены из ориентированного органического стекла. Внешнее и внутреннее стекла склеены между собой по контуру через резиновую прокладку клеем КР5-18 по подслою клея В31-Ф9. Межстекольное пространство герметизировано и соединено через штуцер с резиновой камерой-компенсатором, расположенной между обшивкой фюзеляжа и декоративной облицовкой кабины. Камера-компенсатор заполнена на 1/4



Фиг. 30. Окно пассажирской кабины:

1—прижимы стекла; 2—окантовка окна; 3—наружное стекло; 4—внутреннее стекло; 5—резиновая камера-компенсатор

объема осушенным воздухом. Такая конструкция устраняет возможность попадания в межстекольное пространство влажного воздуха, что исключает запотевание стекол, и одновременно разгружает внутреннее стекло за счет выравнивания давления в гермокабине и межстекольном пространстве. При малом весе конструкции окно имеет высокую надежность. В случае разрушения внешнего стекла резиновая камера-компенсатор не допустит разгерметизации кабины, а внутреннее стекло по своей прочности способно полностью выдержать разность давлений между гермокабиной и окружающей атмосферой.

Привалочная поверхность под стекла на окантовках выравнивается герметиком УЗ0МЭС-5. Стекла окантованы резиновыми герметизаторами и закрепляются в окантовках специальными прижимами на болтах.

Окно между шпангоутами № 5—6 на левом борту — овальной формы, изготовлено из одинарного ориентированного органического стекла толщиной 10 мм. Стекло заключено в резиновое кольцо и прижато к окантовке окна легкоъемными прижимами.

Эксплуатационные люки

В бортах фюзеляжа имеется ряд эксплуатационных люков.

Между шпангоутами № 2—4 по обоим бортам фюзеляжа имеются люки для доступа к агрегатам оборудования, расположенным в носовых отсеках. Окантовка каждого люка выполнена в виде штампованной из листа чаши, которая посредством книц и балочек соединена с обшивкой, шпангоутами и стрингерами. Крышка каждого люка состоит из

штампованной чаши и наружной обшивки и подвешена на двух петлях. В закрытом положении крышка удерживается двумя пружинными замками.

В обшивке нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 13—14, 15—16 и 24—25, имеются отверстия, в которые вмонтированы агрегаты спецоборудования. Доступ к этим агрегатам осуществляется через люки в полу пассажирской кабины. На участке между шпангоутами № 32—33 расположен люк санузла. В настиле пола между шпангоутами № 38—39 расположен люк для доступа к агрегатам автоматического регулятора давления АД. В боковой обшивке справа, между шпангоутами 33—34, установлен фланец с герметической съемной крышкой для подключения наземного кондиционера.

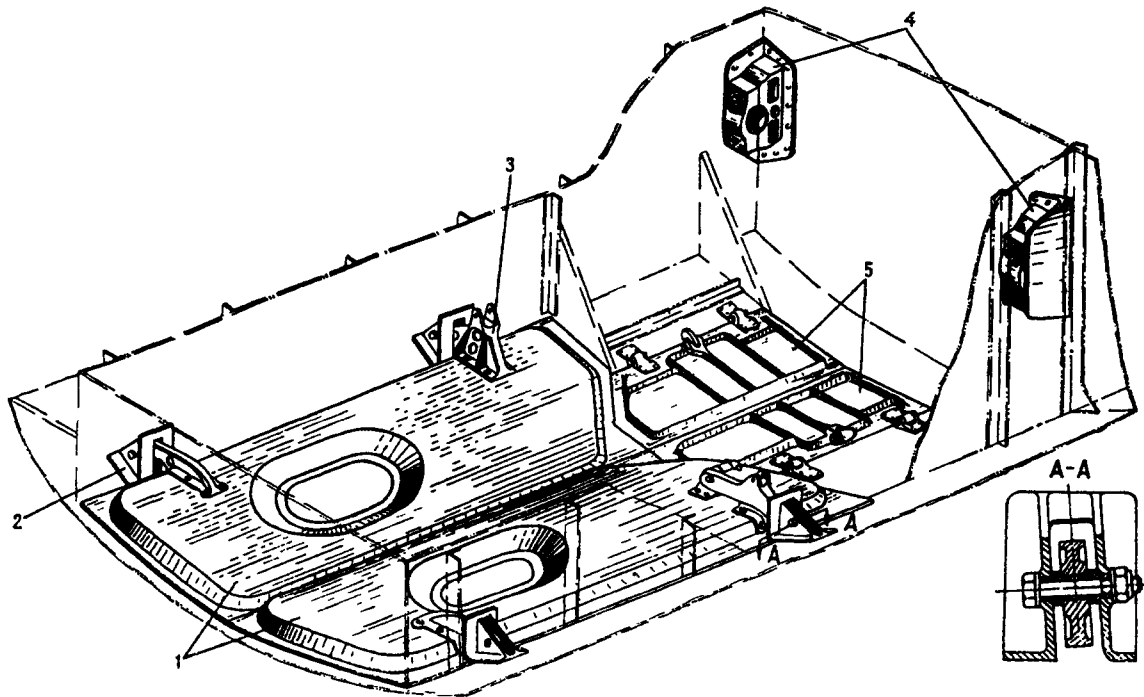
Вырезы в обшивке под лючки усилены накладками или штампованными из листа чашками и закрываются крышками. Все лючки герметизированы резиновыми профилями или прокладками.

СТВОРКИ ОТСЕКА ПЕРЕДНЕЙ НОГИ ШАССИ

Отсек передней ноги шасси (фиг. 31) закрывается двумя передними и двумя задними створками. Передние створки закрывают отсек при выпущенном и убранном положениях шасси, задние — только при убранном положении. Передние створки открываются наружу, задние — внутрь отсека фюзеляжа.

Обшивки створок при закрытом положении совпадают с обводами фюзеляжа.

Передняя створка — клепаной конструкции, состоит из каркаса, наружной и внутренней обшивки. Каркас образован продольными балками и поперечными нервюрами, обшивки выполнены из дуралюминовых листов, склепанных с каркасом. Во внут-



Фиг. 31. Отсек передней ноги шасси:

1—передние створки; 2—узел навески передней створки; 3—кронштейн для тяги механизма управления створками; 4—подшипники для крепления передней ноги шасси; 5—задние створки

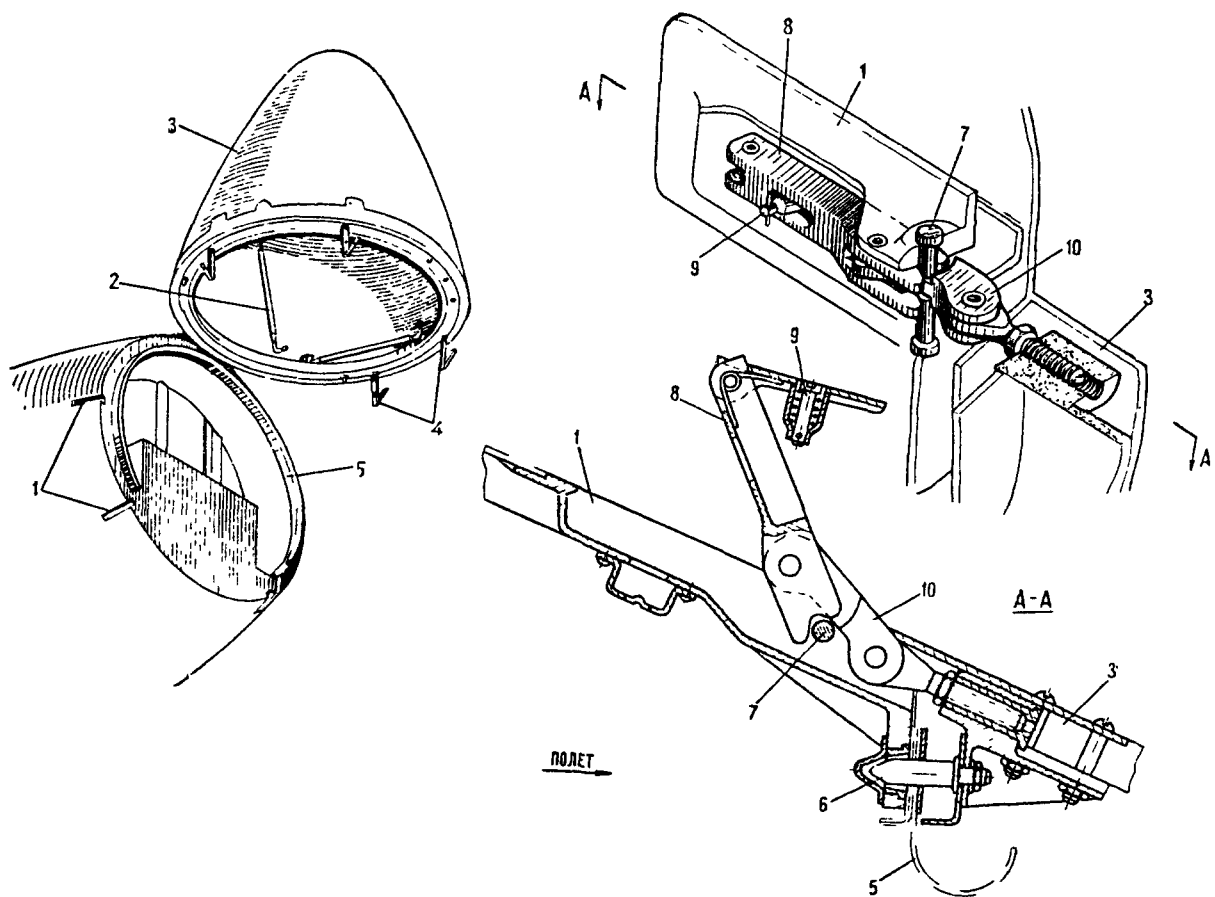
ренной обшивке имеется углубление, в которое входит колесо передней ноги при убранном положении шасси. На внешней продольной балке каркаса створки установлены два литых из АЛ9 кронштейна, посредством которых створка подвешена на продольной балке отсека передней ноги шасси.

Задняя створка отлита из сплава МЛ5 и подвешена на двух петлях, штампованных из АК6.

Уплотнение створок по контуру осуществлено резиновыми профилями.

НОСОВОЙ ОБТЕКАТЕЛЬ ФЮЗЕЛЯЖА

Носовой обтекатель фюзеляжа (фиг. 32) прикрывает антенну радиолокационной станции и выполнен из радиопрозрачного материала.



Фиг. 32. Носовой обтекатель фюзеляжа:

1—гнезда на носовой части фюзеляжа; 2—подпорка; 3—носовой обтекатель; 4—замки; 5—желоб для стока воды; 6—направляющий штырь; 7—валик; 8—рычаг; 9—винт; 10—серьга

Конструкция обтекателя — сотовая; стеклотканевые соты обклеены с обеих сторон стеклотканевой обшивкой.

Обтекатель подвешен к носовой части фюзеляжа на двух наружных петлях и запирается четырьмя натяжными замками. В закрытом положении каждый замок фиксируется винтом.

В открытом положении обтекатель удерживается двумя штангами-подпорками.

3. КРЫЛО

Крыло самолета (фиг. 33, 34) — высокорасположенно, свободнонесущее, прямоугольной формы в плане на участке между нервюрами № 7 и трапецевидной формы на участках от нервюра № 7 до законцовок. Внешние обводы крыла по сечениям в трапецевидной части образованы набором нервюр, представляющих собой аэродинамические профили различной толщины.

Переходы от одного профиля к другому выполнены по линейному закону.

Угол поперечного V крыла на участке между нервюрами № 12 равен 0° , а на участках отъемных частей равен -2° . Угол установки крыла $+3^\circ$. Крыло имеет разъемы по нервюрам № 7 и 12 и делится на центроплан, две средние (СЧК) и две отъемные час-

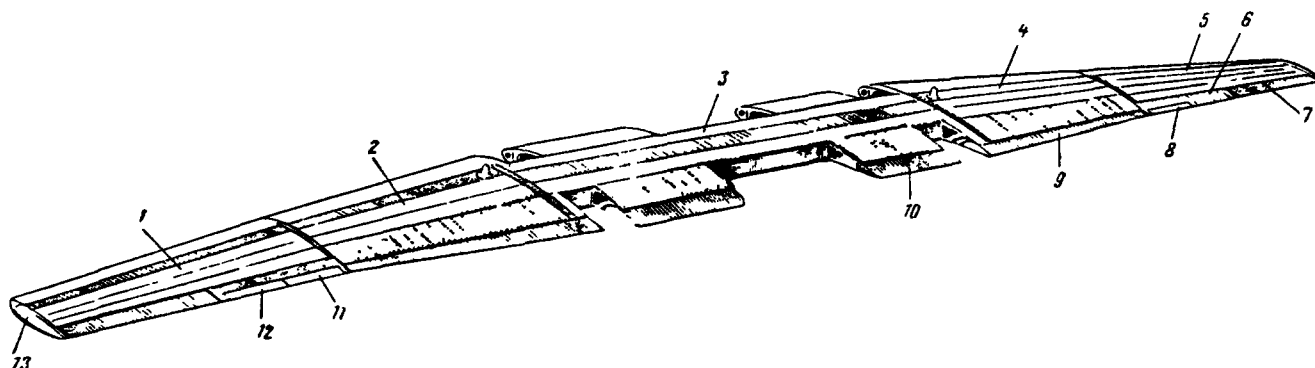
ти (ОЧК). Центроплан несет на себе два однощелевых закрылка с управляемыми щитками, средние части крыла — два двухщелевых выдвигных закрылка, отъемные части крыла — по две секции элеронов.

На центроплане самолетов, выпущенных до 1966 г., устанавливались двухщелевые выдвигные закрылки. Стыковка частей крыла между собой осуществляется с помощью профилей разъема (по па-

нелям), фитингов (по полкам лонжеронов) и стыковочных угольников (по стенкам лонжеронов)

Конструкция крыла — кессонного типа, состоит из силовой кессонной (межлонжеронной) части, съемной носовой части, хвостовой части и концевых обтекателей. Кессон крыла образован лонжеронами, верхними и нижними панелями обшивки. Панели по

Лонжероны крыла воспринимают значительную часть изгибающего момента и перерезывающую силу. При этом на пояса лонжеронов действуют осевые силы, а на стенки — перерезывающие силы от изгиба и кручения. Стрингеры воспринимают осевые нагрузки от изгиба, подкрепляют обшивку и работают совместно с ней.



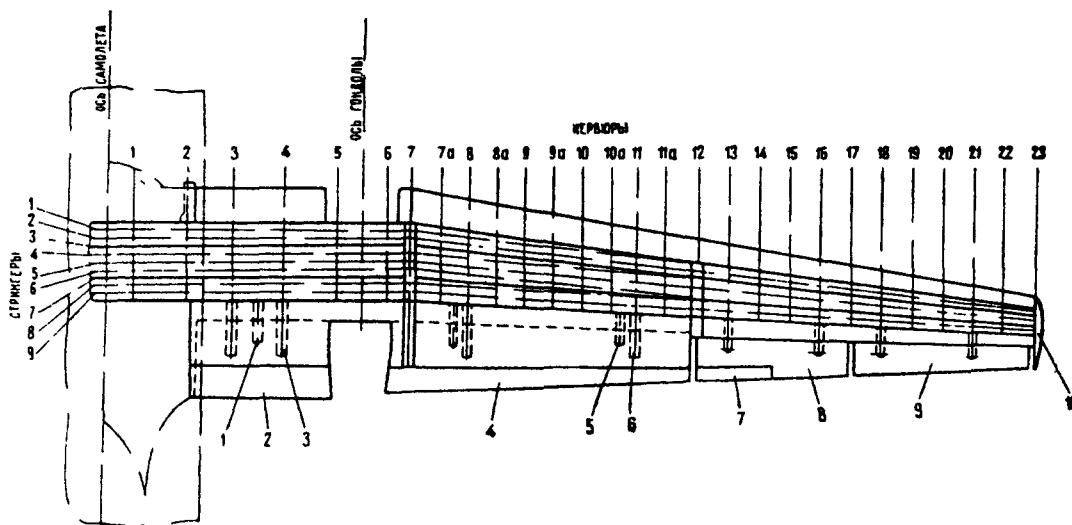
Фиг. 33. Крыло:

1, 5 — отъемные части крыла; 2, 4 — средние части крыла; 3 — центроплан; 6 — корневая секция элерона; 7 — концевая секция элерона; 8, 11 — сервокомпенсаторы элеронов, 9 — двухщелевой закрылок, 10 — однощелевой закрылок; 12 — гриммер; 13 — законцовка крыла

размаху крыла поддерживаются нервюрами балочного типа. В кессоне центроплана расположены мягкие топливные баки. Кессоны средних частей крыла представляют собой герметические топливные баки-отсеки. К центроплану крепятся двигатели и главные ноги шасси.

Нервюры крыла связывают в одно целое элементы продольного набора конструкции и обшивку, а также воспринимают все касательные напряжения от изгиба и кручения.

Весь верхний продольный набор крыла (пояса лонжеронов, панели, стрингеры, обшивка) выполнен

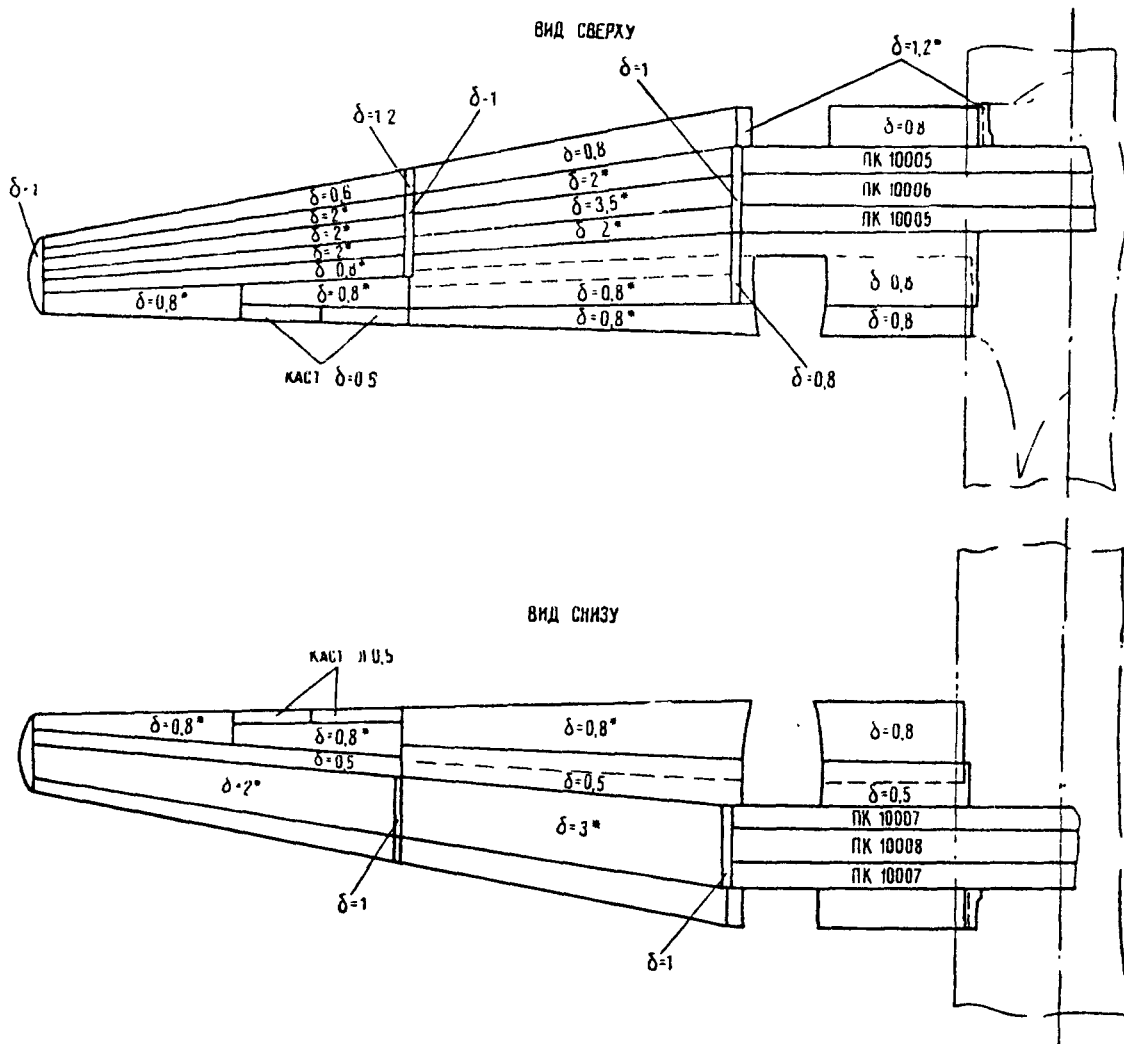


Фиг. 34. Схема крыла:

1, 5 — винтовые подъемники закрылков; 2 — однощелевой закрылок, 3 — кронштейн подвески однощелевого закрылка; 4 — двухщелевой закрылок; 6 — монорельс подвески двухщелевого закрылка; 7 — сервокомпенсатор элерона, 8 — корневая секция элерона, 9 — концевая секция элерона; 10 — законцовка

Обшивка крыла имеет различную толщину на разных участках (фиг. 35). Носки крыла для предотвращения обледенения имеют каналы для воздушного обогрева. В хвостовых частях крыла размещены валы управления закрылками и тяги управления элеронами.

из сплава В95-Т, нижний продольный набор, стенки лонжеронов, нервюры, носовые и хвостовые части и откидные панели — из Д16А-Т. Для заклепочных швов крыла применены заклепки из алюминиевого сплава Д18 (для заклепок диаметром до 3,5 мм) и из сплава В65 (для заклепок диаметром более



Фиг. 35. Схема раскроя обшивки крыла:

δ —толщина обшивки (звездочкой помечены участки обшивки, где применено химическое фрезерование); ПК—панели центроплана

3,5 мм). В разъёмных соединениях применяются болты из стали 30ХГСА.

ЦЕНТРОПЛАН

Центроплан крыла (фиг. 36) состоит из переднего и заднего лонжеронов, верхней и нижней панелей, 14 нервюр, носовой и хвостовой частей с откидными панелями. На нервюрах № 5 и 6 установлены узлы крепления двигателей и главных ног шасси, на нервюрах № 3 и 4 — кронштейны подвески закрылков, а между нервюрами № 3—4 — винтовые подъемники закрылков.

На стенках переднего и заднего лонжеронов в зонах нервюр № 2 слева и справа установлены кронштейны для крепления центроплана к стойкам шанпоутов № 17 и 20 фюзеляжа.

Лонжероны центроплана — балочного типа, цельнопрессованные, усиленные стойками из прессованных профилей. Задний лонжерон на участке между нервюрами № 4 и 7 усилен штампованной рамой. К каждому лонжерону прикреплено по два кронштейна для стыковки с фюзеляжем. На заднем лонжероне по нервюре № 3 установлен узел крепления кронштейна навески закрылка; по нервюре № 4 крон-

штейн навески закрылка крепится к раме лонжерона. На концах обоих лонжеронов имеются стыковочные угольники и фитинги, с помощью которых лонжероны стыкуются с лонжеронами средних частей крыла. Стенки лонжеронов имеют окантованные отверстия в местах установки подкачивающих насосов и трубопроводов топливной системы. Для крепления обшивки фюзеляжа на стенках переднего и заднего лонжеронов, в месте их стыка с фюзеляжем, установлены дуги уголкового сечения. На стенке переднего лонжерона по нервюрам № 5 и 6 установлены силовые стойки для крепления рам подвески двигателей.

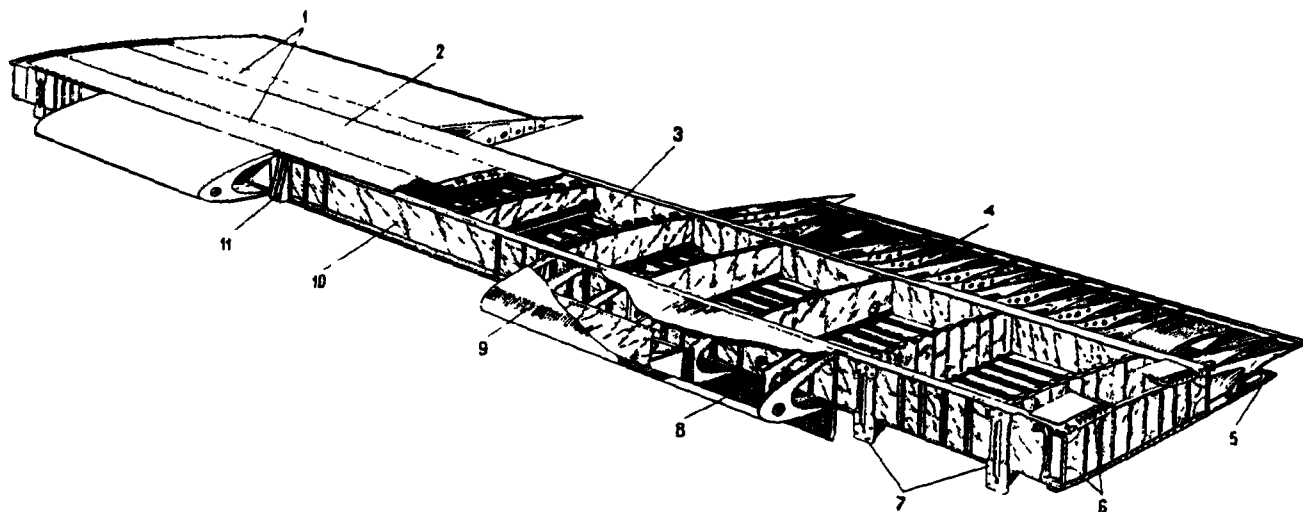
В местах отверстий под агрегаты и проводки самолетных систем вертикальные стенки имеют местные утолщения из того же листового материала, что и стенки лонжеронов.

Верхняя и нижняя сборные панели центроплана изготовлены из набора цельнопрессованных панелей-профилей, представляющих собой обшивку, выполненную заодно со стрингерами двутаврового сечения.

Верхняя сборная панель центроплана делится на переднюю технологическую панель (от переднего

лонжерона до стрингера № 3), заднюю технологическую (от стрингера № 7 до заднего лонжерона) и две съемные панели. Съемные панели расположены между стрингерами № 3—7 и имеют фитинговый стык в плоскости симметрии самолета. Нижняя сборная панель состоит из трех технологических

На передней верхней технологической панели в зонах нервю № 4 находятся два люка для установки топливомеров и два отверстия под заливные горловины топливных баков. Отверстия под топливомеры и заливные горловины усилены штампованными накладками.

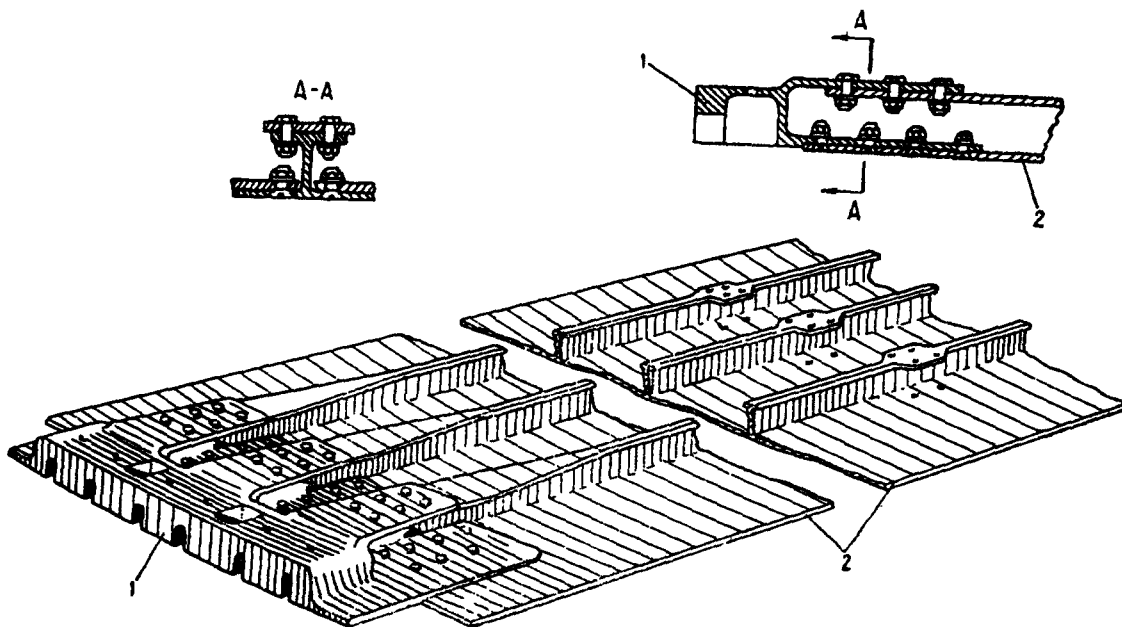


Фиг. 36. Центроплан крыла:

1—несъемные панели; 2—съемная панель; 3—задний лонжерон, 4—хвостовая часть центроплана; 5—щиток однощелевого закрылка; 6—профили разъема; 7—узлы подвески двигателя; 8—откидная панель носа; 9—носок центроплана; 10—передний лонжерон; 11—узел стыковки с фюзеляжем

панелей (фиг. 37), которые стыкуются с лонжеронами и между собой по стрингерам № 3 и 7. Верхняя и нижняя сборные панели заканчиваются профилями разъема для стыковки с панелями средних частей крыла (фиг. 38).

Съемные панели крепятся к технологическим панелям и нервюрам при помощи болтов с анкерными гайками. Внутренняя поверхность кессонной части центроплана в местах установки мягких топливных баков облицована стеклотекстолитом (фиг. 39).



Фиг. 37. Нижняя технологическая панель центроплана:

1—профили разъема; 2—обшивка

Нервюры центроплана — балочного типа. Каждая нервюра состоит из дуралюминовой стенки, подкрепленной стойками из прессованных профилей, а также верхнего и нижнего поясов из прессованных профилей таврового сечения. Пояса нервюр крепят-

ся к панелям при помощи книц, к лонжеронам — с помощью стоек таврового сечения.

Нервюры № 3, 4, 5 и 6 являются силовыми. Нервюры № 3 и 4 усилены штампованными фитингами под узлы крепления кронштейнов подвески закрылков и имеют по переднему лонжерону усиливающие кницы для установки такелажных узлов. В стенке нервюры № 4 имеются два отверстия для соединения мягких топливных баков, усиленные накладками.

Нервюры № 5 и 6 (фиг. 40, 41) усилены под навеску двигателей и главных ног шасси и выполнены цельноштампованными из сплава АК6.

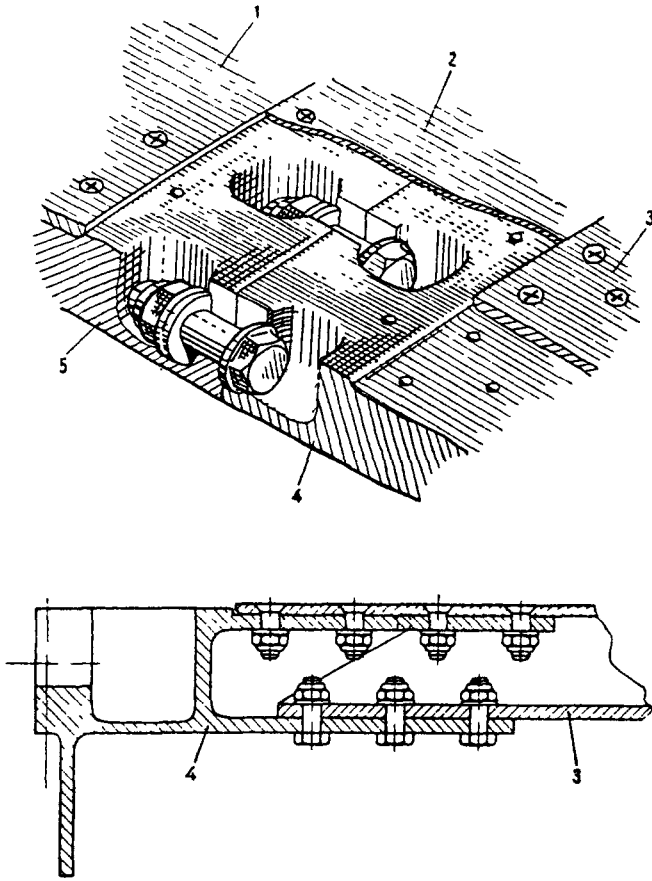
Нервюра № 7, расположенная по стыку со средней частью крыла, представляет собой глухую стенку, подкрепленную стойками из прессованного профиля. Стенка сверху и снизу приклепана к вертикальным ребрам профилей разъема, а к лонжеронам — при помощи угольников.

Носок центроплана расположен между нервюрами № 2—5 слева и справа от фюзеляжа и состоит из обшивки, верхнего и нижнего гофров, приклепанных к обшивке, верхнего и нижнего поясов таврового сечения и набора диафрагм.

Носок крепится к поясам переднего лонжерона и торцовым носкам нервюр № 2 и 5 с помощью болтов с потайными головками и анкерных гаек. В передней части носка верхний и нижний гофры образуют профилированную щель, в которую входят эжекторные насадки трубы подвода горячего воздуха из противообледенительной системы.

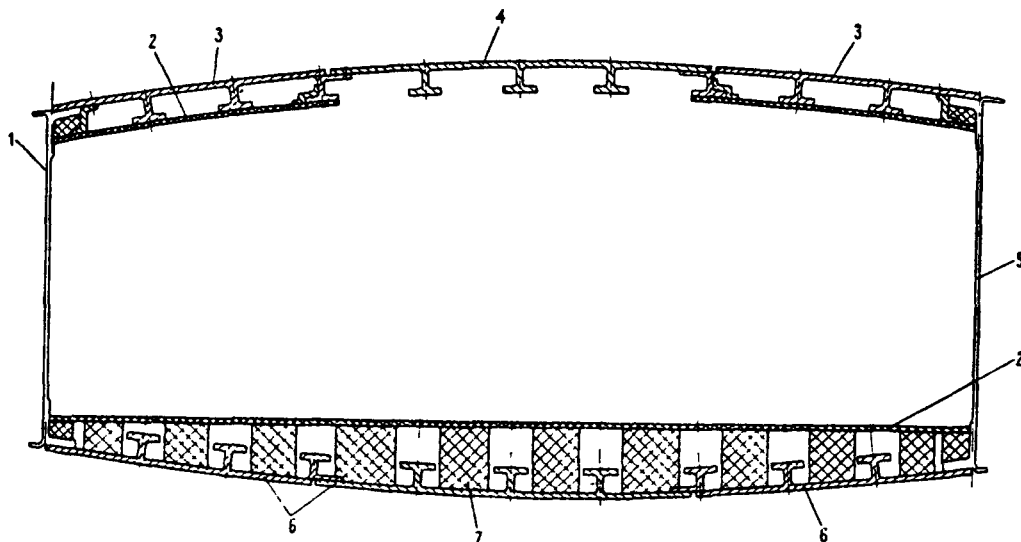
На нижней стороне носка лонжерона имеются откидные панели (по две с каждой стороны) для доступа к агрегатам и проводкам, расположенным внутри носка. Откидная панель состоит из обшивки и приклеенного к ней штампованного каркаса из листового дуралюмина. Панели крепятся к носку с помощью петель с шомполами и винтовых самоконтрящихся замков.

Хвостовая часть центроплана выполнена в виде двух участков, расположенных слева и справа от



Фиг. 38. Стыковка панелей центроплана и средней части крыла:

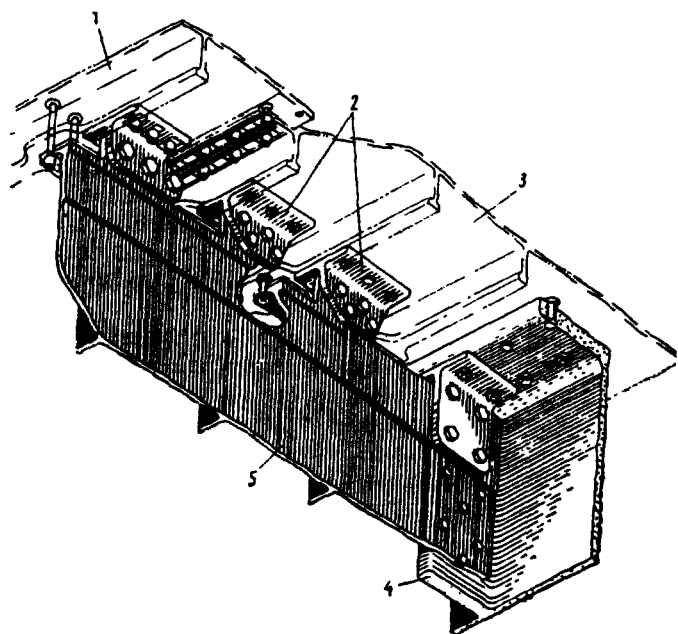
1—панель средней части крыла; 2—защитная лента; 3—панель центроплана; 4, 5—профили разъема



Фиг. 39. Контейнер топливного бака:

1, 5—лонжероны; 2—стеклотекстолит; 3, 6—несъемные панели; 4—съемная панель, 7—пенопластовая бобышка

фюзеляжа между нервюрами № 2—5 за задним лонжероном.



Фиг. 40. Крепление нервюры № 5 к панелям и к заднему лонжерону:

1—съемная панель; 2—кницы; 3—технологическая панель; 4—лонжерон; 5—нервюры № 5

Хвостовая часть состоит из верхней обшивки, подкрепленной стрингерами, набора штампованных хвостовиков нервюр и полунервюр, законцовочного профиля, обшивки ниши закрылка и нижних откидных панелей (по одной с каждой стороны). Обшивка ниши закрылка выполнена химическим фрезерованием из листового материала.

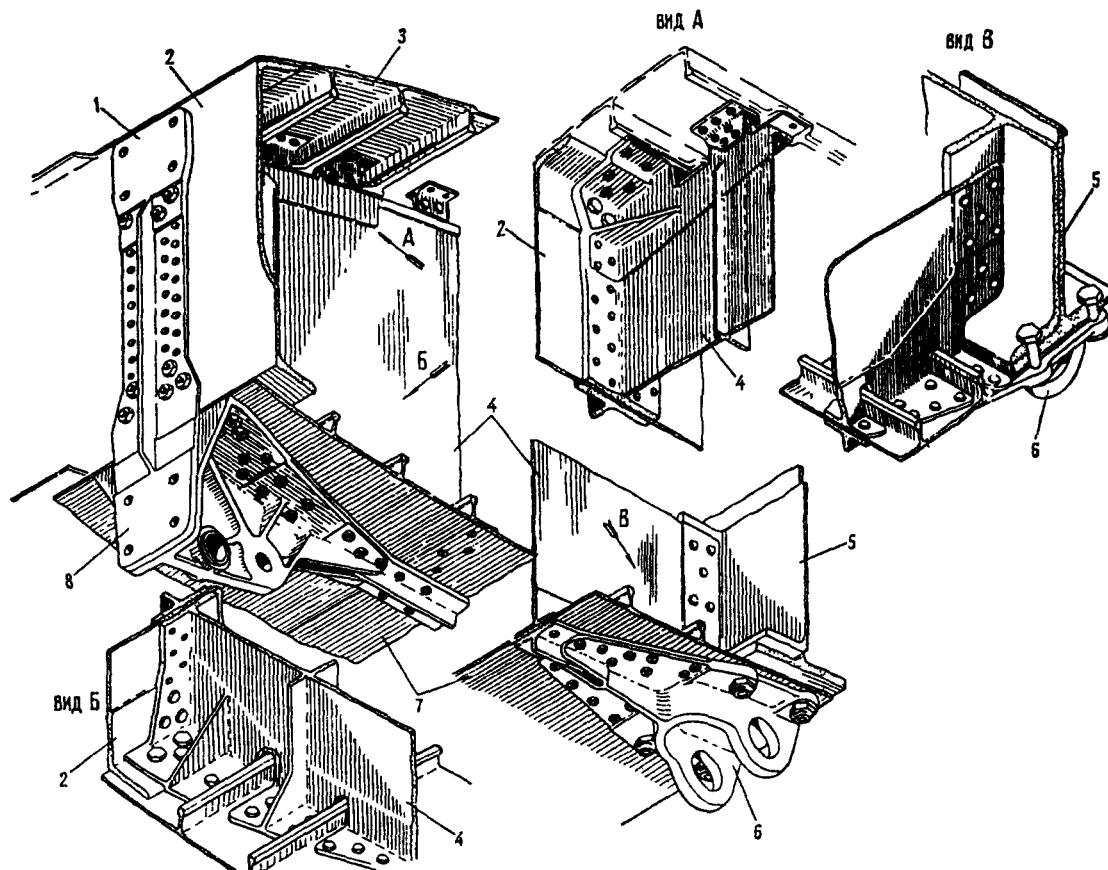
Откидная панель состоит из обшивки и приваренного к ней листового штампованного каркаса с рифтами жесткости. Откидная панель крепится с помощью петли с шомполом к нижнему поясу заднего лонжерона. В закрытом положении панель фиксируется при помощи винтовых самоконтрающихся замков.

СРЕДНЯЯ ЧАСТЬ КРЫЛА

Средняя часть крыла (фиг. 42) состоит из переднего и заднего лонжеронов, верхней и нижней сборных панелей, одиннадцати нервюр, носовой и хвостовой частей. Кессон средней части крыла герметизирован и используется как бак для топлива.

Средняя часть крыла по нервюре № 7 стыкуется с центропланом, а по нервюре № 12 — с отъемной частью крыла.

Лонжероны средней части крыла — балочного типа. Каждый лонжерон состоит из верхнего и нижнего поясов и стенки, подкрепленной стойками из прессованного профиля. Пояса изготовлены из прессованного профиля таврового сечения. На обоих



Фиг. 41. Силовая нервюра № 6:

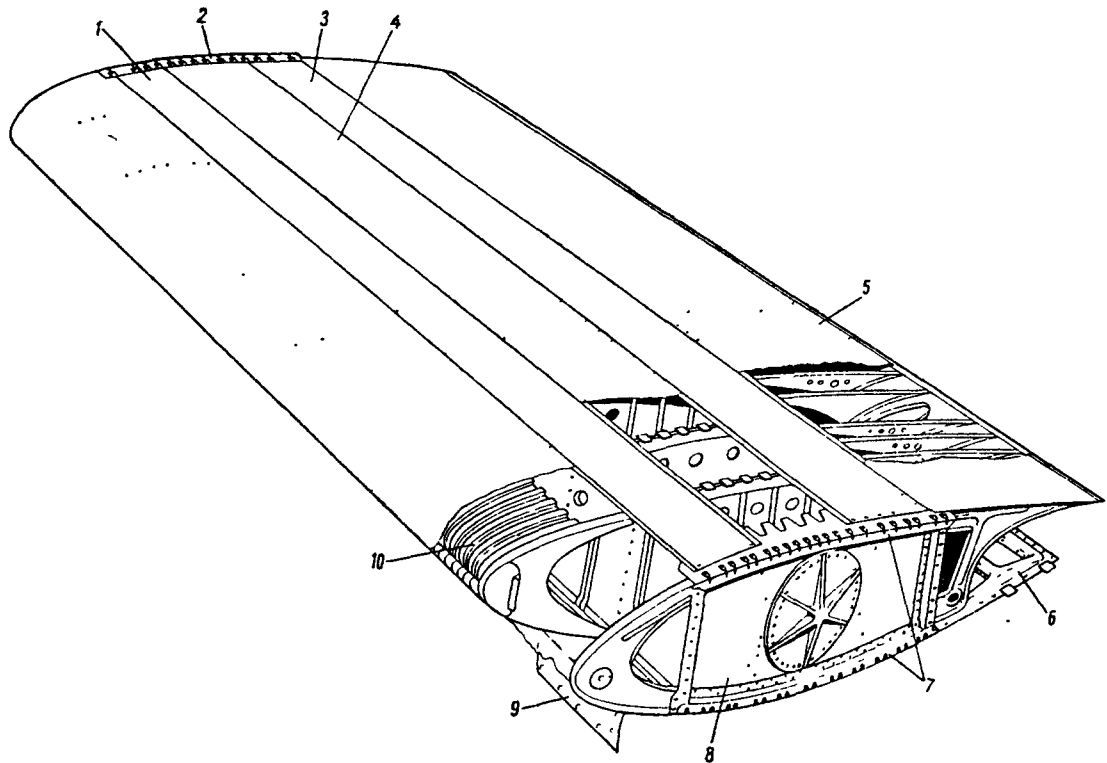
1—верхний узел подвески двигателя; 2—передний лонжерон центроплана; 3—верхняя панель; 4—стенка нервюры № 6; 5—задний лонжерон; 6—узел крепления главной ноги шасси; 7—нижняя панель центроплана; 8—нижний узел подвески двигателя

концах лонжероны имеют фитинги для стыка с лонжеронами центроплана и отъемной части крыла.

На заднем лонжероне по нервюрам № 8 и 11 установлены узлы навески монорельсов и винтовых подъемников закрылка.

кого фрезерования толщина верхней панели между стрингерами доводится до 1,5 мм, а нижней панели — до 1,2 мм с утолщением по профилям разъема, местам крепления нервюр и лонжеронов.

Между стрингерами № 3 и 7 сверху расположена



Фиг. 42. Средняя часть крыла:

1, 3—технологические (несъемные) панели, 2—профили для стыковки СЧК с ОЧК; 4—съемная панель, 5—хвостовая часть СЧК, 6—откидная панель хвостовой части; 7—профили для стыковки СЧК с центропланом, 8—нервюра № 7; 9—откидная панель носка; 10—гофр носка

Панели средней части крыла состоят из химически фрезерованных обшивок с девятью приклепанными стрингерами двутаврового сечения; стрингеры № 1 и 9 по длине обрезаны у нервюры № 10а.

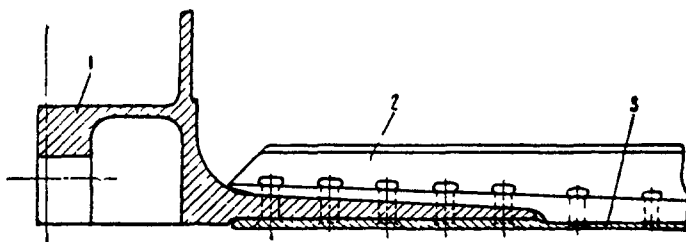
На концах панели установлены профили разъема (фиг. 43), служащие для стыковки с центропланом и консолью. Обшивка верхней панели на участках

съемная панель, которая крепится к стрингерам и профилям разъема с помощью болтов с потайными головками и герметических анкерных гаек. Герметизация съемной панели осуществляется резиновой уплотнительной прокладкой и герметиком УЗ0МЭС-5, болты герметизируются резиновыми уплотнительными кольцами, устанавливаемыми под головки в зенковку на обшивке, и герметическими анкерными гайками.

Нервюры средней части крыла — балочного типа. Каждая нервюра состоит из стенки, подкрепленной приваренными точечной электросваркой стойками из прессованного уголкового профиля, верхнего и нижнего поясов уголкового и таврового сечения. Нервюры крепятся к панелям с помощью книц. В стенках нервюр имеются отверстия для переливания горячего.

Нервюры № 7 и 12 служат торцовыми гермостенками средней части крыла и отличаются по своей конструкции от остальных девяти нервюр. Обе нервюры представляют собой глухие стенки, к которым приклепаны стойки из прессованного профиля; по периметру кессона стенки закреплены на вертикальных ребрах профилей разъема и фитингов лонжеронов.

В стенке нервюры № 7 имеется технологический люк с герметической крышкой на болтах; диаметр



Фиг. 43. Соединение профиля разъема с панелью СЧК:

1—профиль разъема, 2—стрингер; 3—обшивка

от переднего лонжерона до стрингера № 3 и от стрингера № 7 до заднего лонжерона имеет толщину 2 мм, на участке от стрингера № 3 до стрингера № 7 — 3,5 мм. Обшивка нижней панели выполнена из целого листа толщиной 3,5 мм. Путем химичес-

отверстия люка — 380 мм. В нервюре № 12 имеется технологический люк диаметром 80 мм. Люки служат для слива растворителя при промывке кессона перед герметизацией, продувки кессона горячим воздухом при просушке герметика и для других работ при герметизации.

Нервюры № 8 и 11 усилены штампованными фитингами: по переднему лонжерону — для установки такелажных узлов, по заднему лонжерону — для крепления монорельсов и подъемников закрылка. Сверху к задним фитингам крепятся такелажные узлы.

Носок средней части крыла крепится к торцовым носкам нервюр № 7 и 12 и к поясам переднего лонжерона с помощью винтов с полупотайными головками и анкерных гаек.

По конструкции носок средней части крыла аналогичен носку центроплана, но вместо откидных панелей в нижней части имеет отдельные люки, крышки которых подвешены на петлях и крепятся винтовыми замками. Эти люки расположены в зонах нервюр № 7—8 и 10—11 и 11—12 и служат для подхода к агрегатам и проводкам, расположенным в носке. В зоне нервюр № 10—10а снизу имеется окантованный люк для установки посадочной фары.

В местах стыка носков центроплана, средней и отъемной частей крыла по нервюрам № 7 и 12 имеются компенсационные перекрывные ленты, одновременно служащие для подхода к стыкам трубы подвода горячего воздуха при установке и снятии носков.

Хвостовая часть средней части крыла расположена между нервюрами № 7—12 и образует нишу закрылка за задним лонжероном крыла. Хвостовая часть состоит из верхней химически фрезерованной обшивки, подкрепленной стрингерами, химически фрезерованной обшивки ниши закрылка, набора штампованных нервюр и полунервюр, штампован-

ного листового каркаса, законцовочного профиля и нижних откидных панелей, аналогичных откидным панелям хвостовой части центроплана.

ОТЪЕМНАЯ ЧАСТЬ КРЫЛА

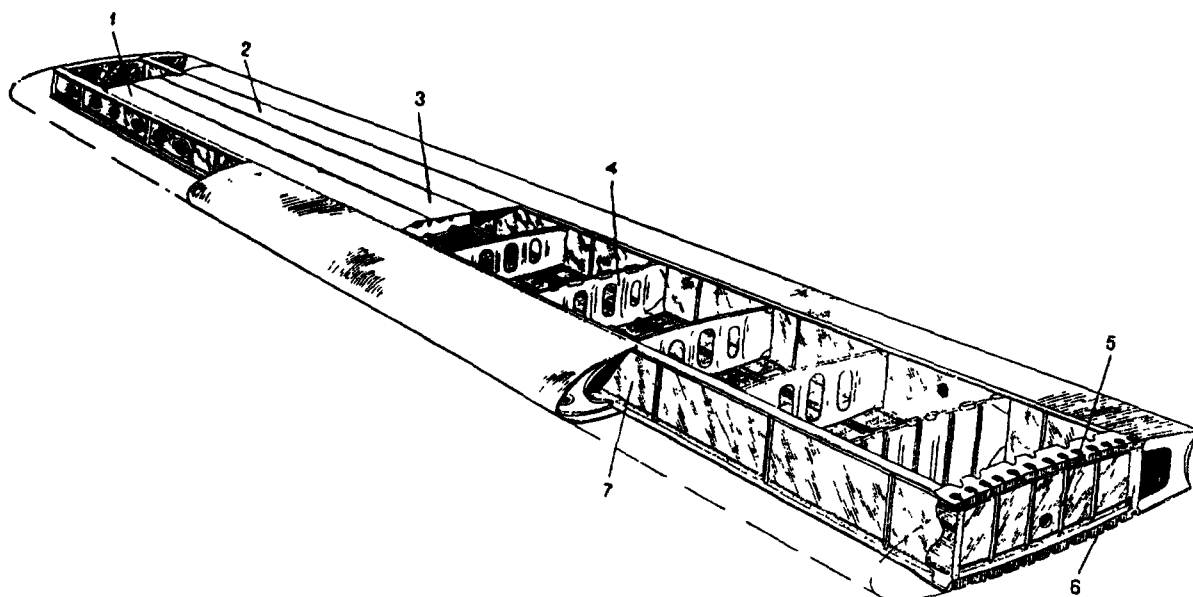
Отъемные части крыла (фиг. 44) расположены между нервюрами № 12—23. Отъемная часть состоит из переднего и заднего лонжеронов, верхней и нижней панелей, 12 нервюр, носовой и хвостовой частей и концевого обтекателя крыла.

Лонжерон отъемной части крыла — балочного типа. Каждый лонжерон состоит из нижнего и верхнего поясов, стенки, подкрепленной стойками из прессованных профилей, и фитингов, установленных по нервюре № 12 и служащих для стыка с лонжеронами средней части крыла. Пояса лонжеронов изготовлены из специального прессованного профиля таврового сечения. В стенке переднего лонжерона в зоне нервюр № 21—23 имеются отверстия для выхода внутрь кессонной части горячего воздуха из противообледенительной системы. Воздух выходит наружу через жалюзи концевого обтекателя крыла.

Панели отъемной части крыла состоят из обшивки толщиной 2 мм, приклепанных к ней стрингеров таврового сечения и профилей разъема по нервюре № 12. Панели и их крепление к нервюрам и лонжеронам выполнены так же, как и на средней части крыла.

Верхняя сборная панель имеет семь стрингеров, из которых стрингеры № 4 и 6 обрезаны у нервюры № 16, а стрингеры № 2 и 8 — у нервюры № 21. Остальные стрингеры доходят до концевого обтекателя крыла. Между стрингерами № 3 и 7 сверху установлена съемная панель, закрепляемая по стрингерам, нервюрам и профилю разъема с помощью болтов с потайными головками и анкерных гаек.

На нижней сборной панели установлено пять стрингеров, из них стрингеры № 2 и 8 обрезаны у



Фиг. 44. Отъемная часть крыла:

1, 2—несъемные панели, 3—съемная панель; 4—нервюра № 16; 5—нервюра № 12; 6—профиль разъема; 7—передний лонжерон

нервюры № 21, остальные доходят до концевой обтекателя крыла.

