


УТВЕРЖДАЮ

Главный конструктор

ПАО «Ил»

 Н.Д. Таликов

«28» 1 2017 г.

Ил-96-400М

Дальний магистральный широкофюзеляжный пассажирский самолет

Спецификация

9644.0000.001.926.53

2017 г.



Спецификация является интеллектуальной собственностью ПАО «Ил».
Тиражированию и изменениям не подлежит.

Содержание

№	группа	Система	стр
1		Введение	4
2		Ресурсы и сроки службы	8
3		Основные геометрические данные	9
4		Основные летно-технические характеристики	13
5		Основные массовые и центровочные данные	14
6		Требования эффективности	17
7	01	Фюзеляж	18
8	20	Крыло	20
9	30	Оперение	25
10	31	Стабилизатор	27
11	32	Руль высоты	30
12	33	Руль направления	32
13	34	Киль	34
14	35	Элерон	36
15	35	Интерцепторы	41
16	36	Предкрылок	43
17	37	Закрылок	47
18	38	Тормозные щитки	54
19	40	Взлетно-посадочные устройства	56
20	41	Шасси основное	58
21	42	Шасси переднее	62
22	50	Управление самолетом	65
23	53	Гидросистема	85

№	группа	Система	стр
24	55	Управление уборкой и выпуском шасси	90
25	60	Маршевая силовая установка	93
26	60	Вспомогательная силовая установка	100
27	61	Топливная система	102
28	66	Средства пожарной защиты	112
29	69	Мотогондолы и пилоны	116
30	70	Светотехническое оборудование	119
31	71	Аппаратура грозозащиты, электростатические разрядники и токосъемники	125
32	71	Аппаратура государственного опознавания	129
33	72	Система электроснабжения	130
34	73	Бортовая система сбора параметрической и речевой/звуковой информации БСРП	140
35	74	Противообледенительная система	142
36	75	Интерьер кабины экипажа	148
37	75	Интерьер пассажирской кабина	160
38	75	Система водоснабжения и удаления отходов	167
39	76	Система кондиционирования воздуха и система регулирования давления в гермокабине	168
40	76	Теплозвуковая изоляция	176
41	77	Комплекс цифрового стандартного пилотажно-навигационного оборудования	179
42	78	Кислородное и дымозащитное оборудование	232
43	92	Аварийно-спасательное и специальное оборудование	236
44		Система послепродажного обеспечения эксплуатации и поддержания летной годности	241

1 Введение

В настоящей Спецификации представлен пассажирский самолет Ил-96-400М разработки ПАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина».

Самолет Ил-96-400М создается как главное изменение типовой конструкции сертифицированного и серийно выпускаемого самолёта Ил-96-300 соответствующего сертификату типа № 22-96-300 с Дополнениями № 22-96-300/Д20, № 22-96-300/Д21, № 22-96-300/Д22, № 22-96-300/Д23: «Пассажирский вариант самолёта Ил-96-400Т (принятое обозначение самолёта – Ил-96-400М)».

Сертификационный базис разработан на основании Норм летной годности гражданских самолётов СССР НЛГС-3, Авиационных Правил АП-25, АП-34, АП-36 со всеми дополнениями и изменениями, действующими на момент подачи Заявки на одобрение Главного изменения.

Самолет должен иметь характеристики по шуму на местности не хуже чем самолёт Ил-96-400Т. Самолёт Ил-96-400Т имеет сертификат типа по шуму на местности М № СШ175-Ил-96-400Т и соответствует требованиям Главы 4, Приложения 16 ИКАО, Том 1, по шуму на местности и Приложения 16 ИКАО, Том 2 по эмиссии.

Дальний магистральный широкофюзеляжный самолет Ил-96-400М предназначен для перевозки пассажиров, багажа, почты и грузов на внутренних и международных магистральных линиях протяженностью до 12 000 километров (6500 морских миль).

Ожидаемые условия эксплуатации пассажирского самолёта Ил-96-400М должны быть не хуже условий эксплуатации грузового самолёта Ил-96-400Т.

Общий вид самолета представлен на рис. 1.1

Самолет Ил-96-400М имеет четыре маршевых турбовентиляторных двигателя ПС-90А1 производства ОАО «Пермский моторный завод».

Маршевый двигатель оснащен электронно-гидравлической системой автоматического управления с электронным цифровым регулятором РЭД-90 и бортовой системой контроля БСКД-90.