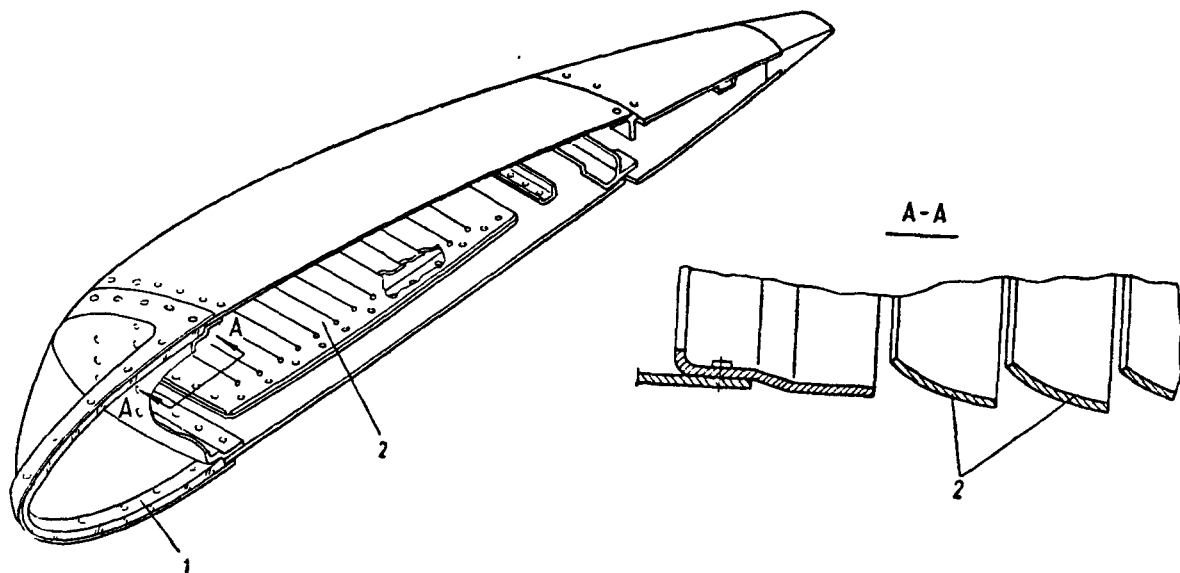
Нервюры отъемной части крыла — балочного типа. Каждая нервюра состоит из стенки с овальными отверстиями для облегчения, нижнего и верхнего поясов и книц для крепления к панелям. Для увеличения жесткости между отверстиями на стенках имеются вертикальные зиги. К лонжеронам нервюры крепятся с помощью прессованных угольников. Нервюры № 13, 16, 18 и 21, расположенные в местах установки узлов навески элеронов, имеют усиленные пояса и штампованные фитинги по заднему лонже-

горячего воздуха из системы обогрева носка. Обтекатель крепится к внешним половинам тавровых поясов нервюры № 23. Обтекатель аэронавигационного огня выполнен легкоъемным.

ЗАКРЫЛКИ

Однощелевой закрылок центроплана

Однощелевой закрылок центроплана состоит из обшивки, подкрепленной стрингерами, набора нервюр, лонжерона, кронштейнов навески, кронштейна крепления подъемника и законцовочного профиля.



Фиг. 45 Концевой обтекатель крыла:

1—обтекатель аэронавигационного огня; 2—жалюзи

рону. Нервюры № 13 и 18 в зонах переднего и заднего лонжеронов у верхней панели усилены фитингами под такелажные узлы для подъема ОЧК.

Нервюра № 23 по своей конструкции отлична от других нервюр и состоит из стенки с отверстиями для облегчения и профилями жесткости. Нервюра выступает за задний лонжерон и доходит до конца профиля крыла. Верхний и нижний профили нервюры — таворового сечения. Они прилегают непосредственно к обшивке панелей. Нервюра крепится к лонжеронам при помощи тавровых стоек. За задним лонжероном на стенке нервюры установлен узел концевой опоры элерона.

Хвостовая часть отъемной части крыла состоит из верхней и задней обшивки, набора штампованных диафрагм, продольного нижнего стрингера и двух секций откидных панелей, крепящихся на петлях к лонжерону крыла и с помощью винтовых замков — к диафрагмам и продольному стрингеру.

В местах установки узлов навески элеронов задняя обшивка имеет вырезы под эти узлы. Верхняя и задняя обшивки крепятся к кронштейнам навески элеронов при помощи книц.

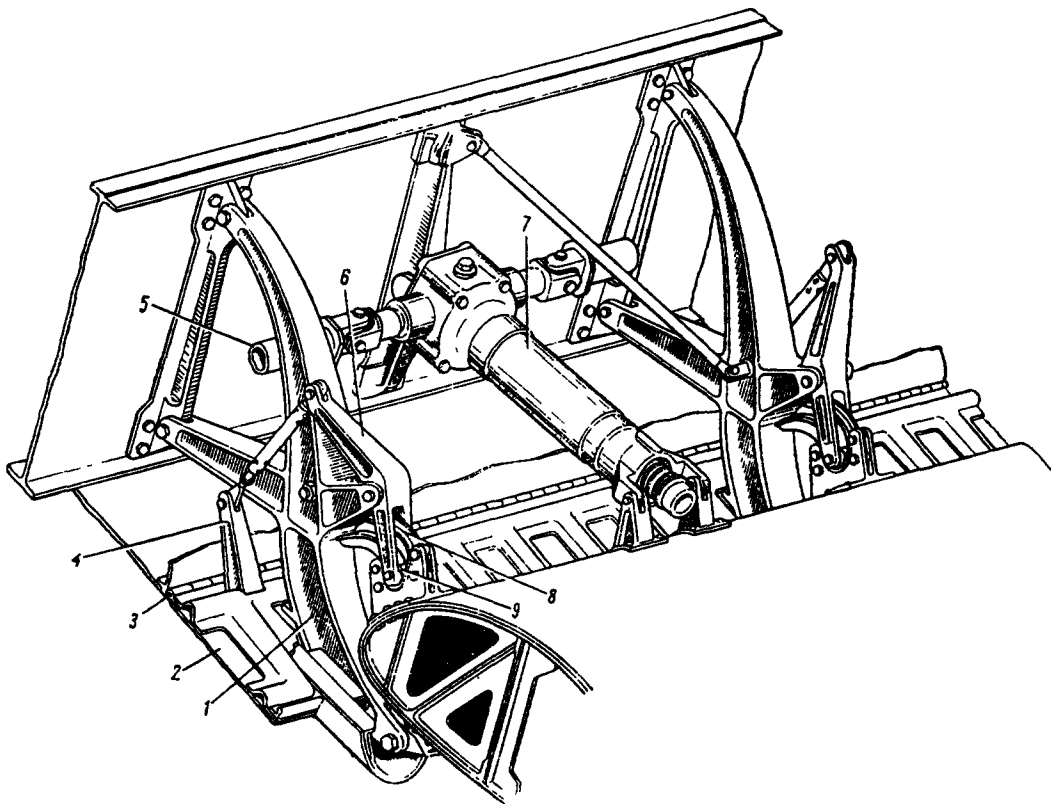
Концевой обтекатель крыла (фиг. 45) состоит из штампованной обшивки, носка и набора диафрагм.

В носовой части обтекателя установлен аэронавигационный огонь. Снизу в межлонжеронной части крыла имеются жалюзи для выхода в атмосферу

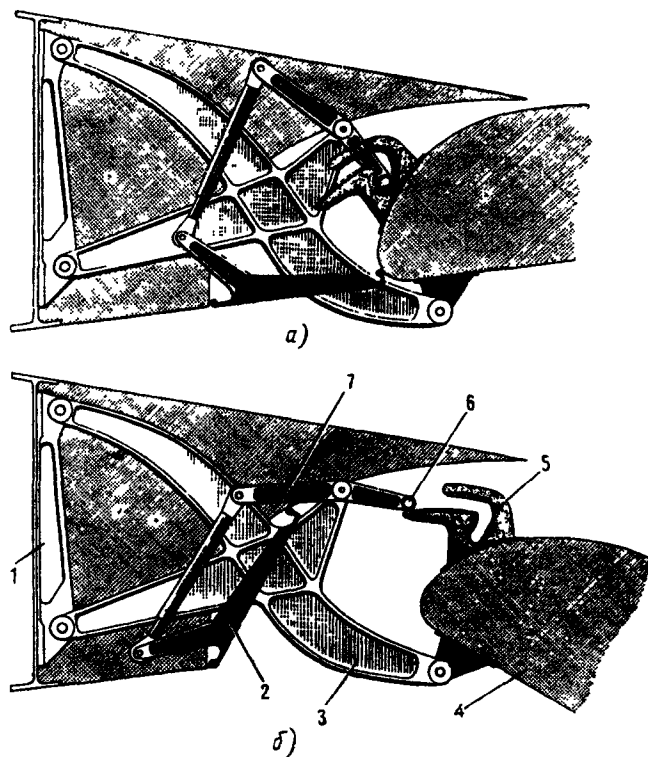
Стрингерный набор соединен с обшивкой точечной электросваркой. Нервюры закрылка делятся лонжероном по хорде на две части. Нервюры закрылка — разрезные, за исключением торцовых нервюр, и состыкованы по лонжерону и законцовочному профилю. Торцовые нервюры — цельные, штампованные из листового материала.

Носовые части крепятся к обшивке точечной электросваркой. Лонжерон закрылка центроплана — балочного типа.

Закрылок центроплана навешен на двух кронштейнах, которые крепятся к заднему лонжерону центроплана по нервюрам № 3 и 4 (фиг. 46). Кронштейн навески закрылка и кронштейн подъемника крепятся к силовым штампованным носкам закрылка. С закрылком кинематически связан управляемый щиток. При отклонении закрылка щиток отклоняется и образует профилированную щель между хвостовой частью центроплана и закрылком (фиг. 47). При взлетном положении закрылка (15°) щиток становится на упоры хвостовой части центроплана, открывая профилированную щель полностью. При дальнейшем выпуске закрылка до посадочного положения (38°) и уборке до взлетного положения (15°) щиток остается на упорах, оставляя профилированную щель полностью открытой. Закрывает щиток профилированную щель при полной уборке закрылка.



Фиг. 46. Подвеска однощелевого закрылка центроплана:
 1—кронштейн подвески закрылка, 2—щиток; 3—шомпольная петля; 4—рычаг щитка; 5—вал
 трансмиссии закрылков, 6—качалка, 7—винтовой подъемник закрылка; 8—направляющая;
 9—ролик



Фиг. 47. Схема отклонения щитка:
 а—закрылок убран; б—закрылок выпущен, 1—лонжерон центроплана, 2—щиток, 3—кронштейн подвески закрылка, 4—закрылок; 5—направляющая; 6—ролик, 7—двулучевая качалка

Щиток состоит из верхней штампованной панели, нижней обшивки, двух кронштейнов управления. Петли навески, концевых уголков с резиновыми герметизирующими профилями. Шомпольная петля навески щитка крепится к продольному профилю хвостовой части центроплана.

Двухщелевой закрылок средней части крыла

К двухщелевому закрылку на кронштейнах приклепан профилированный дефлектор. При отклонении закрылка хвостовая часть крыла, дефлектор и закрылок образуют двойную профилированную щель.

Закрылок состоит из обшивки, набора нервюр, лонжерона и двух кареток. Обшивка закрылка с целью упрощения его сборки выполнена из отдельных листов. В хвостовой части закрылка установлен законцовочный магниевый профиль. Нервюры закрылка сделаны разрезными и состыкованы по лонжерону. Торцовые нервюры—неразрезные. Лонжерон закрылка состоит из стенки, двух полок и стоек из прессованных уголков. Верхняя полка лонжерона имеет вырезы в зоне монорельсов. В местах вырезов установлены штампованные узлы, связывающие полки лонжерона. На лонжероне закрылка установлены два кронштейна для крепления подъемников, а также два кронштейна, крепящиеся к лонжерону через штампованные накладки и имеющие проушины для крепления кареток.

Каретка (фиг. 48) состоит из двух штампованных рам, соединенных болтами. Между рамами на осях установлены игольчатые подшипники, которые при выдвижении закрылка катятся по полкам монорельса. Каретка крепится к кронштейну закрылка четырьмя болтами. Верхние передние ролики установлены на качающихся и свободно ориентирующихся тележках.

Монорельс 4 (фиг. 49) представляет собой изогнутый в форме дуги окружности стальной двутавровый профиль. Внутренняя и наружная поверхности нижней полки монорельса хромированы и шлифованы. На монорельсе имеются проушины для крепления к узлу, установленному на заднем лонжероне крыла, и двутавровому подкосу.

Дефлектор закрылка состоит из трех секций, каждая из которых крепится на штампованных листовых диафрагмах к носкам нервюр закрылка. Дефлектор состоит из обшивки, лонжерона, набора штампованных нервюр, носового продольного стрингера и законцовочного профиля из магниевого сплава. На нижней обшивке закрылка у законцовочного профиля у каждой нервюры просверлены дренажные отверстия диаметром 3—5 мм.

ЭЛЕРОНЫ

Элероны имеют осевую аэродинамическую компенсацию и стопроцентную весовую балансировку.

Каждая секция элерона состоит из лонжерона, нервюр и обшивки и подвешена к крылу на двух кронштейнах (фиг. 50). Концевая секция элерона имеет дополнительную опору на нервюре № 23. Корневые секции элеронов несут на себе сервокомпенсаторы, а на левой корневой секции элерона, кроме того, расположен триммер. Лонжерон элерона име-

ет верхний и нижний пояса, стенки с рифтами жесткости и окнами под кронштейны навески. Нервюры выполнены разрезными, состыкованными по лонжерону. Каждая часть нервюры выштампована из листового дуралюмина и имеет отверстия для облегчения и зиги жесткости. Торцовые нервюры выполнены неразрезными.

Для доступа к механизму управления триммером на нижней части носка предусмотрен лючок с крышкой на петле. К носкам нервюр по размаху элерона крепится стальной весовой балансир.

Триммер элерона состоит из лонжерона, набора нервюр и обшивки, выклеенных из стеклоткани и пенопласта. Триммер крепится к элерону посредством трех узлов (фиг. 51).

Сервокомпенсатор элерона по конструкции аналогичен триммеру.

СТЫКОВКА КРЫЛА

Крыло крепится к фюзеляжу при помощи шестнадцати болтов из стали 40ХНМА, стыкующих кронштейны, установленные на лонжеронах центроплана, со стойками шпангоутов № 17 и 20.

Центроплан со средней частью крыла и средняя часть с отъемной частью стыкуются с помощью фитинговых профилей разъема по верхним и нижним контурам крыла. Болты выполнены из стали 40ХНМА и работают на разрыв. Стенки лонжеронов стыкуются болтами из стали 30ХГСА, работающими на срез. Гайки стыковочных болтов затягиваются тарировочными ключами.

4. ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА

Оперение самолета (фиг. 52) — свободнотонущее, однокилевое, металлической конструкции. Оперение состоит из двух консолей стабилизатора, двух половин руля высоты, киля, руля направления, форкиля и двух подфюзеляжных гребней. На каждой половине руля высоты установлен триммер, на руле направления — пружинный триммер-сервокомпенсатор.

Внешние обводы киля и стабилизатора по сечениям образованы набором нервюр, представляющих собой аэродинамические профили. Переходы от одного профиля к другому выполнены по линейному закону.

Угол поперечного V горизонтального оперения равен $+9^\circ$, угол установки стабилизатора 0° .

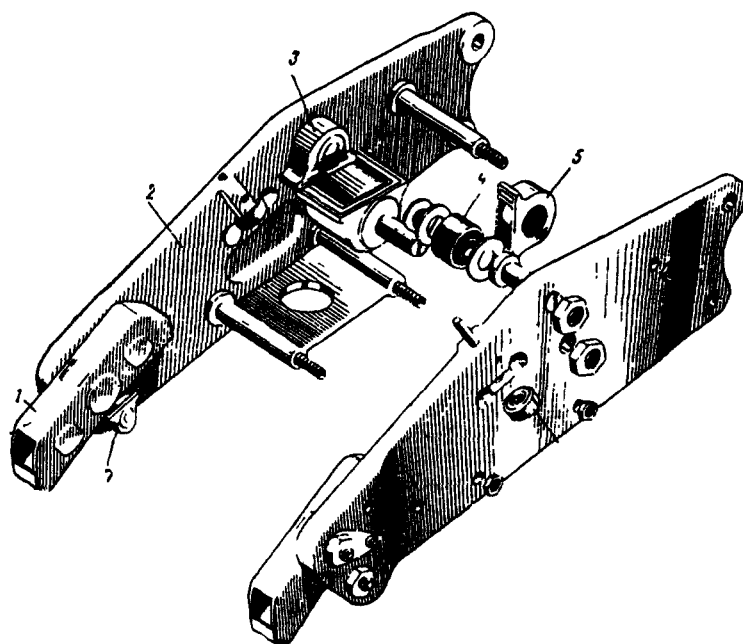
Стабилизатор и киль — двухлонжеронной конструкции с работающей дуралюминовой обшивкой. Руль направления и руль высоты имеют аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку.

Детали и узлы оперения изготовлены в основном из дуралюмина Д16-Т. Для заклепочных швов применены заклепки из сплава Д18 (для заклепок диаметром до 3,5 мм) и из сплава В65 (для заклепок диаметром более 3,5 мм).

Схема и раскрой обшивки горизонтального и вертикального оперения показаны на фиг. 53 и 54.

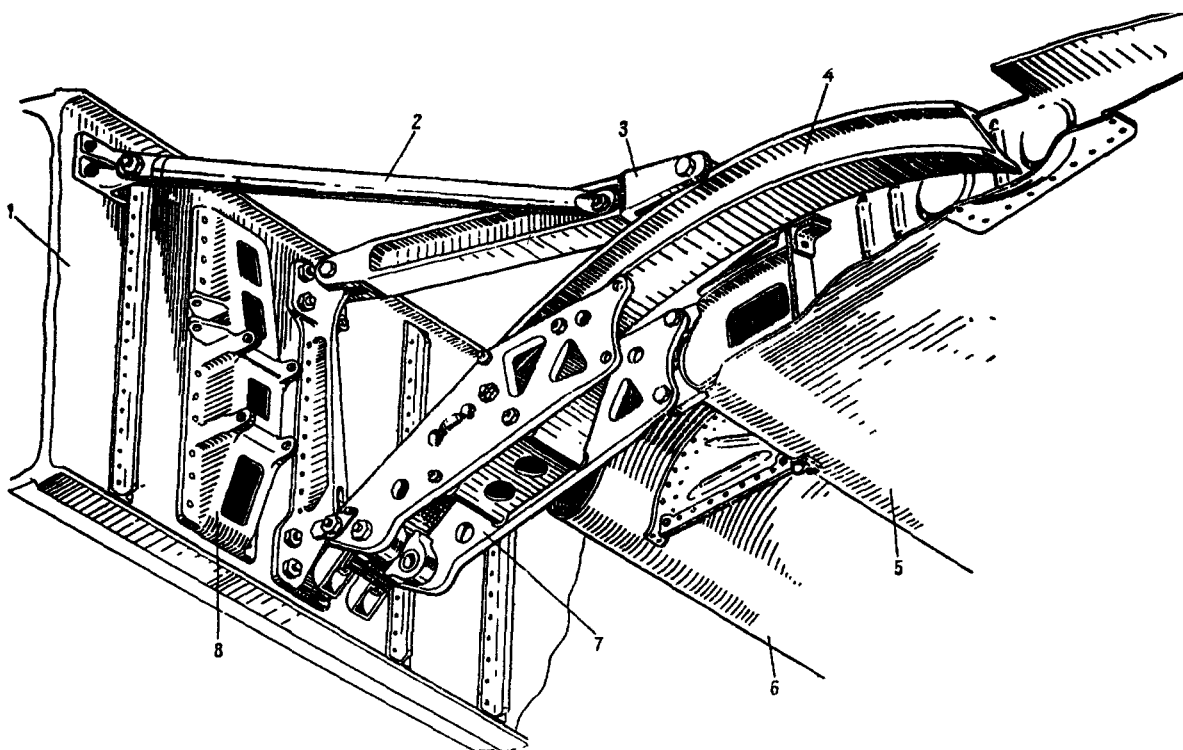
СТАБИЛИЗАТОР

Консоль стабилизатора (фиг. 55) состоит из кессонной (межлонжеронной) части, съемного носка, хвостовой части и концевой обтекателя.



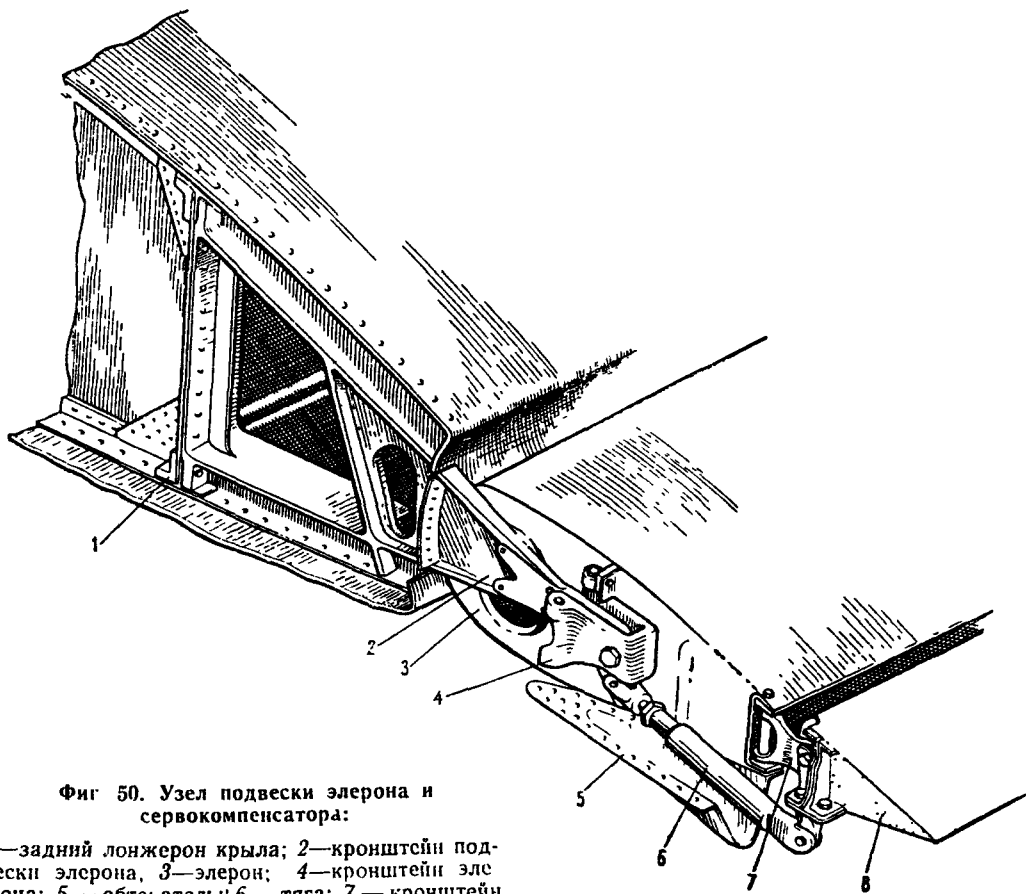
Фиг. 48. Каретка закрылка:

1—тележка с роликами; 2—рама; 3, 5, 7—кожухи подшипников; 4, 6—игольчатые подшипники



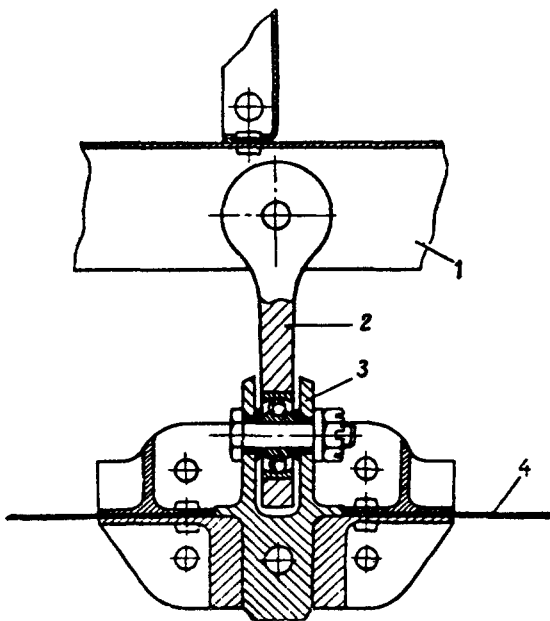
Фиг. 49. Подвеска двухцелевого закрылка:

1—задний лонжерон крыла; 2, 3—подкосы; 4—монорельс; 5—закрылок; 6—дефлектор; 7—каретка закрылка; 8—кронштейн для установки деталей управления закрылками и элеронами



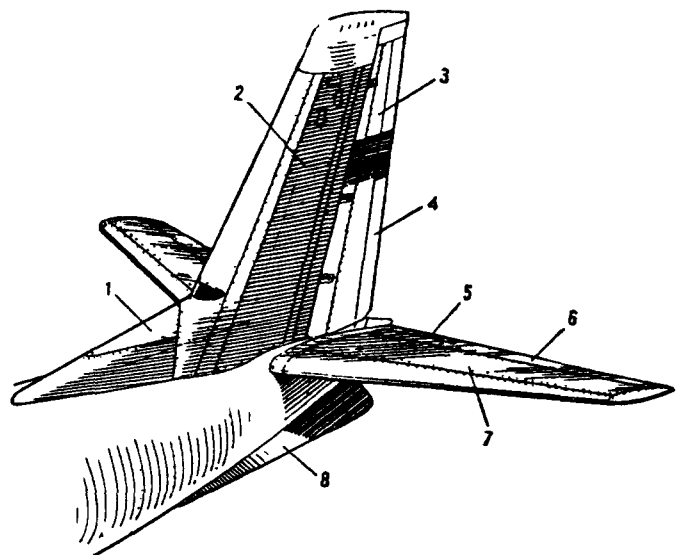
Фиг. 50. Узел подвески элерона и сервокомпенсатора:

1—задний лонжерон крыла; 2—кронштейн подвески элерона, 3—элерон; 4—кронштейн элерона; 5—обтекатель; 6—тяга; 7—кронштейн подвески сервокомпенсатора; 8—сервокомпенсатор



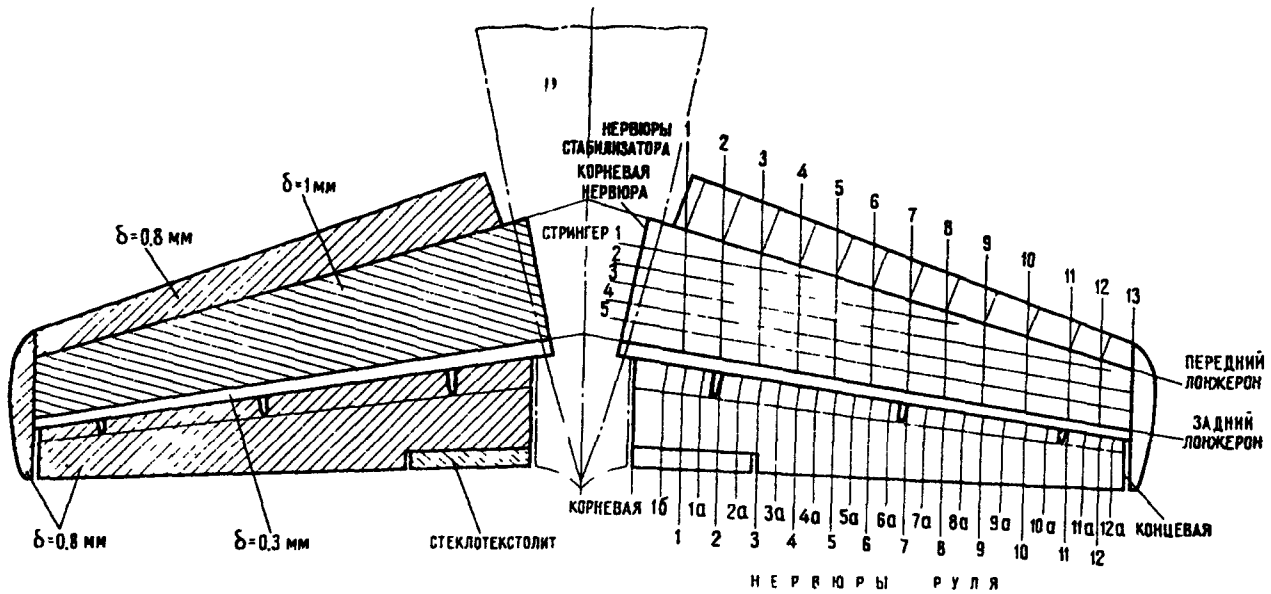
Фиг. 51. Узел подвески триммера:

1—триммерная балочка элерона; 2—вилка со сферическим подшипником; 3—кронштейн триммера; 4—лонжерон триммера

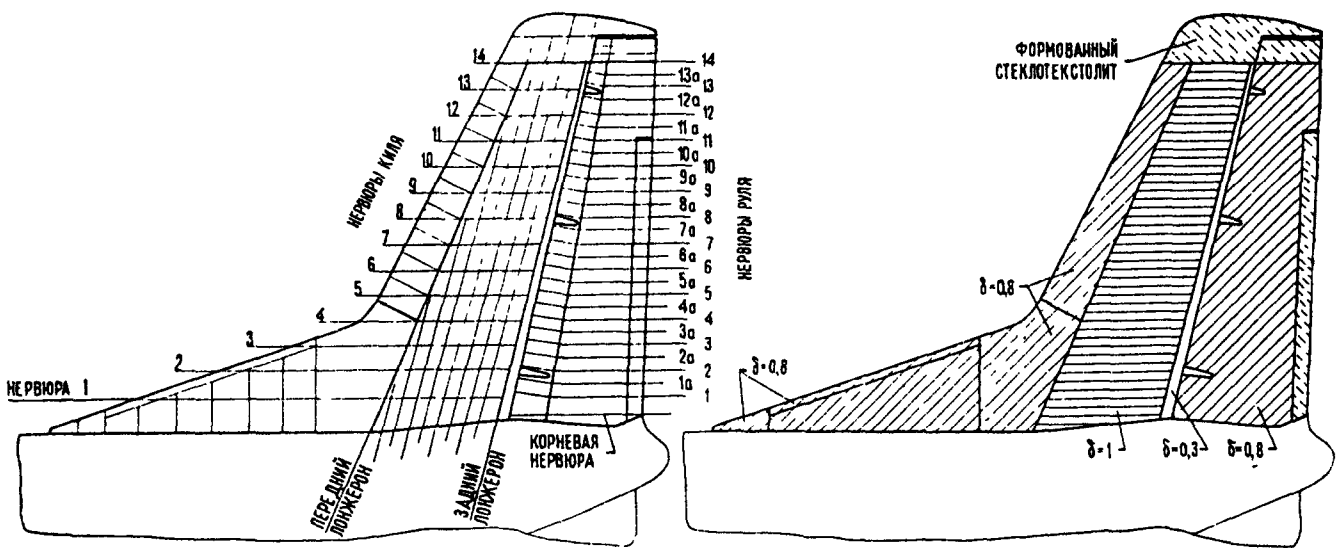


Фиг. 52. Оперение самолета:

1—форкиль; 2—киль; 3—руль направления; 4—пружинный триммер-сервокомпенсатор; 5—триммер; 6—руль высоты; 7—стабилизатор; 8—подфюзеляжный гребень



Фиг. 53. Схема и раскрой обшивки горизонтального оперения:
 δ —толщина дуралюминовой обшивки

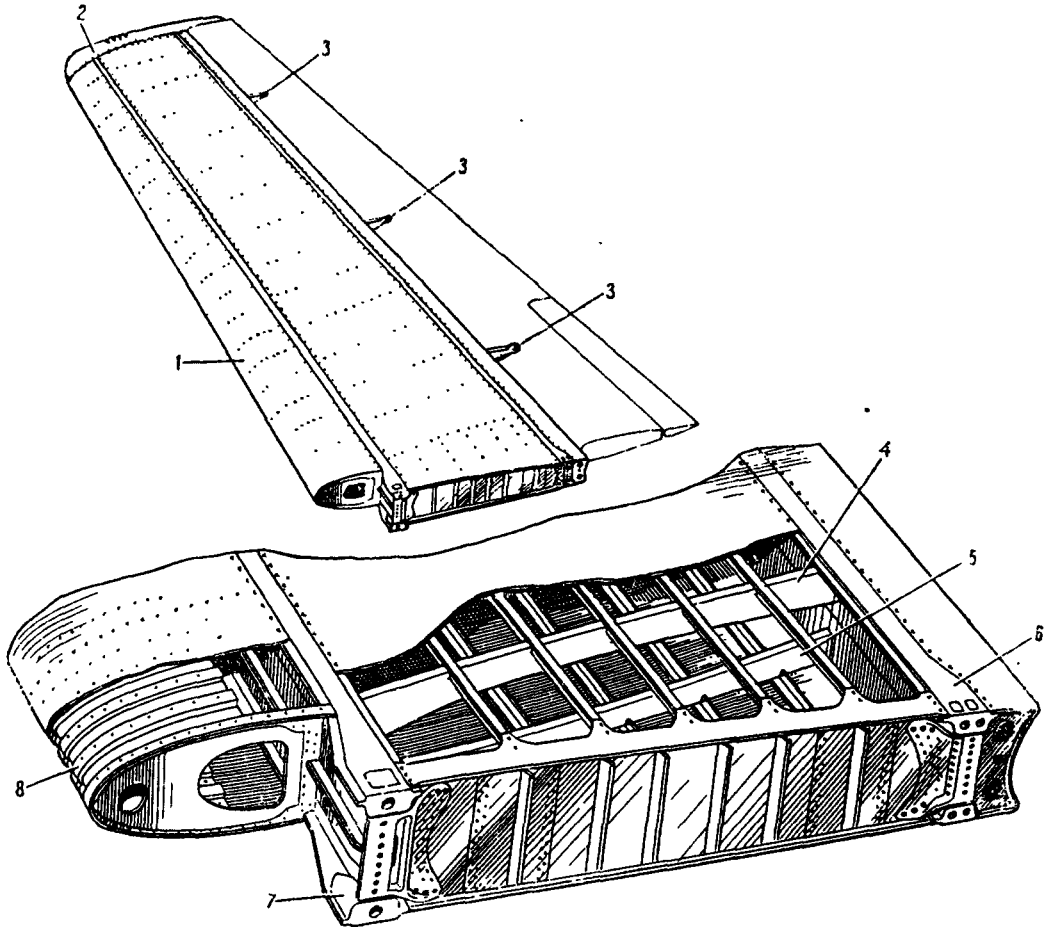


Фиг. 54. Схема и раскрой обшивки вертикального оперения:
 δ —толщина дуралюминовой обшивки

С целью упрощения технологии сборки кессонная (межлонжеронная) часть стабилизатора делится по хорде на две половины. Лонжероны и нервюры состоят из верхних и нижних, симметричных относительно хорды, частей. Верхние и нижние полулонжероны и полунервюры соответственно входят в конструкцию верхней и нижней технологических панелей. Обшивка панелей стабилизатора выполнена из дуралюминовых листов толщиной 1 мм, химичес-

крепленного вертикальными стойками. На одном конце пояса имеется фитинг для стыковки с фюзеляжем. Полулонжероны стыкуются между собой по горизонтальным полкам стенок после сборки, анодировки и окраски панелей.

Стрингеры панелей стабилизатора расположены параллельно заднему лонжерону и по мере подхода к переднему лонжерону обрезаются так, что к нервюре № 13 подходят три стрингера. Стрингеры вы-



Фиг. 55. Правая консоль стабилизатора:

1—носик; 2—концевой обтекатель; 3—узлы навески руля; 4, 5—полунервюры; 6—задний лонжерон; 7—передний лонжерон; 8—гофр носка

ки фрезерованных между стрингерами и нервюрами до толщины 0,8 мм. Стрингеры приварены к обшивке точечной электросваркой. Щели между стрингерами и обшивкой заполнены специальным клеем. После полимеризации клея весь набор панелей анодируется и грунтуется с внутренней стороны.

К нервюрам и поясам лонжеронов обшивка панелей приклепана. На нижних панелях стабилизатора между стрингерами № 3 и 4 за нервюрой № 3 в обшивке имеется два окантованных люка для подхода к антеннам радиовысотомера.

Продольный силовой набор панелей образован передним и задним полулонжеронами и пятью стрингерами. По конструкции полулонжерон состоит из таврового пояса переменного по длине сечения и стенки, изготовленной из прессованного дуралюминового профиля уголкового сечения, под-

полнены из прессованных дуралюминовых бульбоугольников.

Поперечный силовой набор панелей состоит из девяти типовых, трех силовых полунервюр, корневой и концевой нервюры. Типовые полунервюры штампованы из листового дуралюмина с отбортовками для крепления обшивки. Силовые полунервюры № 2, 7 и 11, воспринимающие нагрузки от узлов навески руля высоты, дополнительно усилены прессованными дуралюминовыми профилями. Корневая и концевая нервюры — усиленные, балочного типа, состоят из поясов и усиленных стойками стенок.

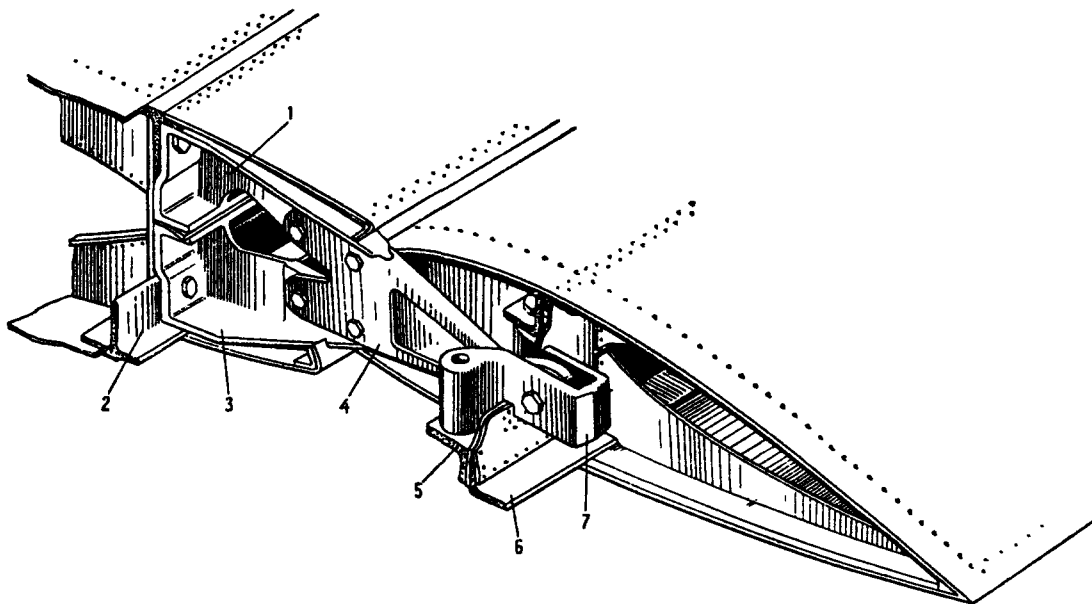
Корневая нервюра имеет фитинги для крепления к лонжеронам и к фюзеляжу. В стенке корневой нервюры имеется съемный технологический люк на винтах для доступа внутрь кессонной части стабилизатора при сборке.

На заднем лонжероне стабилизатора по нервюрам № 2, 7 и 11 установлены узлы навески руля высоты (фиг. 56). Узлы выполнены из двух половин, каждая доловина крепится к соответствующей панели стабилизатора. Обе половинны узла стыкуются между собой при помощи стальной вилки, которая на конце имеет подшипник для навески руля. Узлы навески выштампованы из алюминиевого сплава АК6.

РУЛЬ ВЫСОТЫ

Каждая половина руля высоты (фиг. 57) состоит из двух клеесварных панелей, соединенных в плоскости хорд, законцовочного профиля и балочки для навески триммера.

Клеесварная панель состоит из полулонжерона, двадцати двух полунервюр, обшивки и балансировочного груза.



Фиг. 56. Узел навески руля высоты:

1, 3—верхняя и нижняя половинны узла; 2—лонжерон стабилизатора; 4—хромансилевая вилка; 5—кронштейн на лонжероне руля; 6—лонжерон руля; 7—серьга

Съемный носок консоли стабилизатора расположен между нервюрами № 1—13 и состоит из обшивки, верхнего и нижнего гофров и поперечных нервюр-диафрагм. Верхний и нижний гофры в носовой части образуют профилированную щель. В эту щель через насадки направляется горячий воздух из расположенной в носке подводящей трубы.

Воздух обогревает носок, проходя по периметру верхнего и нижнего гофров, и выходит у переднего лонжерона во внутреннюю полость носка и далее, через жалюзи концевой обтекателя стабилизатора, в атмосферу. Носок крепится к стабилизатору винтами с анкерными гайками по полкам переднего лонжерона и торцовым носкам нервюр № 1 и 13.

Хвостовая часть консоли стабилизатора состоит из тонкой дуралюминовой обшивки, подкрепленной диафрагмами и уголками жесткости. В местах установки узлов навески руля высоты в обшивке имеются вырезы, которые усилены окантовками, установленными на винтах.

Концевой обтекатель консоли стабилизатора изготовлен из листового дуралюмина и усилен поперечными диафрагмами. На нижней стороне обтекателя имеются щели-жалюзи для выхода теплого воздуха, обогревающего носок стабилизатора. Обтекатель крепится к горизонтальным поясам концевой нервюры стабилизатора.

Полулонжерон выполнен из пояса уголкового сечения, бульбостенки с продольными отверстиями для стыкового шомпола и стоек-книц для крепления полунервюр.

Полунервюры выштампованы из листового дуралюмина и имеют z-образное сечение. Нервюры № 16, 1, 1а, корневая и концевая — клепаные, швеллерного сечения. Корневые нервюры усилены профилями из Д16-Т. Эти нервюры устанавливаются после соединения обеих панелей и крепятся к обшивке заклепками. На корневой нервюре имеется фланец управления рулем.

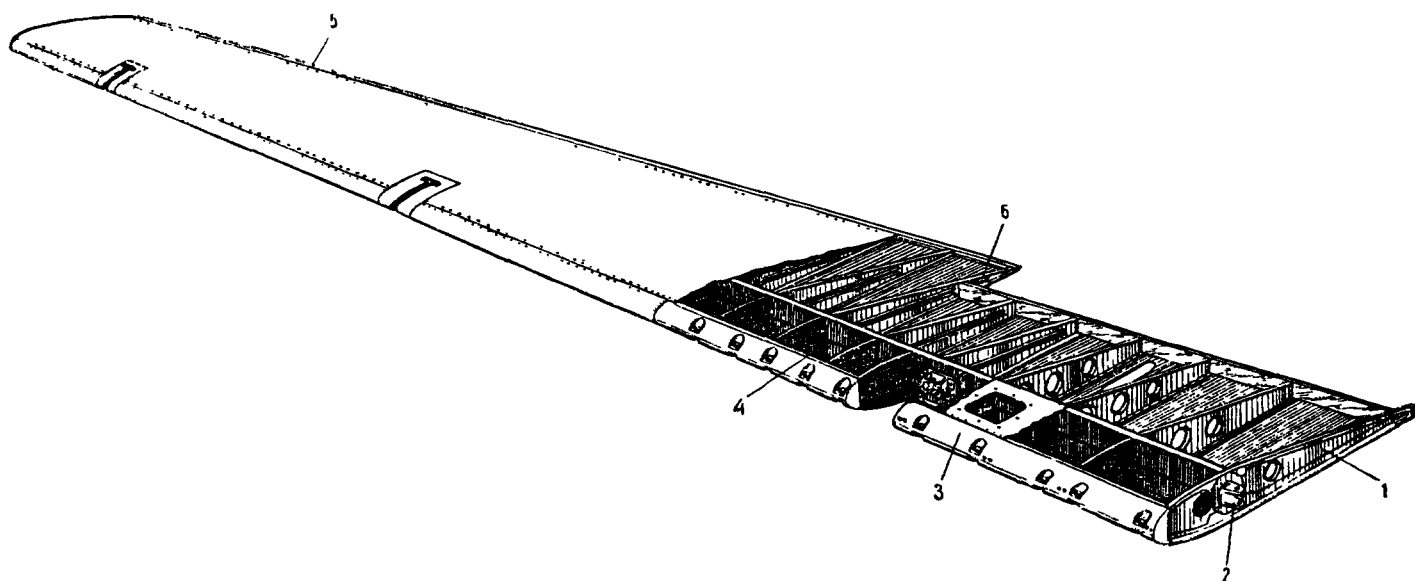
Обшивка панели выполнена из дуралюминовых листов толщиной 0,8 мм, химически фрезерованных до 0,45 мм на участках между нервюрами. Полунервюры крепятся к обшивке точечной электросваркой на клею, пояса лонжеронов — заклепками. В обшивке носка каждой половины руля высоты имеются три выреза для кронштейнов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

Грузы весовой балансировки, кроме груза, расположенного в корневой части руля, выполнены из двух половин, состыкованных болтами в плоскости хорд, и крепятся к обшивке и нервюрам заклепками. Груз корневой части руля выполнен цельным.

Собранные панели руля высоты стыкуются между собой по полулонжеронам посредством шомпола, вкладываемого в отверстия бульбостенок, по нос-

кам — посредством болтов, стягивающих баланси- ровочные грузы, и по задней кромке — посредством законцовочного профиля. Законцовочный профиль изготовлен из магниевого сплава и установлен между нервюрами № 3—13.

Полулонжероны и стрингеры выполнены аналогично полулонжеронам и стрингерам панелей стабилиза- тора. Задний стрингер установлен на расстоянии 200 мм от заднего лонжерона в корневом сечении киля и на расстоянии 100 мм — в концевом сечении.



Фиг. 57. Руль высоты:

1—корневая нервюра; 2—вилка кардана управления; 3—баланси- ровочный груз; 4—стык полулонжеронов; 5—законцовочный профиль, 6— узел подвески триммера

Балочка для крепления триммера выполнена из гнутого дуралюминового швеллера и установлена на участке от корневой нервюры до нервюры № 3. На этом участке нервюры имеют укороченные хвостовики.

Триммер руля высоты состоит из лонжерона, носка, обшивки и пенопластового заполнителя. Лонже- рон представляет собой гнутый дуралюминовый профиль, внутрь которого вложены вкладыши из пенопласта и стеклоткани и стальные баланси- ровочные грузы. Обшивка триммера изготовлена из стек- лоткани и крепится к заполнителю, бобышкам нос- ка и законцовке на клею.

Триммер крепится к рулю высоты посредством одного узла, установленного на балочке руля, и двух кронштейнов по нервюрам № 3 и корневой.

КИЛЬ

Киль (фиг. 58) состоит из левой и правой кле- еварных панелей, съемного носка, хвостовой части и концевой обтекателя. Конструктивно киль выпол- нен аналогично стабилизатору.

Лонжероны и нервюры киля состоят из левых и правых половин. Лонжероны состыкованы в плоско- сти хорд. Левые полулонжероны и полунервюры входят в конструкцию левой панели, правые полу- лонжероны и полунервюры — в конструкцию правой панели. Съемный носок киля выполнен аналогично носку стабилизатора. К заднему лонжерону киля крепится руль направления.

Каждая панель состоит из продольного и попе- речного силовых наборов и обшивки.

Продольный силовой набор панели образован двумя полулонжеронами и восемью стрингерами.

Остальные стрингеры параллельны заднему и обре- заются по мере приближения к переднему лонже- рону так, что к нервюре № 14 подходят всего четыре стрингера.

Поперечный силовой набор панели состоит из де- сяти типовых полунервюр, трех силовых, корневой и концевой нервюр. Типовые полунервюры до нер- вюры № 9 выштампованы из листового дуралюмина с отбортовкой для крепления обшивки и в плоскости хорд окантованы профилем. Остальные типовые по- лунервюры выштампованы из листового дуралюми- на и имеют z-образное сечение. Полунервюры № 2, 8 и 13, воспринимающие нагрузки от узлов навески руля направления, усилены угольниками из Д16-Т.

Корневая и концевая нервюры — усиленные, не- разрезные, балочного типа, состоят из поясов и уси- ленных стойками стенок. Корневая нервюра имеет фитинги для стыковки с лонжеронами и фюзеляжем. Корневая и концевая нервюры устанавливаются после соединения левой и правой панелей киля, для чего в стенке корневой нервюры имеются два люка, а в стенке концевой нервюры — отбортованные от- верстия.

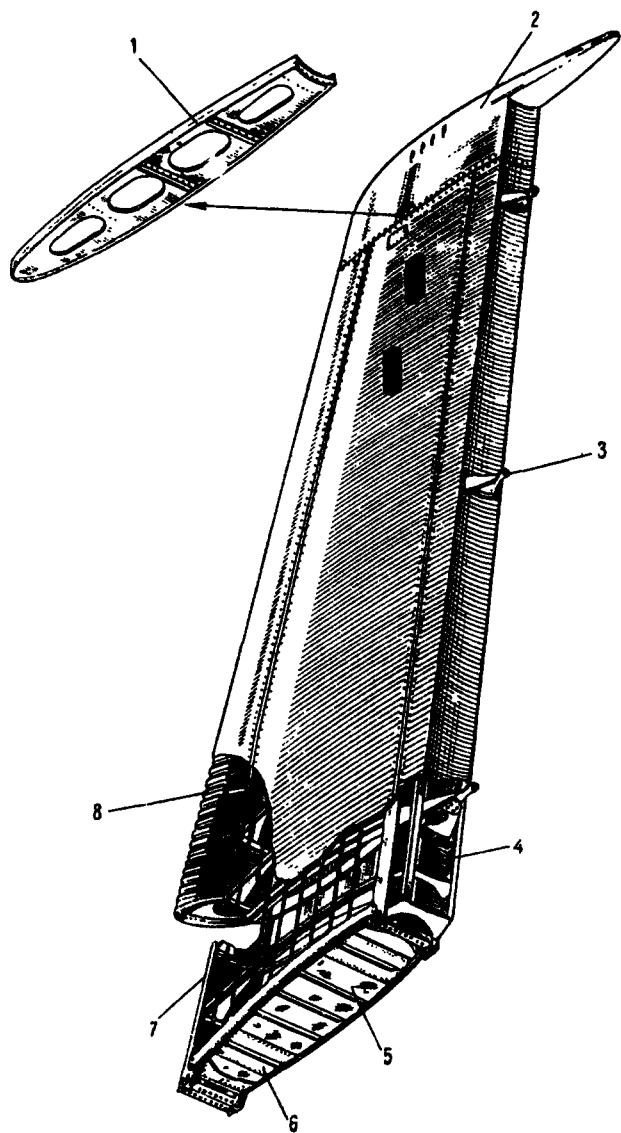
Обшивка киля выполнена аналогично обшивке стабилизатора, химически фрезерована до 0,7 мм по нервюре № 8 и до 0,5 мм по нервюре № 14. Об- шивка крепится к каркасу так же, как обшивка ста- билизатора.

Узлы навески руля направления по конструкции аналогичны узлам навески руля высоты. Узлы уста- новлены на заднем лонжероне киля, по нервюрам № 2, 8 и 13.

Съемный носок расположен между нервюрами № 3—14 и крепится винтами к усиленным носкам

этих нервюр и к поясам переднего лонжерона. Конструктивно носок киля аналогичен носку стабилизатора.

Хвостовая часть киля состоит из обшивки, подкрепленной диафрагмами и уголками из дуралюмина. Обшивка изготовлена из листового дуралюмина.



Фиг. 58. Киль:

1—концевая нервюра; 2—концевой обтекатель; 3—кронштейн навески руля; 4—задний лонжерон; 5—корневая нервюра; 6—технологический люк; 7—передний лонжерон; 8—гофр носка

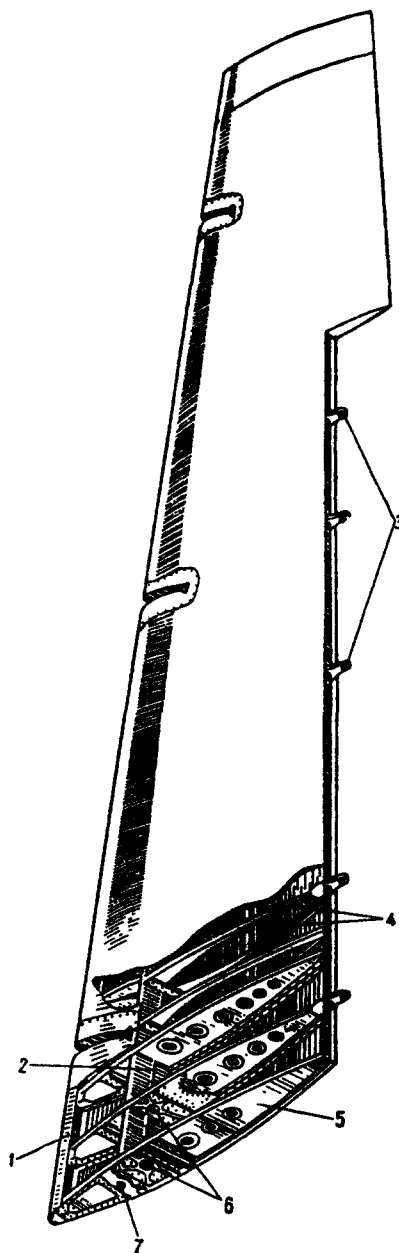
Концевой обтекатель киля состоит из обшивки, выполненной из стеклоткани, и набора диафрагм из стеклоткани. Обтекатель крепится винтами к поясу концевой нервюры. По бокам обтекатель имеет жалюзи для выхода воздуха, обогревающего носок киля.

Стыковка киля с фюзеляжем осуществляется по лонжеронам и шпангоутам № 40 и 43 посредством

фитингов и болтов. Стыковые фитинги выполнены аналогично фитингам стабилизатора.

РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ

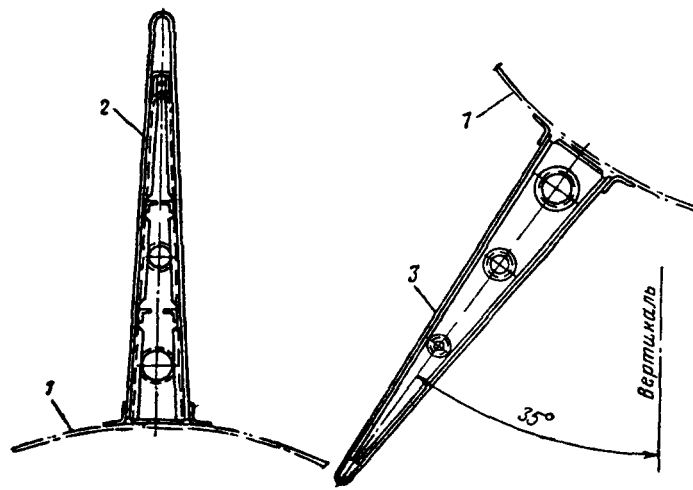
Руль направления (фиг. 59) конструктивно выполнен так же, как руль высоты.



Фиг. 59. Руль направления:

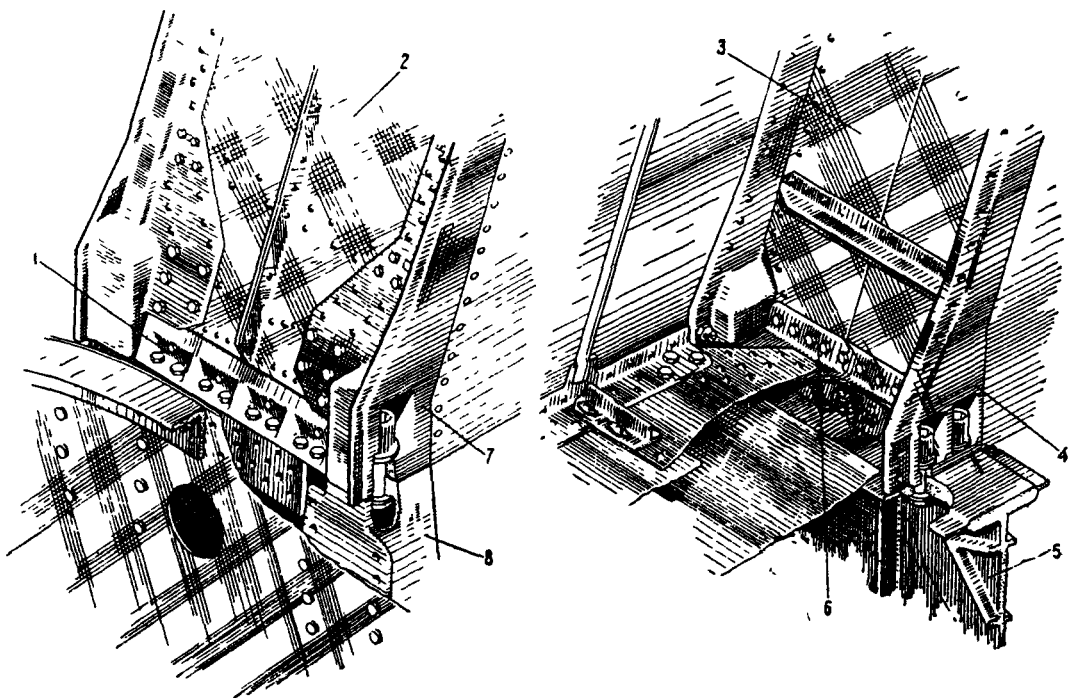
1—балансирующий груз; 2—стык полулонжеронов; 3—кронштейн навески триммера-сервокомпенсатора; 4—полунервюры; 5—корневая нервюра; 6—гнезда для вала управления; 7—гнездо для штыря стопорения

Руль направления состоит из левой и правой панелей, надстройки и гнутого профиля для навески пружинного триммера-сервокомпенсатора. Конструкция панелей руля направления и метод их соединения аналогичны конструкции и методу соедине-



Фиг. 60. Типовые поперечные сечения форкиля и подфюзеляжного гребня:

1—контур фюзеляжа; 2—форкиль; 3—подфюзеляжный гребень



Фиг. 61. Стык киля с фюзеляжем:

1, 6—стыковочные узлы на стенках лонжеронов; 2—передний лонжерон; 3—задний лонжерон;
4, 7—фитинги лонжеронов; 5 — балка шпангоута № 43; 8 — балка шпангоута № 40

ния панелей руля высоты и отличаются только тем, что хвостовики нервюр прикрепаны к обшивке и обшивка химически фрезерована в носовой части до 0,45 мм, в хвостовой — до 0,35 мм.

На корневой нервюре руля направления установлен штампованный узел с выступами для ограничения отклонения руля, гнездом для штыря механизма стопорения и гнездом для подшипника вала управления. Гнездо под второй подшипник вала управления расположено на штампованном кронштейне нервюры № 1.

Надстройка руля направления состоит из обшивки, выполненной из стеклоткани, бобышек, нервюр из пенопласта и стеклоткани и крепится к концевой нервюре руля на винтах.

Профиль для крепления триммера-сервокомпенсатора — швеллерного сечения, выполнен из дуралюмина.

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

Триммер-сервокомпенсатор руля направления расположен на участке от корневой нервюры до нервюры № 11а и состоит из дуралюминовой обшивки, лонжерона швеллерного сечения, нервюр и законцовочного профиля. Триммер-сервокомпенсатор подвешен к рулю на пяти кронштейнах.

ФОРКИЛЬ

Форкиль имеет в сечении треугольную форму (фиг. 60) и состоит из дуралюминовой обшивки толщиной 0,8 мм, химически фрезерованной до 0,5 мм между диафрагмами, продольных стрингеров и продольного гнutoго профиля. Диафрагмы крепятся к обшивке заклепками, а стрингеры приварены точечной электросваркой на клею. К задней диафрагме посредством винтов и анкерных гаек крепится зализ, закрывающий стык форкиля с килем.

Форкиль крепится к обшивке фюзеляжа при помощи дуралюминовых уголков, приклепанных на герметике одной стороной к обшивке форкиля, другой — к обшивке фюзеляжа.

Зализ стыка форкиля с килем представляет собой

дуралюминовую обшивку, подкрепленную дуралюминовыми профилями.

ПОДФЮЗЕЛЯЖНЫЕ ГРЕБНИ

Два подфюзеляжных гребня установлены в хвостовой части фюзеляжа, между шпангоутами № 40—48, под углом 35° к вертикали. В продольном сечении гребни имеют треугольную форму (см. фиг. 60).

Гребни — клепаной конструкции. Каждый гребень состоит из обшивки, набора штампованных нервюр швеллерного сечения и продольных стрингеров. Крепление гребней к фюзеляжу аналогично конструкции и креплению форкиля. Стык гребней с фюзеляжем герметизирован для предотвращения попадания влаги внутрь гребней. Дренаж внутренней полости каждого гребня осуществляется через тринадцать дренажных отверстий.

СТЫКОВОЙ УЗЕЛ ОПЕРЕНИЯ

Стыковка стабилизатора и киля с фюзеляжем (фиг. 61) осуществляется: по стенкам лонжеронов — с помощью штампованных узлов, по поясам лонжеронов — посредством фитингов, выполненных заодно с поясами лонжеронов. Фитинг каждого полулонжерона крепится к штампованным балкам шпангоутов фюзеляжа посредством болтов из стали 40ХНМА, работающих на разрыв; по угольникам на стенках лонжеронов ставятся болты из стали 30ХГСА, работающие на срез.

Передний лонжерон киля крепится к балке шпангоута № 40, задний лонжерон киля и передний лонжерон стабилизатора крепятся к балке шпангоута № 43, задний лонжерон стабилизатора крепится к балке шпангоута № 45.

Колодцы верхних фитингов лонжеронов стабилизатора после установки и затяжки болтов заполняются смазкой ЦИАТИМ-201 или техническим вазелином и закрываются крышками на винтах; нижние колодцы закрываются крышками без заполнения смазкой. Затяжка стыковых болтов тарируется с помощью специальных ключей. Стыки консолей стабилизатора и киля закрыты лентами и зализами.

Глава II

КОМПОНОВКА, БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И СПАСАТЕЛЬНЫЕ СРЕДСТВА

5. КОМПОНОВКА КАБИН И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ ПОМЕЩЕНИЙ¹

В герметической кабине самолета (фиг. 62) между шпангоутами № 1—40 расположены кабина экипажа, пассажирская кабина и вспомогательные по-

¹ В этом разделе описана компоновка самолета в 50-местном пассажирском варианте. Компоновка других пассажирских, грузо-пассажирских и грузового вариантов описаны ниже, в разделе 18.

мещения — гардероб, буфет, место бортпроводника, вестибюль, багажные помещения и туалет.

Бытовое оборудование кабин и помещений обеспечивает пассажирам и экипажу комфорт во время полета.

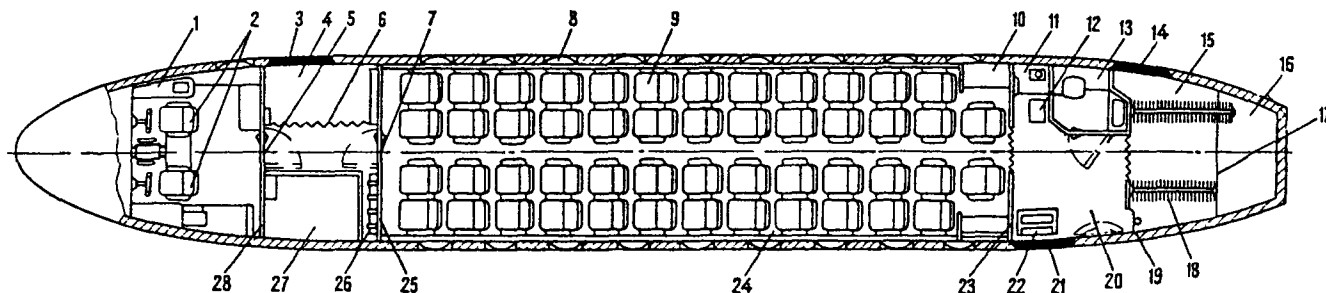
Кабина 1 экипажа расположена в носовой части фюзеляжа между шпангоутами № 1—7, пассажирская кабина 24 — между шпангоутами № 11—31.

Между кабиной экипажа и пассажирской кабиной расположено переднее багажное помещение 4,

отделенное от кабин жесткими перегородками 28, 25 по шпангоутам № 7 и 11. Для прохода в перегородках имеются двери 5, 7, открывающиеся внутрь багажного помещения.

между шпангоутами № 5—6 имеется по одному окну.

В переднем багажном помещении 4, в правом борту между шпангоутами № 7—10 имеется грузо-

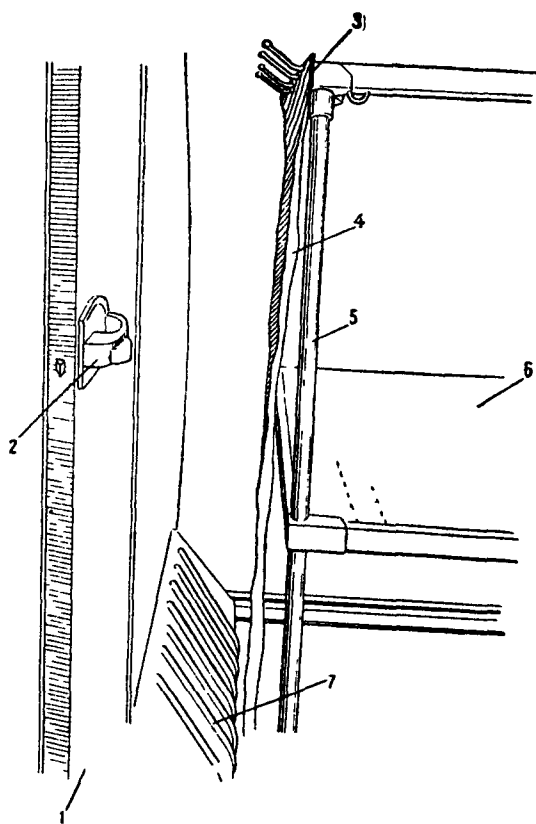


Фиг. 62. Компонировка кабин самолета в 50-местном пассажирском варианте и размещение в них оборудования:

1—кабина экипажа, 2—кресла летчиков, 3, 5, 7, 14, 21—двери, 4, 16—багажные помещения, 6—швартовочная сетка, 8—окно, 9—блок пассажирских кресел, 10—диван-люлька, 11—буфет, 12—место бортпроводника, 13—туалет, 15, 26—гардеробы, 17—швартовочная сетка, 18—плечики для одежды, 19, 23, 25, 28—перегородки, 20—вестибюль, 22—бортовая лестница, 24—пассажирская кабина, 27—багажные полки

В верхней части кабины экипажа, между шпангоутами № 2—5, установлен остекленный фонарь,

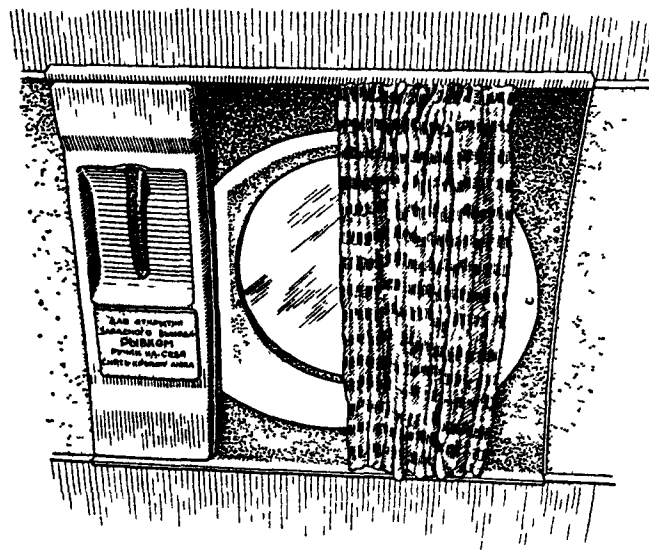
в которой в верхней части между шпангоутами № 2—5, установлен остекленный фонарь, в нижней части между шпангоутами № 7—10 имеется по одному окну. Вдоль левого борта от перегородки на шпангоуте № 7 установлены две полки 27 верхняя — для хранения пакета с бельем, нижняя — для груза. За полками у перегородки на шпангоуте № 11 оборудован гардероб 26 для экипажа (фиг. 63)



Фиг. 63. Гардероб для экипажа самолета:

1—входная дверь на шпангоуте № 11, 2—ручка двери, 3—вешалка, 4—штора, 5—стойки багажной полки, 6—багажная полка, 7—ниша на шпангоуте № 11

обеспечивающий обзор летчикам в полете, а между шпангоутами № 5—7 сделан аварийный люк. В некоторых вариантах самолета на крышке люка установлен прозрачный астропол. По бортам кабины



Фиг. 64. Общий вид аварийного люка

В пассажирской кабине в каждом борту фюзеляжа имеется по девять окон 8 круглой формы (см. фиг. 62) и по одному аварийному люку. Люк (фиг. 64) в левом борту установлен между шпангоутами № 14—15 и в правом борту — между шпангоутами № 23—24. Одно из окон в каждом борту входит в конструкцию аварийного люка.

Сзади пассажирская кабина отделена от вспомогательных помещений жесткой перегородкой 23 (см. фиг. 62), установленной на шпангоуте № 31. В перегородке сделан проем для прохода, закрывающийся шторой. За перегородкой по правому борту между шпангоутами № 31—32 расположены буфет 11 и место 12 бортпроводника, а между шпангоута-

ми № 32—34—туалет 13. Остальную часть отсека между шпангоутами № 31—34 занимает вестибюль 20.

В левом борту между шпангоутами № 31—33 сделана входная дверь 21, открывающаяся внутрь самолета. Около двери, на полу, установлена бортовая откидная лестница 22. Между шпангоутами № 34—37 расположен гардероб 15, закрытый со стороны вестибюля шторой, и между шпангоутами № 37—40 — заднее багажное помещение 16, закрываемое в походном положении швартовочной сеткой 17. В правом борту между шпангоутами № 34—36 сделана грузовая дверь 14.

6. ПЕРЕГОРОДКИ

Перегородки пассажирской кабины и дверь, а также перегородки и дверь туалета выполнены из перфорированного пенопласта, оклеенного с двух сторон фанерой. Перфорация сделана во взаимно перпендикулярных направлениях в плоскости перегородки. В местах крепления в перегородках вместо пенопласта вклеены деревянные рейки или бобышки с анкерными гайками.

Перегородки пассажирской кабины состоят из двух половин. Проемы перегородок и двери окантованы профилем из материала АДЗ1Т1.

На передней перегородке пассажирской кабины смонтировано световое табло оповещения пассажиров. Светильники вмонтированы в перегородку, а трафарет установлен заподлицо с перегородкой и

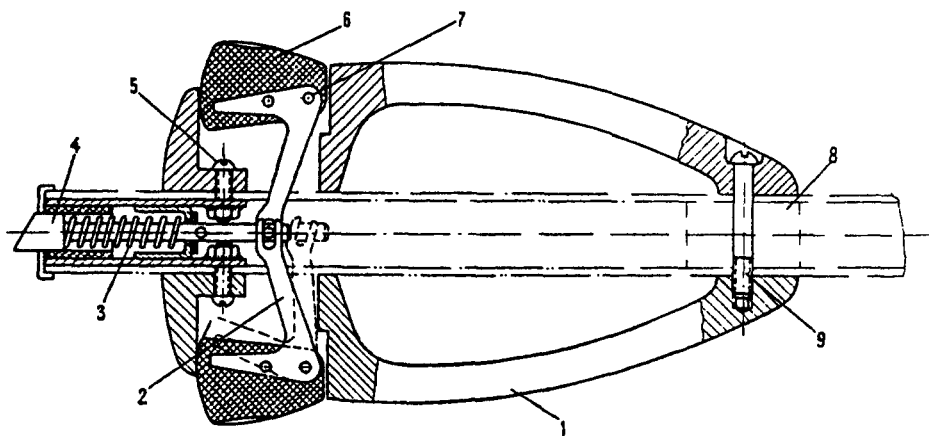
лени верхней части перегородки винты вворачиваются на левой стороне через открытые панели потолка кабины у шпангоута № 31 и на правой стороне перегородки — через нишу со стороны буфета.

Дверь пассажирской кабины подвешена к перегородке на петлях. Запирается дверь защелкой 4 (фиг. 65), связанной кинематически с кнопками 6 ручек 1. При нажатии кнопки 6 защелка 4 утапливается в гнездо замка. При отпускании кнопки 6 защелка 4 возвращается пружиной 3 в закрытое положение. Крепятся ручки 1 одним винтом 9, ввернутым в хвостовую часть ручек 1, и двумя винтами 5, ввернутыми в гнездо замка под кнопками 6.

Туалет имеет три перегородки: продольную и две поперечные — переднюю и заднюю. Передняя поперечная перегородка крепится к продольной винтами. Винты вворачиваются через окантовку дверного проема. Для винтов на торце передней перегородки установлена пластина с анкерными гайками. Задняя перегородка крепится к поперечной винтами при помощи двух угольников. Нижний угольник расположен на уровне столика, верхний — под зеркалом.

К потолку и к полу перегородки крепятся винтами при помощи угольников. Поперечные перегородки, кроме того, крепятся к борту фюзеляжа штырями.

В продольной перегородке вырезан проем для входной двери, а за ним — люк для доступа к контейнеру для отходов. Люк закрывается створкой, управляемой ножной pedalью.



Фиг. 65. Дверная ручка:

1—ручка; 2—рычаг; 3—пружина; 4—защелка; 5, 9—винты; 6—кнопка; 7—ось; 8—дверь

закрыт декоративной обтяжкой. Табло просматривается только при включенных светильниках. Перегородка крепится по контуру винтами. Винты вворачиваются со стороны багажника.

На задней перегородке пассажирской кабины, в верхней части со стороны вестибюля, сделаны ниши со створками для установки аптечки, термоса для воды и панели самолетного громкоговорящего устройства, а в нижней части правой стороны перегородки — ниша для ног бортпроводника.

Перегородка к бортам крепится штырями, а внизу к рельсам пола и вверху к каркасу потолка — винтами. Для крепления перегородки к рельсам в гнезда рельсов устанавливаются вкладыши. При креп-

На задней перегородке имеется лючок для подхода к насосу унитаза. Лючок закрывается крышкой на замках.

7. ТЕПЛОЗВУКОИЗОЛЯЦИЯ КАБИНЫ

Для уменьшения теплообмена с окружающей атмосферой и для уменьшения шума герметическая кабина имеет теплозвукоизоляцию.

Обшивка верхней части фюзеляжа от линии пола, а также передний и задний гермошпангоуты покрыты ковриками из стекловолоконного материала АТМ-1. Участки кабины, на которых сосредоточены агрегаты оборудования (отсек передней ноги шасси, радиоотсек, кабина экипажа, фюзеляж над потол-

ком между шпангоутами № 7—11), теплоизолированы ковриками из капроновой ваты ВТ4-С. Нижняя часть фюзеляжа под полом между шпангоутами № 7—40 не теплоизолирована.

Все теплозвукоизоляционные коврики со стороны фюзеляжа облицованы влагонепроницаемой капроновой тканью АЗТ с другой стороны — тканью А1Т. Наличие непроницаемой облицовки исключает попадание и накопление в ковриках влаги, конденсирующейся на обшивке фюзеляжа. Коврики монтируются таким образом, что между ними и обшивкой кабины с одной стороны и внутренней облицовкой кабины с другой стороны имеется воздушная прослойка. К каркасу фюзеляжа коврики крепятся капроновыми штырями и резиновыми шайбами. В местах, где невозможно установить штыри, коврики приклеены к каркасу и обшивке.

На верхней стенке отсека передней ноги шасси коврики установлены с наружной стороны и защищены стеклотекстолитовой панелью, прикрепленной к стенке отсека винтами.

Под окантовки дверей и окон в качестве теплозвукоизоляционного материала ставится шинельное сукно.

Панели пола оклеиваются сверху автобимом.

8. ОБЛИЦОВКА КАБИНЫ

Для защиты конструкции фюзеляжа от повреждений и придания кабинам и вспомогательным помещениям комфортабельности борта герметической кабины от шпангоута № 3 до шпангоута № 40 облицованы декоративными элементами, а верхняя часть от шпангоута № 7 до шпангоута № 40 закрыта потолком.

В кабине экипажа элементы облицовки имеют размеры и форму, соответствующие местам установки.

Переплет фонаря облицован окантовками из листового материала, окрашенными снаружи под цвет кабины. С внутренней стороны окантовки в качестве теплоизоляции оклеены поролоном толщиной 3 мм, который, кроме того, предохраняет проходящие под окантовкой провода от повреждения. Крепятся окантовки винтами к прижимам стекол. Остальная часть кабины облицована панелями из фанеры толщиной 1,5 мм, оклеенной декоративным материалом — павинолом с подслоем поропласта. Панели крепятся к каркасу винтами через декоративные гнутые профили.

Облицовка багажников, гардероба и вестибюля выполнена панелями из фанеры толщиной 2 мм. Для лучшего прилегания панелей к каркасу фюзеляжа под панели ставятся прокладки из пенопласта толщиной 2 мм, которые одновременно служат и теплоизоляцией.

Вокруг дверных проемов на бортах установлены металлические окантовки. Облицовка шпангоутов № 7 и 40 выполнена аналогично облицовке бортов. В местах установки под облицовкой агрегатов в облицовке сделаны лючки с крышками на винтах.

Туалет облицован двумя панелями. Верхняя панель — из фанеры толщиной 1,5 мм, изогнута и заведена под перегородки. Крепится панель к каркасу фюзеляжа винтами. Нижняя панель — плоская, со-

стоит из металлического каркаса и фанерной обшивки. Панель установлена вертикально, крепится внизу винтами, а сверху по разьему заводится под поперечный декоративный профиль. Под панелью проходят трубопроводы системы водоснабжения. Обе панели обтянуты декоративным павинолом.

Облицовка буфета выполнена штампованной панелью из дуралюминового листа. Панель в районе мойки имеет выштамповку. Крепится панель по контуру винтами.

Пассажирская кабина облицована панелями, расположенными вдоль каждого борта в четыре ряда. Под потолком установлен ряд верхних панелей, а далее последовательно идут ряды надоконных, межоконных и нижних панелей.

Верхние и надоконные панели — плоские, состоят из рамок из прессованных профилей, обтянутых павинолом.

Межоконные и нижние панели изогнуты по кривизне борта и представляют собой каркас из профилей с приклепанной к нему фанерой. Сверху панели обтянуты павинолом.

Межоконные панели имеют проемы для установки окантовок окон. Кромка панели по проему для жесткости окантована фанерным кольцом шириной 20 мм и имеет вырезы для прохода крепежных пружин.

Панели устанавливаются в определенной последовательности с учетом максимальной маскировки крепежных элементов.

Верхние панели сверху крепятся к шпангоутам фюзеляжа винтами через гнутые кницы, а внизу прижимаются профилем багажной полки.

Надоконные панели верхней частью заводятся под кромку багажной полки, а внизу крепятся теряющимися винтами через гнутые кницы к межоконным панелям. Винты расположены так, чтобы они были закрыты занавесками окон.

Межоконные панели сверху и снизу прикреплены винтами к фюзеляжу. Нижние панели сверху заводятся штырями в профили межоконных панелей и внизу крепятся винтами через декоративный штапик к вентиляционному коробу.

Окантовки окон изготовлены из листов алюминиевого сплава и крепятся к межоконным панелям пластинчатыми пружинами, приклепанными к окантовкам. Пружины при установке окантовки проходят через вырезы в кромке панели и после разворота заходят за кромку панели и удерживают окантовку. От проворачивания окантовка удерживается винтами, завернутыми в нижней части окантовки.

Между окантовкой и стеклом ставится декоративный резиновый профиль, который приклеивается к дуралюминovому кольцу и фиксируется прижимами стекла.

Окантовки окон у шпангоута № 17 имеют срезы и крепятся винтами.

Облицовка аварийных люков выполнена аналогично облицовке борта фюзеляжа между окнами. Ручки для открытия люков из кабины врезаны в нижние панели облицовки кабины. На машинах с 30-й серии на крышках люков установлены ручки для открытия люков изнутри и снаружи.

9. ПОТОЛОК

Потолок конструктивно и технологически разделен на три секции, соединенные между собой на стыках винтами.

Первая секция установлена между шпангоутами № 7—11, вторая — между шпангоутами № 11—31 и третья — между шпангоутами № 31—40.

Средняя часть потолка — плоская, с поперечной ступенькой между шпангоутами № 20—21. Боковыми частями потолка являются короба, в которых проходят тяги управления и проводка систем самолета. Короба установлены: по левому борту — между шпангоутами № 7—40 и по правому — между шпангоутами № 11—32. Между шпангоутами № 11—31 в наружные стенки коробов вмонтированы люминесцентные лампы освещения, закрытые плафонами. Расстояние между коробами 640 мм.

Каркасы коробов крепятся к ободам шпангоутов при помощи штампованных книц через теплоизолирующие пластмассовые втулки. Панели коробов состоят из клепаного каркаса, обтянутого павинолом, и крепятся к каркасу с одной стороны шарнирно на петлях, а с другой — замками под отвертку.

Панели центральной части потолка выполнены мягкими, аналогичными панелям коробов. В багажниках для предотвращения повреждения панели имеют жесткую обшивку. Между шпангоутами № 11—17 на панелях с внутренней стороны наклепаны листы из стеклотекстолита, предохраняющие декоративную обтяжку от повреждений оборудованием, установленным над панелями.

Панели потолка между шпангоутами № 7—17 и 20—31 с одной стороны подвешены на петлях, а с другой — крепятся винтовыми замками под отвертку. В районе центроплана между шпангоутами № 17—20 панели установлены на винтах.

Панели потолка вестибюля также крепятся к каркасу винтами. На панелях установлены плафоны освещения вестибюля. Для крепления плафонов к обшивке панелей приклепаны металлические окантовки.

10. КАБИНА ЭКИПАЖА

В кабине экипажа сосредоточено управление самолетом, двигателями и самолетными системами и установлены приборы контроля работы двигателей и всех самолетных систем.

Кресла летчиков установлены у правого и левого бортов кабины.

Кроме этого, предусмотрены места для установки кресел: для борттехника — между креслами летчиков, для штурмана и радиста — соответственно за креслами левого и правого летчиков. (Кресла для борттехника, штурмана и радиста устанавливаются по требованию заказчика).

Для защиты от солнца в верхней части лобовых стекол фонаря установлены светофильтры из дымчатого прозрачного пластика. Шарнирное крепление светофильтров позволяет устанавливать их в нужное положение.

Стекла фонаря кабины закрываются шторками. Шторки боковых стекол наматываются на барабаны с пружинным механизмом, верхние шторки подвешены на кольцах к направляющим пруткам.

При завешивании боковых стекол шторки сматываются с барабанов и крепятся к крючкам на окантовках фонаря.

КРЕСЛО ЛЕТЧИКА

Кресло летчика (фиг. 66) состоит из тележки 8, чашки 2 и спинки 3 с подушками.

Тележка клепаной конструкции является основанием кресла и имеет две вертикальные направляющие 4, на которых монтируются спинка и чашка сиденья.

Тележка роликовыми опорами 7 и 9 устанавливается на две горизонтальные направляющие 10, прикрепленные к полу кабины, и может перемещаться по ним вперед и назад до упоров. В нужном положении тележка контрится фиксаторами 22, смонтированными в передних роликовых опорах 9. Ручка 1 управления фиксаторами установлена на передней стенке чашки, справа. Перемещения кресла 200 мм.

Спинка 3 представляет собой магниевый каркас и подушку из поролона с декоративным чехлом из ткани. К каркасу спинки по бокам крепятся откидные подлокотники 5.

Чашка 2 клепаной конструкции, окантована бульбопрофилем. В нее вкладывается подушка из поролона, обтянутая декоративным материалом.

Спинка кресла болтами скреплена с чашкой, кронштейнами насажена на направляющие 4 тележки 8 и может перемещаться вместе с сиденьем по ним вверх и вниз. Для удобства перемещения сиденья вверх спинка подвешена к тележке на двух пружинах. В нужном положении сиденье со спинкой контрится на направляющих фиксаторами 15, смонтированными в нижних кронштейнах 6 спинки. Ручка 11 управления фиксаторами 15 установлена на передней стенке чашки 2, слева. Перемещения левого кресла — 120 мм и правого кресла — 180 мм.

Горизонтальные направляющие кресла установлены на трех опорах: две опоры расположены на полу кабины, третья — на подкосе. На кресле закреплены поясные привязные ремни.

11. ПАССАЖИРСКАЯ КАБИНА

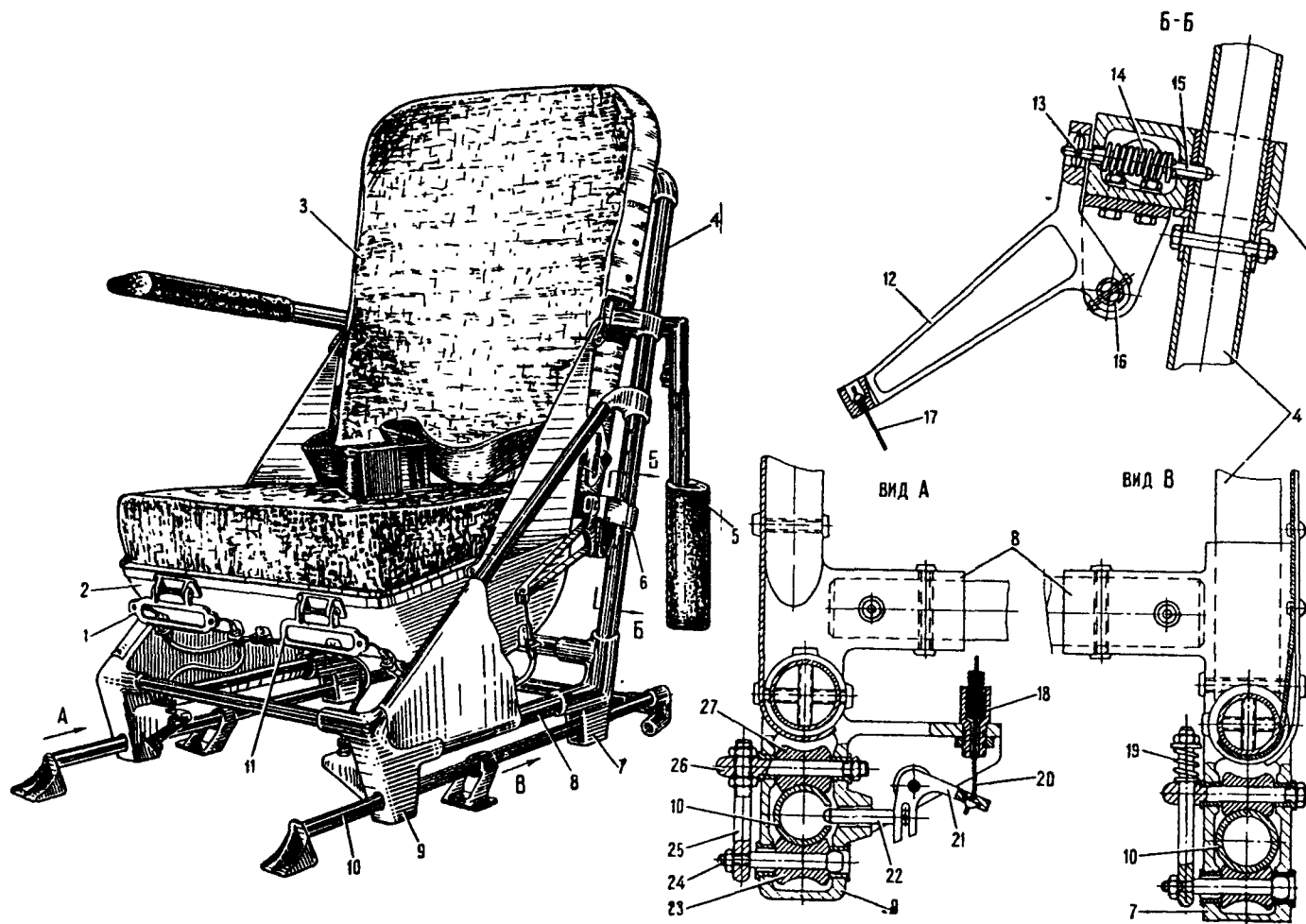
В пассажирском варианте кабина оборудована пятьюдесятью пассажирскими креслами и двумя детскими диванами-люльками. Кресла установлены у бортов в тринадцать рядов с шагом 720 мм. В центре кабины между креслами оставлен проход шириной 400 мм. В каждом ряду, за исключением тринадцатого, установлено по одному сдвоенному креслу с каждой стороны прохода. В тринадцатом ряду с каждой стороны прохода установлено одинарное кресло и у борта — диван-люлька.

На правом и левом бортах над креслами установлены багажные полки, предназначенные для хранения мелких вещей пассажиров, и против каждого ряда кресел — лампы-кнопки вызова бортпроводника.

Окна кабины имеют занавески, а дверной проем на перегородке по шпангоуту № 31 — штору.

Пол в центральном проходе покрыт ковровой дорожкой с резиновым подслоем.

Освещение пассажирской кабины осуществляется лампами, вмонтированными в короба потолка и за-



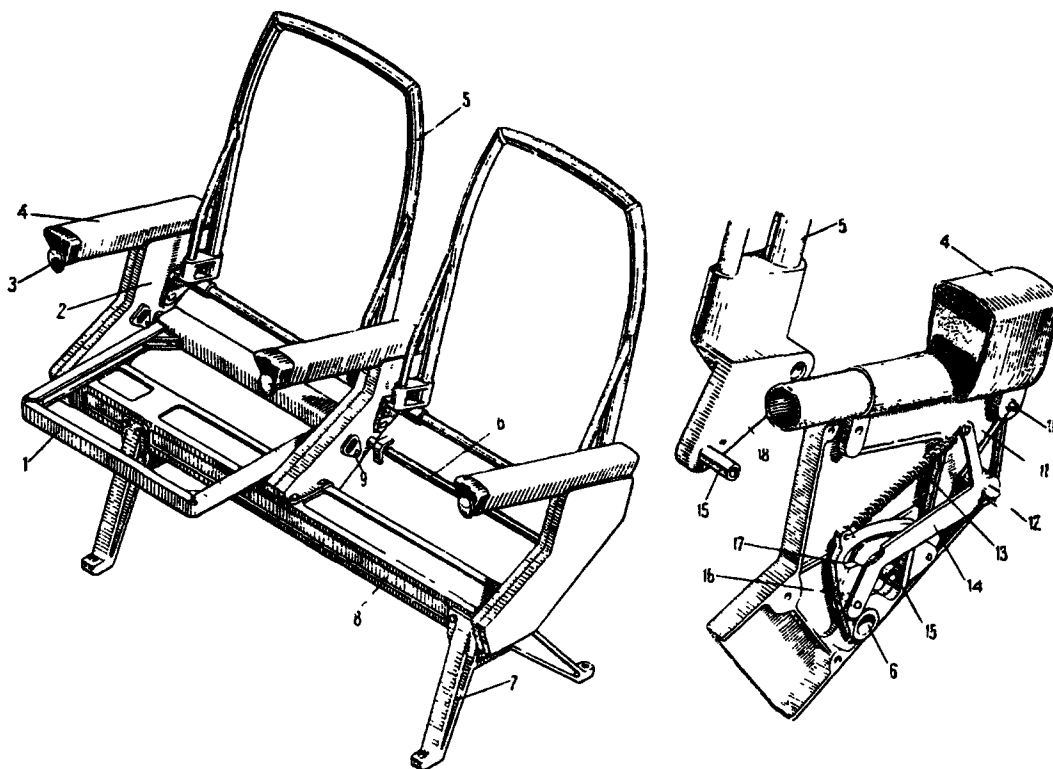
Фиг. 66. Кресло летчика:

1, 11—ручки управления фиксаторами; 2—чашка; 3—спинка; 4, 10—направляющие; 5—подлокотник; 6—кронштейн спинки с фиксатором; 7, 9—роликовые опоры тележки; 8—тележка; 12—рычаг фиксатора; 13—штифт; 14, 19—пружины; 15, 22—фиксаторы; 16—вал, соединяющий левый и правый фиксаторы; 17, 20—тросы; 18—упор; 21—качалка; 23, 27—ролики; 24, 26—оси роликов; 25—стяжной болт

крытыми плафонами. Промежутки между плафонами перекрыты металлическими накладками. Освещение делится на общее, дежурное и проходное. Общее и дежурное освещение включается с электророзетки бортпроводника. Проходное освещение включается выключателем, установленным на шпангоуте № 7 или над входной дверью на коробе потолка.

пружинами 13. Сектор, установленный в крайней боковине, шарнирно соединен с рычагом 11, прикрепленным к каркасу подлокотника 4. При фиксации спинки 5 пальцы 16 входят в вырезы секторов 17 и не дают возможности отклоняться качалкам 14.

Для наклона спинки 5 поднимают подлокотник 4 и этим самым отводят секторы 17 вперед, освобож-



Фиг. 67. Каркас блока пассажирских кресел:

1—каркас сиденья; 2—боковина; 3—пепельница; 4—подлокотник; 5—каркас спинки; 6—вал; 7—ножка; 8—труба; 9—серьга для привязного ремня; 10—ось крепления подлокотника; 11—рычаг; 12—ось качалки; 13—пружина; 14—качалка; 15—палец кронштейна; 16—палец фиксатора; 17—сектор; 18—кронштейн спинки

Блок пассажирских кресел состоит из каркаса, двух мягких подушек сидений, двух спинок, трех подлокотников и декоративных чехлов.

Каркас кресел (фиг. 67) состоит из трубы 8 прямоугольного сечения, к которой прикреплены две ножки 7 и три боковины 2 из магниевого сплава.

Каркасы сидений 1 выполнены в виде рамок. Рамки крепятся шарнирно к боковинам 2 кресел.

Каркасы спинок 5 выполнены из труб магниевого сплава, шарнирно крепятся к боковинам 2 кресла и фиксируются в определенных положениях фиксаторами, смонтированными в боковинах. Спинки соединены с фиксаторами пальцами 15 кронштейнов.

Подлокотник 4 кресла состоит из дуралюминовой трубы и подушки. К одному концу трубы приклепан узел крепления, соединенный с фиксатором спинки, а на другом конце установлен наконечник с выдвинутой пластмассовой пепельницей 3. Подушка подлокотника — мягкая, обтянута кожей.

Фиксатор спинки состоит из двух секторов 17, жестко сидящих на валу 6, и двух качалок 14 с пальцами 16. Секторы 17 соединены с качалками 14

дая качалки 14. Затем отклоняют спинку 5 в нужное положение и фиксируют ее, возвращая подлокотник в нормальное положение. Пружины 13 при подъеме подлокотника переводят спинку в переднее крайнее положение.

Конструкция кресла предусматривает возможность устанавливать спинки с наклоном от 0 до 33°. При установке кресел с малым шагом отклонение спинки назад ограничивается до 18° фиксацией крайних подлокотников винтом рычага 11.

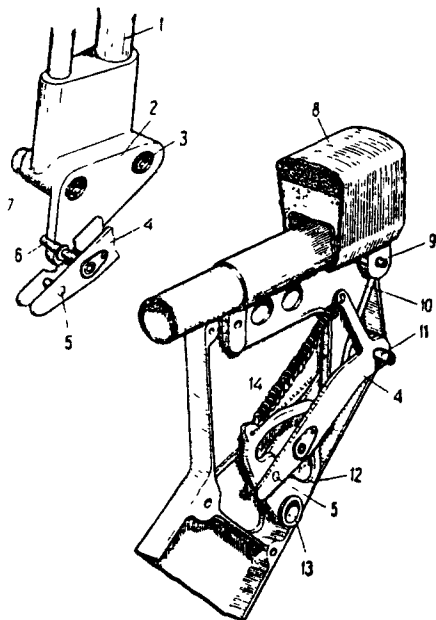
Средний подлокотник с фиксаторами спинок не связан и может убираться в промежутки между спинками и удерживаться там за счет трения пластмассовой втулки о боковину. На самолетах с номера 55-01 устанавливаются кресла, фиксаторы которых, кроме изменения наклона спинок, допускают отклонение спинок вперед до упора в подушки сидений. Конструкция такого фиксатора показана на фиг. 68.

Подушки сиденья и спинки изготовлены из поролона и вместе с каркасами обтянуты легкосъемными декоративными чехлами. Чехлы сшиты из синтетической мебельной ткани. На задней стороне спинок

чехлов пришиты карманы для газет и санпакетов. Под подушками сидений уложены мягкие чехлы для хранения спасательных жилетов.

Кресла имеют привязные ремни, прикрепленные к скобам, которые установлены на боковинах.

Кресла установлены на направляющих рельсах 1 (фиг. 69), вклепанных в каркас пола. Рельсы имеют гнезда для упоров, расположенные через каждые 30 мм. Это дает возможность изменять шаг установки кресел на величину, кратную 30 мм.



Фиг. 68. Механизм фиксатора спинки кресла:

1—каркас спинки; 2—кронштейн спинки; 3—проушина оси поворота спинки; 4—качалка; 5—палец фиксатора; 6—палец упора; 7—труба, соединяющая кронштейны спинки; 8—подлокотник; 9—ось крепления подлокотника; 10—рычаг; 11—ось качалки; 12—сектор; 13—вал; 14—пружина

Каждый блок кресел от вертикального перемещения удерживается четырьмя фиксаторами 3, а от перемещения вдоль рельсов — четырьмя упорами 4. От крепления кресла освобождаются поворотом фиксаторов на 90°.

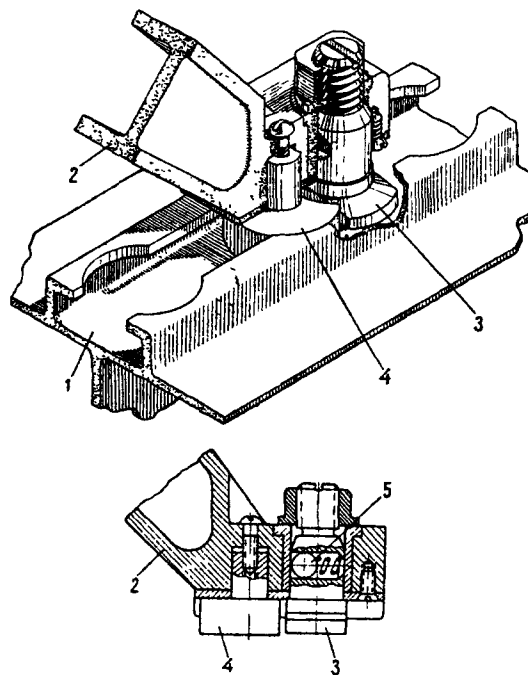
Для увеличения прохода между рядами кресел подушка сиденья может быть поднята вверх, а спинка отклонена вперед.

Одинарные кресла по конструкции аналогичны двойным.

Рядом с одинарными креслами у бортов кабины установлены детские диваны, которые могут быть использованы в качестве люлек. Каждый диван состоит из фанерно-пенопластового каркаса, прикрепленного к борту, полу и перегородке по шпангоуту № 31. На каркасах сиденья и спинки установлены поролоновые подушки, обтянутые декоративной тканью.

Под передней кромкой подушки сиденья установлена съемная трубчатая штанга с пологом. При пере-

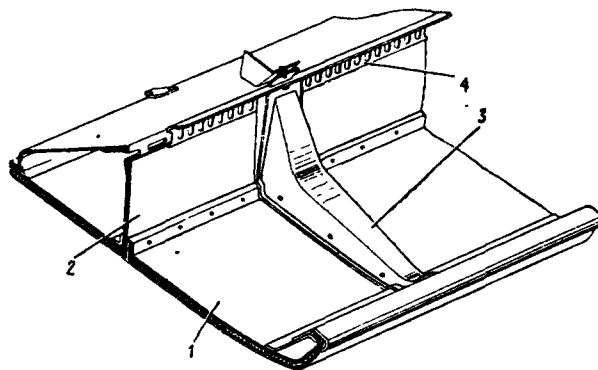
оборудовании дивана в люльку штанга вынимается из нижних гнезд и устанавливается в верхние гнезда на боковине дивана и перегородке шпангоута № 31. Развернутый полог при этом образует переднюю стенку люльки, обращенную к одинарному креслу.



Фиг. 69. Узел крепления кресла в пассажирской кабине:

1—рельс; 2—ножка кресла; 3—фиксатор; 4—упор; 5—шарик

Люльки комплектуются матрацами, подушками из поролона и комплектом постельного белья, которые хранятся в мешке на верхней служебной полке переднего багажника.



Фиг. 70. Багажная полка:

1—панель полки; 2—короб; 3—кронштейн; 4—декоративный профиль с отверстиями для выхода воздуха

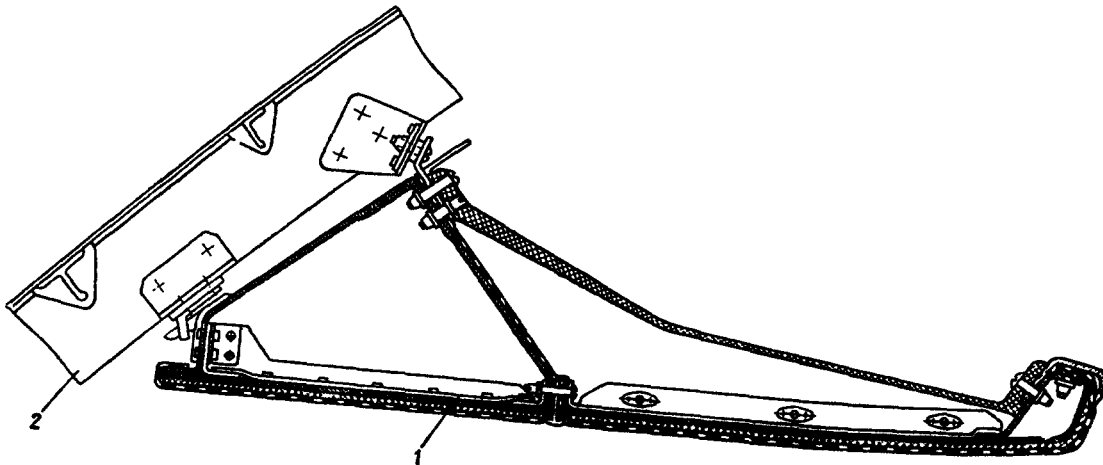
Каждая багажная полка состоит из вентиляционного короба и панели полки с кронштейнами (фиг. 70, 71). Панели полки и короба выклеены из стеклопластика, и лишь в местах крепления установлены силовые элементы из дуралюмина. Передняя кромка полки для жесткости сделана коробча-

той. Панель полки крепится к коробу винтами по всей длине, а в верхних точках — через кронштейны, установленные на полке и приклеенные к ее полотну. Кронштейны полки отпрессованы из материала АГ-4. Под кронштейнами приклепаны угольники для крепления к каркасу фюзеляжа. В нижней части приклепаны хвостовики, которые заводятся в гнезда, установленные на каркасе. В верхней части ко-

13. ГАРДЕРОБ

Гардероб служит для хранения верхней одежды пассажиров и оборудован двумя вешалками, установленными у правого и левого бортов.

Плечики для одежды, изготовленные из пластмассы, имеют бирки с номерами ряда кресла и места пассажира.



Фиг. 71. Сечение полки по кронштейну:

1—багажная полка; 2—шпангоут фюзеляжа

роба сделаны вырезы для выхода воздуха, прикрытые декоративными профилями с отверстиями.

Полки разделены на секции, соединенные между собой винтами; снизу стыки перекрыты накладками, а сверху — кронштейнами.

Занавески окон и штора дверного проема сшиты из декоративной ткани и прикреплены к пластмассовым бегункам-пуговицам.

Бегунки занавесок установлены в рельсах на межоконных и на надоконных панелях облицовки, а бегунки шторы — в направляющих рельсовых профилях, прикрепленных к потолку.

12. БАГАЖНЫЕ ПОМЕЩЕНИЯ

Переднее и заднее багажные помещения служат для перевозки багажа и грузов. Оба помещения имеют двери для загрузки.

Передний багажник от прохода закрыт швартовочной сеткой и шторой. Штора навешивается на легкоъемную трубчатую штангу на пластмассовых кольцах.

Левая часть багажника (фиг. 72) имеет две полки: верхнюю и нижнюю. Каркасы полок выполнены из прессованных профилей и гнутых магниевых балочек. Сверху к каркасу приклепана обшивка из стеклотекстолита. Полки со стороны прохода крепятся к вертикальной трубе болтами, а другими сторонами к борту и шпангоуту № 7 — винтами.

Правая часть багажника предназначена для грузов.

Заднее багажное помещение (фиг. 73) со стороны гардероба закрывается швартовочной сеткой. Сетка крепится карабинами к полу и бортам.

По левому борту гардероб от вестибюля (по шпангоуту № 34) отделен перегородкой.

Дверной проем в перегородке по шпангоуту № 34 завешен шторой. Штора сшита из ткани и имеет подвеску, аналогичную подвеске шторы дверного проема в перегородке по шпангоуту № 31.

14. БУФЕТ

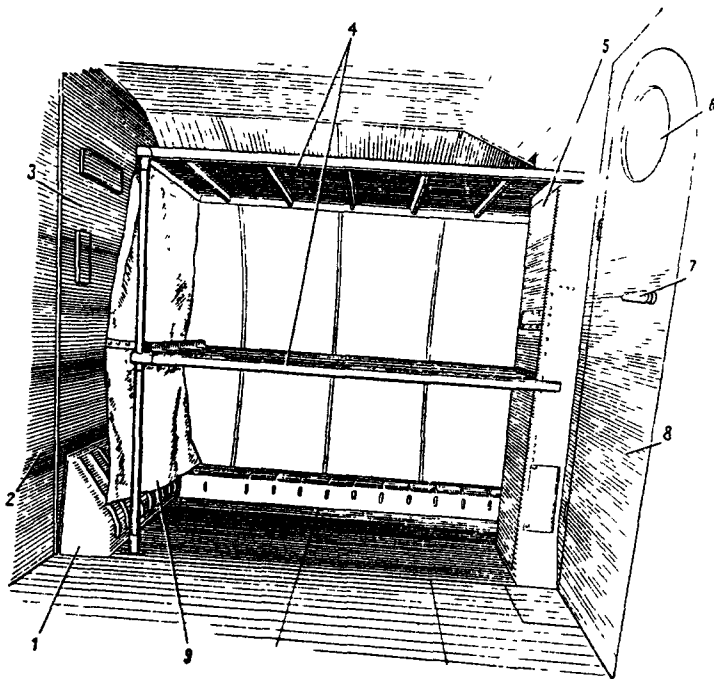
Оборудование буфета (фиг. 74) состоит из стеллажа со столом, мойки, двух стандартных контейнеров и ящика для отходов.

Каркас стеллажа склепан из прессованных профилей и металлических листов и привинчен к полу и перегородке туалета шурупами. На каркасе установлена панель стола из пенопласта, оклеенного с двух сторон фанерой. На рабочую поверхность стола наклеен тонкий дуралюминовый лист.

В столе сделан вырез для мойки. Мойка отштампована из листов АМц и прикреплена шурупами к нижней плоскости стола. Над мойкой в короб вмонтирован плафон. Под столом сделаны две ниши для контейнеров. На перегородке кабины под контейнерами установлены гнезда для щеток.

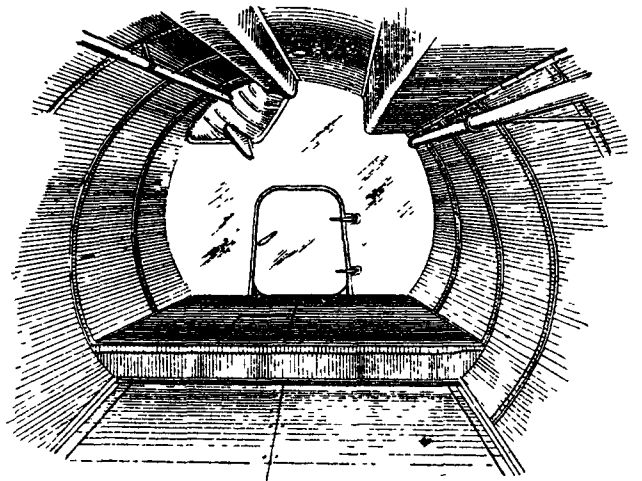
Для подхода к трубопроводам слива из мойки задняя стенка ниши одного контейнера сделана съемной. Контейнеры служат для перевозки и хранения продуктов, бутылок с напитками и посуды. Контейнеры унифицированы для всех самолетов Аэрофлота.

Контейнер изготовлен из листов и профилей алюминиевого сплава. Передняя стенка имеет две двери с замками. Сверху на контейнере имеется складная ручка для его переноски. Внутри на стенках камеры контейнера установлены направляющие

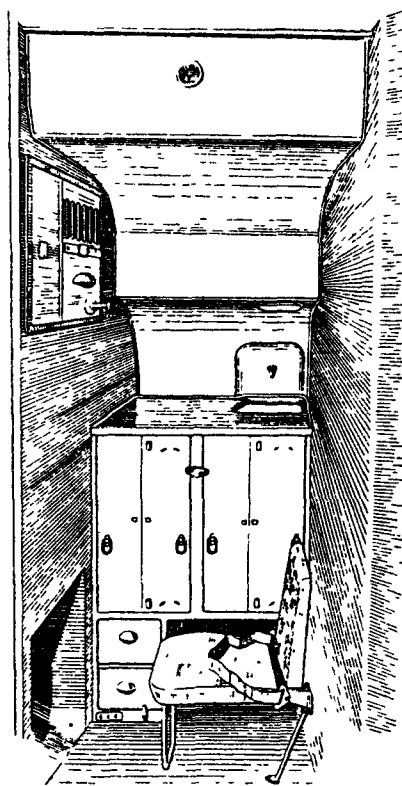


Фиг. 72. Переднее багажное помещение (левая половина):

1—ниша для ног на шпангоуте № 11; 2—дверь на шпангоуте № 11; 3—перегородка на шпангоуте № 11; 4—грузовые полки. 5—короб для тяг и тросов управления; 6—смотровое окно двери; 7—ручка двери; 8—дверь в кабину экипажа; 9—штора



Фиг. 73. Гардероб и заднее багажное помещение



Фиг. 74. Буфет

профили для восьми сервированных подносов или шестнадцати полуподносов. На эти направляющие могут устанавливаться коробки с сепараторами для бутылок или посуды.

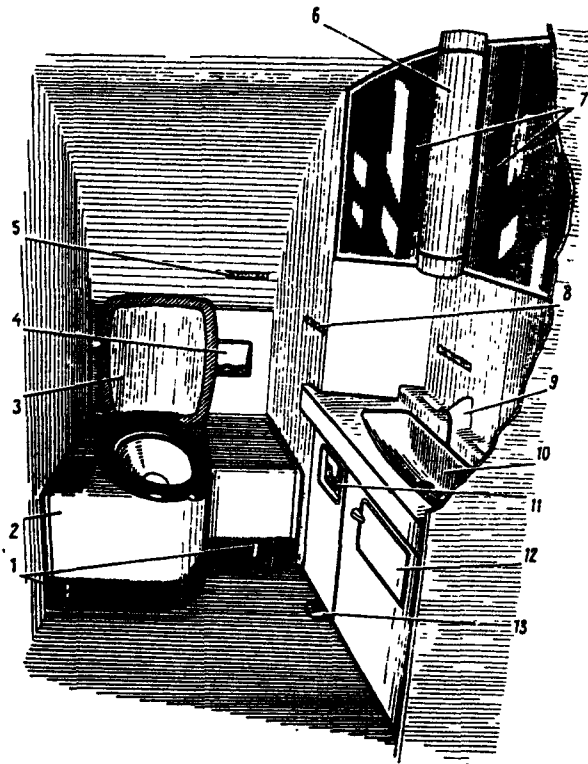
В буфете оборудовано рабочее место для бортпроводника. Кресло бортпроводника — откидное, с привязными ремнями, установлено у стенки туалета. Каркас кресла прикреплен к полу и к поперечной перегородке туалета.