ВСУ на основе вспомогательного ГТД ВСУ-10-02 разработки АО «ОМКБ».

Компоновка кабины экипажа и оборудование обеспечивают возможность управления самолетом экипажем из трех человек: командира корабля, второго пилота и бортинженера.

В кабине экипажа оборудовано дополнительное место для наблюдателя (инспектора).

Кабина экипажа должна отвечать требованиям по защите самолета от актов незаконного вмешательства в соответствии с частью I Приложения 6 «Эксплуатация воздушных судов» к Конвенции о международной гражданской авиации.

Компоновка пассажирской кабины двухклассная с четырьмя салонами и общим количеством мест 350 (см. рис. 1.2).

Каждый класс обслуживания пассажиров имеет свой буфет, туалет.

Гардероб только в бизнес-классе.

В пассажирской кабине 12 мест бортпроводников.

Грузовые отсеки на нижней палубе соответствуют классу «С» по пожарной защите.

Пассажирская кабина будет оборудована системой видеонаблюдения за пассажирами и информационно-развлекательной системой по результатам СЧ ОКР ЗАО «Русавиаинтер».

Модернизированный комплекс цифрового стандартного пилотажно-навигационного оборудования интегрирован с аппаратурой внешней и внутренней радиосвязи.

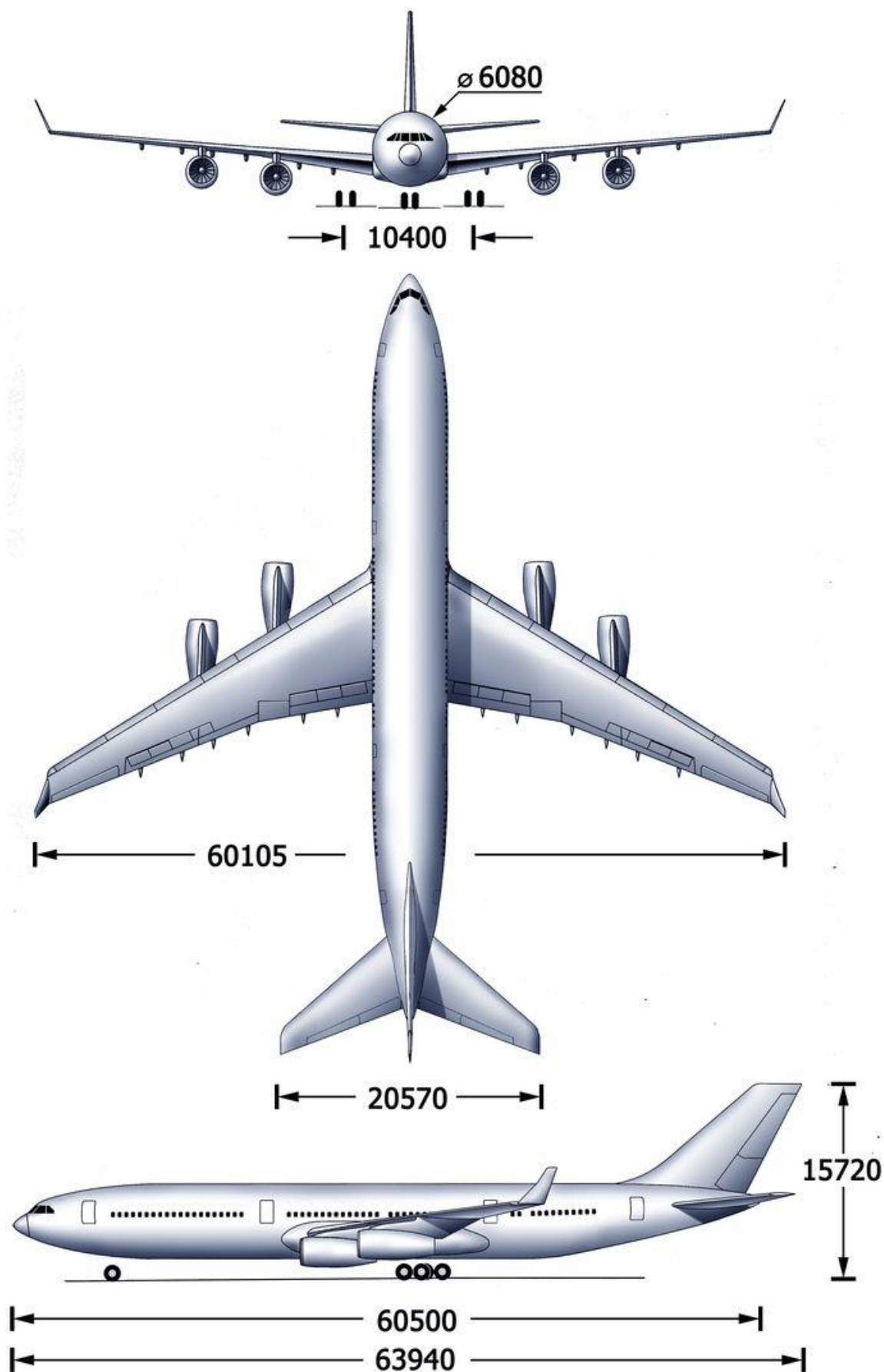


Рис. 1.1 Общий вид в трех проекциях

КОМПОНОВКА САМОЛЁТА Ил-96-400М

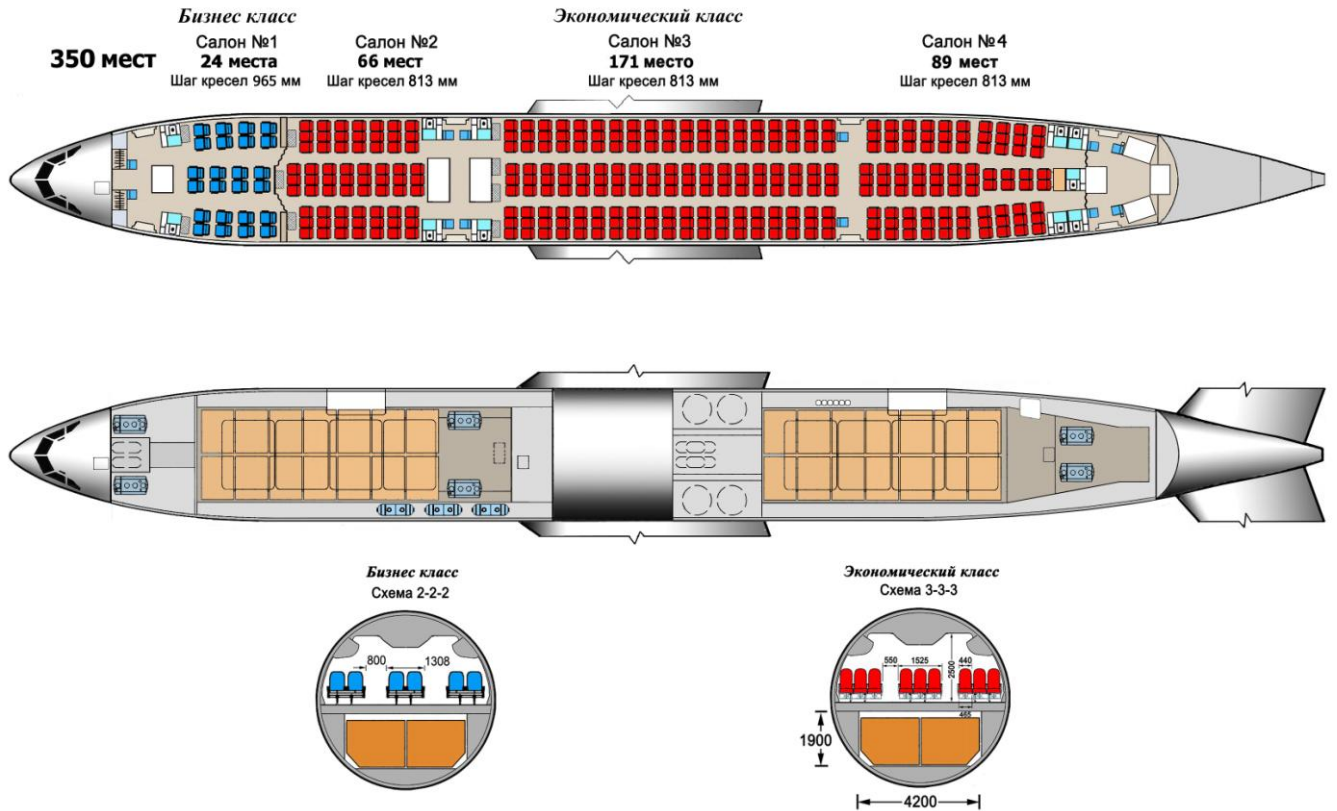


Рис. 1.2 Компонровка на 350 пассажиров

Вар-нт	Тип поддона		ширина „длина„высота			объем	масса
	ULD	ГОСТ	мм				
1	LD-3	1АК-1,5	1534	1562	1625	4,4	1500