Там же, на перегородке кабины, установлены бак-термос для питьевой воды и аптечка расходных материалов.

Бак-термос емкостью 6,5 л состоит из баллона, теплоизоляционного наружного кожуха, крышки и крана. Бак крепится ленточным хомутом с натяжным замком.

15. ТУАЛЕТ

Оборудование туалета (фиг. 75) состоит из унитаза, стола, умывальника, двух зеркал, вешалки для полотенца и верхней одежды и поручня.



Фиг. 75. Туалет:

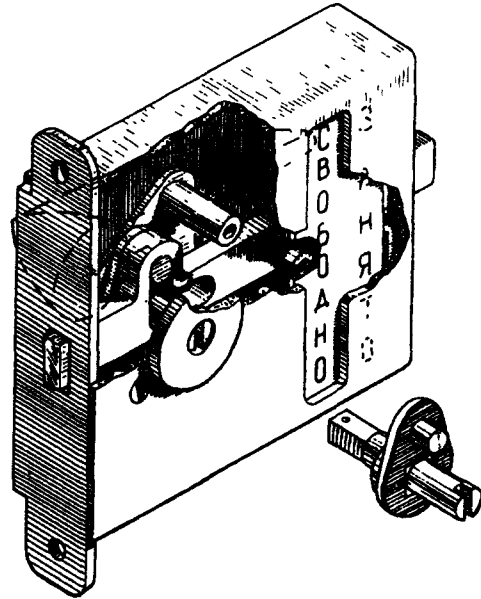
1—замки; 2—унитаз; 3—крышка; 4—щеткодержатель; 5—кнопка включения смыва чашки унитаза; 6—плафон; 7—зеркала; 8—кнопка вызова бортпроводника; 9—кран умывальника; 10—раковина умывальника; 11—ниша для чистой бумаги; 12—крышка люка подхода к контейнеру для грязной бумаги; 13—педаль подачи воды к крану 9.

Унитаз 2 установлен у борта самолета. Справа на перегородке находится поручень, слева и на задней перегородке — кнопка 8 вызова бортпроводника и на борту фюзеляжа — кнопка 5 включения смыва унитаза.

Туалетный стол расположен возле двери, у задней перегородки. В горизонтальную панель стола вмон-

тирована раковина умывальника 10, отштампованная из листового сплава АМцАм и покрытая эмалью. Для слива воды в нижнюю часть раковины вмонтирован штуцер с сеткой. Раковина крепится к нижней поверхности панели стола шурупами. Проем в панели стола для раковины оклеен пластмассовой облицовкой.

Передняя панель стола состоит из двух частей — левой и правой. Левая часть панели прикреплена к столу неподвижно. Вверху она имеет нишу для чист-



Фиг. 76. Замок двери туалета

той бумаги и пакетов. Правая часть панели сделана в виде дверцы и подвешена к левой части на петлях. Для пользования контейнером в дверце сделан лючок с крышкой.

Зеркала 7 в туалете установлены над столом и крепятся к перегородке шурупами с помощью окантовок. Внешние боковые и нижние части окантовок крепятся изнутри до установки зеркал, а внутренние боковые — снаружи после установки зеркал. Верхние части окантовок к перегородке не крепятся. Крепление внутренних окантовок зеркал закрыто плафоном 6, а головки шурупов крепления плафона — декоративными поясками.

Пол туалета покрыт линолеумом. Дверь туалета открывается в сторону вестибюля. Ручка двери аналогична ручке двери пассажирской кабины (см. фиг. 65). Замок двери (фиг. 76) с наружной стороны открывается ключом, а с внутренней — ручкой. Графарет замка «Свободно, занято» связан с механизмом замка. Надпись «Свободно» устанавливается в окне крышки замка при незапертой двери, а надпись «Занято» — при запертой.

16. СПАСАТЕЛЬНЫЕ СРЕДСТВА И ИХ РАЗМЕЩЕНИЕ НА САМОЛЕТЕ

Для спасения пассажиров и экипажа при вынужденных посадках самолета на воду предусмотрены: индивидуальные плавсредства; групповые плавсредства; аварийный запас продовольствия и медика-

ментов; опреснители морской воды типа ХО-2; флуоресценн для опрыскивания водной поверхности в целях более быстрого обнаружения пассажиров и экипажа самолета на воде; средства аварийной сигнализации и связи.

Случаи, в которых спасательные средства берутся на борт самолета, указаны в инструкции по эксплуатации самолета.

Индивидуальными плавсредствами являются жилеты АСЖ-63П, предназначенные для поддержания человека на воде после покидания самолета до посадки на групповые плавсредства или на другие средства спасения.

Спасательные жилеты летчиков укладывают в карманы чехлов их кресел, жилет бортпроводника — в шкафу на перегородке шпангоута № 31 и жилеты пассажиров — в карманах под сиденьями кресел пассажиров.

Групповыми плавсредствами являются плоты СП-12 и надувные лодки ЛАС-5М-2. Каждый плот рассчитан на двенадцать человек, лодка — на пять. Спасательные плоты укладываются по два в переднем и заднем багажниках, спасательная лодка — в переднем багажнике.

Средствами аварийной сигнализации в связи служат сигнальные пиропатроны СПД и СПН и аварийная радиостанция «Кедр-С». Радиостанция «Кедр-С» хранится в герметической упаковке и во время полетов всегда находится в переднем багажнике.

ЖИЛЕТ АСЖ-63П

Жилет АСЖ-63П имеет форму нагрудника, в верхней части которого имеются вырез для одевания через голову (учитываются размеры головы от 54 до 62-го включительно по гражданской классификации), и закрепляется на поясе при помощи капроновой тесьмы. Жилет — двухкамерный и имеет объем 15 л. Вес жилета 950 г.

Материал жилета — диагонально-дублированная прорезиненная ткань № 336 желто-оранжевого цвета.

Наполняется жилет углекислотой из малогабаритного баллона. Механизм наполнения — полуавтоматический, состоит из пусковой головки с колпачком и тройника с клапанами лепесткового типа. Время наполнения жилета — 10—15 сек. Кроме того, жилет имеет два патрубка с клапанами для поддува жилета воздухом.

Для облегчения поиска пострадавших в тумане или ночью жилет снабжен:

— сигнальным свистком, имеющим частоту колебания звука порядка 2000—3000 гц, что соответствует наибольшей дальности распространения звука;

— сигнальной лампой МН-2,5-0,16, закрытой герметическим колпаком;

— блоком питания лампы, состоящим из батарейки водоналивного действия, отверстия которой плотно закрыты пробками, и штепсельного разъема. Батарейка — одноразового действия, время ее непрерывной работы составляет 10—12 час.

Независимо от того, в каком состоянии человек находится, жилет поддерживает его лицом вверх. Жилет позволяет при необходимости перевернуться

на грудь и плыть любым способом. После использования жилета баллон и батарейка подлежат замене.

ПЛОТ СП-12

В комплект плота СП-12 входят: два весла с резиновыми кольцами, ручной мех, ручной насос со шлангом (на 5 плотов), плавучий якорь, черпак, шесть аварийных пробок, соединительный конец с карабинами, мягкий баллон для воды, упаковочный чехол, пакет с ремонтным материалом (на 5 плотов), формуляр.

Основные данные

Грузоподъемность	1300 кг
Вес плота в чехле	не более 65 кг
Объем надувных камер	1600 л
Рабочее давление в камерах	80 мм рт. ст.
Количество баллонов с СО ₂	2
Емкость одного баллона	2,35 л
Время наполнения газом	2,5 мин
Время наполнения воздухом внутреннего отсека ручным мехом	3—5 мин
Наружный диаметр	2775±100 мм
Общая высота	1425±50 мм
Поперечный диаметр колец	275±15 мм
Размер в упаковочном чехле:	
— длина	1300 мм
— диаметр	420 мм

ЛОДКА ЛАС-5М-2

В комплект лодки ЛАС-5М-2 входят: парус, три весла с резиновыми кольцами, надставка для мачты с такелажем, ручной насос со шлангом, плавучий якорь, черпак, водонепроницаемый мешок, четыре резиновые пробки, соединительный конец с карабинами, пакет с ремонтными материалами (на 5 лодок), упаковочный чехол, баллон с СО₂, паспорт.

Основные данные

Грузоподъемность	500 кг
Вес лодки со снаряжением	31,5 кг
Габариты лодки в рабочем состоянии:	
— длина	2950±50 мм
— ширина	1400±40 мм
— высота борта	390±15 мм
Габариты лодки в чехле:	
— длина	860 мм
— ширина	520 мм
— высота	360 мм
Объем надувных камер	800 л
Рабочее движение в камерах	80 мм рт. ст.
Емкость баллона с СО ₂	2,35 л
Заряд баллона	1,7 кг осушенной углекислоты с добавлением 15 г спирта-ректификата
Заполнение днища и сиденья	ручным насосом
Скорость хода под парусом при скорости ветра:	
— 5 м/сек	4 км/час
— 10 м/сек	12 км/час
Наибольший угол хода лодки к ветру	65°
Допустимая скорость ветра при движении под парусом	13 м/сек

Химический опреснитель типа ХО-2 предназначен для обеспечения экипажа и пассажиров питьевой водой при аварии. Опреснитель применяется для удаления солей из океанской воды с соленостью 35 г/л и морской воды с соленостью 8 г/л и выше до степени пригодности ее для питья. (Опресненная при помощи прибора океанская и морская вода имеет остаточную соленость от 3,5 до 5 г/л в виде хлористого и сернокислого натрия).

Опреснитель состоит из жестяной коробки-укладки, в которую уложены мешок с реактивами и пять брикетов опресняющей смеси. Коробка имеет откидывающуюся на шарнире крышку и снабжена прикрепленным к ушкам шнуром, при помощи которого ее можно носить через плечо.

На внутренней стороне коробки нанесена черта, определяющая степень заполнения ее водой. Коробка может быть использована вместо мешка с реактивами.

Брикет опресняющей смеси запаян во влагонепроницаемую полиэтиленовую пленку, завернут в светонепроницаемую алюминиевую фольгу и заклеен в крафтцеллюлозную бумагу. Брикеты связаны между собой тесьмой, один конец которой прикреплен к шнуру коробки.

Мешок с реактивами служит сосудом, в котором производят опреснение воды. Мешок изготовлен из прорезиненной ткани. В нижней части его закреплены фильтровальная ткань, предназначенная для удаления взвешенных частиц из питьевой воды, и питьевая трубка с пробкой.

На верхнем конце питьевой трубки имеются приливы, которые обеспечивают между фильтрующей тканью и доншком мешка постоянный зазор, необходимый для нормальной фильтрации воды. В верхней части мешка закреплен шкертик для закрепления или подвешивания мешка на шею и резиновый эластичный шнур для зажима верхней части мешка. С внешней и внутренней сторон мешка нанесены линии уровня заполнения водой. Для предохранения от слипания мешок опудрен тальком.

АВАРИЙНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ «КЕДР-С» (Р-850)

Радиостанция «Кедр-С» служит для вызова спасательных самолетов и привода их на место аварии.

Радиостанция обеспечивает: передачу телефоном; передачу ручным ключом телеграфных сигналов; передачу автоматом телеграфных сигналов тревоги, бедствия и позывных; прием телефонных и телеграфных сигналов.

Питание радиостанции осуществляется от сухих батарей. В комплект питания входят три анодные батареи типа 111-АМЦГ-15,5В на 108 в и одна накальная типа 3,2-НМЦГ-15,5А на 3 в.

Основные данные

Рабочие частоты передатчика (фиксированные, с кварцевой стабилизацией) 500, 2232, 4464, 8928 и 13 392 кгц

Рабочие частоты приемника (фиксированные) 2232, 4464, 6696, 8928 и 13 392 кгц с возможностью подстройки до

+30 · 10⁻⁴ и калибровки по кварцу передатчика

Стабильность частоты передатчика на частотах:
— 2232, 4466, 6696, 8928 и 13392 кгц не хуже 2 · 10⁻⁴
— 500 кгц не хуже 3 · 10⁻⁴
Мощность передатчика в эквиваленте антенны 3 вт
Чувствительность приемника при приеме сигналов:
— телефонных не хуже 10 мкв
— телеграфных не хуже 5 мкв
Промежуточная частота приемника 465 кгц

Радиостанция снабжена автоматическим датчиком, позволяющим вести передачу следующих телеграфных сигналов:

- сигнала тревоги, состоящего из двенадцати тире длительностью по 4 сек;
- трехкратную передачу сигнала бедствия;
- позывного сигнала, состоящего из двух букв.

Передачу сигналов азбуки Морзе можно вести ручным ключом, находящимся на передней панели радиостанции. Передача в телефонном режиме производится с использованием ларингофонов шлемофона.

Переход с одного вида работы на другой осуществляется поворотом переключателя «Прием — Передача».

Комплект батарей обеспечивает работу радиостанции в течение 10 час по циклу: 5 мин — передача и 15 мин — прием.

Подъем антенны длиной до 10 м может производиться либо с помощью воздушного змея, либо воздушным шаром, наполненным водородом.

17. СИСТЕМА ВОДОСНАБЖЕНИЯ И КАНАЛИЗАЦИИ

Система водоснабжения и канализации (фиг. 77) служит для подачи воды к умывальнику туалета, мойке буфета, канализации сточной воды из умывальника и мойки, канализации нечистот и смыва унитаза. Система состоит из бака 1 для воды, раковины 14 умывальника, крана 15 умывальника с педалью 18 управления, мойки буфета, крана 27 мойки, унитаза 11, системы трубопроводов, водозаправочной и сливной панелей.

Полумонтажная схема системы водоснабжения и канализации показана на фиг. 78.

Вода к умывальнику и мойке подается самотеком из бака 1, установленного над буфетом. Бак (фиг. 79) емкостью 25 л выполнен сварным из листов нержавеющей стали. Для осмотра и чистки бака на его верхнем днище имеется люк 1. На боковой стенке установлен указатель поплавкового механизма 7 для определения количества находящейся в баке воды.

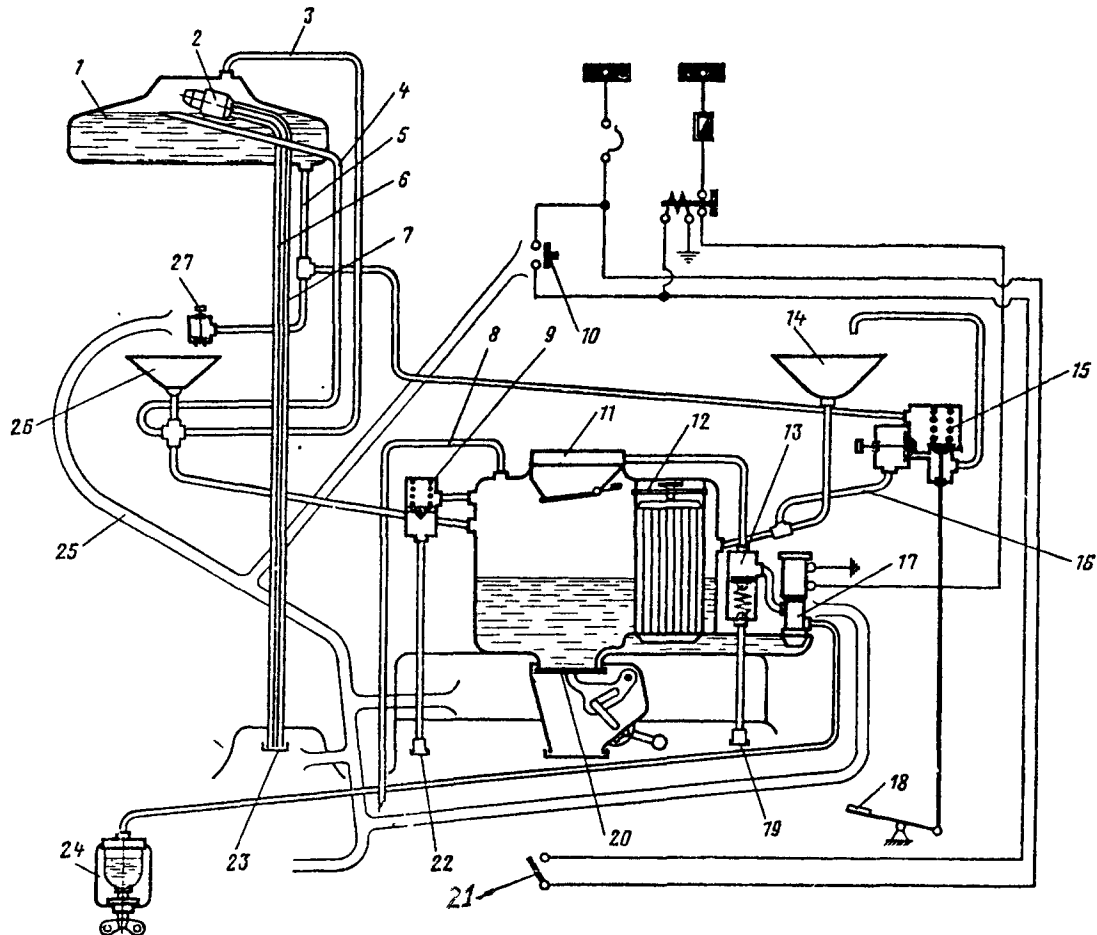
В баке установлена труба 4 понижения уровня воды после заправки и сигнальная труба 2, внутри которой находится заправочная труба 3. На концах этих труб установлен клапан заправки 8.

При заправке бака давлением воды открывается клапан 5 (фиг. 80), пропуская воду в бак, и своим буртиком открывает клапан 4. После заправки клапаны 4 и 5 закрываются пружинами 3.

В верхнюю часть бака вварен дренажный штуцер 6 (см. фиг. 79). В нижнюю часть днища вварен штуцер 5 для трубы подачи воды к мойке и умывальнику.

Заправка бака производится от аэродромного водозаправщика. Шланг водозаправщика присоединяется к штуцеру водозаправочной трубы (фиг. 81),

при отпуске педали. В корпусе крана имеется канал для ускоренного слива воды из бака в бак унитаза. Канал открывается и закрывается вентилем вручную. Кран мойки (фиг. 83) буфета установлен над раковиной буфетного столика. Подача воды в мойку буфета производится путем поворота колпачка 2 крана против часовой стрелки.



Фиг. 77. Принципиальная схема водоснабжения и канализации:

1—бак для воды; 2—клапан; 3—дренажная труба; 4—труба понижения уровня; 5—труба подачи воды в мойку и умывальник; 6—труба заправки бака водой; 7—сигнальная труба; 8—вентиляционная труба; 9—обратный клапан; 10—кнопка включения насоса ЭЦН-104; 11—унитаз; 12—фильтр унитаза; 13—обратный клапан; 14—раковина умывальника; 15—кран умывальника; 16—труба ускоренного слива воды из бака; 17—насос ЭЦН-104; 18—педаль управления краном умывальника; 19—штуцер промывки фильтра и насоса; 20—сливной клапан; 21—кнопка включения насоса ЭЦН-104 при промывке бака; 22—штуцер промывки и заправки бака химжидкостью; 23—штуцер заправки бака водой; 24—приемник утечек; 25—трубопроводы обогрева; 26—раковина мойки; 27—кран мойки

расположенному на панели на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 32—33. Заканчивают заправку бака сразу же после того, как из сигнальной трубы начнет вытекать вода. Водозаправочная панель обогревается в полете горячим воздухом.

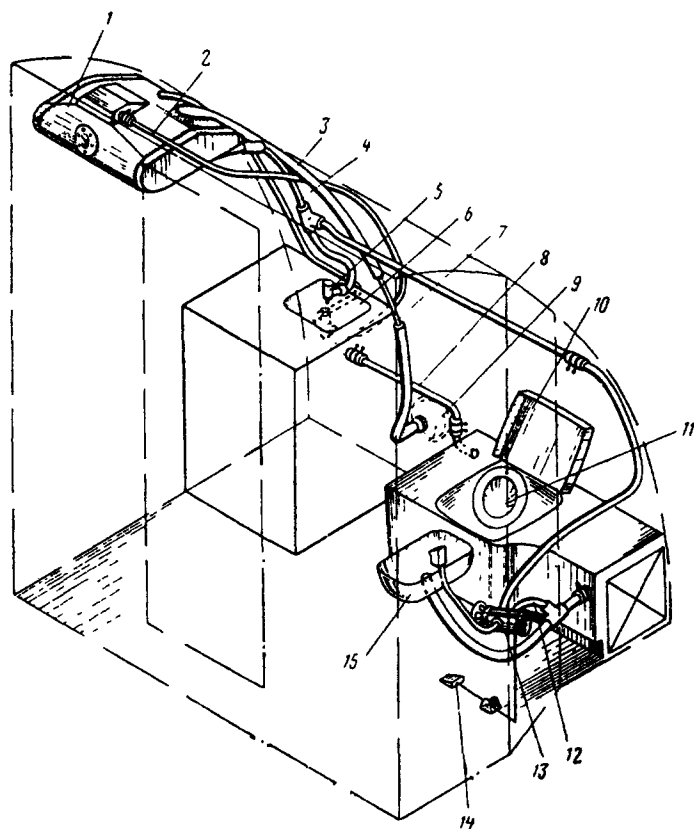
Кран умывальника имеет корпус с одним входным и двумя выходными штуцерами 10 и 11. Конструкция крана показана на фиг. 82. Кран 15 (см. фиг. 77) установлен внутри столика под раковиной умывальника.

Шток 1 (см. фиг. 82) крана тягой соединен с педалью 18 (см. фиг. 77). Кран открывается нажатием на педаль, а закрывается пружиной 6 (см. фиг. 82)

Слив из раковины умывальника и мойки производится в унитаз.

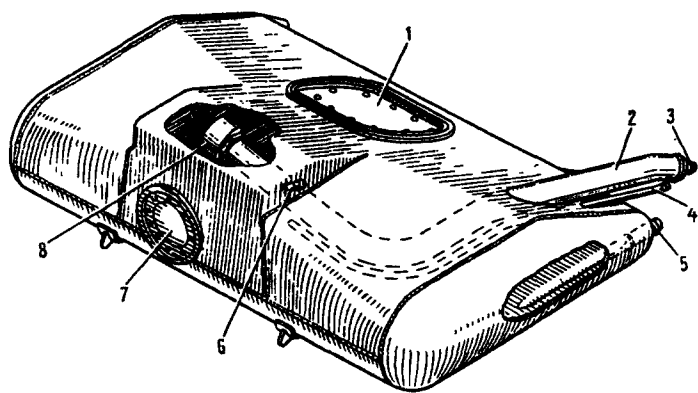
Трубы системы водоснабжения выполнены из алюминия, а сливные — из нержавеющей стали и полиэтлена.

На самолете применена рециркуляционная система промывки унитаза, при которой не требуется вода для смыва нечистот. Из чашки унитаза нечистоты поступают в бак, где смешиваются со специальной химической жидкостью и подвергаются химической обработке, заключающейся в дезинфекции нечистот, уничтожении запаха, частичном растворении и размельчении твердых частиц, после чего



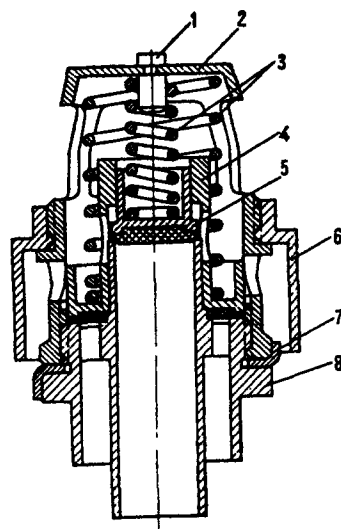
Фиг. 78. Полумонтажная схема водоснабжения и канализации:

1—бак для воды; 2—дренажная труба; 3—сигнальная труба, 4—труба подачи воды в мойку и умывальник; 5—кран мойки; 6—раковина мойки; 7—труба заправки бака водой; 8—труба слива воды из мойки; 9—заправочная панель; 10—крышка унитаза; 11—унитаз; 12—труба ускоренного слива воды из бака; 13—края умывальника; 14—педали управления краном умывальника; 15—раковина умывальника



Фиг. 79. Бак:

1—люк; 2—сигнальная труба; 3—заправочная труба; 4—труба понижения уровня; 5—штуцер для трубы подачи воды в мойку и умывальник; 6—штуцер для дренажной трубы; 7—указатель поплавкового механизма; 8—клапан



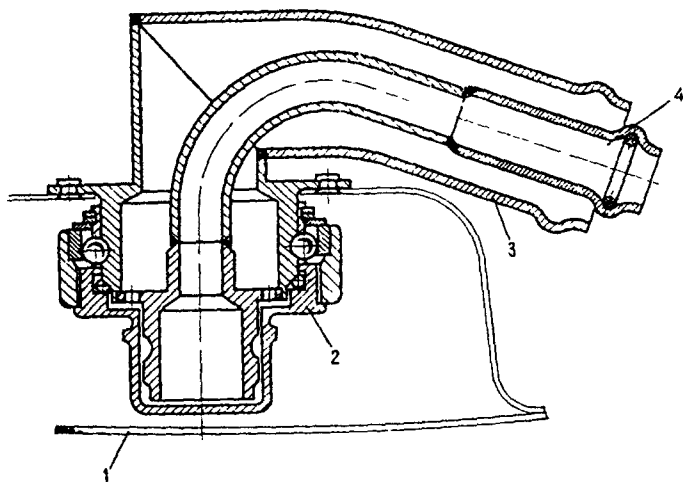
Фиг. 80. Клапан заправки 24-7562-140:

1—валлик; 2—стакан; 3—пружины; 4, 5—клапаны; 6—колпак; 7—шайба; 8—штуцер

чашка унитаза промывается химически обработанной и отфильтрованной смесью.

Унитаз (фиг. 84) выполнен в блоке с баком и состоит из бака 2, чашки 4 с клапаном, фильтра 6, клапана 11 для промывки сетки насоса и фильтра, сливного клапана 1 и насоса 8 (ЭЦН-104).

В верхней части унитаза находятся чашка с клапаном, штуцер 3 подключения вентиляционной трубы и штуцер 5 для слива воды из раковины мойки. Сбоку унитаза сварен штуцер 9 для подключения трубы слива из умывальника туалета.



Фиг. 81. Установка штуцера водозаправочной трубы:

1—водозаправочная панель; 2—крышка штуцера; 3—штуцер для сигнальной трубы; 4—штуцер для заправочной трубы

Чашка 4 унитаза в верхней части имеет кольцевой канал с отверстиями, через которые насосом ЭЦН-104 из бака подается химическая жидкость для смыва чашки. Насос включается кнопкой, находящейся на борту туалета. Смывающая химическая жидкость СТ-2 заливается в бак унитаза в количестве 6—8 л из аэродромной машины МА-7 через штуцер, находящийся на сливной панели. Для фильтрации жидкости внутрь унитаза установлен легко съемный фильтр.

Бак унитаза сварен из листов нержавеющей стали и прикреплен к каркасу фюзеляжа в трех точках: фланцем к сливной панели, к низинке шпангоута № 32 и к профилю скуловой балки.

Унитаз сверху закрыт кожухом, на котором находится откидывающееся сиденье и пластмассовое кольцо. Для удобства обслуживания оборудования унитаза кожух установлен на шарнирах и двух натяжных замках. В открытом положении кожух фиксируется при помощи упорной штанги.

Фильтр унитаза (фиг. 85) состоит из наружного проволочного фильтра 7 грубой очистки и сетчатого внутреннего фильтра 1 тонкой очистки. В верхней части фильтр имеет траверсу 5 для крепления к верхнему стакану бака унитаза. Основанием фильтр вставляется в стакан и опирается на дне бака о резиновую шайбу. Все детали проволочного и сетчатого фильтров изготовлены из нержавеющей стали.

Клапан (фиг. 86) для промывки сетки насоса и фильтра состоит из корпуса 1 и резинового поршня

2 с пружиной 3, закрывающего нижний патрубок. Клапан крепится к насосу при помощи гайки 4. Верхний патрубок присоединяется к трубе, идущей к промывочному каналу чашки унитаза; нижний, закрытый поршнем, присоединяется к трубе, идущей от штуцера на сливной панели.

Клапан работает следующим образом: смывающая жидкость от насоса поступает в клапан и направляется к промывочному каналу чашки; нижний конец клапана в это время закрыт резиновым поршнем. Для промывки сетки насоса и фильтров на земле к штуцеру на сливной панели подключают шланг аэродромной машины МА-7 и подают давление. Вода, идущая под давлением 3—5 кг/см², преодолевает сопротивление пружины клапана, резиновый поршень отходит от своего седла и перекрывает верхний патрубок клапана. Вода поступает в насос и через фильтр — в бак унитаза.

Сливной клапан (фиг. 87) служит для слива нечистот из бака унитаза. Он имеет корпус 3, в котором расположен механизм управления крышкой клапана. В верхней части корпуса находится фланец 7 для крепления к баку унитаза; в нижней части приварен штуцер 12, размеры которого в месте присоединения к шлангу аэродромной машины соответствуют международному стандарту. Штуцер закрыт герметичной быстросъемной крышкой 1.

Механизм сливного клапана состоит из тарелки 6, кронштейна 4 с прорезью, рычага 2 с сухарем (ползунком) и ручки 9 с пружинным стопорящим устройством. Тарелка клапана установлена на шаровой опоре 5 с пружиной 8. Пружина не допускает большого перекоса крышки по отношению к фланцу сливного отверстия. Степень прижима тарелки к седлу регулируется винтом шаровой опоры.

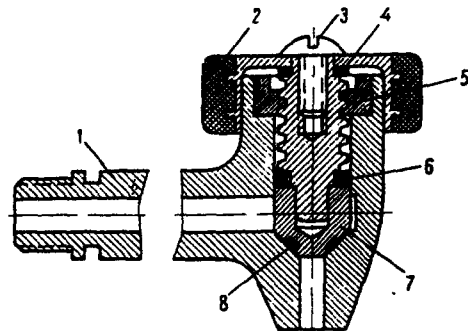
Для закрывания клапана необходимо надавить на головку ручки 9 и перевести ее вверх до захода фиксатора в верхний паз сектора. При этом рычаг 2, вращаясь вокруг оси, переходит с сухарем в новое положение, несколько перейдя «мертвую» точку, чем обеспечивает самозапирание механизма в закрытом положении. Одновременно сухарь двигает кронштейн 4 с прикрепленной к нему тарелкой 6 и прижимает ее к седлу сливного отверстия бака. В закрытом положении клапан фиксируется пружинным фиксатором ручки 9.

Для открывания клапана необходимо надавить на головку ручки 9 и перевести ее вниз до захода фиксатора в нижний паз сектора. Тарелка 6 при этом отклонится вниз, открывая сливное отверстие бака.

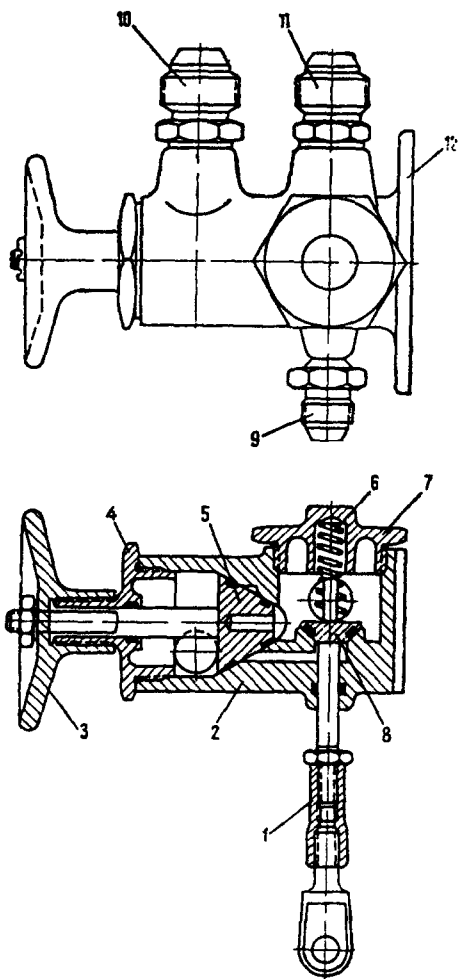
Насос ЭЦН-104 — электроцентробежный, приводится в действие электродвигателем Д-100С. Электродвигатель получает питание от самолетной электросети постоянного тока с напряжением 27 в. Режим работы двигателя — кратковременный, не более 1 мин при интервале между включениями не менее 15 мин и 10—15 сек при интервалах не менее 5 мин.

Насос установлен под кожухом унитаза. Подход к насосу — через лючок в нижней части задней перегородки туалета со стороны гардероба.

Для сбора жидкости, просачивающейся через резиновые манжеты насоса ЭЦН-104 при его работе, под полом кабины установлен приемник утечек (фиг. 88), выполненный в виде стеклянного стакана 1 с механизмом крепления. Доступ к приемнику осу-

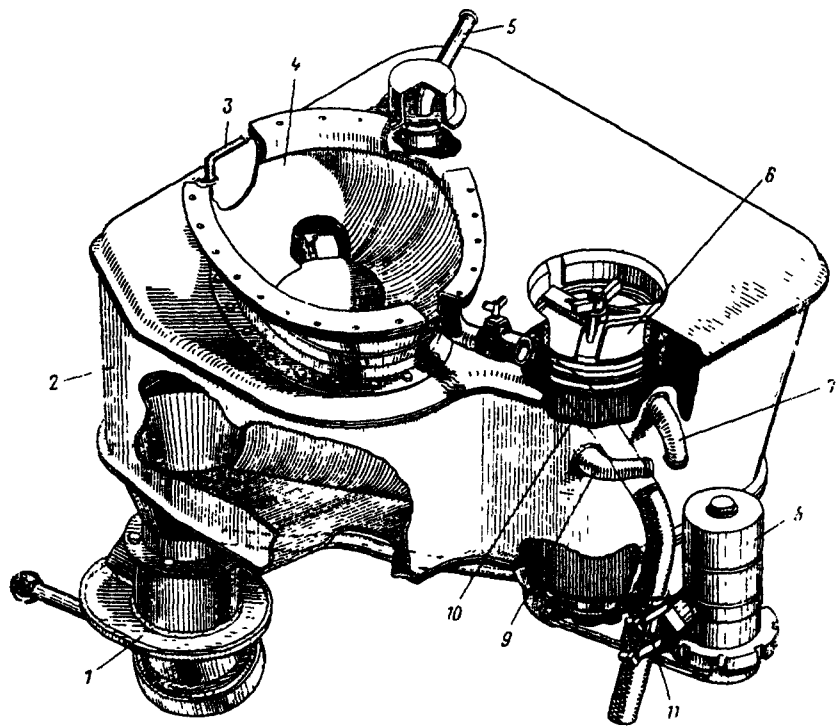


Фиг. 83. Кран мойки 24-7562-10:
1—корпус; 2—колпачок; 3—винт; 4—шайба;
5—гайка; 6, 8—кольца; 7—клапан



Фиг. 82. Кран умывальника 24-7562-160:

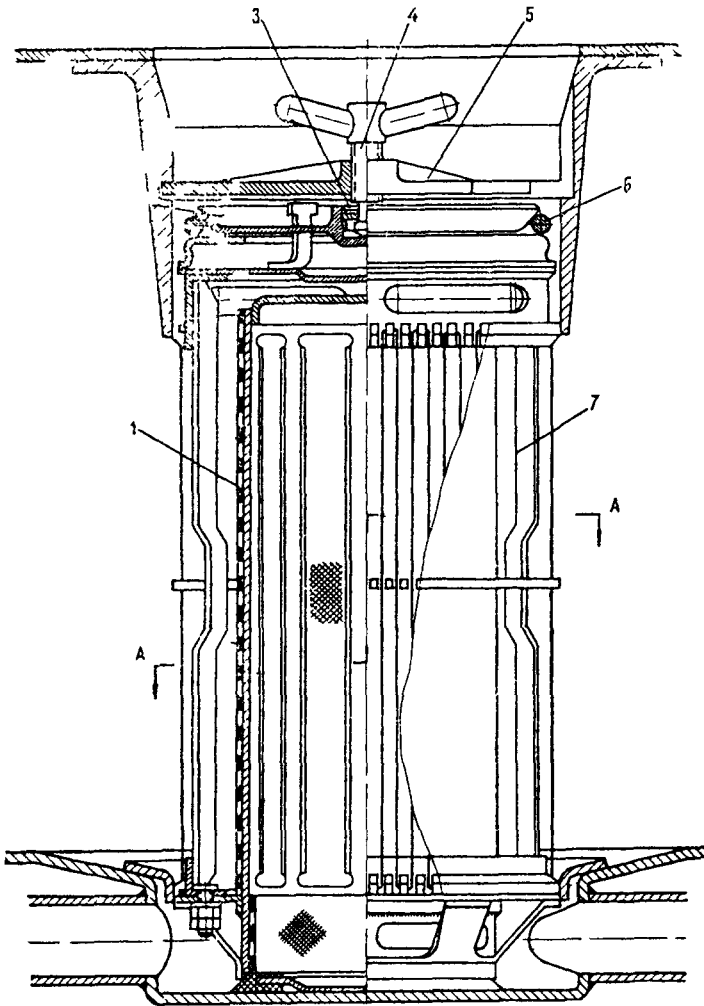
1—шток; 2—корпус; 3—рукоятка вентиля;
4—стопорная гайка; 5—пробка вентиля; 6—пружина; 7—прижимная гайка; 8—клапан;
9—входной штуцер; 10—штуцер ускоренного слива; 11—штуцер подачи воды в умывальник; 12—фланец крепления крана



Фиг. 84. Унитаз:

1—сливной клапан; 2—бак; 3, 5, 7, 9—штуцера; 4—чашка; 6—фильтр; 8—насос ЭЦН-104; 10—труба подачи химжидкости; 11—клапан для промывки сетки насоса и фильтра

ществляется через лючок в полу пассажирской кабины между шпангоутами № 30—31



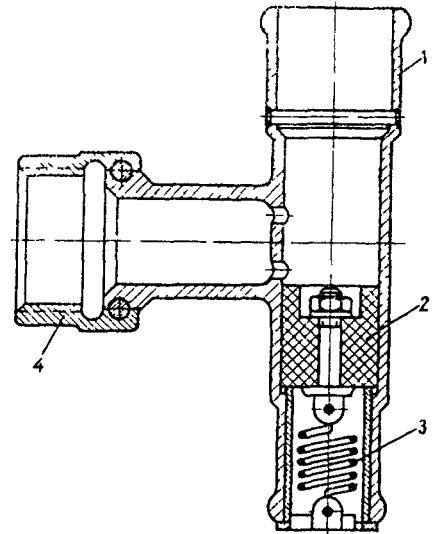
Фиг. 85. Фильтр:

1—внутренний фильтр, 2—шайба, 3—гайка, 4—шпилька, 5—траверса, 6—кольцо, 7—наружный фильтр

Сливная панель санузла (фиг. 89) расположена на нижней обшивке фюзеляжа между шпангоутами № 32—33.

5*

На панели размещены штуцера для промывки бака 2, для промывки сетки насоса и фильтров 6, клапан 1 слива и кнопка 4 включения насоса. С целью предохранения от попадания жидкости в трубу промывки бака при эволюциях самолета в месте



Фиг. 86 Клапан 24-7586-150 промывки фильтра насоса и фильтра унитаза:

1—корпус, 2—поршень, 3—пружина, 4—гайка

присоединения ее к унитазу установлен обратный клапан (фиг. 90).

С наружной стороны панель закрывается крышкой 5 (см. фиг. 89).

Для предотвращения замерзания жидкости в баке и скопившегося конденсата в штуцерах панель в полете обогревается горячим воздухом.

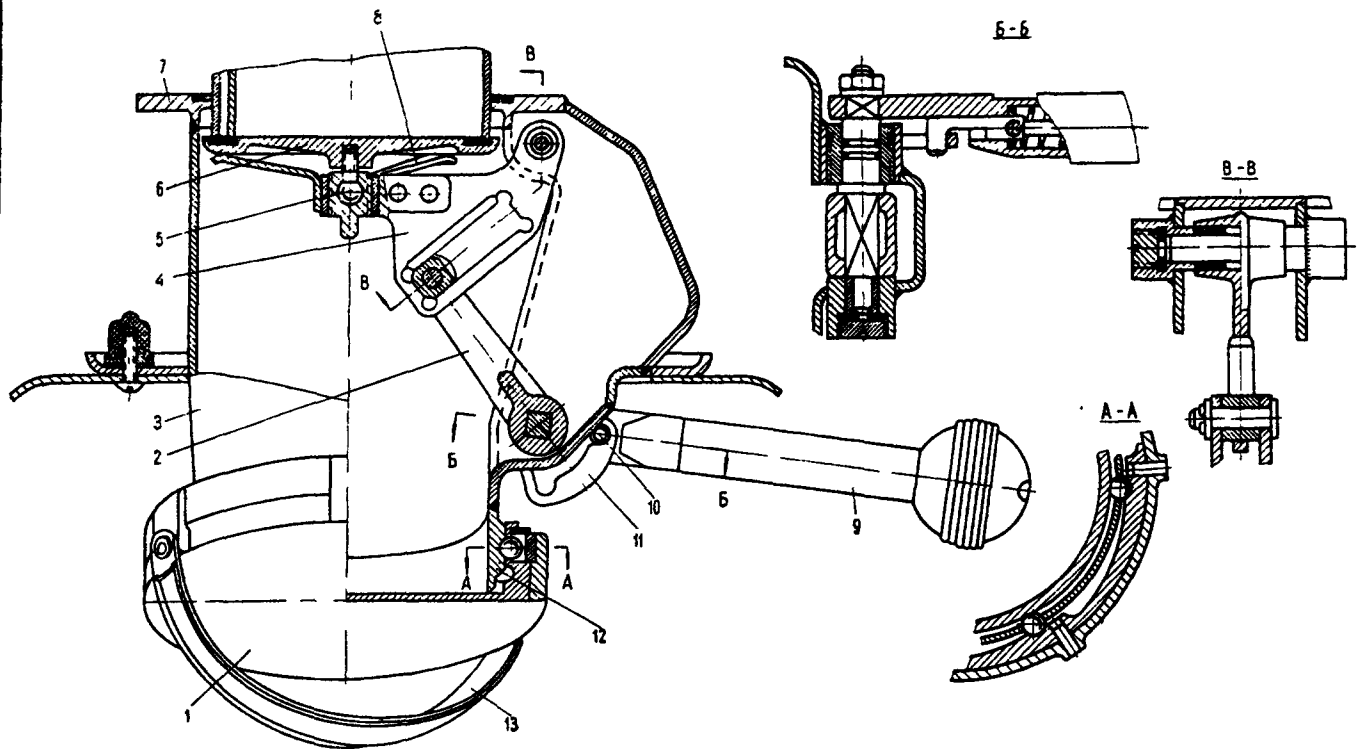
18. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ КОМПОНОВКИ ПОМЕЩЕНИЙ И ОБОРУДОВАНИЯ КАБИН САМОЛЕТОВ В 48-МЕСТНОМ ПАССАЖИРСКОМ ВАРИАНТЕ, А ТАКЖЕ ПЕРЕОБОРУДОВАННЫХ ИЗ 48-МЕСТНЫХ В ДРУГИЕ ВАРИАНТЫ

С 34-й серии самолеты выпускаются в основном варианте на сорок восемь пассажирских мест с двумя дополнительными съемными буфетами и вторым сиденьем бортпроводника. Компонка самолета в 48-местном варианте показана на фиг. 91.

Эти самолеты приспособлены для переоборудования их силами эксплуатирующих подразделений в другие варианты: в 52-местный пассажирский, в 40-, 32- и 24-местные грузо-пассажирские, а также в грузовой вариант. Компонка этих вариантов показана на фиг. 92.

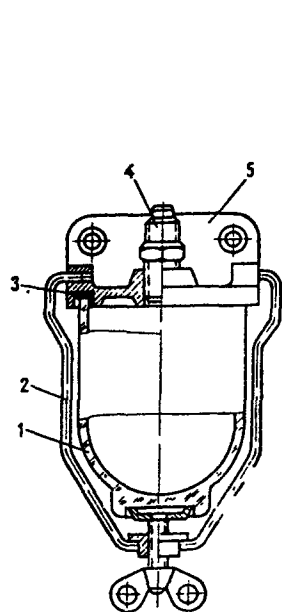
Конструктивное оформление пассажирской кабины 48-местного пассажирского варианта отличается от 50-местного варианта тем, что в ней устанавливаются:

— четыре откидных столика на перегородке шпангоута № 11;



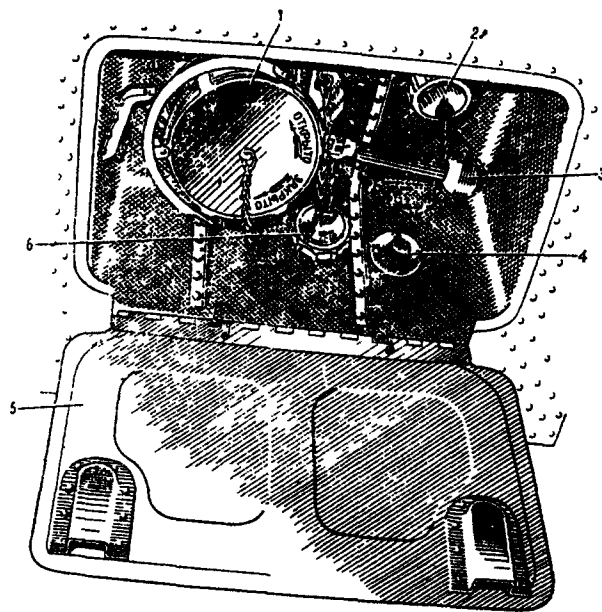
Фиг. 87. Сливной клапан:

1—крышка; 2—рычаг; 3—корпус; 4—кронштейн; 5—шаровая опора; 6—тарелка; 7—фланец; 8—пружина; 9—ручка; 10—зуб фиксатора; 11—сектор; 12—штуцер; 13—скоба



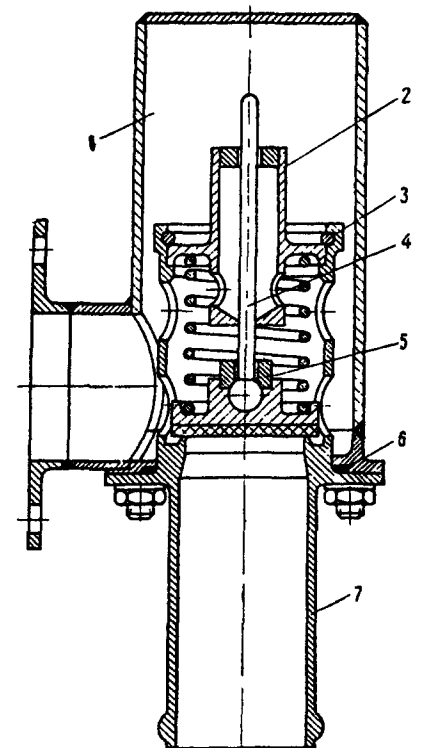
Фиг. 88. Приемник утечек:

1—стакан; 2—хомут; 3—прокладка; 4—штуцер; 5—корпус



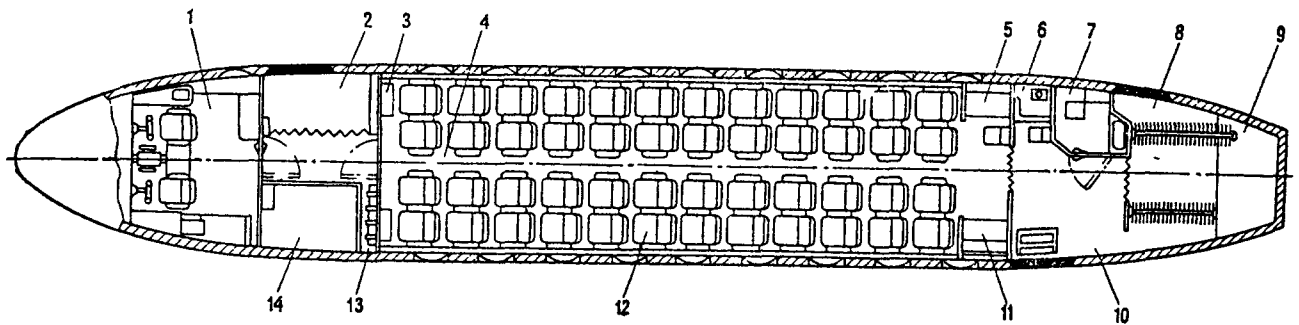
Фиг. 89. Сливная панель:

1—клапан слива; 2—штуцер промывки бака; 3—ручка; 4—кнопка включения насоса; 5—крышка панели; 6—штуцер промывки фильтра



Фиг. 90. Обратный клапан 24-7587-300:

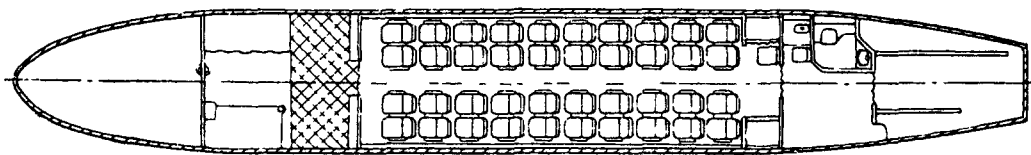
1—корпус; 2—стакан; 3—стопорное кольцо; 4—шарнир; 5—гайка; 6—уплотнительное кольцо; 7—штуцер



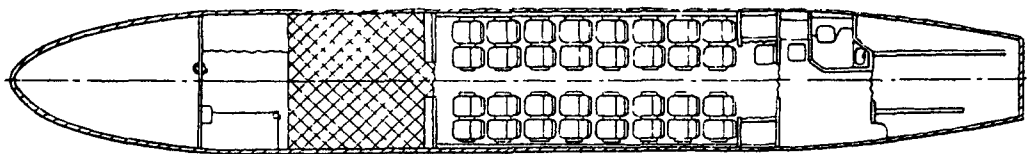
Фиг. 91. Компоновка самолета в 48-местном варианте:

1—кабина экипажа; 2, 9—багажные помещения, 3—детская люлька; 4—пассажирская кабина; 5, 6, 11—буфеты; 7—туалет; 8, 13—гардеробы; 10—вестибюль; 12—кресла; 14—багажные полки

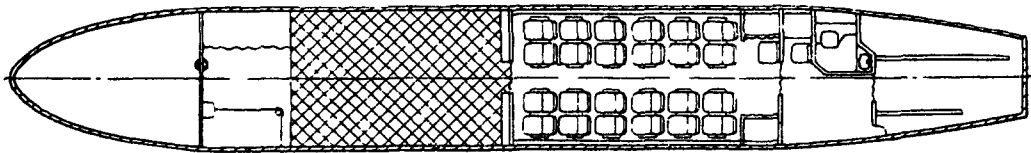
ГРУЗО-ПАССАЖИРСКИЙ 40-МЕСТНЫЙ ВАРИАНТ



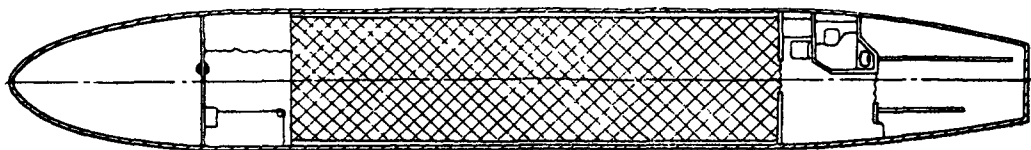
ГРУЗО-ПАССАЖИРСКИЙ 32-МЕСТНЫЙ ВАРИАНТ



ГРУЗО-ПАССАЖИРСКИЙ 24-МЕСТНЫЙ ВАРИАНТ

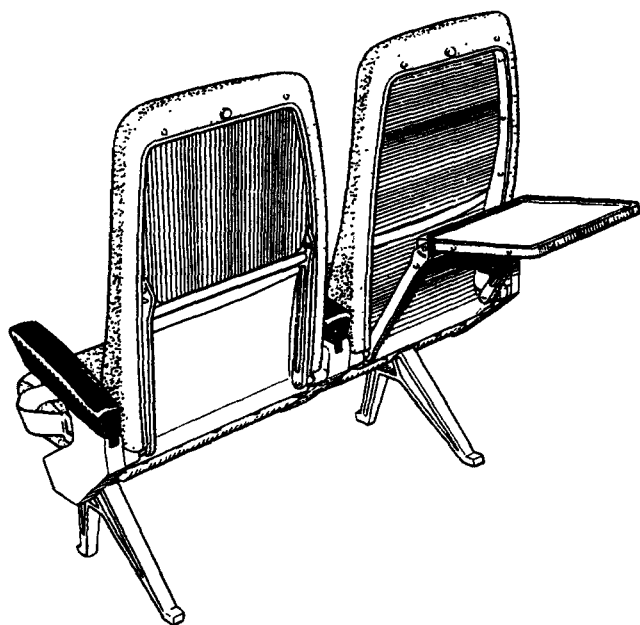


ГРУЗОВОЙ ВАРИАНТ



Фиг. 92. Схемы переоборудования пассажирской кабины

- гнезда крепления детских люлек на бортах кабины между шпангоутами № 11—12;
- откидные столики на спинках кресел (фиг. 93);
- гнезда крепления промежуточной перегородки на потолке в районе шпангоутов № 13, 17 и 20;
- гнезда крепления дополнительных буфетов на перегородке шпангоута № 31;
- второе сиденье бортпроводника около правого дополнительного буфета.



Фиг. 93. Установка столиков на пассажирских креслах

Столики на перегородке шпангоута № 11 предназначены для первого ряда пассажиров. Каждый столик имеет деревянный каркас с пенопластовым наполнителем. Лицевая поверхность столиков оклеена пластиком, нижняя — пвинулолом под цвет обтяжки перегородки. Столик крепится к перегородке при помощи петель и двух скользящих тяг, утапливаемых в пазы перегородки при складывании. В верхней части столика установлены замки убранного положения с гашеткой и пружинный толкатель, отводящий столик от перегородки при открывании замка.

Детские люльки имеют трубчатые каркасы с натянутыми капроновыми сетками и откидные кронштейны для крепления к борту. Установка люльки показана на фиг. 94.

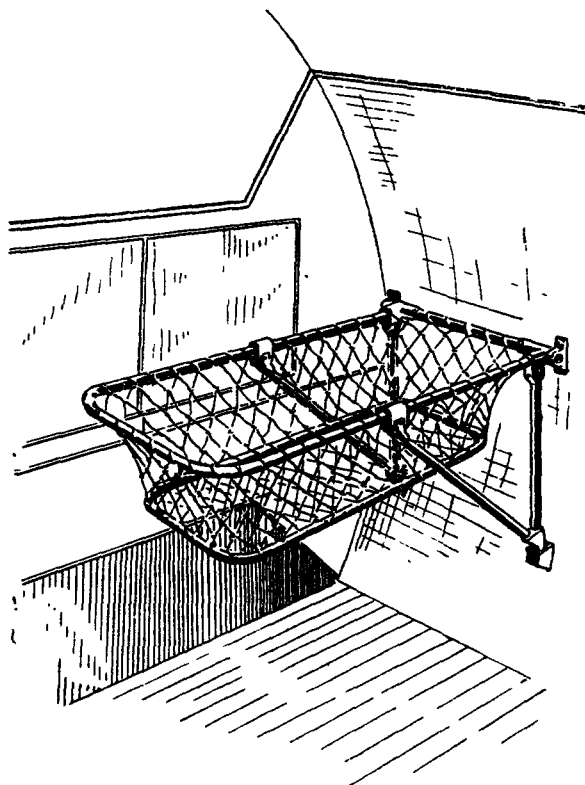
Дополнительные буфеты выполнены в виде пространственных каркасов с гнездами для буфетного оборудования. Лицевые стороны буфетов закрываются сдвижными шторами, прикрепленными к окантовке багажных полок.

Каркасы буфетов крепятся в двух точках (фиг. 95) к рельсам на полу кабины и в одной точке (фиг. 96) — к перегородке шпангоута № 31.

В правом буфете (фиг. 97) размещено два самолетных универсальных электрокипятильника УЭК-2 с щитком их включения, шкафчик для салфеток, выдвижной столик и два стандартных контейнера. В левом буфете (фиг. 98) размещено четыре контей-

нера. Электрокипятильники и контейнеры крепятся поворотными флажками.

Универсальные электрокипятильники УЭК-2 предназначены для кипячения воды и варки кофе, для сохранения подогретых жидкостей или охлаждения их с помощью сухого льда.



Фиг. 94. Установка детской люльки

Основные данные

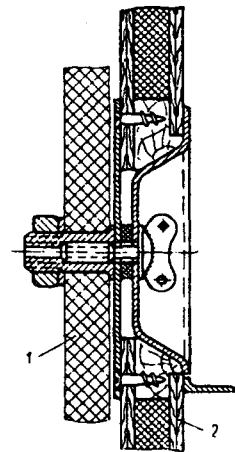
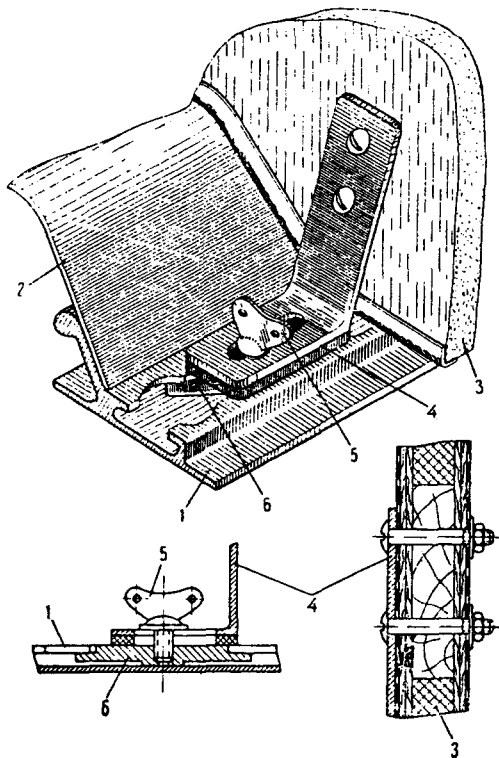
Номинальное напряжение	27 в
Мощность	1300 вт±10%
Емкость:	
— кофеварки	5,5 л
— кипятильника	7,8 л
— термоса (со стаканом сухого льда)	7,5 л
Минимально допустимые объемы жидкостей:	
— воды	1,5 л
— кофе	3,0 л
Время закипания жидкости	35—40 мин

Сиденье бортпроводника представляет собой трубчатый каркас с мягкой подушкой и спинкой. Подушка сиденья имеет скользящую опору и может быть поднята вверх, где удерживается стопором. Для установки сиденья в рабочее положение ручку стопора необходимо потянуть на себя до упора и опустить сиденье.

Оба буфета и сиденье второго бортпроводника можно легко демонтировать в условиях эксплуатации, без применения специального инструмента.

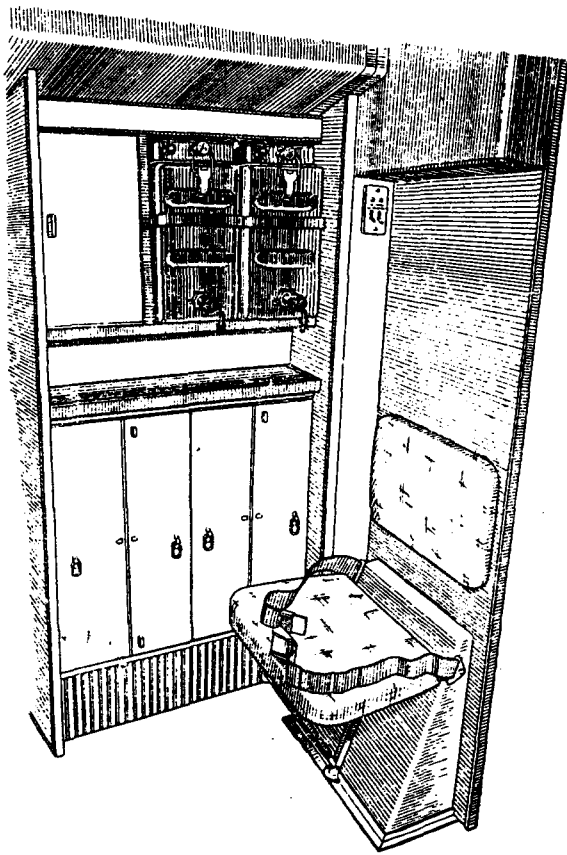
При переоборудовании самолета в 52-местный пассажирский вариант снимаются дополнительные буфеты и кресло бортпроводника и на их места устанавливается два блока пассажирских кресел.

В грузо-пассажирском варианте снимается перегородка по шпангоуту № 11 и устанавливается про-

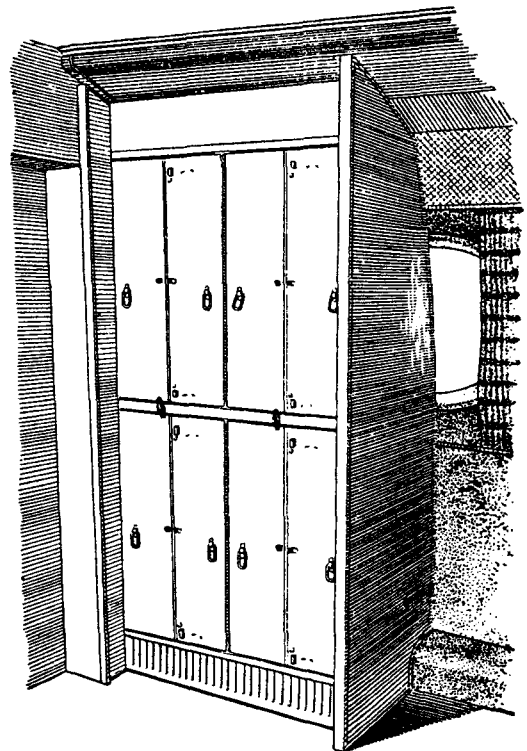


Фиг. 96. Крепление буфета к перегородке:
1—перегородка; 2—буфет

Фиг. 95. Крепление буфета к полу:
1—рельс; 2—облицовка борта; 3—стенка буфета; 4—угольник; 5—барашек; 6—вкладыш



Фиг. 97. Правый передний буфет и сиденье бортпроводника



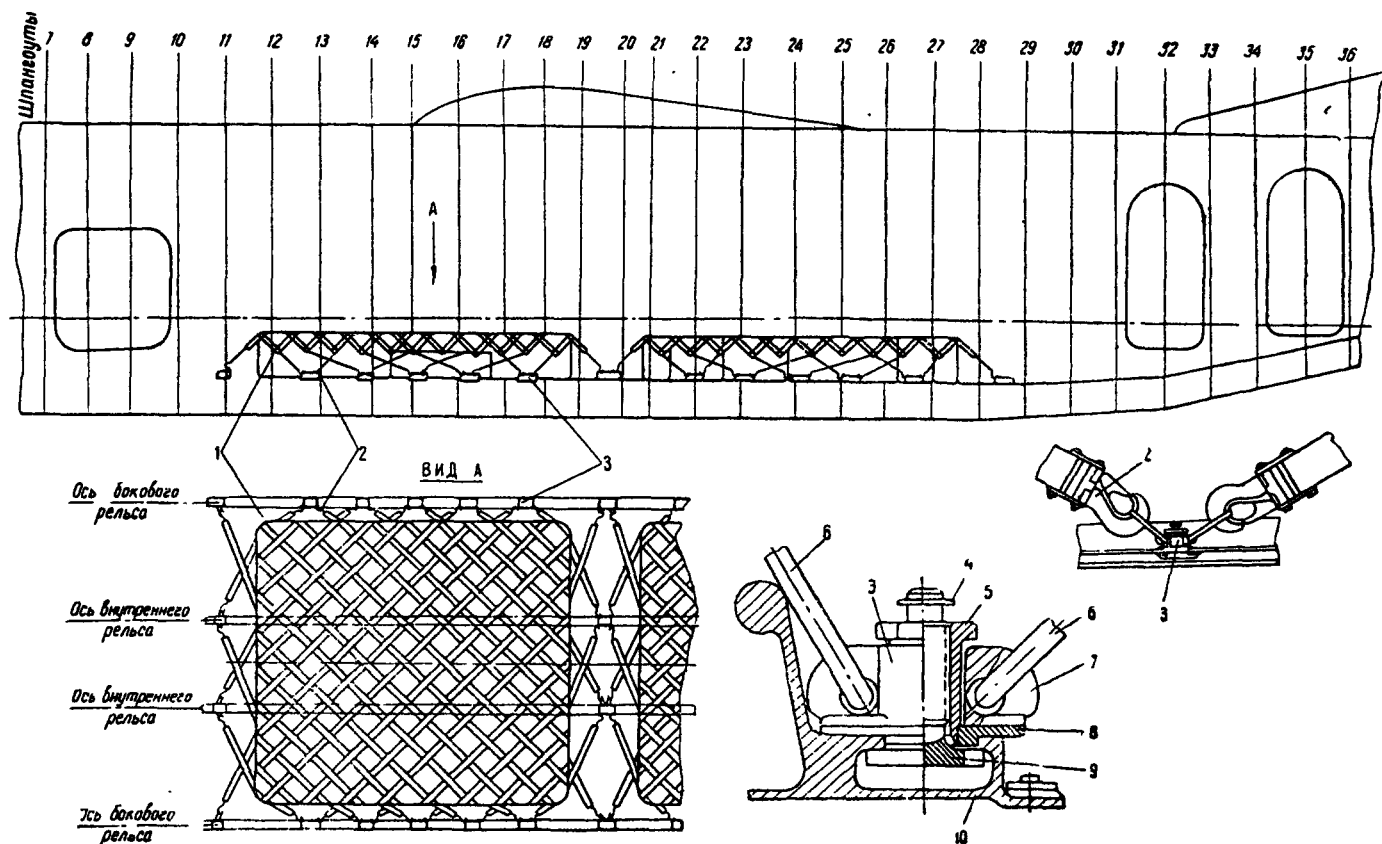
Фиг. 98. Левый передний буфет

межучасточная перегородка по шпангоуту № 13 — для 40-местного варианта, по шпангоуту № 17 — для 32-местного варианта и по шпангоуту № 20 — для 24-местного варианта.

В грузовом варианте перегородка со шпангоута № 11 также снимается.

ткани и подвешена к профилю на пластмассовых бегунках-пуговицах.

Панели грузового пола представляют собой листы фанеры. Для крепления панелей к ним прикладываются замки. При креплении панелей замки устанавливаются в пазы рельсов между отверстиями



Фиг. 99. Схема крепления грузов швартовочными сетками и установка швартовочного узла:

1—швартовочная сетка; 2—крюк; 3—швартовочный узел; 4, 5—гайки; 6—кольца; 7—корпус; 8—прижим; 9—основание; 10—рельс

В грузовой части кабин переоборудованных самолетов снимаются пассажирские кресла и занавески с окон. Для защиты от повреждения на окна устанавливаются решетки, на нижние части бортов — брезентовые шторы и на пол — панели грузового пола. Кроме того, в рельсы пола устанавливаются швартовочные узлы. Грузы швартуются сетками и швартовочными ремнями.

Промежуточная перегородка состоит из двух половин — правой и левой. Конструкция перегородки аналогична конструкции перегородок, описанных в § 6. Перегородки оклеены павиномом под цвет облицовки кабины.

В нижней части перегородки имеет ниши для ног пассажиров. Над нишами находятся откидные столики, по конструкции аналогичные столикам на перегородке шпангоута № 11.

Каждая половина перегородки крепится двумя замками к рельсам пола и двумя винтами к каркасу потолка. В проеме между половинами перегородки на потолке устанавливается коробчатый профиль для подвески шторы. Штора сшита из декоративной

и затем затягиваются винты замков. Каждая панель на внутренней стороне имеет информацию, соответствующую схеме установки.

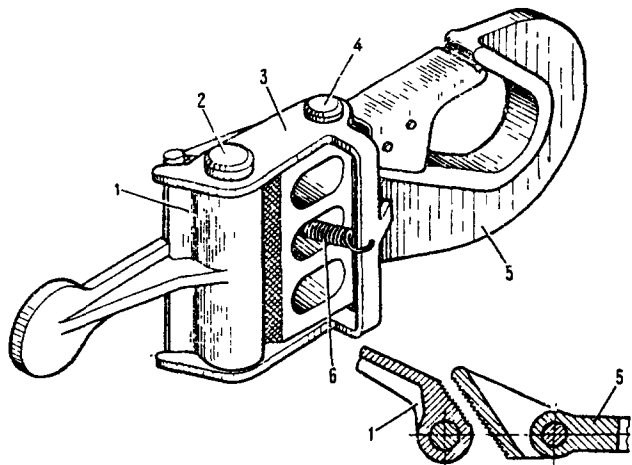
Защитные решетки окон состоят из трубчатых каркасов с натянутыми на них проволочными сетками. По верхнему краю решетки имеют крючки, а по нижнему — замки, которыми они крепятся соответственно за верхние и нижние рельсы подвески занавесок окон. Замки крепления решеток закрываются поворотом их ручек по часовой стрелке.

В комплект входит восемнадцать решеток. Количество одновременно устанавливаемых решеток определяется вариантом самолета.

Швартовочные сетки предназначены для крепления мелких и крупных грузов общим весом до 2500 кг. Сетки связаны из шнура типа ШК. В комплект входят две швартовочные сетки. Схема крепления грузов сетками изображена на фиг. 99.

Швартовочные ремни предназначены для крепления швартовочных сеток или непосредственно грузов к швартовочным узлам. Швартовочный ремень состоит из ленты, концы которой срезаны на ус, и

двух замков. Замок (фиг. 100) швартовочного ремня состоит из обоймы 3, крюка 5, прижима 1, роликов 2 и 4 и пружины 6.



Фиг. 100. Замок:

1—прижим; 2, 4—ролики; 3—обойма; 5—крюк; 6—пружина

Крюк и прижим соединяются с обоймой роликами. Пружина прижимает основание крюка к прижиму.

Для лучшего сцепления с лентой основания крюка и прижима имеют насечку. Лента продевается в щель между крюком и прижимом, натягивается и зажимается между ними. При отпуске конца ленты она остается зажатой благодаря эксцентриситету сил, приложенных к крюку и ленте относительно оси поворота крюка.

Расшвартовывается груз нажатием на рычаг прижима 1.

Швартовочный узел 3 (см. фиг. 99) состоит из основания 9, прижима 8, корпуса 7 с двумя кольцами 6, гайки 5 и шайбы. Узел крепится к верхней полке рельса 10 гайкой, зажимающей полку рельса между основанием и прижимом. Одновременно гайка крепится на основании и корпус узла.

Кроме швартовочного узла, на самолете устанавливаются узлы, состоящие из болтов с ушками. Гнезда для этих узлов расположены в районе шпангоутов № 9, 35, 36 и 38.

В пассажирском варианте самолета гнезда закрыты заглушками.

Глава III

ВЫСОТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

19. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В высотное оборудование самолета входят система кондиционирования воздуха (СКВ) в герметической кабине самолета и кислородное оборудование.

Герметическая кабина — вентиляционного типа, разделена негерметическими перегородками на кабину экипажа, пассажирскую кабину и служебные помещения. В герметической кабине на всех высотах полета поддерживаются давление, температура и чистота воздуха, обеспечивающие нормальные условия жизнедеятельности экипажа и пассажиров.

Давление в кабине создается непрерывной подачей воздуха, отбираемого из компрессоров двигателей, и регулируется по заданному закону системой автоматического регулирования давления (АРД), сбрасывающей избыток воздуха из кабины через выпускные клапаны. Температура воздуха в кабине регулируется изменением температуры подаваемого в кабину воздуха.

Необходимый состав воздуха в гермокабине поддерживается высокой степенью вентиляции (20—26-кратной сменой воздуха в течение часа), благодаря чему из кабины эффективно удаляются продукты дыхания и другие примеси (табачный дым, пыль и т. п.). Относительная влажность воздуха в кабине в полете до «потолка» самолета находится в пределах комфортной нормы.

Для системы кондиционирования от двигателей отбирается 1500 кг воздуха в час. Отсутствие в отбираемом воздухе вредных для дыхания примесей не требует его фильтрации.

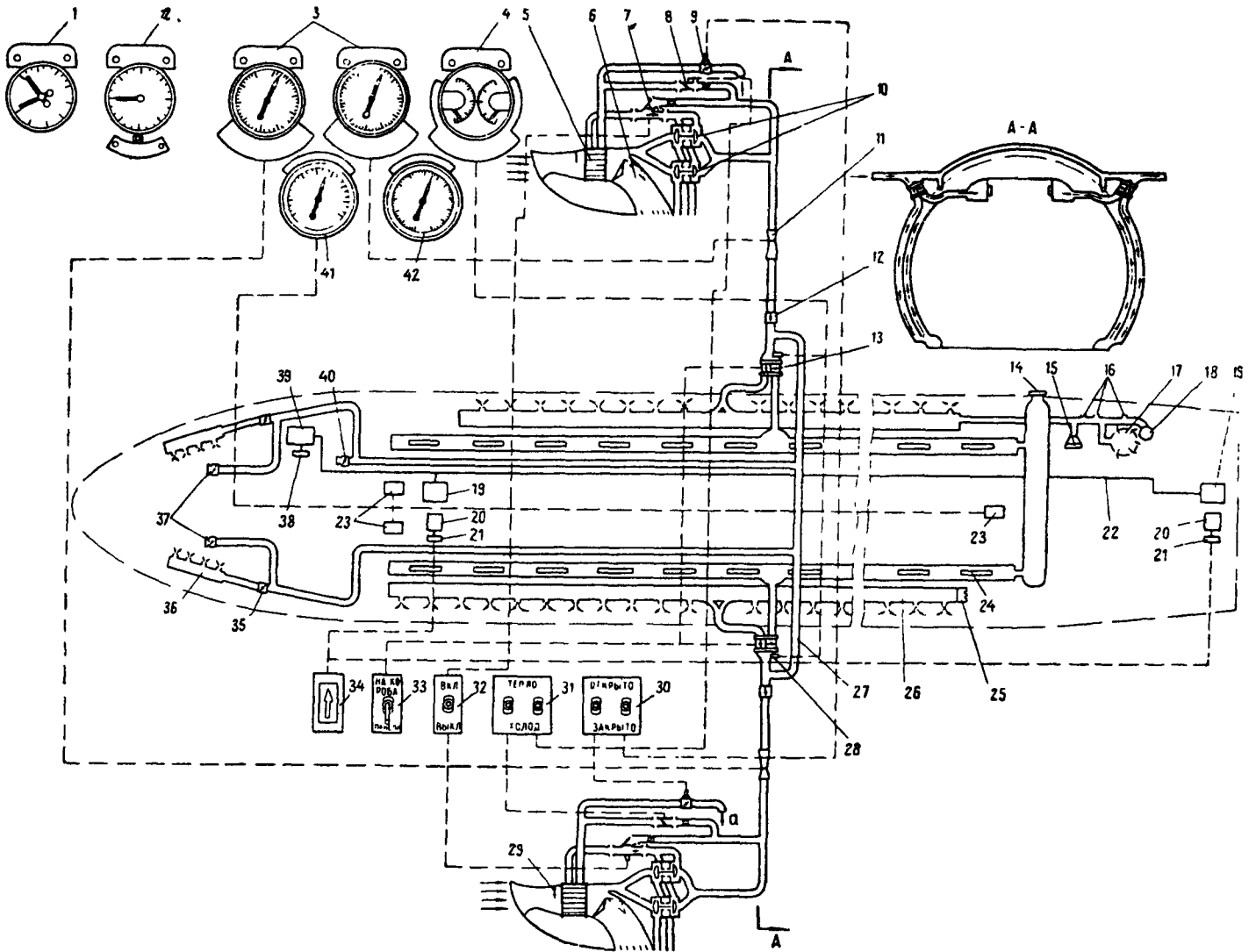
Система кондиционирования сохраняет работоспособность при отказе одного из двигателей. В этом случае в кабину подается количество воздуха, достаточное для поддержания заданного давления, температурного режима и удовлетворительной вентиляции кабины.

На самолете установлен высотный сигнализатор, включающий световой и звуковой сигналы в кабине летчиков при падении давления в гермокабине до величины, соответствующей «высоте» 3000 м.

Кислородное оборудование самолета состоит из двух комплектов переносных кислородных приборов. Один комплект предназначен для обеспечения кислородом летчика при снижении самолета до безопасной высоты в случае разгерметизации кабины и второй — для оказания помощи пассажирам, плохо переносящим полет.

20. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

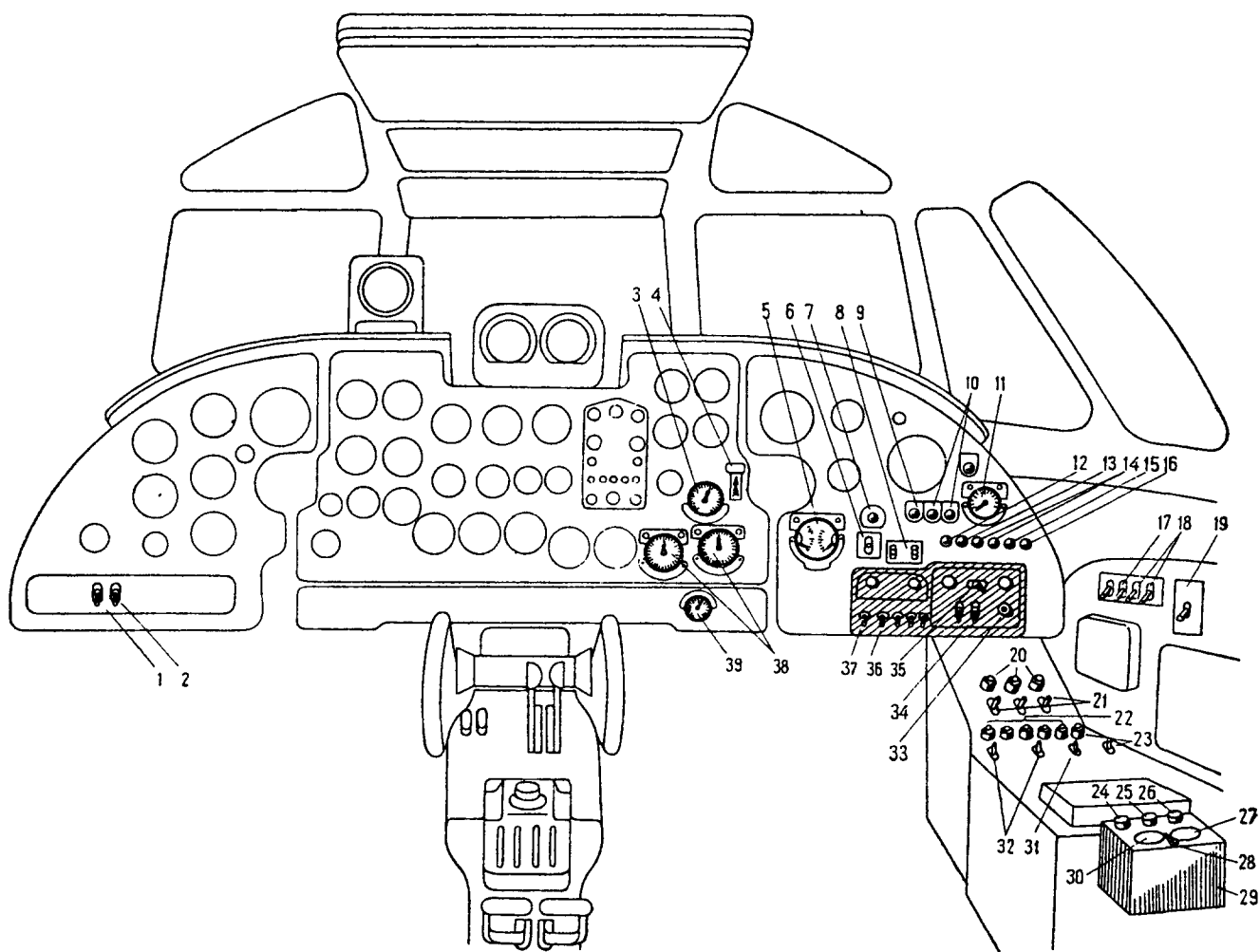
Система кондиционирования воздуха на самолете состоит из системы надува, обогрева и вентиляции гермокабины и системы регулирования давлений в ней. Принципиальная схема системы кондиционирования показана на фиг. 101.



Фиг. 101. Принципиальная схема системы кондиционирования воздуха:

1—указатель высоты и перепада давлений УВПД-15; 2—кабинный вариометр ВР-10; 3—указатели расхода воздуха УРВК-18, 4—двухстрелочный указатель 2ТУЭ-1 термометра воздуха; 5—воздухо-воздушный радиатор 1639А; 6—выходной туннель радиатора; 7—кран 24-7603-300 включения турбохолодильников; 8—смесительный кран 24-7603-900; 9—запорный кран 24-7603-900; 10—турбохолодильники 1277Д; 11—труба Вентури 24-7602-610; 12—обратный клапан 24-7601-400-11; 13—кран 24-7602-300 переключения коробов; 14—фланец бортового разъема для подсоединения наземного кондиционера; 15—насадка для выхода воздуха к ногам бортпроводника; 16—трубы подачи воздуха на обогрев крана буфета, сливного крана и на обогрев туалета; 17—обогрев унитаза; 18—обогрев насоса перекачки жидкости; 19—выпускной клапан 2176Б; 20—предохранительный клапан 127; 21—электромагнитный клапан 772; 22—

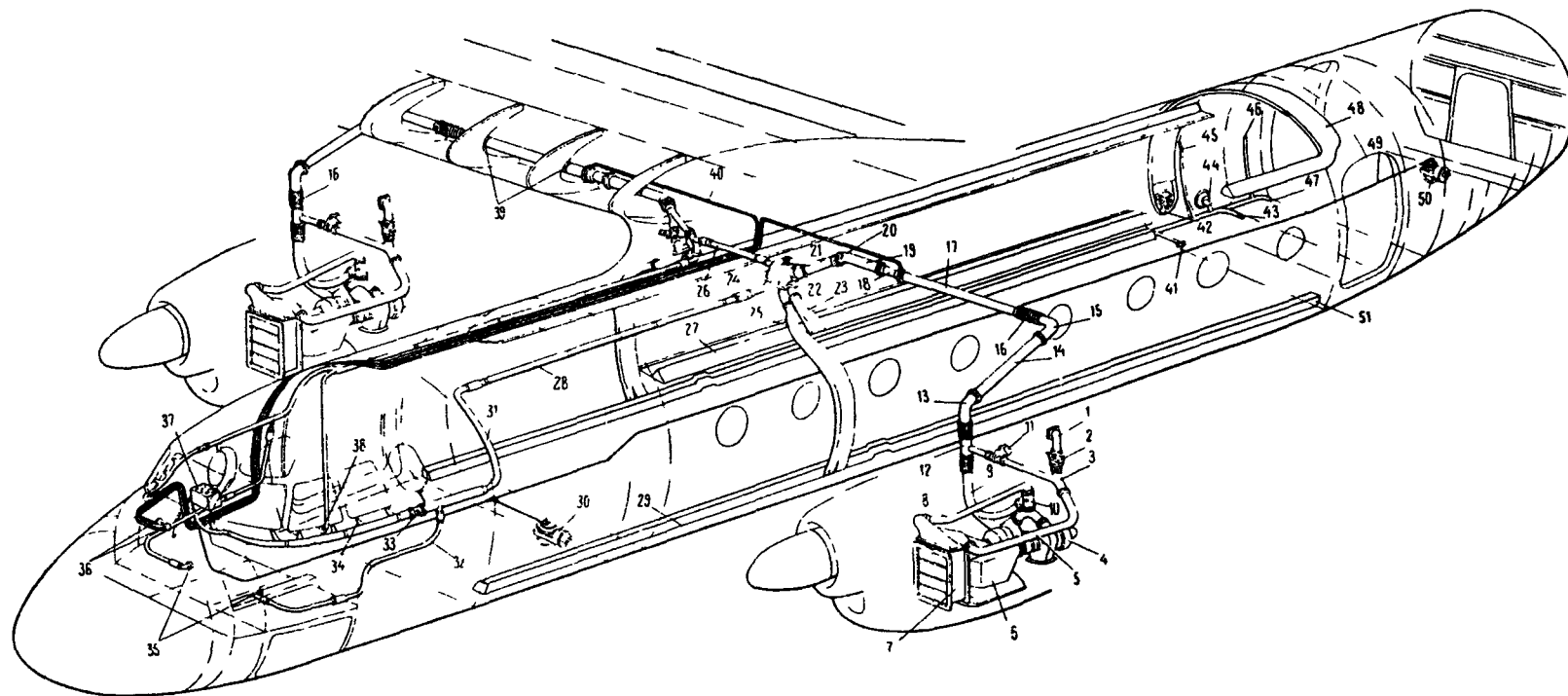
трубопровод от командного прибора АДД к выпускному клапану; 23—датчики температуры воздуха П-9; 24—верхний распределительный короб; 25—жалюзи; 26—нижний распределительный короб; 27—труба кольцевания; 28—датчик температуры воздуха П-1; 29—предохранительная сетка; 30—переключатели запорных кранов; 31—переключатели смесительных кранов; 32—переключатель турбохолодильников; 33—переключатель кранов переключения коробов; 34—выключатель «Аварийный сброс давления»; 35—кран 24-7604-600 включения обогрева стекол; 36—труба подачи воздуха на стекла фонаря; 37—краны 24-7604-275 включения обогрева ног летчиков; 38—фильтр 11ВФ12-1; 39—командный прибор регулятора давления 2077; 40—кран 24-7604-235 включения обогрева ног радиста; 41—указатель ТВ-1 термометра воздуха ТВ-19; 42—термометр воздуха ТВ-45; а—воздух из компрессора двигателя



Фиг. 102. Размещение приборов контроля работы системы кондиционирования и противообледенительной системы в кабине экипажа:

1, 37—выключатели обогрева стекол (интенсивный режим), 2, 36—выключатели обогрева стекол (ослабленный режим); 3—указатель ТВ-1 термометра ТВ-19 контроля температуры воздуха в пассажирской кабине; 4—выключатель «Аварийный сброс давления»; 5—двухстрелочный указатель термометра 2ТУЭ-1 контроля температуры воздуха, подаваемого в кабину; 6—выключатель сигнализатора обледенения самолета; 7—кнопка проверки обогрева датчика сигнализатора обледенения РИО-2М; 8—выключатели обогрева ВНА двигателей; 9—лампа сигнализации обледенения самолета; 10—лампы сигнализации обледенения двигателей; 11—термометр ТНВ-15 наружного воздуха; 12, 16—лампы сигнализации открытого положения запорных кранов противообледенительной системы самолета; 13, 15—лампы сигнализации подачи воздуха на обогрев ВНА; 14—лампы сигнализации работы противообледенителей винтов; 17—выключатель обогрева часов; 18—переключатели запорных кранов СКВ; 19—переключатель турбохолодильников; 20—лампы сигнали-

ции работы обогрева приемников полного давления; 21—выключатели обогрева приемников воздушного давления; 22—лампы сигнализации обогрева приемников статического давления; 23—выключатель обогрева турбогенератора ТГ-16 и лампа сигнализации обогрева; 24—ручка задатчика скорости изменения давления в кабине; 25—ручка задатчика высоты начала герметизации; 26—ручка задатчика избыточного давления; 27—шкала задатчика избыточного давления; 28—ручка трехходового крана; 29—регулятор давления воздуха 2077; 30—шкала задатчиков высоты начала герметизации и скорости изменения давления; 31—переключатель кранов переключения коробов; 32—переключатели смесительных кранов; 33—выключатель противообледенителей воздушных винтов; 34—переключатель противообледенителей крыла и оперения; 35—выключатель контроля обогрева воздушных винтов; 38—указатели расхода воздуха; 39—термометр ТВ-45



Фиг. 103. Полумонтажная схема системы кондиционирования воздуха:

1—угловой патрубок, 2—запорный кран 24-7603-900, 3, 9, 12, 21, 24—тройники, 4—турбохолодильник 1277Д; 5, 8, 13, 14, 15, 17, 19, 23, 25, 28, 31, 32, 40—трубы, 6—выходной туннель ВВР, 7—воздухо-воздушный радиатор 1639А, 10—кран 24-7603-300 включения турбохолодильников; 11—смесительный кран 24-7603-900, 16—гофрированные компенсаторы, 18—труба Вентури, 20—обратный клапан 24-7601-400-11; 22—кран 24-7602-300 переключения коробов, 26—труба кольцевания, 27—верхний короб; 29—нижний короб, 30, 50—клапанные коробки, 33—кран 24-7604-600 включения обогрева стекол, 34—насадка трубы подачи воздуха на стекла фонаря; 35—краны 24-7604-275 включения обогрева ног; 36—указатели расхода воздуха

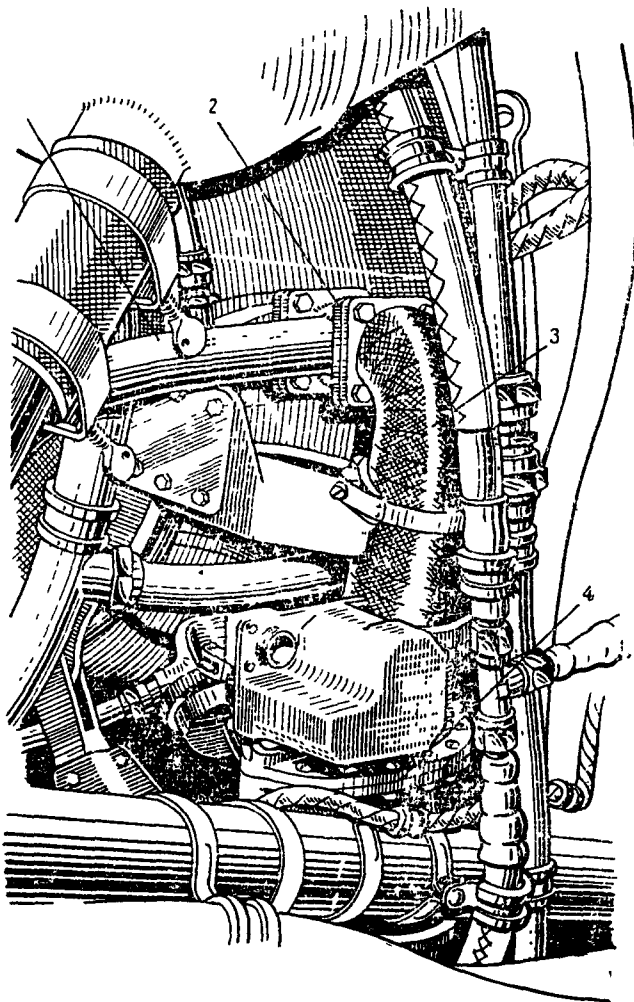
УРВК-18; 37—регулятор давления 2077; 38—кран 24-7604-235 включения обогрева ног, 39—кронштейны крепления труб в крыле; 41—насадка для выхода воздуха к ногам бортпроводника; 42—фланец бортового разъема для подсоединения наземного кондиционера; 43—труба подачи воздуха на обогрев унитаза; 44—труба подачи воздуха на обогрев крана буфета; 45—труба подачи воздуха на обогрев сливного крана; 46—труба подачи воздуха на обогрев туалета; 47—труба подачи воздуха на обогрев насоса унитаза; 48—труба к верхним коробам от бортового разъема; 49—труба к регулятору давления; 51—жалюзи выхода воздуха в вестибюль

Приборы управления системой кондиционирования и приборы контроля за ее работой находятся на правом пульте летчиков и на правой панели приборной доски (фиг. 102); основные агрегаты системы наддува и обогрева находятся в гондолах двигателей и агрегаты автоматического регулирования давления — в герметической кабине (фиг. 101, 103).

Система имеет бортовой разъем для подсоединения наземного кондиционера при подготовке самолета к полету и бортовые штуцера для подсоединения компрессора и манометра при проверке герметичности кабины.

СИСТЕМА НАДДУВА, ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ

Система наддува, обогрева и вентиляции гермокабины выполнена в виде двух аналогичных систем — правой и левой, закольцованных между со-



Фиг. 104. Установка на двигателе трубопровода отбора воздуха для системы кондиционирования:

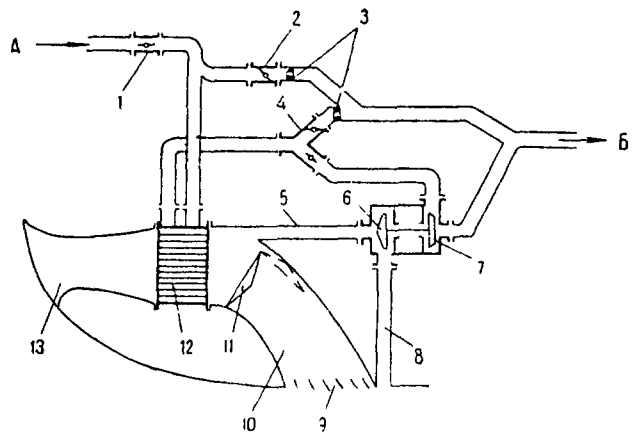
1—труба отбора воздуха для противообледенительной системы двигателя; 2—фланец отбора воздуха, 3—угловой патрубок, 4—запорный кран 24-7603-900

бой (см. фиг. 101 и 103) Воздух для левой системы отбирается из компрессора левого двигателя, а для правой системы — из компрессора правого двигателя. Ниже приводится описание одной из этих систем.

Фланец отбора воздуха на каждом двигателе рас-

положен с левой стороны переднего корпуса камеры сгорания (фиг. 104) К этому фланцу подсоединен угловой патрубок линии отбора воздуха, по которой воздух направляется в турбохолодильную установку для охлаждения (холодная линия) и к смешительному крану (горячая линия). Схема турбохолодильной установки показана на фиг. 105. В линии отбора воздуха установлен запорный кран 1.

От турбохолодильной установки в фюзеляж идет линия подачи воздуха в гермокабину.



Фиг. 105. Схема турбохолодильной установки (ТХУ):

1 — запорный кран 24-7603-900, 2 — смешительный кран 24-7603-900, 3 — дроссели, 4 — кран 24-7603-300 включения турбохолодильников, 5 — патрубок от выходного туннеля радиатора; 6 — вентилятор турбохолодильника; 7 — турбина турбохолодильника, 8 — патрубок отвода воздуха от вентилятора турбохолодильника; 9 — жалюзи выходного туннеля воздушно-воздушного радиатора; 10 — выходной туннель ВВР, 11 — заслонка выходного туннеля ВВР, 12 — воздушно-воздушный радиатор 1639А; 13 — входной туннель ВВР, А — от двигателя; Б — в линию подачи воздуха в кабину

Турбохолодильная установка (ТХУ) смонтирована на нижней крышке капота и состоит из воздушно-воздушного радиатора 12 (ВВР), двух параллельно включенных турбохолодильников, крана 4 включения турбохолодильников и соединяющих трубопроводов. Трубопровод отбора воздуха подсоединен к входному патрубку радиатора.

Воздушно-воздушный радиатор (1639А) 1 (фиг. 106) установлен на переднем фланце выходного туннеля 2 радиатора и крепится к нему болтами с анкерными гайками. Гайки приклепаны к фланцу туннеля. Между фланцами радиатора и туннеля установлена уплотнительная прокладка.

Выходной туннель (фиг. 107) радиатора укреплен на нижней крышке капота. Для обеспечения продувки радиатора на земле туннель соединен патрубками 2 с улитками вентиляторов турбохолодильников, а выход туннеля закрыт заслонкой 5, открывающейся под действием скоростного напора воздуха.

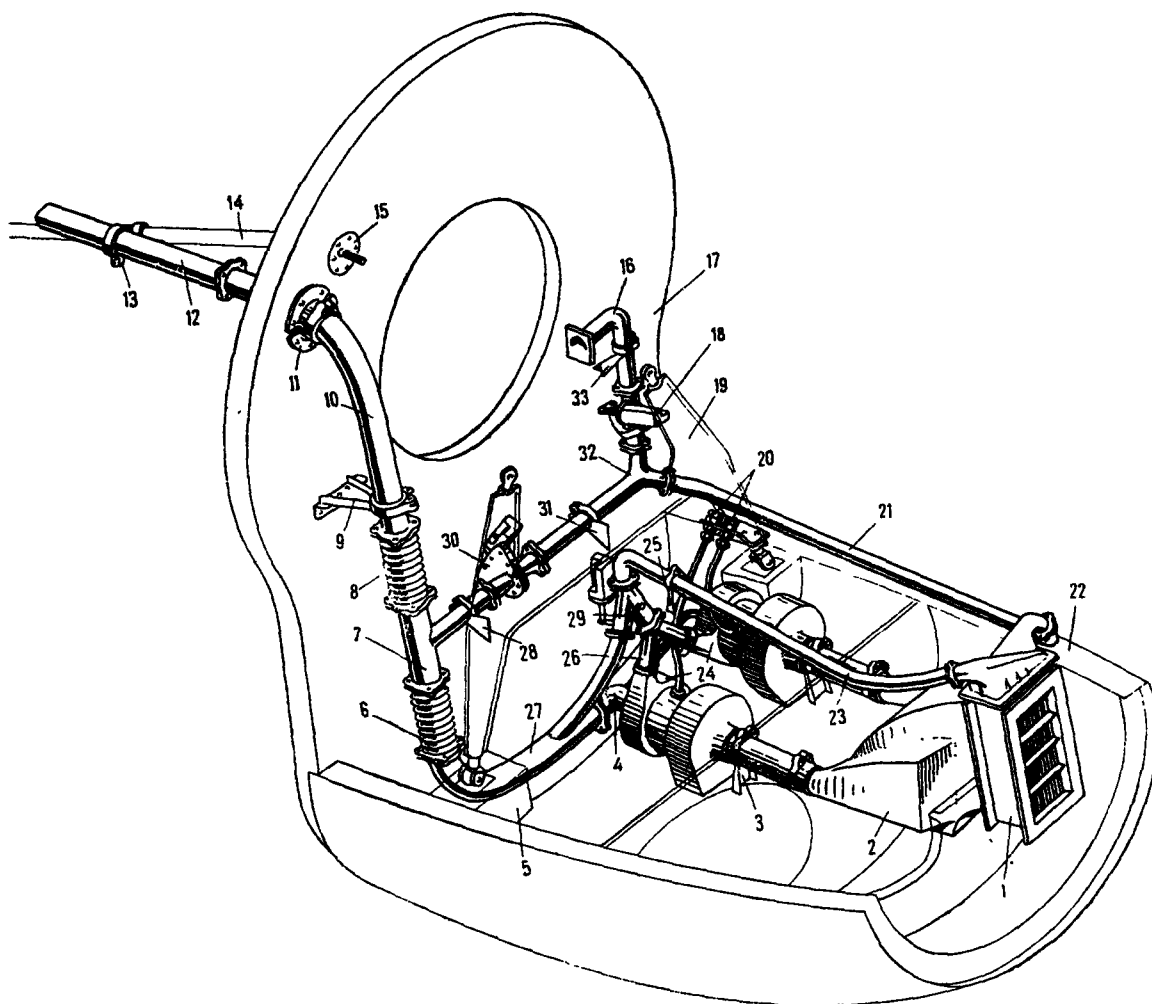
В турбохолодильной установке за воздушно-воздушным радиатором установлен кран 29 (см. фиг. 106) включения турбохолодильников. Труба от радиатора к крану проложена за лонжероном маслобака. Кран имеет один вход и два выхода. Один выход крана соединен тройником 26 с турбохолодильниками, другой выход — с трубопроводом пода-

чи воздуха в гермокабину. Заслонки крана кинематически связаны так, что когда один выход крана полностью открыт, то второй закрыт.

Кран включения турбохолодильников дает возможность направлять охлажденный в радиаторе воздух либо в турбохолодильники для дальнейшего

ников соединены тройником 4 (см. фиг. 106) с трубопроводом подачи воздуха в гермокабину.

Смесительный кран 30 установлен между тройниками 7 и 32 и соединяет трубопровод подачи воздуха в гермокабину с трубопроводом отбора воздуха от двигателя. Трубопровод подачи воздуха в гермо-



Фиг. 106. Полуmontажная схема трубопроводов и агрегатов СКВ в гондоле двигателя:

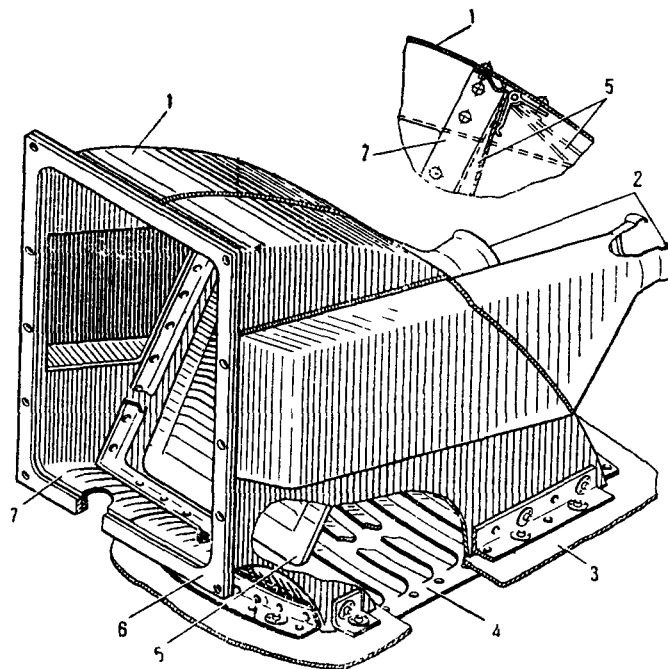
1—воздухо-воздушный радиатор 1639А; 2—выходной туннель радиатора; 3, 9, 11, 19, 25, 28, 31, 33—кронштейны; 4, 7, 26, 27, 32—тройники; 5—поперечная балка; 6, 8—компенсаторы; 10, 12, 21, 23—трубы; 13—хомут; 14—подкос фермы; 15—шпилька крепления рамы двигателя; 16—угловой патрубок; 17—противопожарная перегородка; 18—запорный кран 24-7603-900; 20—штуцера для заливки масла в турбохолодильники; 22—нижняя крышка капота; 24—турбохолодильники 1277Д; 29—кран 24-7603-300 включения турбохолодильников; 30—смесительный кран 24-7603-900

охлаждения, либо, минуя турбохолодильники, в трубопровод линии подачи воздуха в гермокабину. На выходе из крана в трубопроводе подачи воздуха в гермокабину установлен дроссель. Аналогичный дроссель установлен за смесительным краном.

Турбохолодильники установлены на кронштейнах, приклепанных к диафрагме нижней крышки капота (фиг. 108 и 109). В соединениях кронштейнов турбохолодильников с кронштейнами на крышке установлены резиновые амортизаторы 3 (фиг. 110). Вентильеры турбохолодильников помещены в улитки, выходные патрубки которых установлены против жалюзи в обшивке крышки. Выходы турбохолодиль-

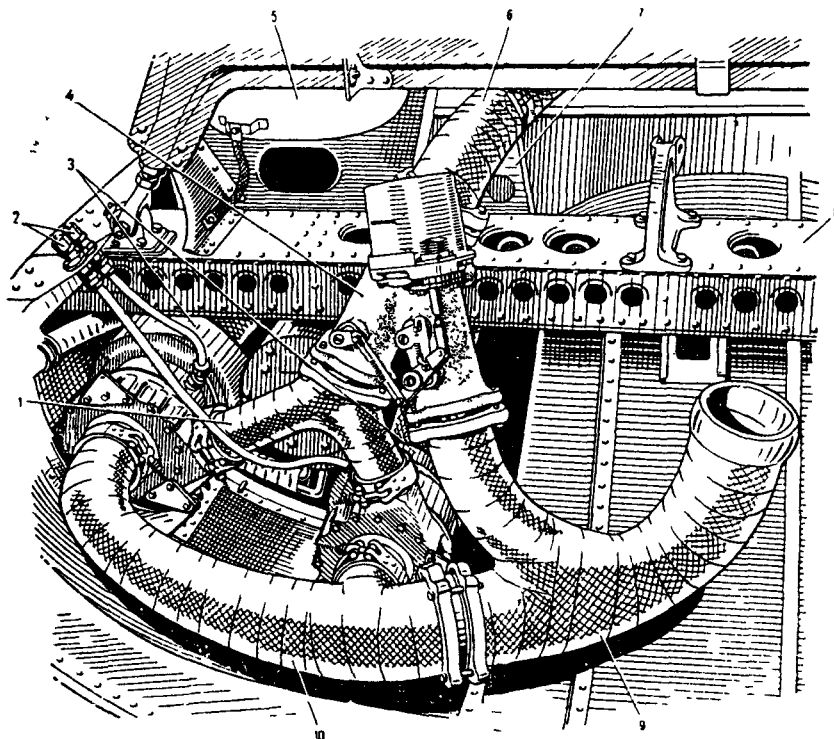
кабину выходит из нижней крышки капота. Поднимаясь вверх с правой стороны двигателя, трубопровод проходит через противопожарную перегородку и по правому борту гондолы идет в носок центроплана. Крепится трубопровод системы кондиционирования в гондоле двигателя к элементам конструкции хомутами.

Для предотвращения разрушения трубопровода при работе двигателя от взаимного перемещения труб, закрепленных на нижней крышке капота и на противопожарной перегородке, в трубопроводе установлены гофрированные компенсаторы 6 и 8, которые являются также температурными и технологи-



Фиг. 107 Выходной туннель ВВР:

1—корпус выходного туннеля, 2—патрубки, 3—обшивка нижней крышки капота, 4—жалюзи, 5—заслонка, 6—передний фланец; 7—седло



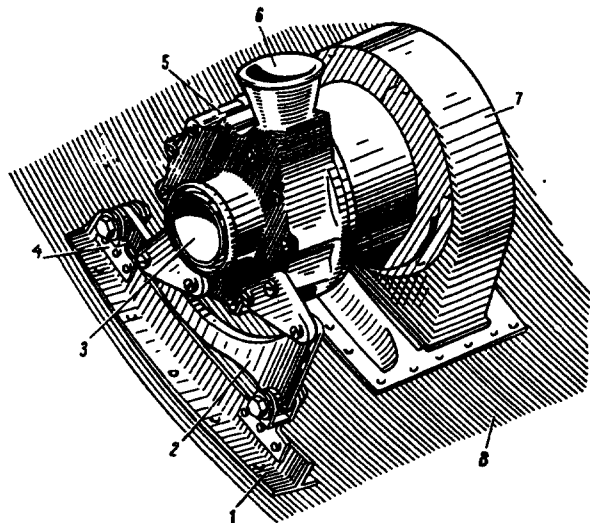
Фиг. 108. Установка турбохолодильников:

1, 9 и 10—тройники; 2—штуцера; 3—турбохолодильники; 4—кран 24-7603-300 включения турбохолодильников; 5—маслобак; 6—труба от ВВР к крану включения турбохолодильников; 7—кронштейн; 8—поперечная балка нижней крышки капота

ческими компенсаторами. Установка гофрированно-го компенсатора показана на фиг. 111.

В центроплане трубопровод системы кондиционирования крепится к носкам нервюр хомутами на

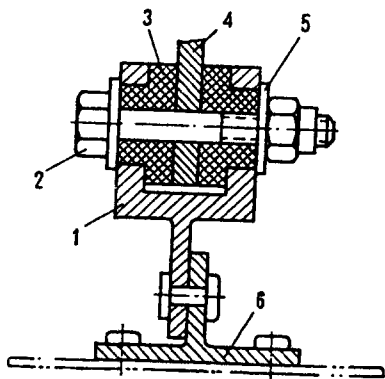
ка 16 подсоединяется тройник 21, от которого идет трубопровод кольцевания к аналогичному тройнику противоположной системы и трубопровод 10 в фю-



Фиг. 109. Крепление турбохолодильника 1277Д на нижней крышке капота:

1—диафрагма; 2, 4—кронштейны; 3, 6—патрубки; 5—турбохолодильник; 7—улитка; 8—обшивка нижней крышки капота

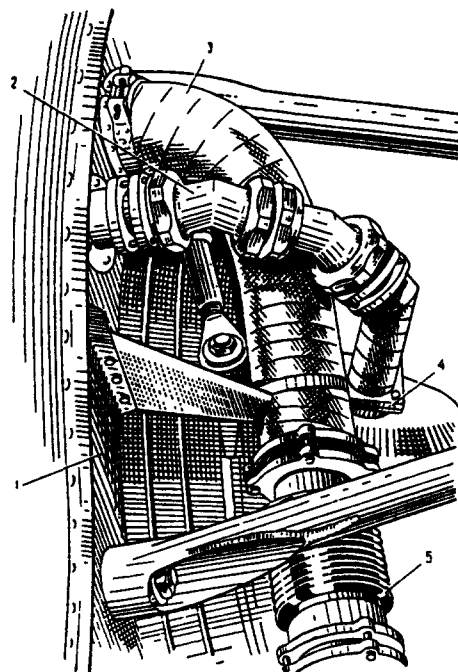
кронштейнах (фиг. 112), допускающих его продольное перемещение при нагреве и охлаждении. Эти перемещения воспринимаются установленным в районе нервюр № 4—4а гофрированным компенсатором. В трубопроводе на участке между нервюрами № 3—3а установлен датчик расходомера.