2	LD-6	2АК-3	1534	3175	1625	8,8	3175
3	P8	ПА-1,5	1534	1562	1625	3,6	1500
4	P9	ПА-3,0	1534	3175	1625	7,2	3000
5	P2	ПА-3,6	2235	2743	1625	9,05	3628
6	P1	ПА-4,5	2235	3175	1625	10,5	4627
7	P6	ПА-6,8	2438	3175	1625	11,5	5000
8	HALF	-	2438	1562	1625	5,5	5535

2 Ресурсы и сроки службы

2.1 Проектный ресурс самолета Ил-96-400М установлен: 60000 летных часов или 12000 посадок, со сроком службы 25 лет (в зависимости от того, какое из событий наступит ранее).

2.2 Ресурсы двигателя ПС-90А1, вспомогательного ГТД ВСУ-10-02 и их комплектующих изделий устанавливаются в соответствии с действующей документацией заводов-поставщиков (разработчиков).

2.3 Комплектующие изделия должны, как правило, эксплуатироваться по техническому состоянию. Ресурсы (сроки службы) комплектующих изделий, эксплуатируемых по ресурсу (кроме маршевых двигателей и двигателя ВСУ) должны соответствовать ресурсам (срокам службы) самолета или быть кратными периодичности выполнения форм периодического технического обслуживания (по календарю).

2.4 Агрегаты, сборочные единицы и детали самолетных систем эксплуатируются по назначенному ресурсу самолета или по установленным ресурсам (срокам службы). Их обслуживание производится в объеме действующего регламента.

2.5 Остальные КИ, агрегаты, сборочные единицы и детали эксплуатируются по техническому состоянию до безопасного отказа. Для этих изделий ресурсы и сроки службы (до первого ремонта, межремонтные, назначенные) не устанавливаются. Замена этих КИ, агрегатов, сборочных единиц производится только в случае отказа.