Фиг. 110. Узел крепления турбохолодильника:

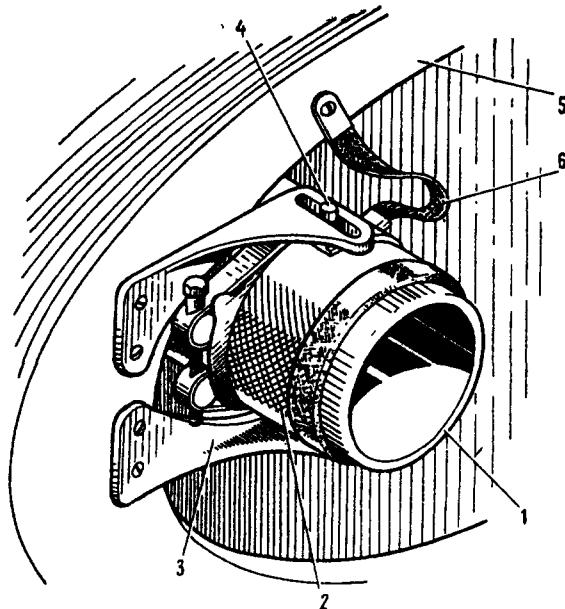
1—кронштейн; 2—болт; 3—амортизатор; 4—кронштейн турбохолодильника; 5—шайба; 6—диафрагма нижней крышки капота

В переднем зализе центроплана трубопровод подачи воздуха в гермокабину разветвляется тройником 16 (фиг. 113). К одному патрубку тройника подсоединяется кран 15 переключения коробов, от которого в фюзеляж идут трубы 7 и 6 к верхнему 9 и нижнему 4 коробам. Ко второму патрубку тройни-



Фиг. 111. Монтаж трубопроводов СКВ и ПОС на противопожарной перегородке:

1—противопожарная перегородка; 2—сферический компенсатор противообледенительной системы; 3—трубопровод линии подачи воздуха в систему кондиционирования; 4—фланец отбора воздуха в противообледенительную систему самолета; 5—гофрированный компенсатор



Фиг. 112. Крепление трубопровода системы кондиционирования к носку нервюры в центроплане:

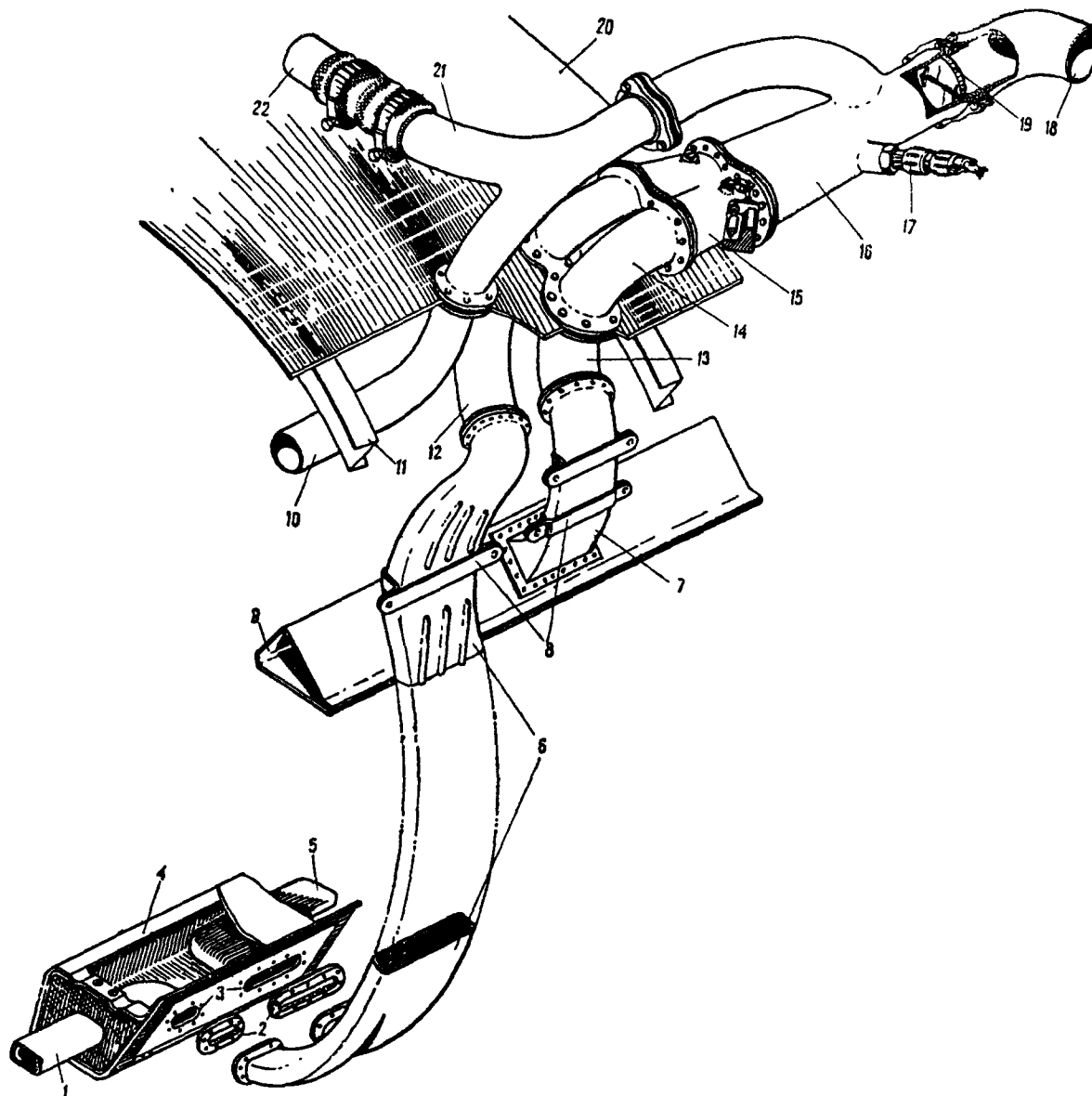
1—труба; 2—теплоизоляция; 3—кронштейн; 4—хомут; 5—носок нервюры; 6—металлизация

зеляж, в кабину экипажа. Трубопровод кольцевания проложен в переднем зализе центроплана.

Для предотвращения утечки воздуха из системы при останове одного двигателя в трубопроводах подачи воздуха перед тройниками 16 установлены обратные клапаны 19.

регородку шпангоута № 7 проходит в кабину экипажа, где разветвляется и идет к стеклам фонаря и к кранам 35 и 38, установленным у ног летчиков и радиста.

Для включения обогрева стекол фонаря в трубопроводах (проложенных по бортам кабины), на



Фиг. 113. Монтаж трубопроводов подачи воздуха в короба и в кабину экипажа:

1, 5, 12, 13, 14—патрубки; 2—прокладки; 3—фланцы; 4—нижний короб; 6, 7, 10, 18, 22—трубы; 8—комуты; 9—верхний короб; 11—шпангоут фюзеляжа; 15—кран 24-7602-300 переключения коробов; 16—тройник; 17—датчик П-1 температуры воздуха; 19—обратный клапан 24-7601-400-11; 20—обшивка фюзеляжа; 21—тройник

Внутри фюзеляжа трубопроводы системы кондиционирования проложены по бортам под облицовкой. Труба 6, подводящая воздух к нижнему коробу, в конце раздвоена и соединена с патрубками 1 и 5 подачи воздуха в переднюю и заднюю секции.

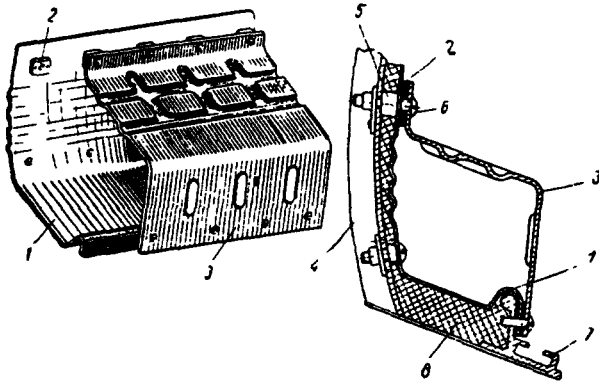
Трубопровод 31 (см. фиг. 103) подачи воздуха в кабину экипажа проложен между стрингерами № 31—38. У шпангоута № 8 трубопровод поворачивает вниз и между стрингерами № 25—26 через пе-

участках между шпангоутами № 5—6, установлены краны 33 с ручками для управления. Краны включения обогрева ног членов экипажа имеют педали для управления.

Короба жесткой конструкции проходят по бортам: верхние 27 — на уровне багажных полок, нижние 29 — у пола. Верхние короба имеют отверстия 4 (см. фиг. 70) для выхода воздуха в кабину. К верхним коробам подходит труба 48 (см. фиг. 103) от борто-

вого разъема для подсоединения наземного кондиционера.

Нижние короба в стыках между передней 3 (фиг. 114) и задней 1 стенками имеют окна для выхода воздуха в пространство между облицовкой и

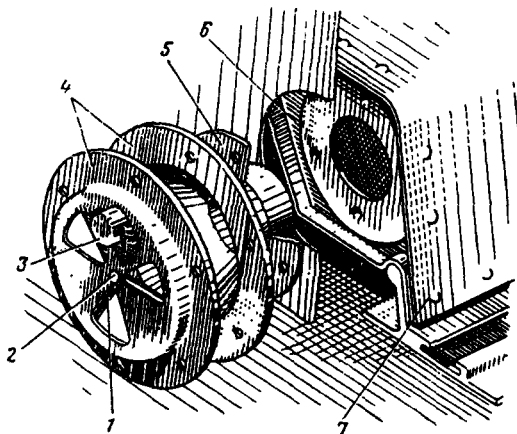


Фиг. 114. Нижний короб:

1—задняя стенка; 2—бобышка; 3—передняя стенка; 4—шпангоут фюзеляжа; 5—распорная втулка; 6—винт; 7—рельс; 8—теплоизоляция

теплоизоляцией. Необходимые проходные сечения окон достигаются установкой между стенками коробов бобышек. Торцы нижних коробов выходят в вестибюль. Для регулирования температуры воздуха в вестибюле на торце нижнего левого короба смонтированы регулируемые жалюзи (фиг. 115).

От нижнего правого короба проложены трубы в буфет и туалет (см. фиг. 103). Трубы проходят под полом. Бортовой разъем для подсоединения рукава наземного кондиционера находится на правом бор-



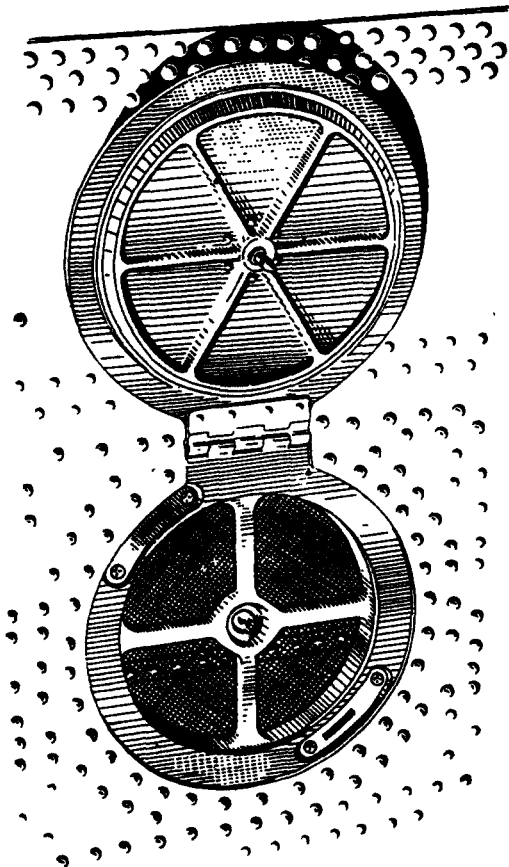
Фиг. 115. Жалюзи:

1—заслонка; 2—валик; 3—ручка; 4—корпус; 5—раструб; 6—заглушка; 7—короб

ту между шпангоутами № 31—32. Фланец разъема (фиг. 116) изготовлен под наконечник рукава, выполненный по международному стандарту.

Штуцер подачи воздуха от компрессора для проверки герметичности кабин и штуцер для подсоединения манометра замера давления в кабинах установлены на стенке шпангоута № 4. Оба штуцера выполнены по международному стандарту.

На самолетах более ранних выпусков конструкция системы кондиционирования имеет следующие отличия. Трубопровод подачи воздуха входит в фюзеляж и здесь разветвляется на два, один из которых идет в кабину экипажа, второй — к распределительным коробам пассажирской кабины.



Фиг. 116. Фланец бортового разъема для наземного кондиционирования

В пассажирской кабине имеются два нижних жестких распределительных короба и один верхний мягкий короб на правом борту. Кран переключения подачи воздуха в короба установлен в трубопроводе между коробами. Ручка управления краном находится под откидной панелью между шпангоутами № 15—16.

Бортовые разъемы для подсоединения наземного кондиционера находятся на передней и задней багажных дверях.

Работа системы наддува, обогрева и вентиляции кабины

При открытом кране 9 (см. фиг. 101) и закрытом смесительном кране 8 горячий воздух из компрессора двигателя поступает в воздухо-воздушный радиатор 5 и охлаждается там атмосферным воздухом продуваемым радиатор в полете. Атмосферный воздух подводится к радиатору через входной туннель в воздухозаборнике, протекает по межтрубному пространству радиатора, охлаждая воздух, протекающий по трубкам радиатора, и выбрасывается в атмосферу через выходной туннель 6 и жалюзи. Для

защиты радиатора от повреждения мелкими камнями, попадающими в воздухозаборник во время взлета и посадки, в верхней части воздухозаборника установлена предохранительная сетка 29.

Температура воздуха в радиаторе снижается с 230—250 до 60—70°С. Для дальнейшего охлаждения воздуха включают турбоохладильники 10. Обычно это приходится делать в начале полета в жаркое время года. В турбоохладильниках температура воздуха снижается на 40—75°С.

Турбоохладильники включаются краном 7. При включенных турбоохладильниках весь воздух из ВВР направляется на турбины турбоохладильников, раскручивает их роторы и сидящие на одном валу с ними крыльчатки вентиляторов. Вентиляторы являются потребителями мощности турбоохладильников. Они засасывают атмосферный воздух через туннель ВВР и выбрасывают его через жалюзи.

Из турбоохладильников воздух по трубопроводам подачи поступает в кабину самолета. Для повышения температуры подаваемого в кабину воздуха турбоохладильники выключают. При этом воздух из ВВР идет в кабину, минуя турбоохладильники.

Дальнейшее повышение температуры подаваемого в кабину воздуха достигается подачей горячего воздуха через смесительный кран 8. За краном горячий воздух смешивается с воздухом, охлажденным в радиаторе, и поступает в кабину самолета. Открывая заслонку крана на разную величину, можно регулировать в широком диапазоне температуру подаваемого в кабину воздуха.

В кабине экипажа применен конвективный способ отопления. Воздух для отопления (охлаждения) поступает в кабину экипажа через краны 31 включения обогрева ног членов экипажа и через насадки трубы 32 подачи воздуха на стекла фонаря. Подача воздуха на стекла фонаря может регулироваться кранами 35. При интенсивном обмерзании стекол фонаря весь горячий воздух, поступающий в кабину экипажа, может быть направлен только для обогрева стекол.

Подача воздуха в кабины включается запорными кранами. Управление кранами — дистанционное, с пульта правого летчика (см. фиг. 102). Там же, на пульте, находится переключатель управления кранами включения турбоохладильников и кранами переключения коробов.

В кабине пассажиров применен панельный способ отопления. Воздух через кран 13 (см. фиг. 101) переключения коробов направляется в нижний короб 26 и через окна в стыке его стенок выходит в пространство между теплоизоляцией кабины и внутренней облицовкой. Перемещаясь вверх, горячий воздух нагревает внутреннюю облицовку кабины, затем через отверстия в облицовке верхней части кабины и декоративную обивку выходит в пассажирскую кабину. Из кабины воздух уходит под пол и далее через выпускные клапаны в атмосферу.

Как правило, через верхние короба в кабину подается охлажденный воздух в жаркое время года, но при очень низкой температуре окружающего воздуха возможна подача и теплого воздуха для ускорения прогрева кабины. Из верхних коробов 24 воздух выходит через отверстия.

Устройство системы кондиционирования позволяет пользоваться ею при работающих двигателях на земле (на стоянке и при рулении). В этом случае заслонка 11 (см. фиг. 105) перекрывает канал выходного туннеля 10 и воздухо-воздушный радиатор 12 продувается воздухом, засасываемым через входной туннель 13 радиатора вентиляторами 6 турбоохладильников.

При подготовке самолета к полету воздух подается в кабину от наземного кондиционера.

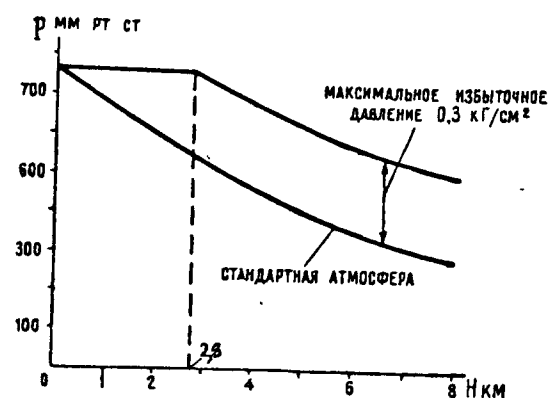
Управление системой наддува, обогрева и вентиляции и контроль за ее работой

Управление системой обогрева и вентиляции сводится к управлению кранами, включающимися дистанционно с правого пульта летчиков. Там же установлены приборы, контролирующие работу системы. На правом пульте летчиков (см. фиг. 102) установлены:

- два переключателя 18 запорных кранов;
- два переключателя 32 смесительных кранов;
- переключатель 31 кранов переключения коробов;
- переключатель 19 турбоохладильников;
- два указателя 38 расхода воздуха УРВК-18;
- двухстрелочный указатель 5 термометра 2ТУЭ-1 контроля температуры воздуха, подаваемого в кабину самолета;
- термометр 39 (ТВ-45) контроля температуры воздуха в кабине экипажа;
- указатель 3 (ТВ-1) термометра ТВ-19 контроля температуры воздуха в пассажирской кабине. Кроме того, температура воздуха в пассажирской кабине контролируется по спиртовому термометру, установленному на перегородке шпангоута № 11.

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В КАБИНАХ

Система автоматического регулирования давления поддерживает в герметической кабине самолета давление воздуха по заданному закону, предот-



Фиг. 117. График изменения давления в герметической кабине самолета

вращает образование в ней избыточного давления и вакуума выше допустимых пределов, а также обеспечивает срочную разгерметизацию кабин.

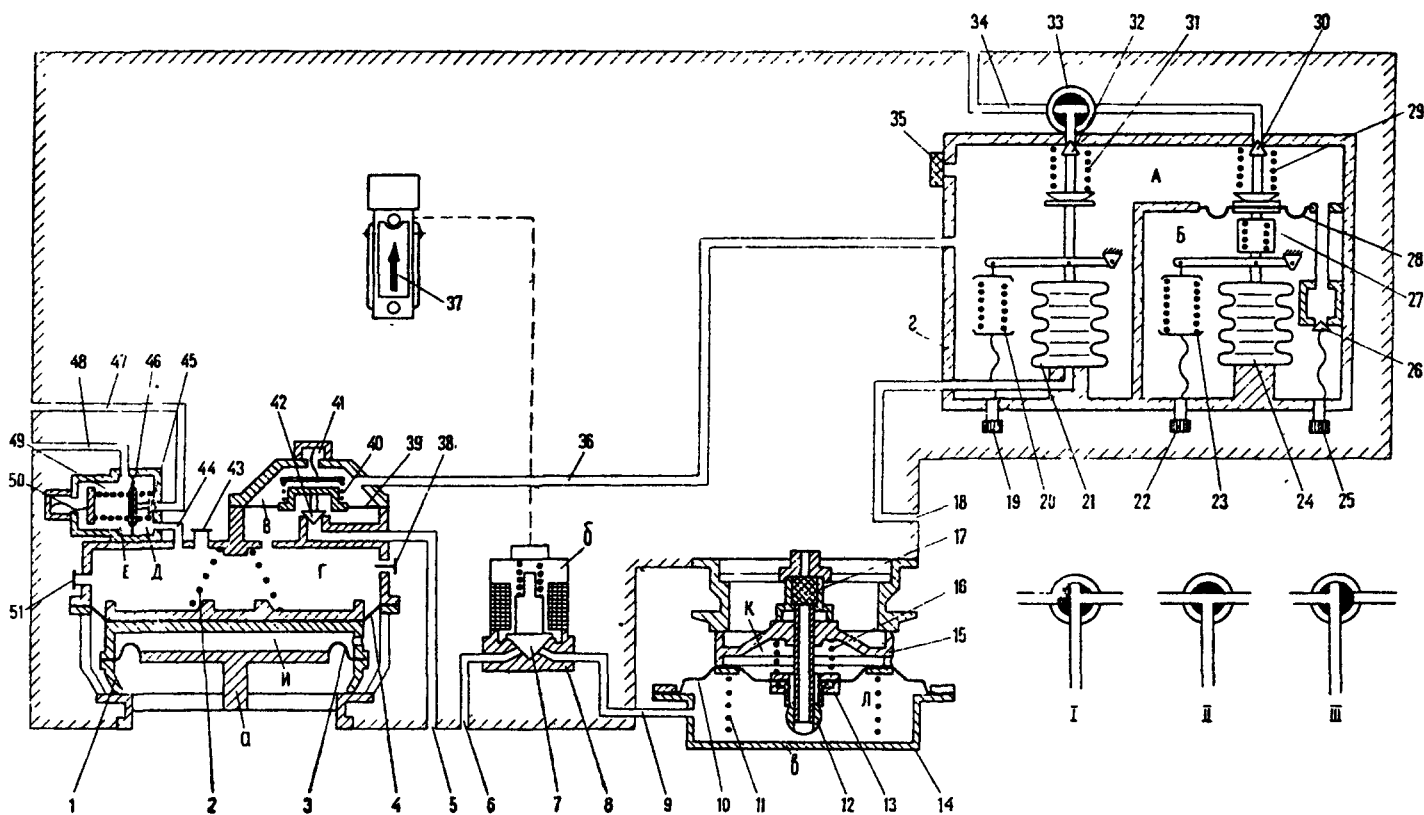
Давление воздуха в кабине регулируется автоматическим регулятором давления (АРД). График из-

менения давления в гермокабине с изменением высоты показан на фиг. 117.

Комплект регулятора давления (фиг. 118), установленный на самолете, состоит из командного прибора *г* (регулятора давления воздуха 2077) и двух

работывает командное давление, передающееся по трубкам к исполнительным механизмам регулятора — выпускным клапанам *а* (2176Б).

Абсолютное давление в кабине с начала герметизации поддерживается постоянным до высоты



Фиг. 118. Принципиальная схема регулирования давления воздуха в кабине самолета:

1, 7, 15, 30, 32, 42, 45—клапаны; 2, 11, 16, 20, 23, 27, 29, 31, 40, 49—пружины; 3, 4, 10, 28, 39, 46—мембраны; 5, 6, 34, 47—каналы сообщения с атмосферой; 8, 13—седла клапанов; 9—соединение электромагнитного клапана с предохранительным клапаном; 12—шариковый клапан; 14—крышка предохранительного клапана; 17, 43—фильтры; 18, 48—каналы статического давления; 19—ручка задатчика «Избыточное давление»; 21—сильфон избыточного давления; 22—ручка задатчика «Начало герметизации»; 24—сильфон абсолютного давления; 25—ручка задатчика «Скорость изменения давления»; 26—иглочатый клапан; 33—трехходовой кран; 35—фильтр 11ВФ12-1; 36—трубопровод пневматической связи регулятора давления с выпускным клапаном; 37—переключатель «Аварийный сброс»; 38—обратный клапан; 41, 50—регулирующие винты; 44—трубка пневматической связи ограничителя давления с выпускным клапаном; 51—заглушка штуцера «К датчику абсолютного давления».

а—выпускной клапан 2176Б; *б*—электромагнитный клапан 772; *в*—предохранительный клапан 127; *г*—регулятор давления 2077;

А, Б, В, Г, Д, Е, И, К и Л—рабочие полости агрегатов.

управляемых им выпускных клапанов *а* (2176Б), имеющих между собой пневматическую связь. В системе автоматического регулирования давления, кроме того, установлено два предохранительных клапана *в* (127) и два электромагнитных клапана *б* (772).

В регуляторе давления имеются узлы для регулирования абсолютного и избыточного давлений и скорости изменения давления в кабине с устройствами задания параметров регулируемых величин.

Регулятор срабатывает в зависимости от изменений атмосферного и кабинного давлений, подводимых в соответствующие полости регулятора, и вы-

2800 м, на которой избыточное давление становится максимальным, равным $0,3 \text{ кг/см}^2$. Этот избыток давления с высоты 2800 м до расчетной высоты полета остается постоянным. Изменять величину избыточного давления запрещается, так как ее увеличение недопустимо по условиям прочности, а уменьшение значительно ухудшает условия комфорта для пассажиров и экипажа.

Выпускные клапаны, открываясь и закрываясь по команде регулятора давления, открывают и закрывают выход воздуха из кабин, поддерживая в них заданное давление.

В случае отказа в работе командного прибора

2077 давление в кабинах регулируется имеющимися в конструкции выпускных клапанов 2176Б ограничителями избыточного давления, поддерживающими в кабинах самолета избыток давления 245 ± 10 мм рт. ст. ($0,334 \pm 0,014$ кг/см²). Работу ограничителей избыточного давления дублируют предохранительные клапаны 127.

Избыток давления $0,334$ кг/см² для самолета Ан-24 является максимальным. Величина этого избытка задана техническими условиями и на нее рассчитана прочность кабины. Скорость изменения давления в кабине установлена $0,18 \pm 0,045$ мм рт. ст./сек. Изменять эту величину не рекомендуется.

Предохранительные клапаны 127 не допускают в кабине избыточного давления и вакуума выше допустимых пределов. Они, как и узлы ограничителей избыточного давления выпускных клапанов, отрегулированы на избыточное давление 245 ± 10 мм рт. ст. ($0,334 \pm 0,014$ кг/см²) и при большей разности давлений выпускают воздух из кабины.

С помощью предохранительных клапанов осуществляется срочная разгерметизация кабин. В этом случае предохранительные клапаны открываются включением соленоидных клапанов 772.

Для извещения экипажа о снижении давления в кабине ниже допустимой величины на самолете установлен высотный сигнализатор ВС-46.

Регулятор давления воздуха 2077

Регулятор давления воздуха 2077 состоит из узлов, регулирующих абсолютное и избыточное давление и скорость изменения давления в кабине.

Регулирующие узлы помещены в корпусе, сообщающемся с кабиной самолета через калиброванное отверстие в стенке корпуса. Для очистки воздуха от пыли и табачного дыма на входе в корпус установлен фильтр 11ВФ12-1.

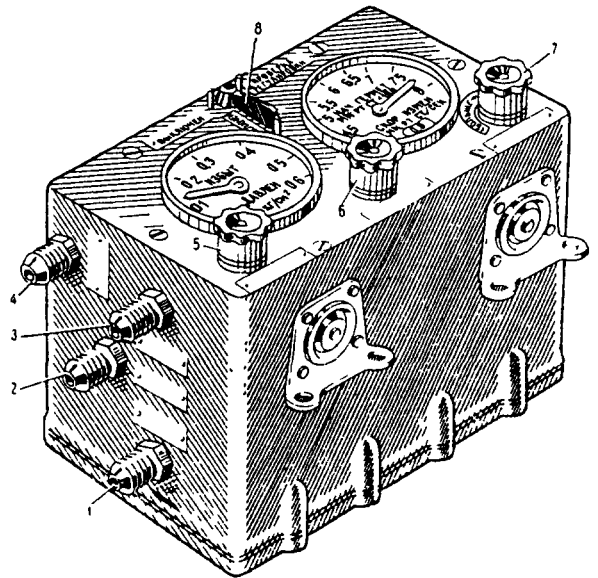
Чувствительными элементами узлов, регулирующих абсолютное и избыточное давления, являются сильфоны 24 и 21, которые управляют клапанами 30 и 32, перекрывающими канал, сообщающий корпус прибора с атмосферой. В этом канале установлен трехходовой кран 33. Высота начала герметизации и величина регулируемого избыточного давления задаются соответствующим натяжением пружин 23 и 20, установленных параллельно с сильфонами, а величина скорости изменения давления — установкой соответствующего проходного сечения игольчатого клапана 26. Ручки для изменения натяжения пружин и проходного сечения игольчатого клапана и ручка трехходового крана выведены на верхнюю панель командного прибора.

На панели прибора (фиг. 119) находятся:

- шкала и ручка 5 задатчика избыточного давления;
- шкала и ручка 6 задатчика высоты начала герметизации;
- шкала и ручка 7 задатчика скорости изменения давления;
- ручка 8 трехходового крана с указателями положений «Выключен», «Включен», «Проверка регулировки»;

— винт выключения регулятора абсолютного давления с указателем «Проверка скорости изменения давления». На последней модификации прибора винт заменен ручкой.

Шкалы первых двух задатчиков неподвижны, задаваемые величины отсчитываются с помощью стрелок, изменяющих свое положение при вращении со-



Фиг. 119. Регулятор давления 2077:

- 1—штуцер к выпускному клапану; 2—штуцер кабиного давления; 3—штуцер статического давления; 4—штуцер атмосферного давления; 5—ручка задатчика «Избыточное давление»; 6—ручка задатчика «Начало герметизации»; 7—ручка задатчика «Скорость изменения давления»; 8—ручка трехходового крана

ответствующей ручки. Шкала третьего задатчика поворачивается вращением ручки «Скорость изменения давления», цифры ее видны через окошко в шкале «Начало герметизации». Ручки «Проверка скорости изменения давления» и трехходового крана законтрены в положении «Включено». Ручка задатчика «Скорость изменения давления» законтрена в положении, соответствующем скорости изменения давления $0,18$ мм рт. ст./сек.

На боковой поверхности корпуса прибора имеются штуцера 1, 2, 3 и 4 с указателями: «К выпускному клапану», «Кабинное давление», «Статическая атмосфера» и «Атмосфера». Штуцера соединены с соответствующими трубопроводами гибкими шлангами. К штуцеру 2 подсоединен фильтр 11ВФ12-1. Металлические трубы, сообщающие командный прибор с атмосферой, со статическим давлением и выпускными клапанами, имеют ниппельные соединения.

Основные данные

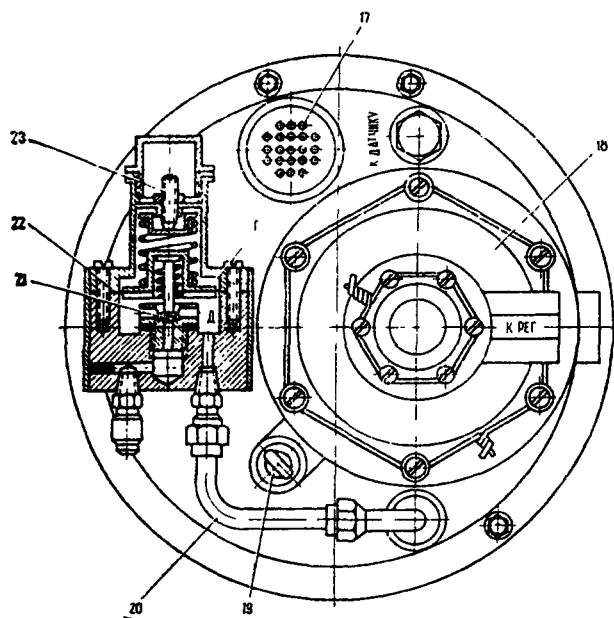
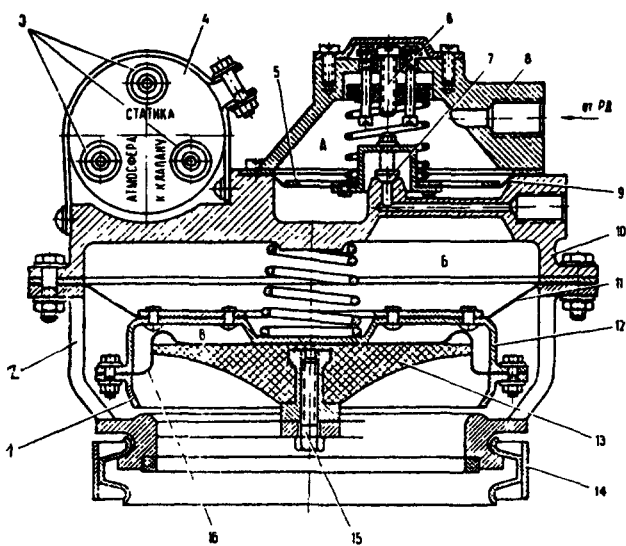
Начало герметизации кабины . . .	от 0,5 км ниже уровня моря и до 4,5 км выше уровня моря
Постоянное абсолютное давление	поддерживается от начала герметизации кабины до величины, установленной задатчи-

ком избыточного да-
вления

Пределы регулировки избыточного давления	от 0 до 0,5 кг/см ²
Пределы регулировки скорости изменения давления в кабине	от 0,18±0,045 до 0,5± ±0,125 мм рт. ст./сек
Вес	не более 3,8 кг

Выпускной клапан 2176Б

Выпускной клапан 2176Б состоит из клапанного узла, антипульсатора и ограничителя избыточного давления. Конструкция выпускного клапана показана на фиг. 120.



Фиг. 120. Выпускной клапан 2176Б:

1, 7, 21—клапаны; 2—корпус; 3—штуцера; 4—ограничитель избыточного давления; 5—жесткий центр; 6, 23—регулирующие винты; 8—крышка антипульсатора; 9, 11, 16, 22—мембраны; 10—крышка корпуса; 12—тарелка клапана; 13—опорный диск; 14—хомут; 15—винт; 17—обратный клапан; 18—антипульсатор; 19—фильтр; 20—трубка; А, Б, В, Г и Д—рабочие полости клапана

Клапан 1 помещен в корпусе 2. Установленные в узле мембраны 11 и 16 образуют рабочие полости Б и В. Полость Б через фильтр 19, ввернутый в крышку 10 корпуса, сообщается с кабиной и через клапан 7 антипульсатора и клапан 21 ограничителя избыточного давления — с атмосферой.

Антипульсатор смонтирован на крышке 10 корпуса клапана. Мембрана 9 с крышкой 8 антипульсатора образует полость А, в которую через штуцер в крышке подводится командное давление от регулятора. На жестком центре 5 мембраны установлен клапан 7, перекрывающий канал сообщения полости Б с атмосферой.

Ограничитель избыточного давления закреплен на крышке 10 корпуса хомутом. Корпус ограничителя разделен мембраной 22 на две полости Д и Г. Полость Д сообщена трубкой 20 с полостью Б и каналом, перекрываемым клапаном 21, — с атмосферой. Полость Г сообщается с каналом статического давления.

Антипульсатор и ограничитель избыточного давления имеют винты 6 и 23 для изменения затяжки пружин клапанов.

Основные данные

Пропускная способность	50—1400 кг/час
Гидравлическое сопротивление клапана при расходе воздуха 1000 кг/час	не более 20 мм рт. ст.
Утечка воздуха через клапан при избыточном давлении 0,24 кг/см ²	не более 50 л/мин
Избыточное давление, поддерживаемое в кабине ограничителем клапана при отказе командного прибора	245±10 мм рт. ст.
Вес	не более 2,3 кг

Предохранительный клапан 127

Предохранительный клапан служит для предотвращения образования в кабине самолета избыточного давления и вакуума выше допустимых пределов. Кроме того, он обеспечивает при необходимости быструю разгерметизацию кабины. Конструкция предохранительного клапана показана на фиг. 121.

Корпус 1 предохранительного клапана имеет седло с притертой поверхностью для посадки тарельчатого клапана 12. Корпус соединен болтами с крышкой 3. Между фланцами корпуса и крышки зажата мембрана 10, образующая с крышкой 3 и клапаном 12 рабочие полости А и Б. На мембране установлены тарелка клапана 12 с диском 2 и седло 7 шарикового клапана.

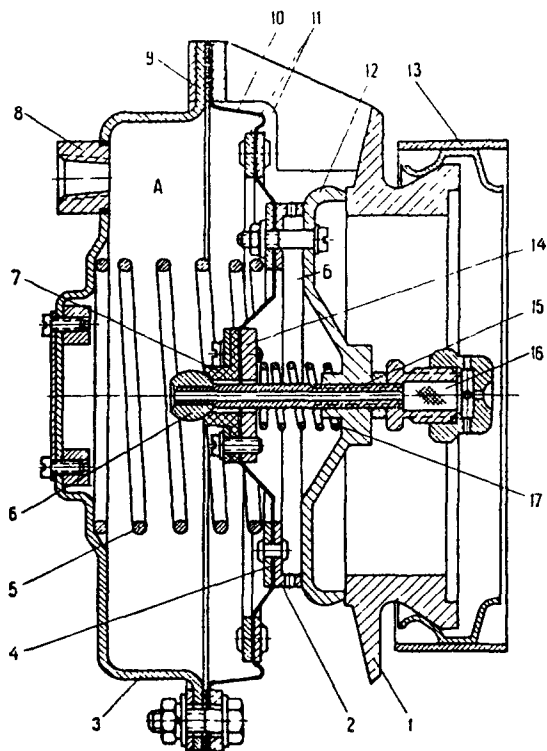
Тарельчатый клапан 12 прижат к корпусу 1 пружиной 5, а седло 7 шарикового клапана к шариком 6 — пружиной 17. Шарик укреплен на конце трубки 15. Трубка ввинчена в тарелку клапана 12. На выступающем конце трубки установлен фильтр 16.

Клапан срабатывает при разности давлений в полостях А и Б, достаточной для сжатия пружины 17. Полость А сообщается с кабиной трубкой 15 и полость Б с атмосферой — через радиальные отверстия в диске 2.

Для подсоединения трубки от соленоидного клапана 772 в крышку клапана ввернут штуцер 8. Че-

рез соленоидный клапан полость *A* при сбросе давления сообщается с атмосферой.

Работа системы регулирования давления в кабине самолета



Фиг. 121. Предохранительный клапан 127:

1—корпус; 2—диск; 3—крышка; 4, 9, 11, 14—кольца; 5, 17—пружины; 6—шарик; 7—седло шарикового клапана; 8—штуцер; 10—мембрана; 12—тарельчатый клапан; 13—хомут; 15—трубка; 16—фильтр;

A и *B* — рабочие полости клапана

Основные данные

Пропускная способность	350±50 кг/час
Избыточное давление, ограничиваемое клапаном	245±10 мм рт. ст.
Гидравлическое сопротивление клапана по обратной линии при расходе воздуха 150 кг/час в наземных условиях	не более 5 мм рт. ст.
Вес	не более 0,65 кг

Электромагнитный клапан 772

Электромагнитные клапаны 772 служат для включения предохранительных клапанов 127 при аварийном сбросе давления из гермокабины.

При прохождении электрического тока по обмотке клапан *б* (см. фиг. 118) под действием электромагнита отходит от седла, открывая проход воздуху через клапан из атмосферы в полость *Л* предохранительного клапана *в*.

Направление движения воздуха в клапане указано стрелкой на корпусе клапана.

Основные данные

Напряжение постоянного тока	27 в
Потребляемый ток	0,3 а
Рабочее давление	2 кг/см ²
Вес	0,3 кг

Перед полетом на командном приборе ручкой 22 «Начало герметизации (см. фиг. 118) устанавливается высота, с которой начинается регулирование давления в кабине самолета. Высота устанавливается по шкалам задатчика, градуированным в мм рт. ст. Давление задается на 45 мм рт. ст. меньше, чем давление на аэродроме вылета.

На самолете Ан-24 на командном приборе АД устанавливается избыточное давление 0,3 кг/см² и скорость изменения давления — 0,18 мм рт. ст./сек. Избыточное давление устанавливается ручкой 19, а скорость изменения давления — ручкой 25.

После взлета до высоты начала герметизации кабины клапан 30 регулятора открыт и полость *A*, а следовательно, и кабина сообщаются с атмосферой. При этом давление в полости *A* меньше давления в герметической кабине на величину гидравлического сопротивления калиброванного отверстия и фильтра 35. Это давление из полости *A* регулятора передается в полость *B* выпускного клапана. Под действием разности давлений мембрана 39 вместе с жестким центром поднимается вверх, открывает клапан 42, через который давление из полости *Г* будет стравливаться в атмосферу.

Вследствие установившегося перепада давлений между полостью *Г* и кабиной, воздействующего на мембрану 4, клапан 1 откроет выход воздуху из кабины в атмосферу, в результате чего до заданной высоты будет происходить свободная вентиляция кабины.

По мере набора высоты давление в полости *A* регулятора уменьшается и сильфон 24 под действием сил упругости начинает разжиматься, прикрывая клапаном 30 канал, сообщающий полость *A* с атмосферой. С этого момента начинается герметизация кабины. Как только клапан 30 закроется полностью, в полости *A* регулятора вследствие подачи воздуха в кабину начнет возрастать давление, которое передается в полость *B* выпускного клапана и вместе с пружиной 40 закроет клапан 42, разобщая полость *Г* с атмосферой.

При закрытом клапане 42 давление из кабины через фильтр 43 передается в полость *Г* и вместе с пружиной 2 прижмет клапан 1 к седлу и прекратит выход воздуха из кабины в атмосферу.

В случае резкого повышения давления в кабине воздух через фильтр 35 поступит в полость *A* регулятора и нажмет на мембрану 28. Мембрана 28, опускаясь, освободит пружину 29, которая откроет клапан 30; давление в полости *A* регулятора и в полости *B* выпускного клапана упадет настолько, что мембрана 39, преодолев натяжение пружины 40, откроет клапан 42. Давление из полости *Г* стравится в атмосферу. В результате образовавшегося перепада давлений между кабиной и полостью *Г* клапан 1 откроется и выпустит часть воздуха из кабины. Так как под действием сил упругости сильфона 24 и пружины 27 клапан 30 вновь закроется, а вместе с ним пружинной 40 закроется и клапан 42, то клапан 1 также закроется.

Так будет происходить процесс регулирования давления до высоты, на которой достигается задан-

ное избыточное давление $0,3 \text{ кг/см}^2$. С этой высоты давление в кабине будет регулироваться ограничителем избыточного давления.

Как только разность кабинного и атмосферного давлений, действующая на сильфон 21, достигнет величины, превышающей усилие пружины 20, откроется клапан 32, через отверстие которого воздух из полости А стравится в атмосферу. Падение давления в полости А регулятора передается в полость В выпускного клапана. Выпускной клапан откроется и стравит избыток воздуха в атмосферу.

Таким образом, начиная с высоты около 2800 м, на которой достигается заданное избыточное давление в кабине, между полостью А и атмосферой будет поддерживаться постоянная разность давлений. Эта разность обеспечивает постоянное избыточное давление в герметической кабине на всем протяжении полета самолета на высотах больше 2800 м.

Регулирование скорости изменения давления происходит автоматически. При наборе высоты или при герметизации кабины на земле воздух из кабины входит в полость А регулятора через фильтр 35. Полость А сообщается с полостью Б через отверстие в корпусе иглового клапана 26, проходное сечение которого регулируется иглой. Мембрана 28, расположенная между полостями А и Б, обеспечивает плавное изменение давления в кабине.

При резком повышении давления в полости А мембрана 28 преодолевает усилие пружины 27 и открывает клапан 30, стравливая часть воздуха в атмосферу. Падение давления в полости А регулятора передается в полость В выпускного клапана, в результате чего выпускной клапан откроется и стравит избыток воздуха в атмосферу.

При медленном повышении давления в полости А давление в полости Б успевает сравняться с давлением в полости А через отверстие в корпусе иглового клапана 26. При этом мембрана 28 будет находиться в равновесии и клапан 30 открываться не будет.

В случае герметизации кабины на заданной высоте давление воздуха в полости А и в кабине понижается с увеличением высоты полета. Давление воздуха в полости Б будет несколько выше, так как первоначальное давление воздуха, заключенного в этой полости, не успевает сравняться с давлением в полости А из-за гидравлического сопротивления в игловом клапане. Вследствие этого мембрана 28 прогибается вверх, заставляя клапан 30 прикрыться и изменить давление в полости А регулятора и в полости В выпускного клапана. Выпускной клапан, в свою очередь, не допускает резкого изменения давления в герметической кабине. Следовательно, скорость изменения давления в кабине зависит от скорости, с которой воздух может проходить через игловый клапан 26.

При резком снижении самолета давление воздуха в кабине будет меньше атмосферного, и когда перепад давлений между полостью Г и атмосферой станет $3\text{--}5 \text{ мм рт. ст.}$, откроется клапан 1, не допуская возрастания вакуума в кабине.

В случае выхода из строя регулятора давления пружина 40 закроет клапан 42 и в работу вступит ограничитель избыточного давления.

Полость Г выпускного клапана сообщается с полостью Д ограничителя избыточного давления, а полость Е — с атмосферой. Пружина 49 отрегулирована винтом 50 так, что поддерживает в полостях Д и Г избыточное давление 245 мм рт. ст. Следовательно, если на какой-либо высоте перепад давлений на мембране 46 увеличится и станет больше 245 мм рт. ст. , то мембрана прогнется, клапан 45 отойдет от седла и полость Д сообщится с атмосферой. Давление в полости Д ограничителя и в полости Г клапана снизится и станет меньше кабинного. Под действием разности давлений в кабине и в полости Г клапан 1 поднимется и стравит избыток давления в атмосферу. После этого в кабине установится требуемое давление, перепад давления на мембране придет в норму и пружина 49 закроет клапан 45, разобщив полость Д с атмосферой. Клапан 1 закроется пружиной 2, так как в полости Г давление через фильтр 35 уравнивается с кабинным.

Предохранительный клапан 127 вступает в работу автоматически, когда избыточное давление в кабине превысит $0,334 \pm 0,014 \text{ кг/см}^2$ ($245 \pm 10 \text{ мм рт. ст.}$).

В предохранительном клапане полость Л сообщена с кабиной, а полость К — с атмосферой, поэтому при избыточном давлении в кабине, превышающем $0,334 \text{ кг/см}^2$, шариковый клапан 12 отойдет от седла 13, полость Л на некоторое время через полость К сообщится с атмосферой. В результате этого давление в полости Л упадет, за счет образовавшейся разности давлений между кабиной и полостью Л откроется тарельчатый клапан 15 и стравит давление из кабины до нормального избытка.

Предохранительный клапан срабатывает также и при уменьшении давления в кабине по сравнению с атмосферным на 5 мм рт. ст. В этом случае разность давлений действует на мембрану 10 и открывает клапан 15, преодолевая усилие пружины 16.

Для разгерметизации кабины включают электромагнитный клапан б, сообщая полость Л с атмосферой, благодаря чему клапан 15 открывается и кабина самолета становится негерметичной.

Переключатель электромагнитных клапанов установлен в кабине экипажа на приборном щитке правого летчика под предохранительным колпаком.

Контроль за работой системы автоматического регулирования давления воздуха

Для контроля за работой системы автоматического регулирования давления воздуха в герметической кабине на центральной панели приборной доски установлены двухстрелочный указатель высоты и перепада давлений УВПД-15 и кабинный вариометр ВР-10.

Одна стрелка указателя УВПД-15 показывает «высоту» в кабине, т. е. высоту, которой соответствует давление в кабине, вторая стрелка показывает перепад (разность) между давлением в кабине и атмосферным давлением.

Если на задатчике командного прибора АД установить высоту начала герметизации, соответствующую барометрическому давлению на аэродроме вылета (допустим, что оно равно 760 мм рт. ст.), то при наборе высоты давление в кабине будет поддерживаться постоянным, а перепад давлений будет

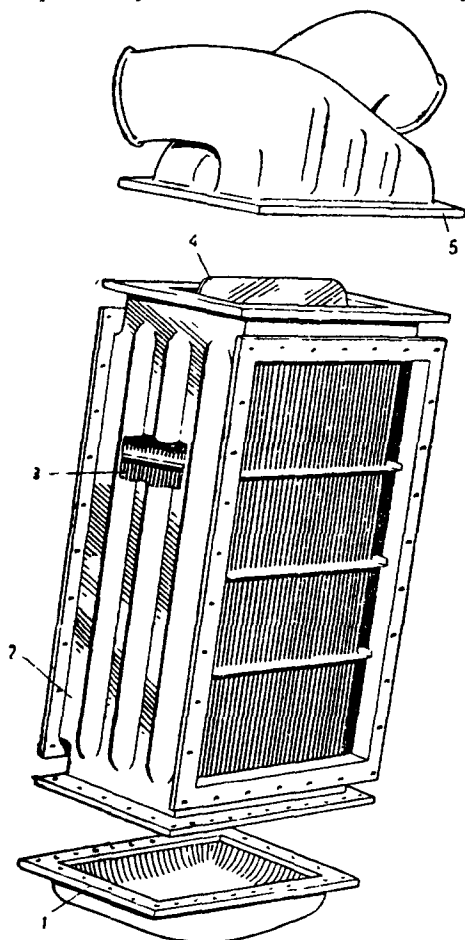
увеличиваться и на высоте 2800 ± 400 м достигнет максимального значения $0,3 \text{ кг/см}^2$. Поэтому с момента взлета и до набора самолетом высоты 2800 ± 400 м стрелка высоты УВПД-15 будет показывать постоянную «высоту» в кабине (т. е. ту высоту, которую она показывала перед взлетом), а стрелка перепада — увеличивающийся перепад. При дальнейшем наборе высоты перепад давлений будет сохраняться постоянным, равным $0,3 \text{ кг/см}^2$, а давление в кабине будет уменьшаться, т. е. «высота» в кабине будет увеличиваться. На высоте 6000 м указатель высоты УВПД-15 будет показывать высоту ~ 2400 м.

Кабинный вариометр предназначен для контроля за скоростью изменения давления воздуха в кабинах. Прибор градуирован в м/сек. В нормальном полете «вертикальная скорость» в кабине не должна превышать 2 м/сек. Эта вертикальная скорость соответствует скорости изменения давления $0,18 \text{ мм рт. ст./сек}$.

АГРЕГАТЫ И ПРИБОРЫ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

Воздухо-воздушный радиатор 1639А

Воздухо-воздушный радиатор 1639А (фиг. 122) служит первой ступенью охлаждения воздуха, пода-

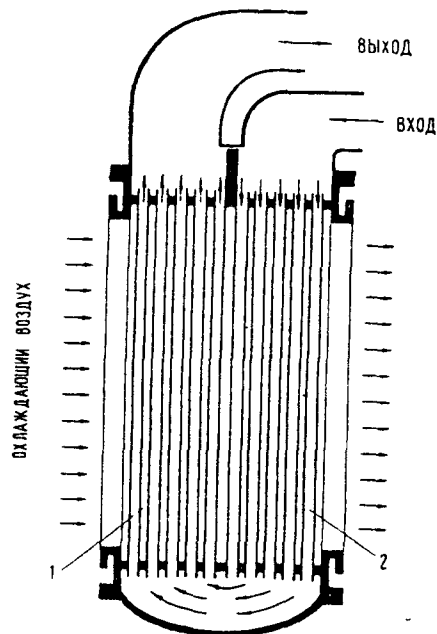


Фиг. 122. Воздухо-воздушный радиатор 1639А:

1—нижняя крышка; 2—корпус; 3—охлаждающий элемент; 4—перегородка; 5—верхняя крышка

ваемого в кабину самолета; в нем снимается большая часть тепла. Так, в жаркое время года у земли температура воздуха, поступающего в ВВР, снижается с $230\text{—}250$ до $60\text{—}70^\circ \text{C}$.

Радиатор состоит из корпуса 2 с четырьмя прямоугольными фланцами, охлаждающего элемента 3, верхней 5 и нижней 1 крышек. Передний и задний



Фиг. 123. Схема работы воздухо-воздушного радиатора:

1—трубки обратного хода; 2—трубки прямого хода

фланцы примыкают соответственно к входному и выходному туннелям. На верхнем и нижнем фланцах устанавливаются крышки. Верхняя крышка имеет патрубки для присоединения подводящего и отводящего трубопроводов. Внутри крышки входит перегородка 4, которая делит охлаждающий элемент на две части — прямого и обратного хода.

Охлаждающий элемент состоит из набора тонких труб малого сечения, благодаря чему радиатор при малых габаритах и весе имеет большую охлаждающую поверхность. Элемент закреплен в корпусе радиатора. Трубки 2 прямого хода (фиг. 123) расположены дальше от входа продувочного воздуха, в них происходит начальное охлаждение воздуха, поступающего из компрессора. Трубки 1 обратного хода омываются свежим воздухом.

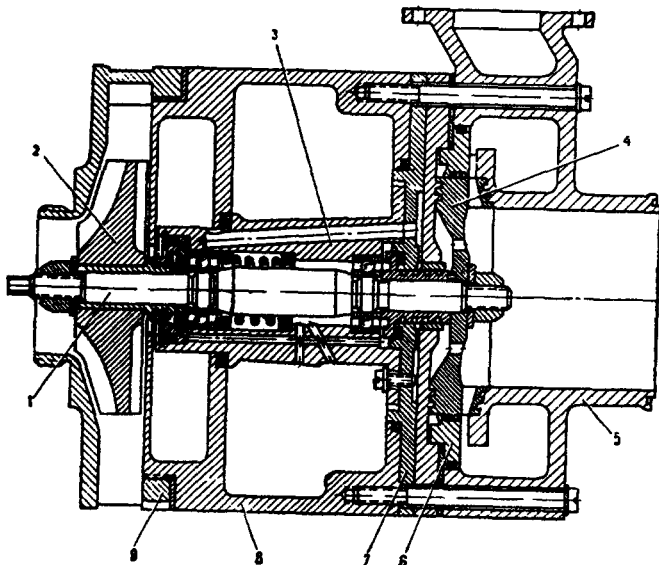
Основные данные

Охлаждающая поверхность	4,69 м ²
Рабочее давление	до 5 кг/см ²
Разрушающее давление	16 кг/см ²
Вес	не более 11 кг

Турбохолодильник 1277Д

Турбохолодильник 1277Д (фиг. 124) служит второй ступенью охлаждения воздуха, подаваемого из двигателя в кабину самолета. В корпусе турбохолодильника на одном валу 1 закреплены диски ротора

турбины расширения и крыльчатка 2 центробежного вентилятора. После ВВР воздух при температуре 70—80° С и давлении 3—5 ат поступает в сопловые аппараты двух турбохолодильников, работающих параллельно. В сопловом аппарате каждого турбохолодильника воздух направляется на лопатки ротора турбины, раскручивая его и вентилятор до



Фиг. 124. Турбохолодильник 1277Д:

1—вал, 2—крыльчатка вентилятора; 3—корпус подшипников; 4—диск турбины; 5—кожух турбины; 6—сопловой венец; 7—диафрагма; 8—корпус турбины; 9—корпус вентилятора

46 000 об/мин. В результате затраты энергии на работу вентилятора воздух на выходе из турбохолодильника имеет давление 1 ат и температуру на 40—75° С ниже температуры воздуха на входе.

Турбохолодильники установлены эластично на нижней крышке капота. Штуцера трубок для заливки масла в турбохолодильники выведены к левому борту нижней крышки капота.

Масло через штуцер заливается в корпус турбины, пропитывает находящуюся там вату и при помощи фитилей подается к подшипникам.

Основные данные

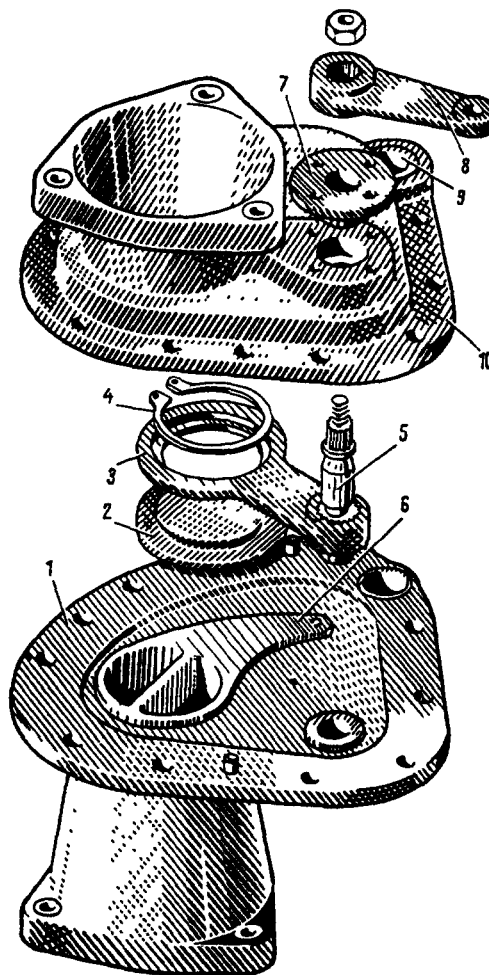
Давление на входе	до 5 ат
Давление на выходе	$1 \pm 0,1$ ат
Температурный перепад	до 75° С
Вес	не более 3,5 кг

Запорный и смесительный краны 24-7603-900

В системе кондиционирования в качестве запорных и смесительных кранов установлены краны 24-7603-900.

Запорный кран служит для включения и отключения подачи воздуха от двигателя в систему кондиционирования и для регулирования количества подаваемого воздуха. Смесительный кран служит для подмешивания горячего воздуха к воздуху, подаваемому в систему кондиционирования после охлаждения в воздушно-воздушном радиаторе. Конструкция крана 24-7603-900 показана на фиг. 125.

Кран 24-7603-900 состоит из корпуса 1 и крышки 10, отлитых из алюминиевого сплава и соединенных между собой болтами. В корпус 1 вставлена бронзовая втулка 6. Между крышкой 1 и корпусом крана на оси 5 установлен поводок 3 с плавающей заслонкой 2, перекрывающей проходной канал крана. Заслон-



Фиг. 125. Кран 24-7603-900:

1—корпус, 2—заслонка; 3—поводок, 4—кольцо; 5—ось; 6, 7—втулки; 8—рычаг; 9—гнездо для поворотного кронштейна, 10—крышка

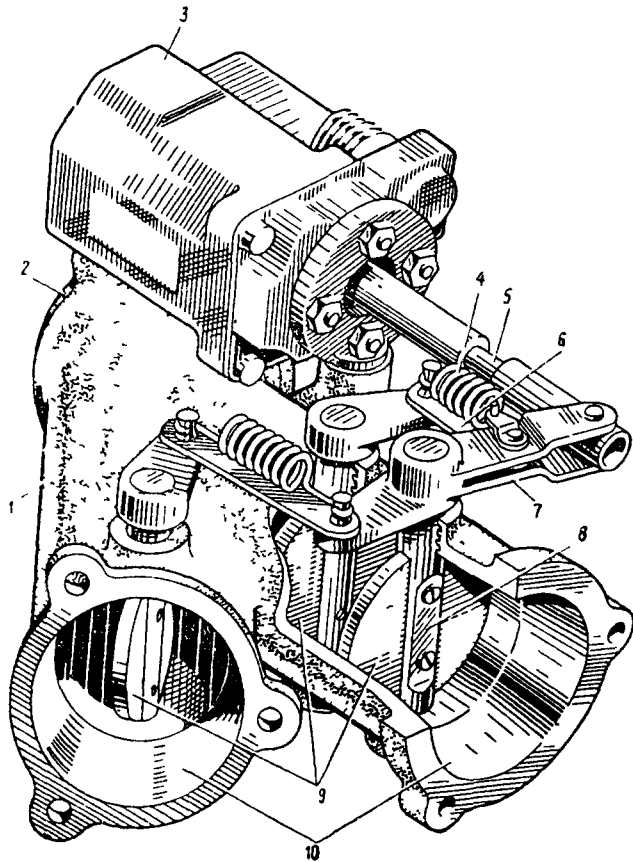
ка 2 от выпадания законтрена в поводке кольцом 4. Управляет заслонкой электромеханизм МП-5И, шток которого соединен с осью рычагом 8. Ход штока электромеханизма 40 мм, скорость перемещения штока 1,3 м/сек.

Электромеханизм МП-5И установлен на корпусе крана и укреплен на нем с помощью поворотного кронштейна. Включается электромеханизм с правого пульта летчика. В крайних положениях штока электромеханизм выключается концевыми выключателями, входящими в конструкцию электромеханизма.

Кран 24-7603-300 включения турбохолодильников

Кран 24-7603-300 включения турбохолодильников установлен в турбохолодильной установке за возду-

хо-воздушным радиатором и служит для подачи охлажденного в радиаторе воздуха в систему кондиционирования или в турбохолодильники для дальнейшего охлаждения. Конструкция крана показана на фиг. 126.



Фиг. 126 Кран 24-7603-300 включения турбохолодильников:

1—корпус крана, 2—входной патрубок, 3—электромеханизм МП-5, 4—пружина, 5—выходной вал механизма, 6—тяги, 7—рычаг; 8—ось; 9—заслонки; 10—выходные патрубки

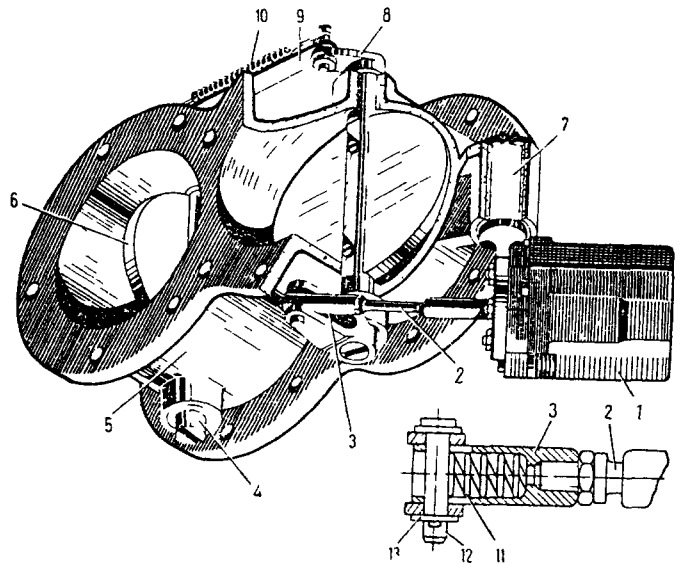
Корпус 1 крана 24-7603-300 — литой, имеет общий входной патрубок 2 и два автономных выходных 10. Выходные патрубki 10 крана перекрываются заслонками 9: патрубок подачи воздуха к турбохолодильникам — одной заслонкой, а второй патрубок — двумя заслонками. Это уменьшает перетекание горячего воздуха в систему кондиционирования через закрытые заслонки 9 при работающих турбохолодильниках. Оси 8 заслонок 9 связаны рычагами 7 и тягами 6 так, что при переключке заслонок один канал крана открывается, а другой закрывается, и наоборот.

Приводом заслонок служит электромеханизм 3 (МП-5И), закрепленный на корпусе 1. Электромеханизм крана включается с правого пульта летчика.

Кран 24-7602-300 переключения коробов

Кран 24-7602-300 служит для переключения подачи воздуха в верхний или нижний короб в зависимости от температуры подаваемого воздуха. Конструкция крана показана на фиг. 127.

Корпус крана 5 отлит из алюминиевого сплава, имеет два канала с заслонками 6 из нержавеющей стали. Системой рычагов 8 и тяг 9 заслонки блокированы так, что при открытии одного канала другой закрывается, и наоборот.



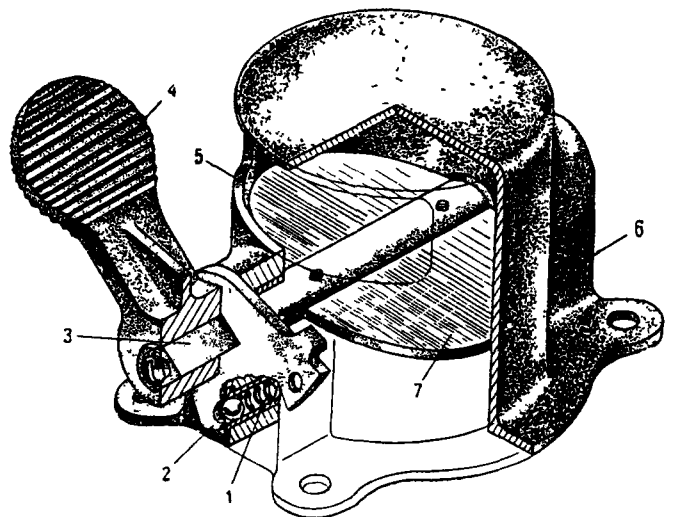
Фиг. 127 Кран 24-7602-300 переключения коробов:

1—электромеханизм МП 5, 2—выходной вал электромеханизма; 3—муфта, 4—ось заслонки, 5—корпус, 6—заслонка, 7—кронштейн, 8—рычаг, 9—тяги, 10, 11—пружины, 12—палец; 13—шайба

Приводом заслонок является электромеханизм 1 (МП-5), переключивший заслонки из одного крайнего положения в другое. Электромеханизм крана включается с правого пульта летчика.

Краны 24-7604-235 и 24-7604-275 включения обогрева ног

Краны 24-7604-235 и 24-7604-275 служат для включения и регулирования количества теплого воздуха, подаваемого в нижнюю зону кабины эки-



Фиг. 128. Кран 24-7604-275 включения обогрева ног:

1—пружина, 2—шарик фиксатора, 3—ось заслонки 4—педаль, 5—окно в корпусе, 6—корпус крана, 7—заслонка

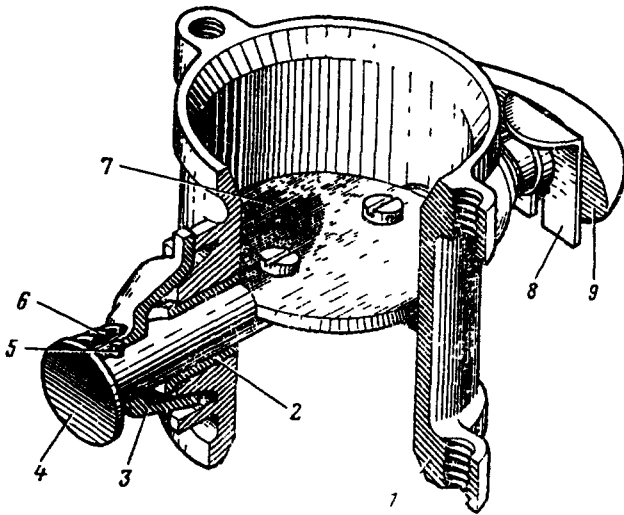
пажа. Конструкция крана 24-7604-275 показана на фиг. 128.

Кран 24-7604-275 имеет для управления педаль 4, закрепленную на оси 3 заслонки 7, и пружинный фиксатор заслонки. Кран 24-7604-275 отличается от крана 24-7604-235 наличием прорезей в дне корпуса для выхода воздуха.

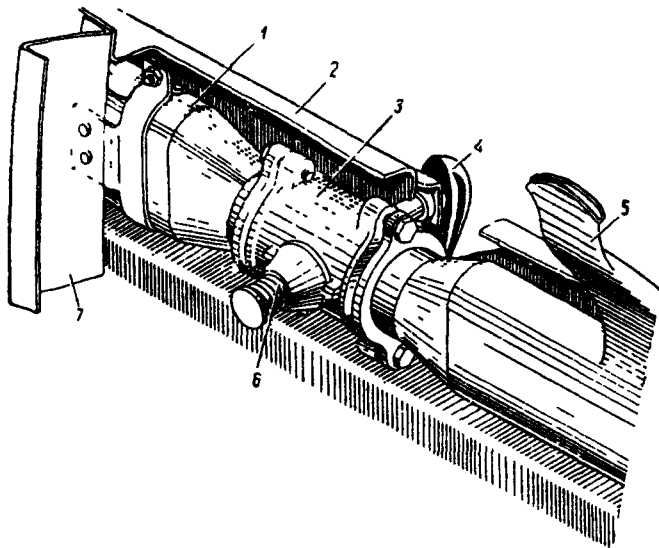
В кабине установлены два крана 24-7604-275 и один кран 24-7604-235. Краны 24-7604-275 установлены у рабочих мест летчиков между педалями ножного управления самолетом и крепятся к специальным кронштейнам, приклепанным к полу кабины. Кран 24-7604-235 прикреплен к стенке шпангоута № 7, у ног радиста.

Кран 24-7604-600 включения обогрева стекол

Краны 24-7604-600 служат для регулировки количества воздуха, подаваемого в верхнюю зону каби-



Фиг. 129. Кран 24-7604-600 включения обогрева стекол:
1—корпус; 2—втулка, 3—фиксатор, 4—ось, 5—штифт,
6—пружина, 7—заслонка; 8—чека, 9—ручка



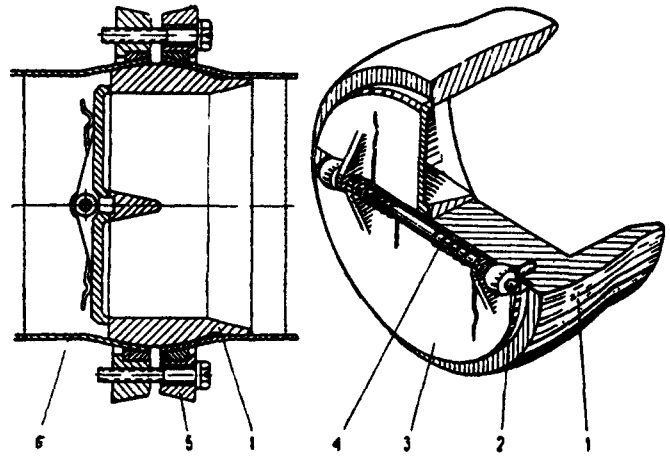
Фиг. 130. Установка крана 24-7604-600 на правом борту кабины:
1—труба, 2—облицовка, 3—кран, 4—ручка, 5—насадка трубы
подачи воздуха на стекло фонаря кабины, 6—фрикционное
устройство, 7—шпангоут

ны экипажа и для обогрева стекол фонаря. Конструкция крана показана на фиг. 129. Кран имеет ручку для поворота заслонок и фрикционное устройство для фиксации ее в устанавливаемых положениях.

На самолете установлено два крана: в кабине экипажа, в трубопроводе по правому борту — правый и в трубопроводе по левому борту — левый. Установка крана 24-7604-600 показана на фиг. 130.

Обратный клапан 24-7601-400

Обратные клапаны 24-7601-400 служат для предотвращения перетекания воздуха из исправной системы в неисправную в случае отказа одной из систем. Клапан 24-7601-400 (фиг. 131) состоит из шарового корпуса 1, отлитого из алюминиевого сплава, и двух лепестков 3, удерживающихся в закрытом положении пружинами 4.



Фиг. 131. Обратный клапан 24-7601-400:

1—корпус; 2—ось, 3—лепесток, 4—пружина, 5—фланец
соединения, 6—труба

Лепестки отжимаются воздушным потоком, пропуская воздух в одном направлении, и закрываются пружинами при движении воздуха в другом направлении. Шаровой корпус 1 клапана зажимается между наконечниками смежных труб 6.

Для исключения проворачивания клапана его корпус имеет цилиндрический пояс, которым клапан входит в соответствующее гнездо трубы.

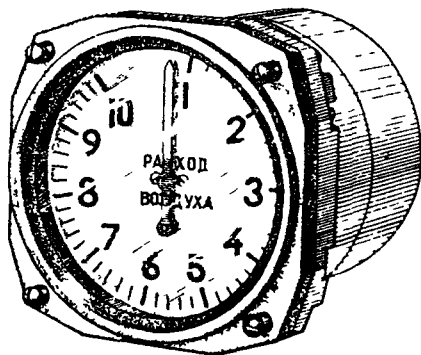
Расходомер воздуха

Расходомер служит для измерения количества воздуха, поступающего в кабину от каждого двигателя, и состоит из приемника — трубы Вентури и компенсированного указателя расхода воздуха УРВК-18 (фиг. 132).

Принцип действия расходомера основан на измерении перепада давлений в широкой и узкой частях трубы Вентури. Принципиальная схема прибора показана на фиг. 133.

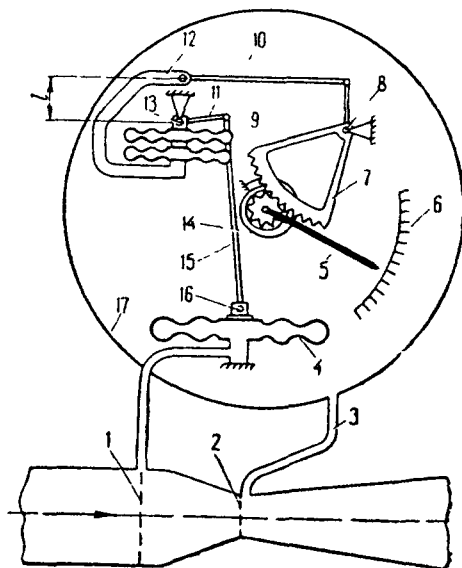
Внутренняя полость прибора соединена трубопроводом с узкой частью 2 трубы Вентури, а внутренняя полость манометрической коробки 4 — с ее широкой частью 1. При прохождении воздуха через трубу давление в ее широкой части всегда будет

больше, чем в узкой. Для определения весового расхода воздуха, поступающего в герметическую кабину самолета, необходимо измерить разность между давлениями в потоке воздуха в широкой и узкой частях трубы и давление в ее узкой части.



Фиг. 132. Указатель расхода воздуха УРВК-18

Разность давлений измеряется манометрической коробкой 4, а давление в узкой части — анероидным блоком 9. В зависимости от изменения разности давлений в широкой и узкой частях трубы изменяется величина прогиба манометрической коробки 4. Пе-



Фиг. 133. Принципиальная схема УРВК-18:

1—широкая часть трубы Вентури, 2—узкая часть трубы Вентури; 3—трубопровод; 4—манометрическая коробка, 5—стрелка; 6—циферблат; 7—сектор; 8—ось; 9—анероидный блок; 10—тяга; 11, 12—поводки; 13—ось, 14—волосок; 15—тяга; 16—подвижный центр; 17—корпус

ремещение подвижного центра 16 при помощи тяги 15 и поводка 11 преобразуется во вращательное движение оси 13, а при помощи изогнутого поводка 12, анероидного блока 9 и тяги 10 — во вращательное движение оси 8.

При изменении давления в узкой части трубы Вентури изменяется величина прогиба анероидного

блока 9, а следовательно, и величина плеча 1 изогнутого поводка. Таким образом, угол поворота оси 8 зависит от двух величин — разности между давлениями в широкой и узкой частях трубы и давления в ее узкой части.

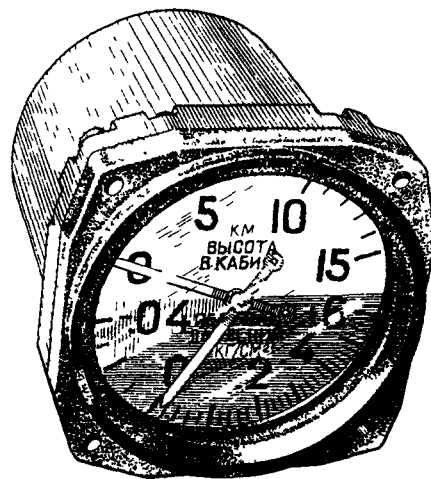
На оси 8 укреплен сектор 7, находящийся в зацеплении с трибкой, на которую насажена стрелка 5, указывающая весовой расход воздуха по циферблату 6 прибора. Волосок 14 служит для выбирания люфтов в механизме прибора. Циферблат указателя расхода градуирован в условных единицах от 0 до 10. С лицевой стороны корпус герметически закрыт стеклом.

Основные данные

Диапазон рабочих температур	от +50 до -60° С
Вес прибора	0,4 кг
Диапазон измерения расхода воздуха	от 1 до 10 условных единиц

Указатель «высоты» и перепада давлений УВПД-15

Двухстрелочный указатель «высоты» и перепада давлений УВПД-15 (фиг. 134) предназначен для измерения условной высоты в герметической кабине самолета в пределах от 0 до 15 км и перепада давлений (разность между давлением воздуха в кабине и атмосферным) от -0,04 до +0,6 кг/см².



Фиг. 134 Указатель УВПД-15

Указатель «высоты» в кабине и перепада давлений представляет собой комбинированный прибор, состоящий из указателя каabinной «высоты» и указателя перепада давлений, которые размещены в одном корпусе и работают независимо друг от друга. Для определения в полете каabinной «высоты» необходимо измерять барометрическое давление в кабине самолета. Для определения перепада между давлениями в кабине и окружающей самолет атмосфере необходимо измерять разность между барометрическим давлением в кабине и статическим давлением в приемнике воздушного давления. Схема прибора показана на фиг. 135.

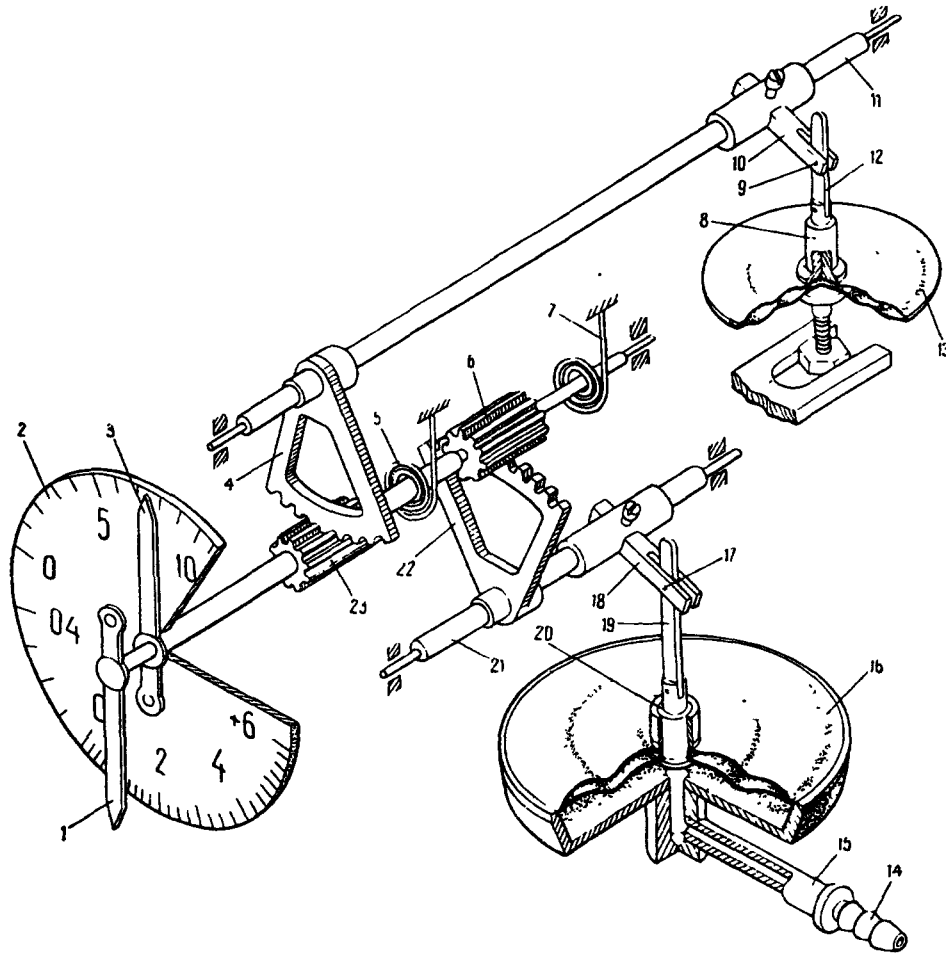
Барометрическое давление измеряется при помощи анероидной коробки 13, а разность между дав-

лениями в кабине и статической системе — при помощи манометрической коробки 16. Обе коробки и механизм находятся в корпусе, полость которого соединяется с кабиной через штуцер, обозначенный на корпусе буквой Д. Полость манометрической коробки соединяется со статической системой приемника воздушного давления при помощи штуцера 14, обозначенного на корпусе буквой С, и трубопровода 15.

Диапазон измеряемых перепадов от $-0,04$ до $+0,6$ кг/см^2
 Диапазон рабочих температур от $+50$ до -60°C
 Вес прибора $0,4$ кг

Кабинный вариометр ВР-10

Кабинный вариометр ВР-10 (фиг. 136) предназначен для контроля «вертикальной скорости подъема и спуска» в герметической кабине самолета, т. е.



Фиг. 135. Кинематическая схема УВПД-15:

1—стрелка указателя перепада давлений; 2—шкала; 3—стрелка указателя «высоты»; 4—сектор; 5—волосок; 6—трибка; 7—волосок; 8—подвижный центр; 9—штифт; 10—вилка; 11—ось; 12—тяги; 13—анероидная коробка; 14—штуцер; 15—трубопровод; 16—манометрическая коробка; 17—штифт; 18—вилка; 19—тяги; 20—подвижный центр; 21—ось; 22—сектор; 23—трибка

Прибор имеет две шкалы — высоты и перепада давлений. На шкале высоты с пределами измерения от 0 до 15 км оцифрованы отметки 0; 5; 10; 15. Цена деления 1 км. На шкале перепада давлений с пределами от $-0,04$ до $+0,6$ кг/см^2 оцифрованы отметки $-0,04$; 0; $+0,2$; $+0,4$; $+0,6$. Цена деления на участке отрицательных значений перепада давлений $0,01$ кг/см^2 , на участке положительных значений $0,02$ кг/см^2 .

Основные данные

Диапазон измеряемых «высот» в кабине от 0 до 15 км

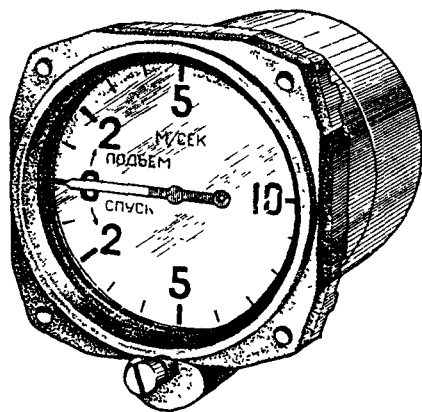
скорости изменения давления в кабине в мм рт. ст./сек.

Принцип действия вариометра, установленного в системе высотного оборудования, основан на запаздывании изменения давления в корпусе прибора, соединенного с герметической кабиной через капилляр, по сравнению с изменением давления в этой кабине. Принципиальная схема прибора показана на фиг. 137. Разность между давлениями внутри и вне корпуса прибора будет тем больше, чем больше скорость изменения давления в герметической кабине.

Шкала вариометра градуирована в м/сек. Внутренняя полость герметического корпуса вариометра

через капиллярную трубку сообщается с кабиной самолета.

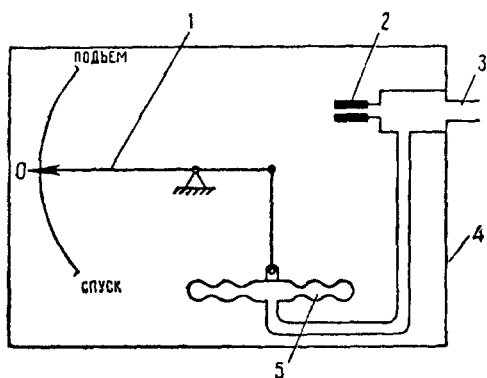
Внутри герметического корпуса 4 установлена манометрическая коробка 5, внешняя поверхность которой воспринимает кабинное давление. Внутренняя полость манометрической коробки находится под действием кабинного давления, подаваемого внутрь



Фиг. 136. Вариометр ВР-10

коробки по трубопроводу. Перемещение центра коробки 5 передается на стрелку 1 через передаточно-множительный механизм.

Вариометр работает следующим образом. Когда давление в герметической кабине постоянное (постоянный режим работы двигателей при выключенной системе наддува и неизменная высота полета самолета), разность давлений внутри и вне коробки равна нулю и стрелка стоит на нуле. При уменьше-



Фиг. 137. Принципиальная схема вариометра ВР-10:

1—стрелка; 2—капиллярная трубка; 3—штуцер; 4—корпус; 5—манометрическая коробка

нии давления в герметической кабине (набор высоты или уменьшение подачи воздуха двигателями) воздух из герметического корпуса 4 вытекает через капиллярную трубку 2 в кабину. В результате этого давление внутри герметического корпуса также будет уменьшаться, но капиллярная трубка не дает давлению быстро выравниваться с давлением в герметической кабине. Поэтому внутри корпуса образуется избыточное давление, величина которого бу-

дет больше или меньше, в зависимости от скорости изменения давления в кабине.

Под влиянием образовавшейся разности давлений манометрическая коробка сжимается и через передаточно-множительный механизм передвигает стрелку по шкале вверх от нулевой отметки.

После прекращения снижения самолета (изменение давления) давление в корпусе прибора и внутри манометрической коробки уравнивается с кабинным давлением и стрелка возвращается на нулевую отметку шкалы прибора.

При повышении давления в герметической кабине (снижение самолета) давление внутри коробки непрерывно увеличивается. Давление внутри корпуса все время стремится выравняться через капилляр с давлением в герметической кабине, но из-за сопротивления капилляра изменение давления в корпусе несколько запаздывает и внутри корпуса образуется разрежение, величина которого тем больше, чем больше скорость изменения давления в герметической кабине. Под влиянием разности давлений манометрическая коробка расширяется и стрелка перемещается вниз от нулевой отметки.

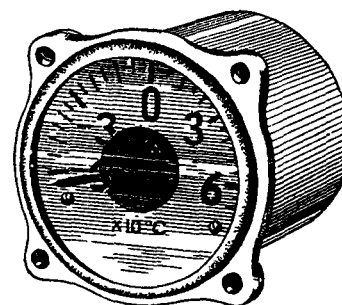
После прекращения повышения давления давление в корпусе и внутри коробки выравняется с кабинным и стрелка возвращается на нулевую отметку шкалы.

Основные данные

Пределы измерения	от 0 до 10 м/сек
Диапазон рабочих температур	от +50 до -60° С
Погрешности показаний прибора при температурах:	
+20° С	±1,0 м/сек
+50 и -45 м/сек	±1,5 м/сек
-60° С	±1,5 м/сек
Вес прибора	не более 0,5 кг

Кабинный термометр ТВ-19

На самолетах Ан-24 для измерения осредненной температуры воздуха в кабине пассажиров устанавливается дистанционный электрический однострелочный термометр сопротивления ТВ-19.



Фиг. 138. Указатель ТВ-1 кабинного термометра ТВ-19

Комплект термометра ТВ-19 состоит из указателя ТВ-1 (фиг. 138), установленного на приборной доске правого летчика, и трех датчиков температуры П-9, соединенных между собой последовательно и смонтированных на шпангоутах № 11 (два) и 31.

Принцип действия термометра основан на том, что при изменении температуры воздуха окружающей среды изменяется сопротивление чувствительных элементов датчиков, включенных в плечо моста измерителя, которое вызывает перераспределение токов в рамках логометра и приводит в новое положение подвижную систему. Таким образом, положение стрелки указателя зависит от величины температуры, воспринимаемой теплочувствительными элементами.

Указатели и датчики из разных комплектов ТВ-19 соответственно взаимозаменяемы.

Указатель ТВ-1 представляет собой виброустойчивый магнитоэлектрический логометр с двумя вращающимися рамками. Указатель состоит из катушки сопротивления мостовой схемы, магнитной и подвижной систем, установленных на общем основании и размещенных в корпусе прибора. На циферблате нанесена шкала с углом размаха 210° и оцифровка —6; —3; 0; 3; 6. Цена деления шкалы 5°C .

Датчик П-9 — неразъемный, он состоит из теплочувствительного элемента, каркаса и основания. Теплочувствительный элемент состоит из четырех секций, соединенных параллельно-последовательно. Секция выполнена из никелевой проволоки, намотанной на серебряную пластинку, изолированную слюдяными пластинками. Последовательно с никелевой обмоткой присоединена обмотка из манганиновой проволоки, предназначенная для подгонки температурного коэффициента электрического сопротивления датчика. Теплочувствительный элемент помещен под каркас, изготовленный из латуни. Каркас крепится к основанию, изготовленному из электроизоляционного материала.

Датчики соединяются с указателем и между собой при помощи штепсельных разъемов.

Основные данные

Диапазон измерения температур	от $+70$ до -60°C
Рабочий диапазон	от 0 до $+35^\circ\text{C}$
Погрешность при температуре окружающего воздуха $+20 \pm 5^\circ\text{C}$	$\pm 2,5^\circ\text{C}$
Напряжение питания по постоянному току	$27 \pm 2,7 \text{ в}$
Потребляемый ток	не более 50 ма
Вес комплекта	не более 0,7 кг

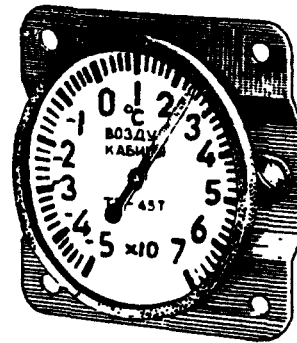
Кабинный термометр ТВ-45

Термометр ТВ-45 (фиг. 139) предназначен для измерения температуры воздуха в кабине экипажа. Шкала прибора градуирована от -50 до $+70^\circ\text{C}$.

Принцип действия внутрикабинного термометра основан на свойстве биметалла — деформироваться при изменении температуры. Чувствительным элементом термометра является биметаллическая коническая спиральная пружина.

При изменении температуры воздуха, окружающего прибор, биметаллическая спираль закручивается или раскручивается; угол закручивания спирали пропорционален изменению температуры, следовательно, шкала прибора равномерная. Движение спирали передается стрелке, перемещающейся по шка-

ле, градуированной в $^\circ\text{C}$. Цена деления 2°C , оцифровка — через 10°C .



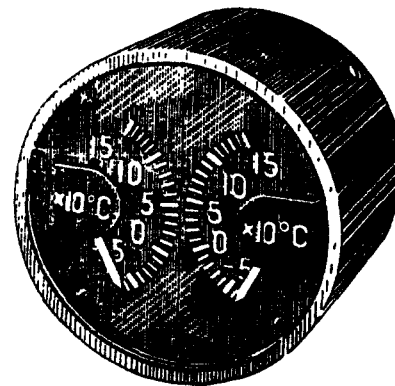
Фиг. 139. Внутрикабинный термометр ТВ-45

Основные данные

Диапазон рабочих температур	от $+70$ до -50°C
Погрешность измерения	не более $\pm 3^\circ\text{C}$
Инерционность термометра	7 мин
Вес прибора	не более 0,65 кг

Сдвоенный универсальный электрический термометр сопротивления 2ТУЭ-111

Сдвоенный (двухстрелочный) универсальный электрический термометр сопротивления 2ТУЭ-111 представляет собой комплект, состоящий из указателя 2ТУЭ-1 (фиг. 140) и двух приемников температуры П-1. Термометр предназначен для измерения температуры воздуха, подаваемого в герметическую кабину самолета.



Фиг. 140. Указатель 2ТУЭ-1 из комплекта 2ТУЭ-111

Изменение температуры воспринимается теплочувствительным элементом приемника и воспроизводится магнитоэлектрическим логометром указателя. Логометр состоит из двух пар катушек (рамок), расположенных под углом 120° друг к другу, внутри которых помещен постоянный магнит, имеющий возможность свободно поворачиваться под действием магнитного поля, создаваемого катушками.

Принцип действия электрического термометра сопротивления основан на том, что при изменении температуры воздуха, поступающего в герметическую кабину, изменяется сопротивление теплочувстви-

тельного элемента приемника П-1. В результате этого изменяется величина и отношение токов в катушках, включенных в мостовую схему, причем с повышением температуры измеряемой среды во внутренней катушке ток увеличивается, а в наружной — уменьшается. При наличии тока в обеих катушках положение магнита будет определяться направлением вектора результирующего магнитного поля.

Катушки логометра смонтированы и включены в схему таким образом, что при увеличении тока в наружной катушке подвижный магнит будет отклоняться к началу шкалы, а при увеличении тока во внутренней катушке подвижный магнит будет отклоняться к концу шкалы.

Стрелка прибора укреплена на конце оси подвижного магнита. Поэтому положение стрелки зависит от отношения токов в катушках, а следовательно, и от величины измеряемой температуры. Стрелка перемещается над циферблатом прибора, шкала которого градуирована в °С.

Температурная компенсация в схеме моста достигается путем подбора в плечах моста сопротивлений из медной и манганиновой проволоки таким образом, чтобы максимальная величина температурной погрешности логометра при самом неблагоприятном сложении всех допусков не превышала допустимой величины.

Примененная в термометре 2ТУЭ-111 мостовая схема имеет следующие преимущества по сравнению с другими логометрическими схемами: улучшена температурная компенсация, исключено влияние напряжения питания на показания прибора и влияние длины соединительных проводов. Кроме того, при обрыве в цепи приемника стрелка прибора занимает крайнее положение, указывающее на неправильную работу прибора.

Указатель типа 2ТУЭ-1 состоит из двух унифицированных самостоятельных логометрических систем, имеющих отдельные штепсельные соединения с раздельным питанием и включенных в мостовую схему, и сопротивлений, которые размещены в корпусе. Шкала прибора градуирована от -70 до +150°С.

Провода от указателя к приемникам присоединяются штепсельными разъемами. Приемник П-1 термометра сопротивления состоит из теплочувствительного элемента, корпуса (арматуры) и штепсельного соединения.

Теплочувствительный элемент выполнен из никелевой изолированной проволоки, намотанной на пластины из слюды. Собранный теплочувствительный элемент вставляется в корпус из нержавеющей стали и закрепляется гайкой.

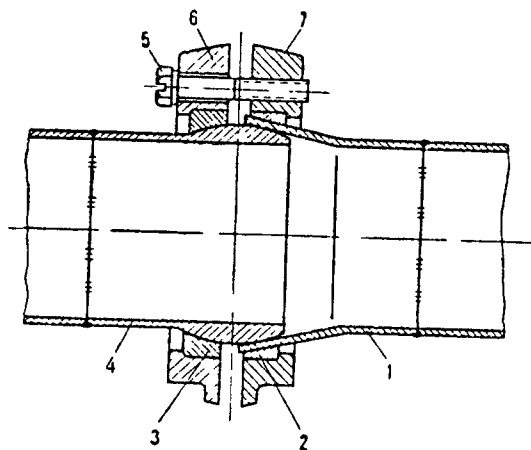
Основные данные

Напряжение питания постоянным током	27 ± 2,7 в
Температурный интервал внешней среды:	
— указателя	от -60 до +50°С
— приемника	от -70 до +150°С
Диапазон измерения по шкале термометра	от -70 до +150°С
Рабочий диапазон	от -40 до +130°С
Цена деления шкалы	10°С

Погрешность указателя при указанном интервале температур	от ±3 до ±12°С
Погрешность комплекта при указанном интервале температур	от ±5 до ±8°С
Сопротивление изоляции указателя при нормальной температуре ±20°С и относительной влажности от 30 до 80%	не менее 20 Мом
Вес указателя	не более 500 г
Вес датчика	не более 100 г

Трубопроводы

Трубопроводы системы кондиционирования выполнены из труб, сваренных из листового материала: из нержавеющей стали — на участке от компрессора до радиатора и из алюминиевых сплавов — на

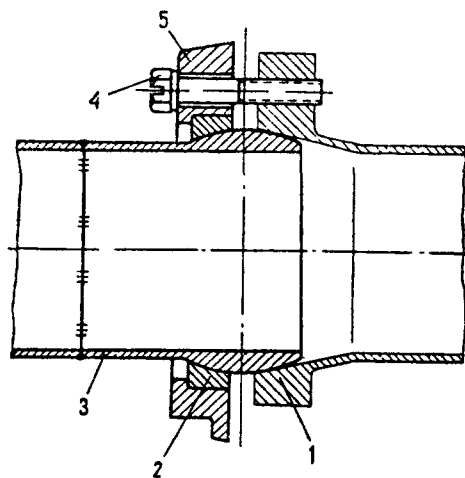


Фиг. 141. Соединение трубопроводов по нормали 40ш:

1, 4—трубы; 2, 3—кольца; 5—болт; 6, 7—фланцы

всех остальных участках. Трубопроводы теплоизолированы слоем стекловолна АТМ-1 и обмотаны стеклотентой.

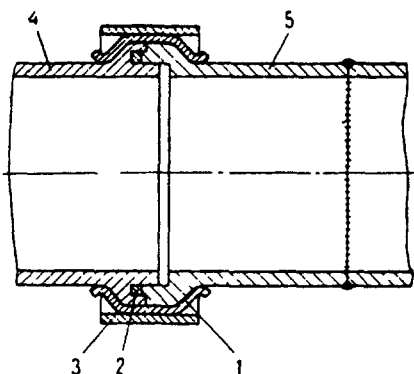
Соединения труб в гондole двигателя и в центроплане в основном шаровые, выполнены по заводским нормам 40ш, 41ш, 42ш и 43ш. На фиг. 141 и 142



Фиг. 142. Соединение трубопроводов по нормали 42ш:

1—фланец агрегата; 2—кольцо; 3—труба; 4—болт; 5—фланец

показаны шаровые соединения по нормальям 40ш и 42ш. Шаровые соединения 41ш и 43ш отличаются от соединений по нормальям 40ш и 42ш контровкой болтов. В них болты контрятся проволокой. Шаровые соединения допускают при сборке перекос труб в любую сторону на 3°. Соединения труб с турбохоло-



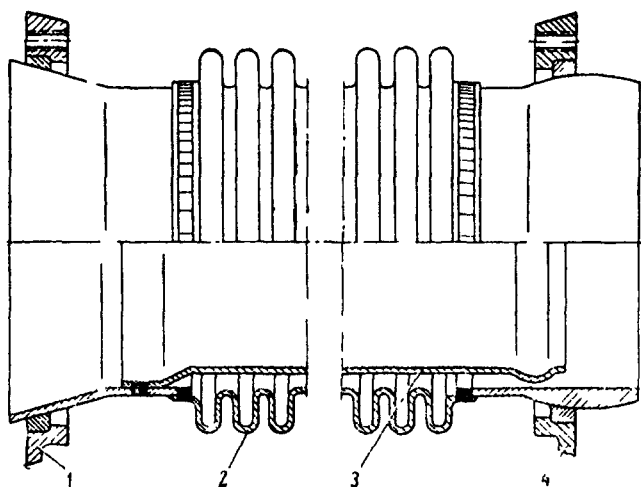
Фиг. 143. Соединения турбохолодильников с трубопроводами:

1—полукольцо; 2—уплотнительная прокладка; 3—хомут; 4—патрубок турбохолодильника; 5—патрубок тройника

дильниками — фланцевые, со стяжными хомутами и медными уплотнительными прокладками (фиг. 143). Соединения труб с датчиком расходомера и с краном переключения подачи воздуха в корабля пассажирской кабины и соединения труб внешней проводки с трубами, проложенными внутри фюзеляжа, — фланцевые, со стяжными болтами и резиновыми уплотнительными прокладками. Трубы в кабинах самолета и труба кольцевания с патрубками тройников соединяются муфтами из термостойкой резины, армированной стеклотканью, и ленточными хомутами.

Компенсаторы 24-7602-20 и 24-7602-30

Компенсаторы 24-7602-20 и 24-7602-30 (фиг. 144) предназначены для предохранения трубопроводов



Фиг. 144. Компенсаторы 24-7602-20 и 24-7602-30:

1, 4—фланцы; 2—гофрированный патрубок; 3—стакан

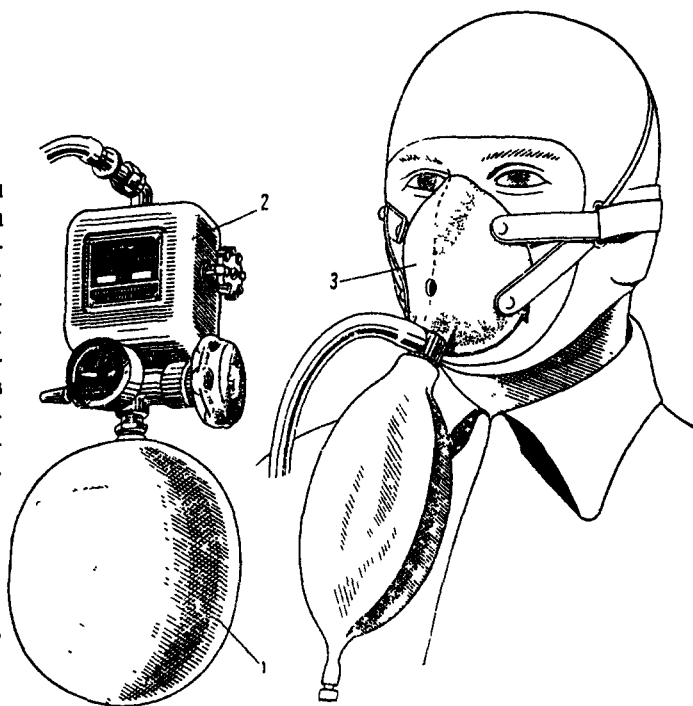
от разрушения вибрационными нагрузками, создающимися при работе двигателя, и предотвращения напряжений при тепловых удлинениях трубопроводов. Основным рабочим элементом компенсатора является гофрированный патрубок 2, выполненный из жаропрочной стали. Устойчивость компенсатора при работе обеспечивает стакан 3, установленный внутри гофрированного патрубка.

Соединения компенсаторов с трубопроводами — шаровые.

21. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Кислородное оборудование самолета Ан-24 состоит из двух комплектов переносных кислородных приборов, в которые входит по одному переносному баллону 1 (КБ-3) с приборами 2 (КП-21) и маской 3 (КМ-15М) (фиг. 145). Один комплект находится



Фиг. 145. Комплект переносного кислородного прибора:

1—баллон КБ-3, 2—кислородный прибор КП-21; 3—кислородная маска КМ-15М

в кабине экипажа, второй — в пассажирской кабине. В кабине экипажа баллон с прибором КП-21 прикреплен на навигационном столике за креслом левого летчика. Маска находится в нише лючка на левом пульте летчика. В пассажирской кабине баллон крепится к стенке шпангоута № 31, а рядом с ним устанавливается сумка с кислородной маской.

На самолетах более ранних выпусков второй баллон установлен на верхней багажной полке у шпангоута № 11.

КИСЛОРОДНЫЙ БАЛЛОН КБ-3

Переносный кислородный баллон КБ-3 является тонкостенным сварным сосудом, предназначенным

для содержания газообразного кислорода. Емкость баллона — 1,65 л. Запас кислорода в баллоне обеспечивает питание кислородом в разгерметизированной кабине одного человека на высоте 4000 м в течение 15 мин, на высоте 6000 м — 8 мин и на высоте 8000 м — 6 мин.

Зарядка баллона производится от аэродромной кислородозаправочной станции или от аэродромных кислородных баллонов через кислородный редуктор. Баллоны заряжают в зависимости от температуры окружающего воздуха до давления, указанного в табл. 1.

Таблица 1

Температура °С	Давление кг/см ²	Температура °С	Давление кг/см ²
+50	33,5	—0	28,5
+45	33	—5	28
+40	32,5	—10	27,5
+35	32	—15	27
+30	31,5	—20	26,5
+25	31	—25	26
+20	30,5	—30	25,5
+15	30	—35	25
+10	29,5	—40	24,5
+5	29,0	—45,0	24
		—50	23,5

КИСЛОРОДНЫЙ ПРИБОР КП-21

Кислородный прибор КП-21 относится к группе приборов с непрерывной подачей кислорода и предназначен для питания одного человека.

Количество подаваемого кислорода регулируется автоматически по высоте полета самолета. Автоматичность достигается действием анероида, который регулирует рабочее давление в камере редуктора в зависимости от высоты полета.

В комплект прибора КП-21 входят непосредственно прибор КП-21, кислородный манометр, ляжка и маска КМ-15М. Основными частями кислородного прибора КП-21 является два редуктора первой и второй ступеней, последовательно соединенных между собой.

В редукторе первой ступени давление кислорода, поступающего из баллона, понижается до 8 кг/см², а в редукторе второй ступени это давление снижает-

ся до величины, обеспечивающей необходимую подачу кислорода в зависимости от высоты полета. Оба редуктора смонтированы на кронштейне. На обратной стороне кронштейна помещена коробка, в которой укреплен анеронд, регулирующий давление в редукторе второй ступени. Оба редуктора и анеронд закрыты кожухом, из которого выступает маховичок аварийного вентиля и выходной штуцер.

Аварийный вентиль предназначен для обеспечения подачи кислорода в случае отказа в работе автоматической части прибора, к выходному штуцеру присоединяется шланг маски. Прибор КП-21 соединяется с баллоном посредством входного штуцера. В корпусе входного штуцера помещены запорный вентиль, манометр и зарядный штуцер.

Запорный вентиль предотвращает утечку кислорода из баллона, когда прибором не пользуются. Манометр показывает давление кислорода в баллоне, зарядный штуцер служит для присоединения прибора к кислородному источнику при зарядке баллона. Кислород поступает из прибора КП-21 в маску непрерывным потоком. Маска негерметична, «открытого» типа, так как во время входа в дыхательные органы человека поступает не только кислород из баллона, но и атмосферный воздух.

Уменьшение парциального давления кислорода с высотой полета самолета компенсируется увеличением подачи кислорода в маску высотным регулятором КП-21.

Основные данные

Емкость	1,65 л
Давление	30 кг/см ²
Аварийная подача кислорода	в пределах от 6 до 20 л/мин
Вес прибора без баллона	1,5 кг

Данные о подаче кислорода при давлении на входе в прибор 15 кг/см² на различных высотах приведены в табл. 2.

Таблица 2

Высота км	Подача кислорода л/мин
2	0—2
3	1—3
4	1,75—3,5
6	3,5—6
8	6—7

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

22. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Для защиты от обледенения самолет Ан-24 оснащен воздушно-тепловыми и электротермическими устройствами, обеспечивающими безопасность полетов в условиях обледенения любой интенсивности, независимо от высоты, скорости и продолжительности полета.

От обледенения на самолете защищены: крыло и оперение, лопасти и обтекатели воздушных винтов, два лобовых стекла летчиков, приемники воздушных давлений, воздухозаборники двигателей, лопасти входных направляющих аппаратов (ВНА) двигателей.

Принцип действия воздушно-тепловых и электротермических противобледенителей состоит в том, что при включении их защищаемые поверхности нагреваются и образование на них льда становится невозможным, а ранее отложившийся лед сбрасывается набегающим потоком воздуха. В полете о начале обледенения сигнализируют специальные сигнализаторы: радионизотопный сигнализатор РИО-2М, установленный на правом борту в носовой части фюзеляжа, и пневматические сигнализаторы СО-4А во входных каналах двигателей.

23. ВОЗДУШНО-ТЕПЛОВЫЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Крыло и оперение оснащены воздушно-тепловыми противобледенителями. Принципиальная и полумонтажная схемы воздушно-тепловой противобледенительной системы крыла и оперения показаны на фиг. 146 и 147.

В воздушно-тепловой противобледенительной системе самолета горячий воздух подводится через микроэжекторные трубы, которые проложены в носках крыла и оперения и распределяют равномерно горячий воздух по всей длине носков.

Микроэжекторная система работает по рециркуляционному принципу. Горячий воздух после выхода из микроэжекторных труб смешивается с воздухом, подсосываемым из полости носка, и поступает на обогрев обшивки.

В результате эжекции при температуре воздуха, отбираемого от двигателей, равной 220—250° С, воздух поступает в каналы противобледенителя с температурой 110—140° С.

Воздух по каналам противобледенителя движется от ребра атаки назад, нагревает обшивку и у переднего лонжерона выходит в полость носка. Отсюда часть воздуха повторно поступает в каналы противобледенителя, а часть выходит в атмосферу через отверстия в законцовках крыла и оперения. Обогреваемая зона носков составляет у киля и стабилизатора 10% хорды и у крыла 11—15% хорды.

Воздух для воздушно-тепловой противобледенительной системы отбирается от компрессоров двига-

телей. При отказе или выключении одного из двигателей противобледенительная система обеспечивается горячим воздухом от одного двигателя. Расход воздуха для противобледенительной системы самолета в диапазоне высот 0—6000 м составляет 2800—1800 кг/час.

Противобледенительная система крыла и оперения включается установкой переключателя на правой панели приборной доски летчика в положение «Включено». Регулирования и другого вмешательства в работу системы не требуется.

Горячий воздух из компрессоров двигателей подается в противобледенители крыла и оперения по трубопроводам. Трубопровод отходит от фланца 1 отбора воздуха (см. фиг. 147) на переднем корпусе камеры сгорания каждого двигателя с правой стороны и идет за противопожарную перегородку.

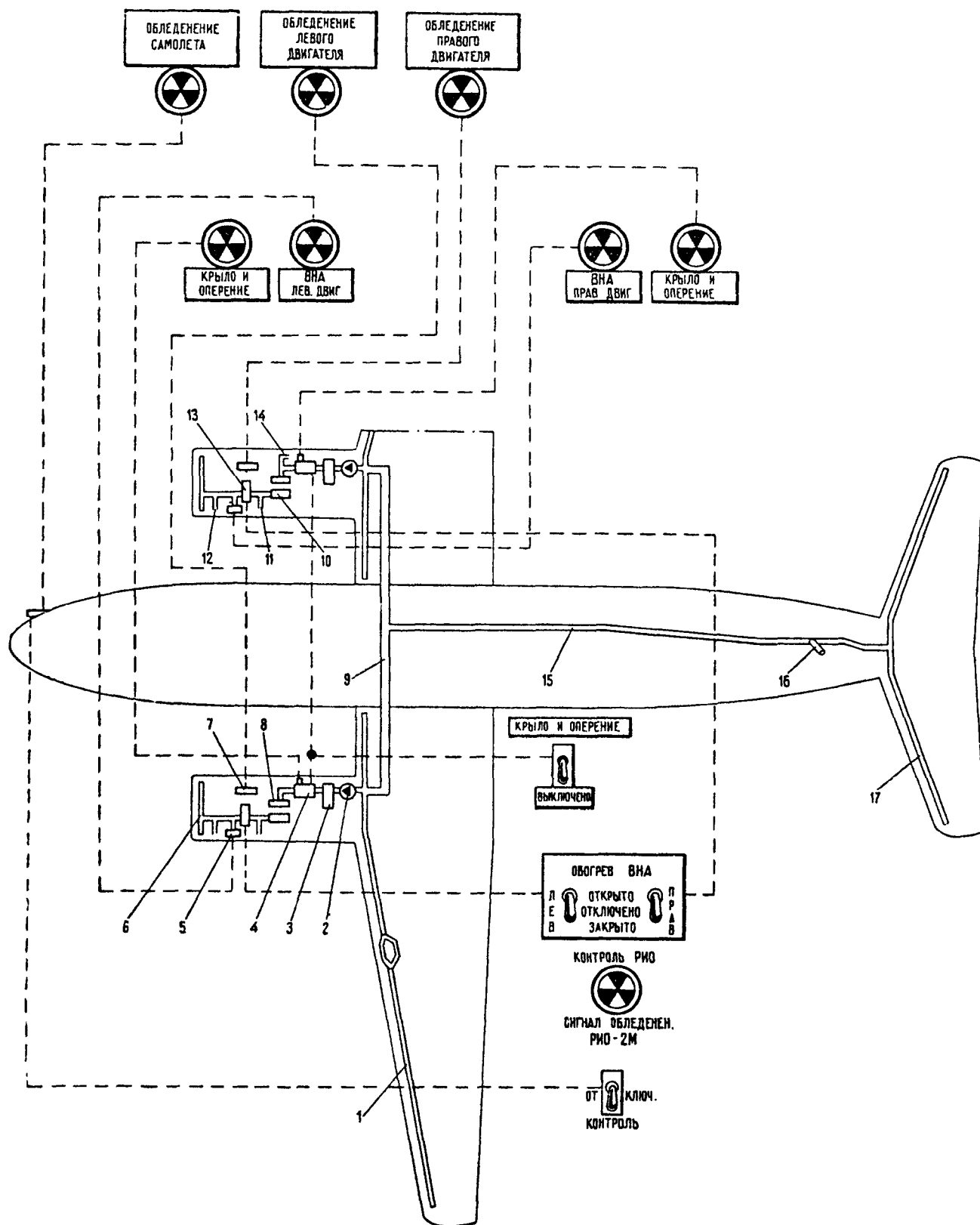
В трубопроводе перед противопожарной перегородкой установлен шаровой компенсатор 2 (см. фиг. 111), предохраняющий трубопровод от разрушения. Он допускает свободное смещение штуцеров, закрепленных на двигателе и противопожарной перегородке, при работе двигателя и температурных изменениях его длины.