3 Основные геометрические данные

1 Общие размеры самолета		
Длина	мм	63939
Размах (без учета вертикальной законцовки крыла)	мм	57660
Размах (с учетом вертикальной законцовки крыла)	мм	60105
Высота (от грунта до верхней кромки вертикального оперения)	мм	15717
2 Крыло		
Длина консольной части	мм	25790
Угол стреловидности по линии 1/4 хорд		30°
Угол заклинения		3°
Угол поперечного V (по линии носиков)		5°30'
Удлинение		9,5
Сужение		3,25
Корневая хорда (теоретическая)	мм	10900
Концевая хорда (теоретическая)	мм	2856
Средняя аэродинамическая хорда трапеции	мм	6636
3 Горизонтальное оперение		
Размах	мм	20570
Угол стреловидности по линии 1/4 хорд		37°30'
Удлинение		4,38
Сужение		3,41
Плечо горизонтального оперения (Lго)	мм	26070
Корневая хорда	мм	7260
Концевая хорда	мм	2128

Средняя аэродинамическая хорда трапеции	мм	5162
4 Вертикальное оперение		
Высота	мм	8520
Удлинение		1,3
Сужение		2,5
Угол стреловидности		45°
Плечо вертикального оперения (Лво)		25101,2
Концевая хорда	мм	3760
Корневая хорда	мм	9400
5 Фюзеляж		
Длина	мм	60500
Диаметр (max)	мм	6080
6 Шасси		
База:		
коля (по оси амортизаторов)	мм	10400
по средней основной опоре	мм	26115
по левой (правой) основным опорам	мм	24395
6а Основные опоры шасси		
Колесо RUB-00010-1		
Коля колес тележки	мм	1100
Расстояние между осями амортизационных стоек левой и правой основных опор	мм	10400
6б Передняя опора шасси		
Колесо RUB-00015-1		
Коля колес тележки	мм	880