За противопожарной перегородкой в трубопроводе установлены запорный кран 4 (24-7603-950) системы (см. рис. 147), регулятор 5 (644В) постоянного давления воздуха и обратный клапан 15 (24-7601-400-7), исключающий утечку воздуха из системы при отказе одного из двигателей.

Перед запорным краном в левой гондоле установлен штуцер 3 подачи воздуха в систему впрыска воды в двигатель, а в правой гондоле, кроме этого штуцера, — штуцер подачи воздуха для подогрева турбогенератора. После обратного клапана трубопровод крестовиной 25 разветвляется на три: по двум ответвлениям воздух направляется в микроэжекторные трубы центроплана и отъемной части крыла, по третьему, — в трубу кольцевания.

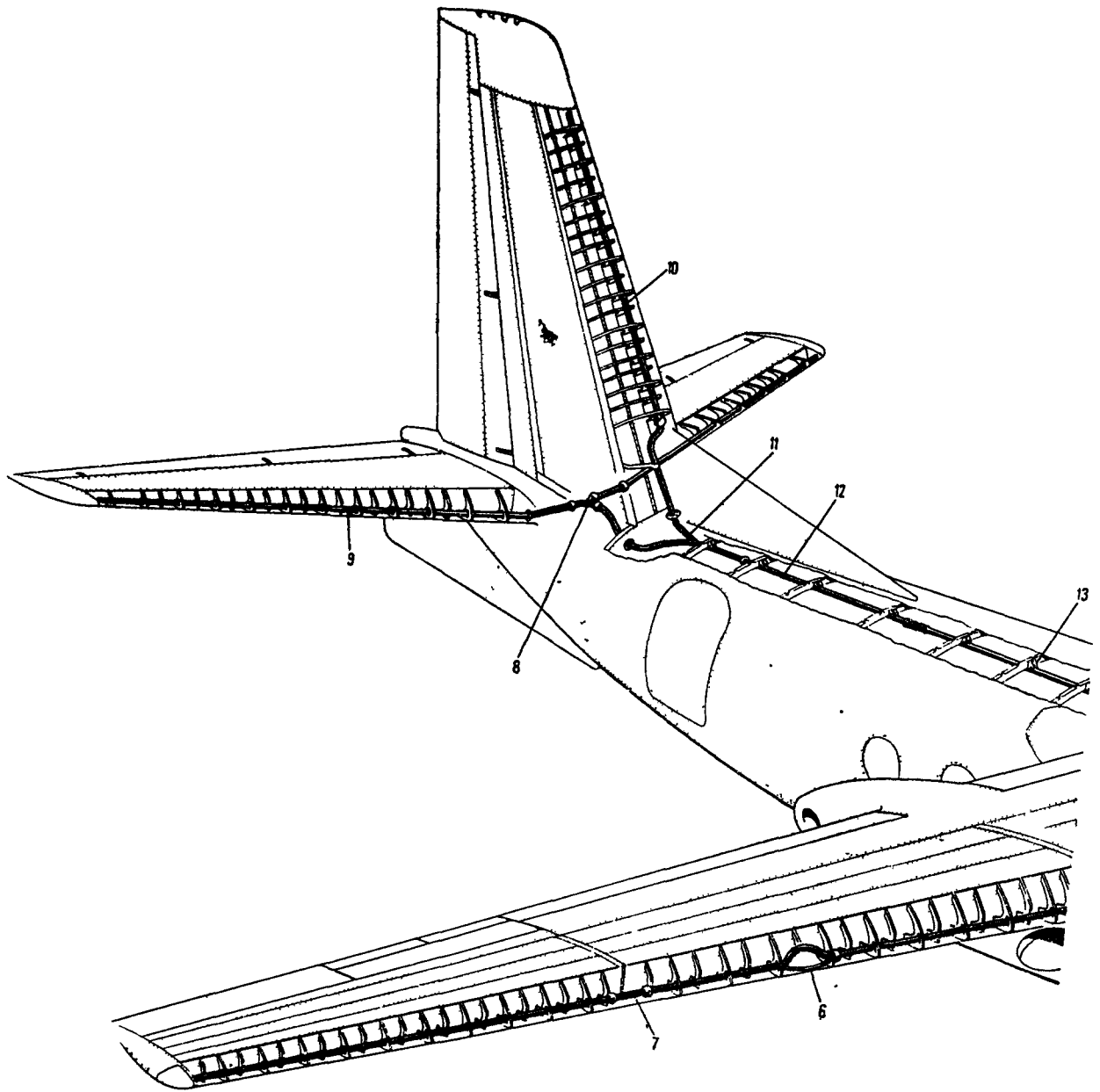
Трубы в гондоле проложены по правому борту и через отверстие в экране центроплана проходят под экран. Проход через экран герметизирован стеклотканевым чехлом. Трубы крепятся хомутами к противопожарной перегородке в месте прохода через нее и к нервюрам № 4 и 6а за патрубки крестовины. Регулятор давления 5 укреплен на подкосах фермы крепления рамы двигателя, а запорный кран 4 жестко соединен с трубами и непосредственного крепления к конструкции не имеет. Трубопровод кольцевания 18 проложен в носке центроплана и в силовом зализе его и закреплен на нервюрах.

Установленный в трубопроводе кольцевания тройник 17 нижним патрубком через обшивку между шпангоутами № 14—15 входит внутрь фюзеляжа, соединяя трубопровод 12 подачи воздуха в противобледенители хвостового оперения с линией кольцевания. Трубопровод 12 в пассажирской кабине проходит в правом декоративном коробе, в вестибюле — под обшивкой потолка и в багажном отсеке — в специальном коробе.



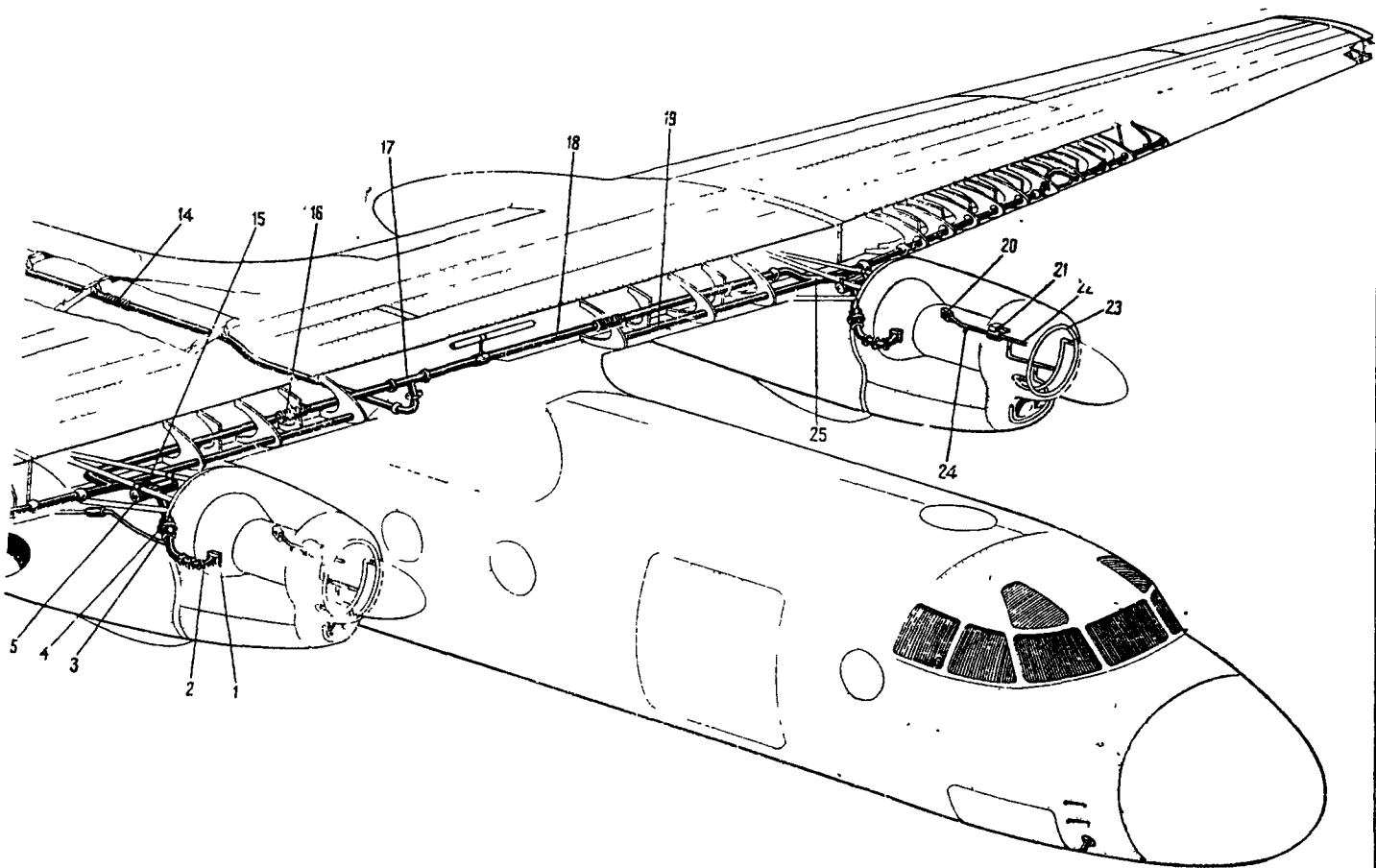
Фиг. 146. Принципиальная схема противообледенительной системы:

1, 17—микроэжекторные трубы; 2—обратный клапан 24-7601-400-7; 3—регулятор абсолютного давления 644В; 4—запорный кран 24-7603-950; 5—сигнализатор давления СДУ2А-0,18; 6—коллектор обогрева воздухозаборника двигателя; 7—датчик сигнализатора обледенения СО-4А; 8—фланец отбора воздуха от двигателя; 9—труба кольцевания; 10—фланец отбора воздуха для противообледенительной системы двигателя; 11—штуцер подачи воздуха на обогрев зонда АДТ; 12—штуцер подачи воздуха на обогрев ВНА; 13—запорный кран противообледенительной системы двигателя; 14—штуцер подачи воздуха на обогрев ТГ-16; 15—трубопровод подачи воздуха в противообледенительную систему хвостового оперения; 16—штуцер подачи воздуха в противообледенительный киль



Фиг. 147. Полумонтажная схема воздушно-тепловой

1—фланец отбора воздуха; 2—шаровой компенсатор; 3—штуцер подачи воздуха на обогрев ТГ-16; 4—запорный кран 24-7603-950; 5—регулятор абсолютного давления 644В; 6, 7, 9, 10, 19—микроэжекторные трубы, 8, 11, 17—тройники; 12—трубопровод к противобледнителю хвостового оперения; 13—кронштейн подвески трубы; 14, 16—компенсаторы; 15—обрат-

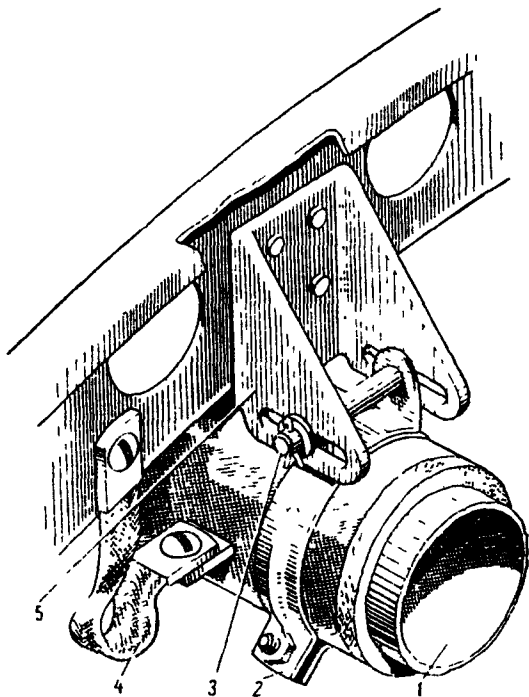


противообледенительной системы самолета:

ный клапан 24-7601-400-7; 18—трубопровод кольцевания; 20—
 фланец отбора воздуха для противообледенительной системы
 двигателя; 21—кран противообледенительной системы двигате-
 ля; 22—штуцер подачи воздуха на обогрев ВНА; 23—коллек-
 тор обогрева воздухозаборника двигателя; 24—штуцер подачи
 воздуха на обогрев зонда АДТ; 25—крестовина

Противообледенитель килья подсоединен к трубопроводу 12 у шпангоута № 40, а противообледенитель стабилизатора — между шпангоутами № 42—43.

Трубопроводы, проложенные в крыле и фюзеляже, прикреплены к элементам конструкции кронштейнами (фиг. 148 и 112), допускающими продольные перемещения труб при температурных изменениях длины. Изменения длины труб компен-



Фиг. 148. Крепление трубопровода противообледенительной системы к шпангоуту фюзеляжа:

1—труба, 2—хомут; 3—валик; 4—лента металлизации; 5—кронштейн

сируются металлическими гофрированными компенсаторами 14, 16 (см. фиг. 147), установленными в трубопроводе кольцевания по одному с правой и левой сторон между нервюрами № 2—3 и в трубопроводе фюзеляжа между шпангоутами № 23—24 и 33—34.

В месте ввода трубопровода в фюзеляж и при проходе через перегородку на шпангоуте № 40 трубопровод крепится соответственно к обшивке фюзеляжа и к перегородке фланцами, приваренными к трубам. Под фланцы устанавливаются герметизирующие прокладки.

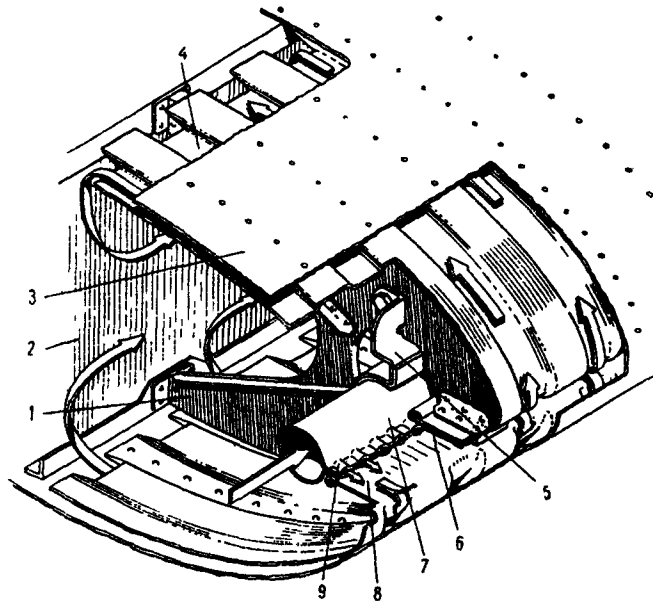
На выходах в стабилизатор трубы крепятся неподвижно хомутами к кронштейнам, установленным на фюзеляже. На выходе в киль в трубопроводе установлен фланцевый угольник, который при помощи контргайки и прижимной шайбы крепится к обшивке фюзеляжа. Между фланцем угольника и обшивкой, а также обшивкой и прижимной шайбой установлены уплотнительные прокладки.

Соединения труб противообледенительной системы между собой и с агрегатами в основном шаровые, такие же, как и труб системы кондиционирова-

ния (см. фиг. 141 и 142). На шпангоуте № 40 трубы соединены фланцами, а трубы противообледенителя килья имеют ниппельные соединения. Трубопроводы теплоизолированы слоем материала АСИМ-5 и обмотаны стеклолентой ЛАС-35.

Противообледенители крыла и хвостового оперения выполнены конструктивно одинаково.

Каждый противообледенитель (фиг. 149) состоит из микроэжекторной трубы 7, смесительной камеры и каналов, образованных склепанными между собой внешней гладкой 3 и внутренней гофрированной 4



Фиг. 149. Воздушно-тепловой противообледенитель носка крыла (оперения):

1—носик нервюры; 2—лонжерон; 3—внешняя обшивка носка, 4—гофрированная обшивка носка; 5—прижим; 6—вкладыш, 7—микроэжекторная труба; 8—плоская часть гофрированной обшивки; 9—ребро трубы с микросоплами

обшивками носка. Каналы направлены параллельно хордам и имеют выходы у переднего лонжерона. Верхняя и нижняя гофрированные обшивки в передней части преобразованы в плоские, отогнутые назад, стенки 8, образующие смесительную камеру эжектора. Края стенок для жесткости выполнены в виде полых бульб. Необходимый зазор на входе в смесительную камеру обеспечивается вкладышами 6, установленными между стенками камеры в плоскости нервюр.

Воздух в смесительные камеры подается через сопла микроэжекторных труб 7, представляющих собой штампованные трубы диаметром 38 мм с продольным ребром 9 высотой 5 мм.

В ребре с шагом 15 мм расположены сопла диаметром 0,8 мм у труб противообледенителя крыла и диаметром 1 мм — у труб противообледенителей хвостового оперения. Микроэжекторные трубы 7 прокладываются в полостях носков обогреваемых агрегатов, продольные ребра 9 труб вставляются в смесительные камеры и опираются на их вкладыши 6. К вкладышам трубы прижимаются пружинными прижимами 5. Такая установка микроэжекторных труб допускает их продольное перемещение при температурных изменениях длины. Микроэжектор-

ные трубы *б* (см. фиг. 146), проложенные в районе фар, отличаются от остальных микроэжекторных труб системы. Здесь, из-за недостатка места, в каждом полукрыле установлена микроэжекторная труба диаметром 20 мм, приваренная к соединительной трубе. Микроэжекторная труба проходит впереди фары, а соединительная — сзади фары. Смесительная камера на этом участке укорочена, а каналы имеются только на верхней стороне носка.

Микроэжекторные трубы крыла и оперения подсоединяются к соответствующим трубам подвола воздуха, а концы их заглушаются.

Противообледенители установлены в центроплане на участках между нервюрами № 2—5, в отъемных частях крыла — на участках между нервюрами № 7—23, в стабилизаторе — от корневых нервюр носка до концевых обтекателей и в киле — от нервюры № 4 до концевого обтекателя.

В отъемных частях крыла установлены три микроэжекторные трубы, в центроплане, стабилизаторе и киле установлено по одной трубе. Микроэжекторные трубы крыла соединяются между собой трубами в местах разъема крыла и в местах установки фар.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЕЙ И ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

Воздухозаборники двигателя, зонд автомата дозировки топлива (АДТ) и лопатки ВНА на каждом двигателе имеют воздушно-тепловую противообледенительную систему (см. фиг. 146), не связанную с противообледенительной системой крыла и оперения.

В системе для обогрева зонда *11* и лопаток ВНА *12* используется прямая подача воздуха к обогреваемым агрегатам. Для обогрева воздухозаборников, так же как обогрева крыла и оперения, воздух подается в камеры обогрева носков воздухозаборников микроэжекторами. Горячий воздух отбирается из-за компрессора двигателя через фланец *10* на левой стороне корпуса камеры сгорания.

Трубопровод подачи воздуха к зонду и к лопаткам ВНА смонтирован на двигателе. К штуцеру этого трубопровода подсоединяется коллектор *6* противообледенителя воздухозаборников. На обогрев зонда воздух подается постоянно, на обогрев ВНА и воздухозаборников подача воздуха включается краном *13*, установленным в трубопроводе за штуцером *11* отвода воздуха к зонду.

Система имеет сигнализацию открытого положения кранов обогрева ВНА и воздухозаборников. Сигнализация срабатывает от сигнализаторов *5* давления, подключенных к трубопроводам подачи воздуха. Лампы сигнализации положения кранов и выключатели управления кранами расположены на правой панели приборной доски.

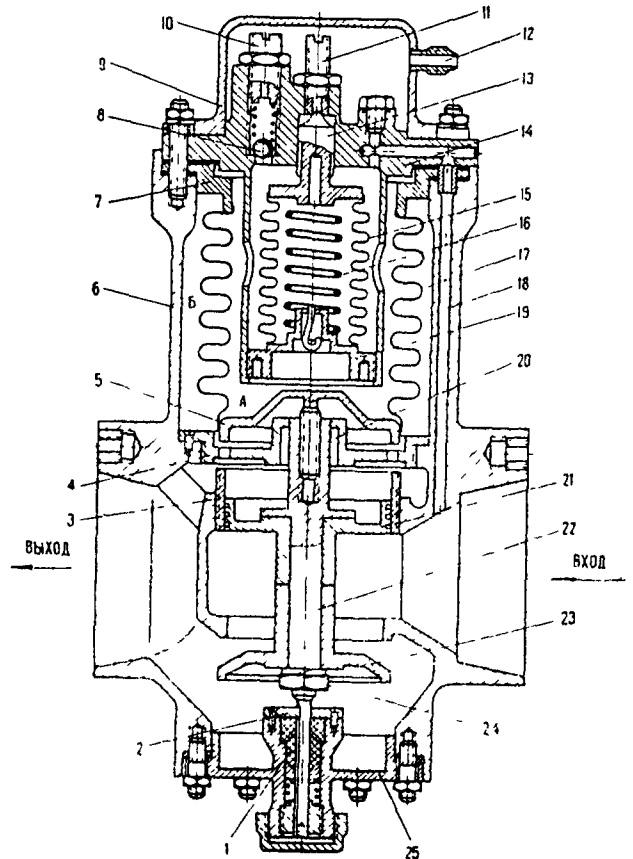
На самолетах более ранних выпусков краны включаются (выключаются) автоматически панелью управления ПУ-24АМ от сигнализаторов обледенения двигателей СО-4А.

Более полное описание противообледенительной системы двигателя дано в технической документации завода — изготовителя двигателей, а противообледенителей воздухозаборников — в кн. III настоящего описания.

АГРЕГАТЫ ВОЗДУШНО-ТЕПЛОВОЙ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Регулятор абсолютного давления 644В

Регулятор абсолютного давления автоматически поддерживает постоянное абсолютное давление воздуха, подаваемого в систему противообледенения, равное $3,2 \pm 0,2$ ата до высоты 4000 м, на которой давление за компрессором двигателя становится равным этой величине. Конструкция регулятора показана на фиг. 150.



Фиг. 150. Регулятор абсолютного давления 644В:

1—тормоз колебаний сильфона; 2—шайба, предохраняющая вывертывание клапана; 3—направляющая втулка поршня; 4—крышка; 5—дно сильфона; 6—корпус регулятора; 7—фланец сильфона; 8—предохранительный клапан; 9—колпак; 10, 11—регулирующие винты; 12—штуцер; 13—клапан; 14—крышка; 15—вакуумированный сильфон; 16—пружина; 17—сильфон-исполнитель; 18—канал; 19—основание; 20—графитная втулка; 21—поршень; 22—ось; 23—клапан; 24—гайка; 25—крышка

Регулирование давления воздуха в регуляторе происходит автоматически под действием разности давлений во внутренней полости сильфона-исполнителя *17* ($3,2 \pm 0,2$ ата) и давления на выходе, действующего на наружную поверхность сильфона-исполнителя и перемещающего клапан *23*, который, уменьшая проходное сечение клапана, уменьшает давление воздуха на выходе до заданной величины.

Регулятор имеет тормоз *1*, устраняющий автоколебания клапана *23*, и предохранительный клапан *8*. Последний вступает в работу в случае развакууми-

рования сильфона 15, когда отверстие в регулировочном винте 11 будет закрыто. В этом случае при возрастании давления внутри сильфона-исполнителя 17 до $4,2 \pm 0,2$ ата открывается предохранительный клапан 8 и обеспечивает давление воздуха на выходе из регулятора на 1 ата выше, чем командный механизм.

Основные данные

Давление воздуха.	
— на входе	3,5—8 ата
— на выходе	$3,2 \pm 0,2$ ата
Температура воздуха на входе	180—280° С
Расход воздуха	1300 ± 100 кг/час
Вес	не более 3,5 кг

Запорный кран 24-7603-950

Кран 24-7603-950 служит для включения и выключения подачи горячего воздуха от двигателя в противообледенительную систему крыла и оперения.

Кран 24-7603-950 (фиг. 151) состоит из корпуса 2 и крышки 5, отлитых из алюминиевого сплава, соединенных между собой болтами. В пространстве между крышкой и корпусом крана на оси 1 установлен поводок 3 с плавающей заслонкой 6, перекрываю-

тель, включающий сигнальную лампу на приборной доске при полностью открытом кране.

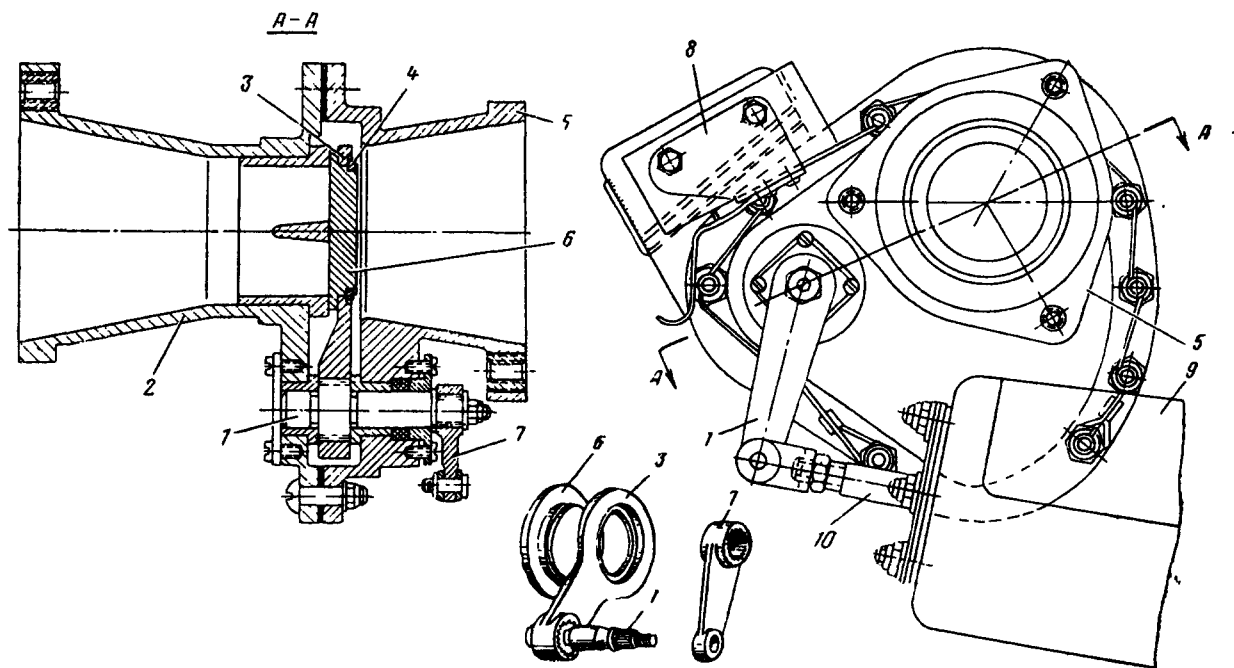
Обратный клапан 24-7601-400-7

Обратные клапаны 24-7601-400-7 установлены в воздушно-тепловой противообледенительной системе крыла и оперения и служат для предотвращения утечки воздуха из системы при отказе одного двигателя. Обратный клапан 24-7601-400-7 — лепесткового типа. Его конструкция показана на фиг. 130 и описана в гл. III.

Сигнализатор обледенения РИО-2М

Радиоизотопный сигнализатор обледенения РИО-2М непрерывно подает сигналы с момента попадания самолета в зону обледенения вплоть до выхода его из этой зоны. В комплект РИО-2М входят электронный блок и датчик (выносной штырь).

Принцип действия прибора основан на изменении поглощения бета-излучения радиоактивного вещества слоем льда, нарастающим на выносном штыре датчика.



Фиг. 151. Запорный кран 24-7603-950:

1—ось, 2—корпус; 3—поводок; 4—кольцо; 5—крышка; 6—заслонка; 7—рычаг; 8—концевой выключатель; 9—электромеханизм МП-5И; 10—шток электромеханизма

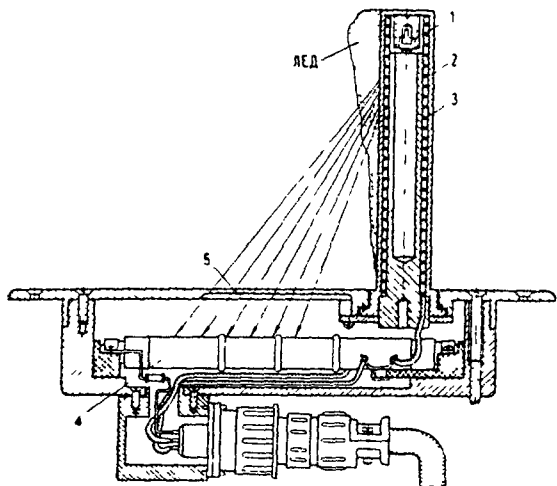
щей проходной канал крана. Заслонка от выпадения законтрена в поводке 3 кольцом 4.

Управляет заслонкой электромеханизм 9 (МП-5И), шток 10 которого соединен с осью 1 рычагом 7. В электромеханизме МП-5И имеются концевые выключатели, один из которых выключает электромеханизм при полностью открытом кране, второй — при полностью закрытом.

На корпусе крана установлен концевой выключа-

Поток бета-частиц, непрерывно излучаемых радиоактивным веществом (фиг. 152), проникая через тонкую стенку штыря 2, лед и окно 5 во фланце датчика, попадает на счетчик 4 заряженных частиц. Нарастающий лед уменьшает количество бета-частиц, попадающих на детектор. Вследствие этого уменьшается средняя величина импульсного тока, что, в свою очередь, вызывает срабатывание электронного блока, контакты которого включают сиг-

нальную лампу, предупреждающую летчика об обледенении. Одновременно включается нагревательный элемент, сбрасывающий лед с поверхности штыря, и прибор возвращается в исходное положение. Процесс повторяется в течение всего времени, пока самолет находится в зоне обледенения.



Фиг. 152. Датчик радиоизотопного сигнализатора обледенения РИО-2М:

1—радиоактивное вещество, 2—стенка штыря; 3—нагревательный элемент; 4—счетчик заряженных частиц; 5—окно

Конструкция датчика прибора РИО-2М исключает выход прямого радиоактивного излучения из датчика во внешнюю среду. Электронный блок сигнализатора РИО-2М установлен в фюзеляже под полом между шпангоутами № 8—9, датчик — на носке фюзеляжа с правой стороны между шпангоутами № 1—2, а выключатель РИО-2М и лампы сигнализации обледенения и сигнализации исправности обогрева штыря находятся на правой панели приборной доски.

В целях предохранения нагревательного элемента от перегорания при включении его на земле без обдува набегающим потоком воздуха, на левой стойке шасси установлен выключатель, срабатывающий на земле за счет обжатия стойки и отключающий реле управления обогревом в блоке. Для проверки исправности элемента на земле на правой панели приборной доски установлена кнопка включения обогрева.

Основные данные

Чувствительность прибора (т. е. толщина льда на выносном штыре), при которой происходит срабатывание прибора	до 1 мм
Питание прибора:	
— сеть постоянного тока	27 в ± 10%
— сеть переменного тока	115 в ± 10%, 400 гц
Потребляемая мощность:	
— от сети постоянного тока	15 вт
— от сети переменного тока с включенным обогревом штыря	300 вв
— от сети переменного тока с выключенным обогревом штыря	60 вв
Прибор работает:	
— в интервале температур	от —60 до +60° С

— при влажности воздуха до 98%
Вес комплекта не более 4 кг

На самолетах первых серий установлены сигнализаторы обледенения РИО-2А.

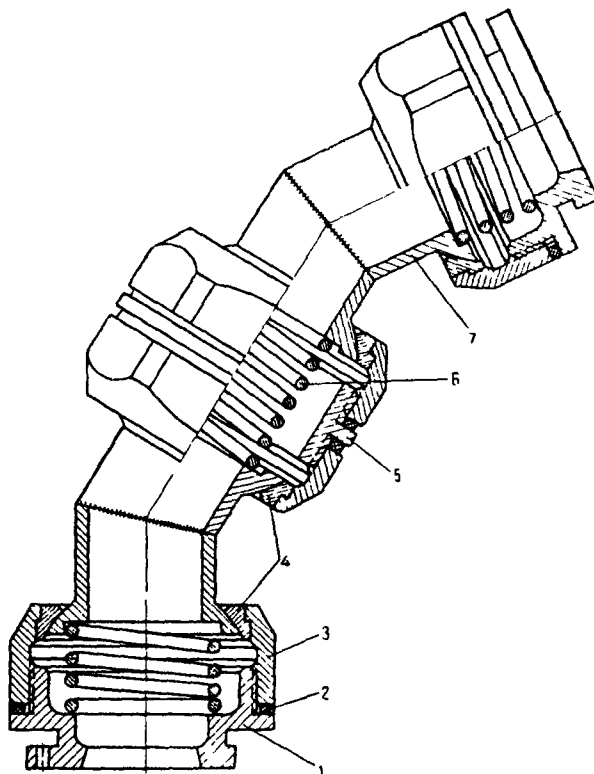
Трубопроводы

В трубопроводе противообледенительной системы на всех участках, кроме крыла в районе фар, установлены трубы из нержавеющей стали. Для прямых участков трубопровода в фюзеляже применены цельнотянутые трубы с толщиной стенки 0,6 мм, для остальных трубопроводов — трубы, сваренные из двух половин, отштампованные из листов толщиной 0,8 мм.

В крыле, в районе фар, установлены цельнотянутые трубы из сплава АМгМ с толщиной стенки 1 мм.

Шаровой компенсатор 24-7610-350

Шаровые компенсаторы 24-7610-350 (фиг. 153) предназначены для предохранения трубопроводов от разрушения вибрационными нагрузками, созда-



Фиг. 153. Шаровой компенсатор 24-7610-350:

1—штуцер; 2—прокладка; 3—гайка; 4—седла; 5—муфта, 6—пружина; 7—труба

ющимися при работе двигателя, и для предотвращения напряжений при тепловых удлинениях трубопроводов. Шаровой компенсатор состоит из труб 7 и штуцеров 1, соединенных между собой при помощи накидных гаек 3, муфты 5 и седел 4.

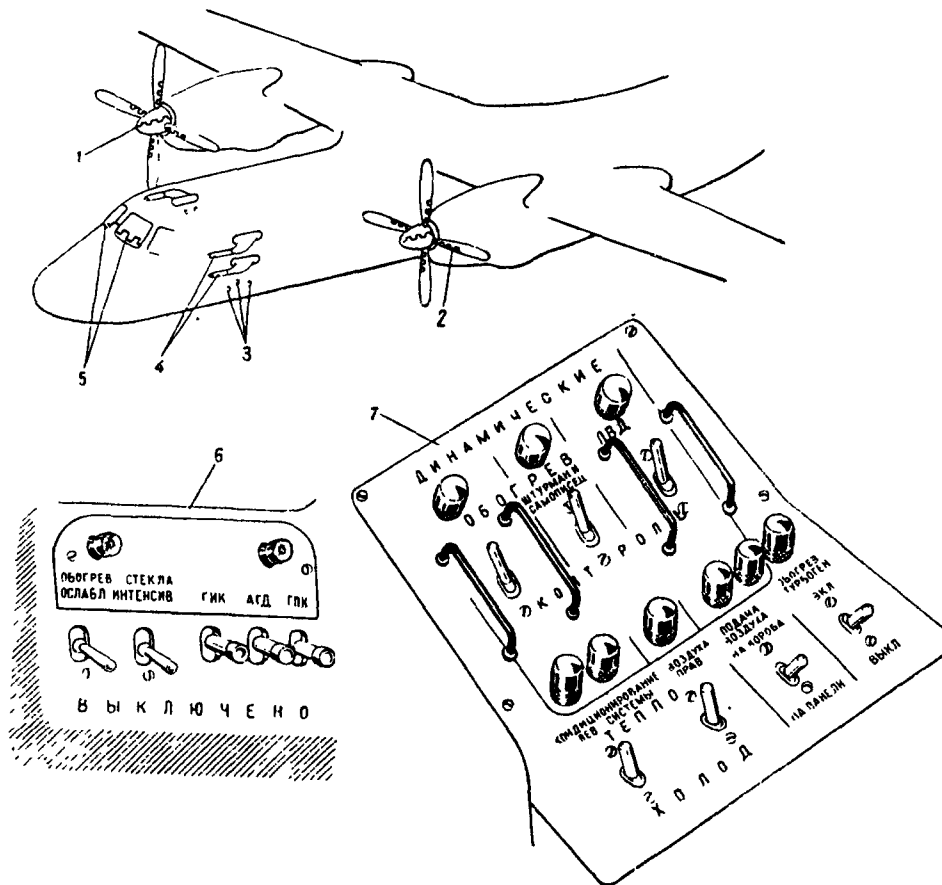
24. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ И ОБОГРЕВАЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

Электрическими противообледенителями оборудованы воздушные винты, два лобовых стекла фонаря кабины экипажа и приемники воздушного давления. Принципиальная схема электрической противообледенительной системы показана на фиг. 154.

Для нормальной работы при низких температурах электрический обогрев имеют часы и астрокомпас.

действуя как теплоизолятор, резко уменьшает снятие тепла набегающим потоком воздуха с обогреваемого участка. Подтаявший лед с воздушного винта сбрасывается аэродинамическими и центробежными силами.

Цикличность работы противообледенительной системы винтов обеспечивается программным механизмом панели управления ПУ-24АМ. Для предупреждения выхода из строя нагревательных элементов от перегрева панель ПУ-24АМ включает в работу противообледенители винтов только при ра-



Фиг. 154. Принципиальная схема электрической противообледенительной системы:

1—нагревательный элемент обтекателя винта; 2—нагревательный элемент лопасти винта; 3—приемники статического давления; 4—приемники полного давления; 5—нагревательный элемент стекол; 6—выключатели обогрева стекол на правой панели приборной доски; 7—правая панель летчиков

Для воздушных винтов применен циклический электрообогрев, для лобовых стекол фонаря, приемников воздушных давлений, часов и астрокомпаса — постоянный электрообогрев.

Противообледенительные устройства циклического действия более экономичны по сравнению с устройствами постоянного действия. Они расходуют значительно меньше электроэнергии.

Экономия электроэнергии при этом обусловлена не только тем, что нагрев элементов системы осуществляется периодически, а также и тем, что для удаления уже образовавшегося льда требуется расплавить лишь непосредственно прилегающий к защищаемой поверхности его слой. Кроме того, небольшой слой льда не влияет на работу винта, но,

ботаящих двигателях, т. е. при наличии обдува.

Работа обогрева лобовых стекол кабин регламентируется автоматом обогрева стекол АОС-81М. Автомат не включает нагревательные элементы стекол при температуре окружающего воздуха $+20^{\circ}\text{C}$ и не допускает их перегрева.

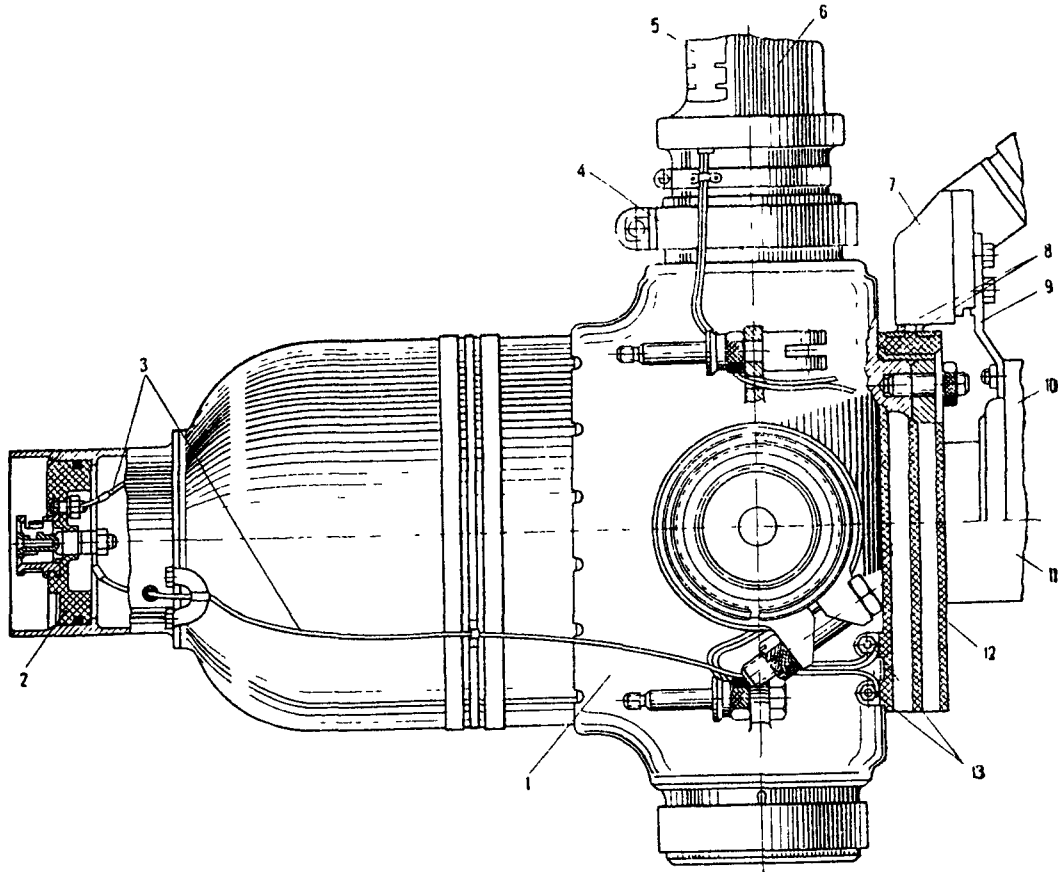
Выключатели электрических противообледенителей, кроме выключателя электрообогрева левого лобового стекла, выключатели электрообогрева часов и астрокомпаса, а также имеющиеся лампы сигнализации работы электронагревательных элементов расположены на правом пульте и правой панели приборной доски. Выключатели электрообогрева левого лобового стекла находятся на левой панели приборной доски.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

Противообледенительная система воздушных винтов включает в себя нагревательные элементы лопастей и втулок винтов, контактные кольца, токоприемники ТС-6, панель управления ПУ-24АМ, выключатели панели, сигнализаторы обледенения двигателей СО-4А и сигнальные лампы.

ление нагревательного элемента 8,52—9,32 ом. В комплекте для воздушного винта (на четыре лопасти) нагревательные накладки подбираются по омическому сопротивлению с разницей не более 0,5 ом.

Нагревательная накладка обтекателя воздушного винта наклеивается изнутри в передней части обтекателя. Нагревательный элемент обтекателя винта соединяется с источником питания через штепсельный разъем 2, частью которого является передняя



Фиг. 155. Монтаж проводов противообледенителей винта на корпусе винта:

1—втулка винта; 2—штепсельный разъем; 3—провода к штепсельному разъему; 4—провода к нагревательному элементу лопасти; 5—нагревательный элемент лопасти; 6—комлевая часть лопасти; 7—токоприемник; 8—щетки; 9—кронштейн; 10—картер двигателя; 11—вал винта; 12—контактные кольца; 13—клеммы контактных колец

Нагревательные элементы лопастей 5 (фиг. 155) наклеиваются на передние кромки лопастей на длине, равной 51% от радиуса винта, и по ширине занимают 15,7% хорды лопасти.

Нагревательные элементы представляют собой ленточные сопротивления толщиной 0,1—0,12 мм, изготовленные из листовой нержавеющей стали 2Х18Н9. В качестве электроизоляции использована стеклоткань. Снаружи нагревательные элементы защищены лепестковыми накладками толщиной 0,3 мм из нержавеющей стали. Размеры и выбранная форма накладок в виде лепестков способствуют лучшему наклеиванию защитной накладки и большей ее стойкости к вибрационным нагрузкам.

Выходящие концы нагревательных элементов припаиваются к проводам, которые соединяются с клеммами контактных колец. Омическое сопротив-

опора обтекателя и ответной его частью — втулка, установленная на корпусе винта. Провода 3 от штепсельного разъема идут к клеммам 13 контактных колец 12.

Узел контактных колец состоит из двух колец 12 на общем основании, установленном на фланце корпуса винта и прикрепленном к нему болтами. От контактных колец выведены четыре пары клемм 13. К каждой паре клемм подсоединяются провода нагревательных элементов. Провода прикреплены на винте и в местах переходов от корпуса винта к лопастям имеют петли, обеспечивающие свободный поворот лопастей на всем диапазоне углов установки.

Токоприемник 7 (ТС-6) состоит из щеткодержателей со щетками 8, заключенными в пластмассовую коробку, и пластмассового переходника, к которому крепится пластмассовый разъем. Щеткодержатели

прикреплены к стенкам коробки. Токосъемник 7 крепится к кронштейну 9, установленному на картере 10 редуктора двигателя, и щетками 8 прилегает к контактным кольцам 12. На каждое контактное кольцо предусмотрено по четыре щетки.

Питаются противообледенители винтов от самолетной электросети переменного тока напряжением 115 в, режим электропитания регламентируется панелью управления ПУ-24АМ. Панель ПУ обеспечивает цикличность включения нагревательных элементов, их питание только при работающих двигателях и сигнализацию работы противообледенителей винта. Панель установлена в переднем зализе центроплана.

Выключатель панели ПУ-24АМ и выключатель проверки ее на земле установлены на правой панели приборной доски. Там же установлены две лампы сигнализации обледенения правого и левого двигателей и две лампы сигнализации работы противообледенителей винтов.

Выключатель панели имеет три положения: «Основная система», «Аварийная система» и нейтральное (выключено). При включении панели в положение «Основная система» противообледенители винтов вступают в работу только при работающих двигателях и сигналах СО-4А о наличии обледенения, а при включении на аварийную систему противообледенители вступают в работу и без сигналов СО-4А.

Выключатель проверки ПУ-24АМ на земле также имеет три положения: «Правая система», «Левая система» и нейтральное (выключено).

Сигнализатор обледенения СО-4А

Сигнализатор обледенения СО-4А предназначен для подачи сигнала об обледенении двигателя.

Сигнализатор обледенения (фиг. 156) представляет собой дифференциальный манометр с камерами статического 3 и полного 7 давлений и с заборниками 1 и 10 этих давлений.

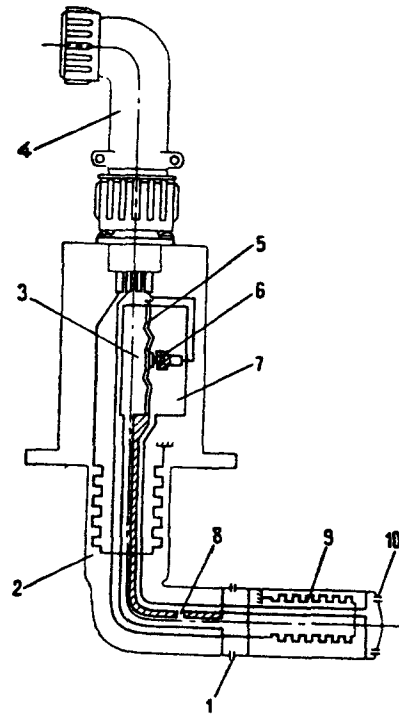
Чувствительным элементом манометра является гофрированная мембрана 5, разделяющая камеры. К центру мембраны припаян подвижный контакт, который при одинаковых давлениях в камерах замкнут с неподвижным контактом 6 регулировочного винта, изменяющего предварительное натяжение мембраны.

При работе сигнализатора полное давление воздушного потока передается в камеру 7 через отверстие 10 диаметром 0,7 мм в торце заборника, а статическое давление — в камеру 3 через отверстия 1 в боковой стенке заборника. Конденсат из заборника стекает через отверстия в нижней части заборника.

В сигнализаторе имеется обогреватель 9 носка заборника и обогреватель 2 колена. Обогреватель носка включается только при замораживании отверстий в торце заборника, обогреватель колена включен на протяжении всего времени работы противообледенительной системы двигателя.

Сигнализатор обледенения устанавливается на лобовом картере двигателя так, что заборник располагается во входном воздушном тракте двигателя торцом против потока воздуха, поступающего в дви-

гатель, и подключается к панели управления ПУ-24АМ. Во время работы двигателя в камерах манометра сигнализатора за счет скоростного напора воздуха установится разное давление. Мембрана 5 под разностью давлений прогнется и разомкнет контакты манометра.



Фиг. 156. Принципиальная схема устройства датчика сигнализатора обледенения СО-4А:

1—отверстие приемника статического давления; 2—обогреватель колена; 3—камера статического давления; 4—штепсельный разъем; 5—мембрана; 6—неподвижный контакт; 7—камера динамического давления; 8—жиклер; 9—обогреватель носка; 10—отверстие приемника полного давления

В полете при наличии условий обледенения отверстия 10 в торце заборника сигнализатора закупориваются пленкой льда и полное давление в камеру 7 передаваться не будет. Давление в камерах манометра через жиклер 8 выравнивается, мембрана 5 возвращается в исходное положение, замыкая контакты. В панель управления ПУ-24АМ поступает электрический сигнал о наличии обледенения.

При сигнале обледенения в панели включаются реле, питающие сигнальную лампу «Обледенение двигателя», нагреватель носка сигнализатора и противообледенитель винта. Вступая в работу, нагреватель носка расплавляет пленку льда, закрывающую отверстие заборника. Восстановившийся перепад давлений в манометре сигнализатора разомкнет его контакты. Реле панели выключит лампу «Обледенение» и нагреватель носка.

Если к этому времени самолет не выйдет из зоны обледенения, то отверстия полного давления снова закроются льдом и цикл повторится. Таким образом, при прохождении самолетом зоны обледенения сигнальная лампа «Обледенение» загорается пери-

одически. Синхронно с лампой включается и выключается обогрев носка заборника сигнализатора. Противообледенитель винта, включившись при сигнале обледенения, в моменты размыкания контактов сигнализатора продолжает работать, так как реле, питающее программный механизм панели, становится на самоблокировку. Программный механизм периодически на шесть секунд снимает питающее его реле с самоблокировки. В этот момент при отсутствии сигнала обледенения программный механизм выключается.

Конструкция сигнализатора СО-4А обеспечивает растапливание пленки льда на заборнике не позднее чем через 90 сек после замыкания контактов дифференциального манометра, а процесс замораживания отверстий полного давления продолжается не более 150 сек. Сигнализаторы СО-4А левого и правого двигателей работают независимо друг от друга.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ОБОГРЕВ СТЕКОЛ

Электрический обогрев двух лобовых стекол А-10 фонаря кабины экипажа предназначен для устранения обледенения и предупреждения запотевания и заиндевания стекол во время стоянки самолета, при рулении и в полете.

В качестве электронагревательного элемента стекла используется прозрачный токопроводящий слой. Нагревательный элемент помещается между двумя скленными листами силикатных стекол.

Нагревательный элемент стекла имеет два вывода, которые подключаются к источнику электроэнергии. Питаются элементы от самолетной сети переменного тока 115 в, 400 гц.

Электросхемой предусмотрены два режима обогрева стекол — «Ослабленный» и «Интенсивный», — которые осуществляются за счет изменения напряжения автотрансформаторами АТ-7-1,5. Трансформаторы установлены на правом борту у шпангоута № 7 и включены в цепи питания нагревательных элементов.

Выключатели ослабленного и интенсивного обогрева левого стекла расположены на левой панели

приборной доски и правого стекла — на правой панели.

Для предохранения стекол от перегрева в электросхему системы включен автомат обогрева стекол АОС-81М. При включенной системе обогрева автомат включает нагревательные элементы при температуре наружного воздуха менее +20°С и выключает при нагреве стекол до температуры +20°С.

Автомат АОС-81М установлен на правом борту между шпангоутами № 5—6. Термодатчиками автомата обогрева являются термодатчики (термисторы), вмонтированные в стекла. В каждое стекло вмонтировано два термистора.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ОБОГРЕВ ПРИЕМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ

Для предотвращения обледенения приемников полного и статического давлений в них вмонтированы нагревательные элементы. Нагревательные элементы приемников воздушных давлений выполнены в виде проволочных сопротивлений. Питаются нагревательные элементы постоянным током 27,5 в от самолетной сети.

Обогрев приемников включается переключателями, установленными на правом пульте летчиков. На панели установлены двоярный и два строенных переключателя. Там же установлены восемь ламп сигнализации проверки исправности всех трех приемников полного давления и пяти приемников статического давления.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ОБОГРЕВ БОРТОВЫХ ЧАСОВ И ЧАСОВ АСТРОКОМПАСА

Для нормальной работы при низких температурах часы снабжены электрообогревом. Нагревательные элементы часов выполнены в виде проволочных сопротивлений. Питаются элементы постоянным током 27,5 в от самолетной сети.

Выключатель обогрева бортовых часов установлен на правом пульте, часов астрокомпаса — на правой панели приборной доски.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.		Стр.
<i>Глава I. Планер самолета</i>	3	15. Туалет	60
1. Технологические особенности и применяемые материалы	3	16. Спасательные средства и их размещение на самолете	60
2. Фюзеляж	5	17. Система водоснабжения и канализации	62
3. Крыло	31	18. Краткое описание компоновки помещений и оборудования кабин самолетов в 48-местном пассажирском варианте, а также переоборудованных из 48-местных в другие варианты	67
4. Оперение самолета	41	<i>Глава III. Высотное оборудование</i>	73
<i>Глава II. Компоновка, бытовое оборудование и спасательные средства</i>	50	19. Общие сведения	73
5. Компоновка кабин и вспомогательных помещений	50	20. Система кондиционирования воздуха	73
6. Перегородки	52	21. Кислородное оборудование самолета	98
7. Теплозвукоизоляция кабины	52	<i>Глава IV. Противообледенительные устройства</i>	100
8. Облицовка кабины	53	22. Общие сведения	100
9. Потолок	54	23. Воздушно-тепловые противообледенительные устройства	100
10. Кабина экипажа	54	24. Электрические противообледенительные и обогревающие устройства	108
11. Пассажирская кабина	54		
12. Багажные помещения	58		
13. Гардероб	58		
14. Буфет	58		

Издательский редактор *С. И. Бумштейн*

Техн. ред. *Л. Н. Богданова*

Г-83090

Подписано в печать 10/IV 1971 г.

Учетно-изд. л. 13,90

Формат бумаги 60×90¹/₈ — 7 бум. л. — 14 печ. л.

Бесплатно ★

Изд. заказ 6795

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР
Хохловский пер., 7. Тип. заказ 2179