7 Гондолы двигателей		
Угол установки гондол:		
в горизонтальной плоскости		2°
в вертикальной плоскости:		
внутренние гондолы		2°30'
внешние гондолы		3°
8 Площади		
Крыло:		
полная площадь	м ²	391,6
площадь трапеции	м ²	350
Предкрылки	м ²	40,3
Закрылки	м ²	55,11
в т.ч. внутренние	м ²	23,35
средние и наружные	м ²	31,76
Тормозные щитки	м ²	11,4
Интерцепторы	м ²	17,14
Элероны (без компенсации)	м ²	15,18
в т.ч. внутренние	м ²	6,85
наружные	м ²	8,33
Горизонтальное оперение:		
площадь	м ²	96,5
руль высоты	м ²	15,89
Вертикальное оперение:		
площадь	м ²	56,06

руль направления		16,21
Фюзеляж:		
Площадь миделя фюзеляжа	м ²	29,033
Омываемая поверхность	м ²	1017,5
Площадь миделя обтекателей шасси	м ²	0,8

4 Основные летно-технические характеристики

Основные ЛТХ самолета приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1

Максимальная взлетная масса	кг	до 270 000
Максимальная посадочная масса	кг	220 000
Максимальная масса коммерческой нагрузки	кг	58 000
Дальность полета с резервом топлива по АП-25, при нагрузке 40 т	км	8100
Скорость полета	км/ч	870-900
Высота полета	км	9-13.1
Потребная взлётная дистанция с учетом отказа одного двигателя при максимальной взлётной массе 270 т в стандартных атмосферных условиях (P=760 мм.рт.ст., T=+15 °C)	м	3200
Потребная посадочная дистанция при максимальной взлётной массе 220 т в стандартных атмосферных условиях (P=760 мм.рт.ст., T=+15 °C)	м	2500
Максимальная скорость V _{пр} в условиях нормальной эксплуатации	км/ч	600
Максимальное допустимое число M		0,84

5 Основные массовые и центровочные данные

5.1 Определения расчетных масс

Максимальная рулежная масса - максимальная масса самолета при движении по земле, ограниченная прочностью самолета и требованием норм летной годности (включая массу топлива, расходуемого на запуск, прогрев двигателей и руление к месту старта).

Максимальная взлетная масса - максимальная масса самолета в начале движения при взлете, ограниченная прочностью самолета и требованием норм летной годности

Максимальная посадочная масса - максимальная масса самолета при посадке, ограниченная прочностью самолета и требованием норм летной годности.

Максимальная масса без топлива - максимально допустимая масса самолета до заправки в баки топлива, ограниченная прочностью самолета и требованием норм летной годности.

Масса пустого самолета - масса конструкции планера, силовой установки, интерьера, систем и другого оборудования, являющегося неотъемлемой частью самолета, включая не сливаемый остаток топлива, жидкости и газы в замкнутых системах, окраску.

Масса снаряженного самолета - масса пустого самолета плюс массы снаряжения, летного экипажа с багажом и бортпроводников с багажом.

Масса коммерческой нагрузки - коммерческая нагрузка включает в себя массу пассажиров, багажа, грузов.

Центровка - положение центра масс самолета относительно носка средней аэродинамической хорды (САХ) крыла. Выражается в процентах длины САХ.

5.2 массовые характеристики самолета

Масса пустого самолета	кг	125 000 +1%
Максимальная рулежная масса	кг	271 000
Максимальная взлетная масса	кг	270 000
Максимальная масса без топлива	кг	208 000
Максимальная посадочная масса	кг	220 000
Масса коммерческой нагрузки	кг	58 000
Масса снаряженного самолета	кг	133 000 +1%

5.3 Центровочные характеристики

Допустимый диапазон центровок на взлете, в полете и на посадке

Предельно передняя центровка	10 % САХ
Предельно задняя центровка	34 % САХ

Полетный диапазон центровок

Масса самолета, кг	Передняя центровка % САХ	Задняя центровка % САХ
125 000	12,5	31,5
135 500	10,0	–
146 000	–	31,7
153 000	–	34,0
245 000	–	34,0
270 000	10,0	31,5

Диапазон центровок самолета без топлива

Масса самолета, кг	Передняя центровка % САХ	Задняя центровка % САХ
125 000	13,6	31,5
148 700	13,0	–
155 000	11,4	–
208 000	11,1	32,5

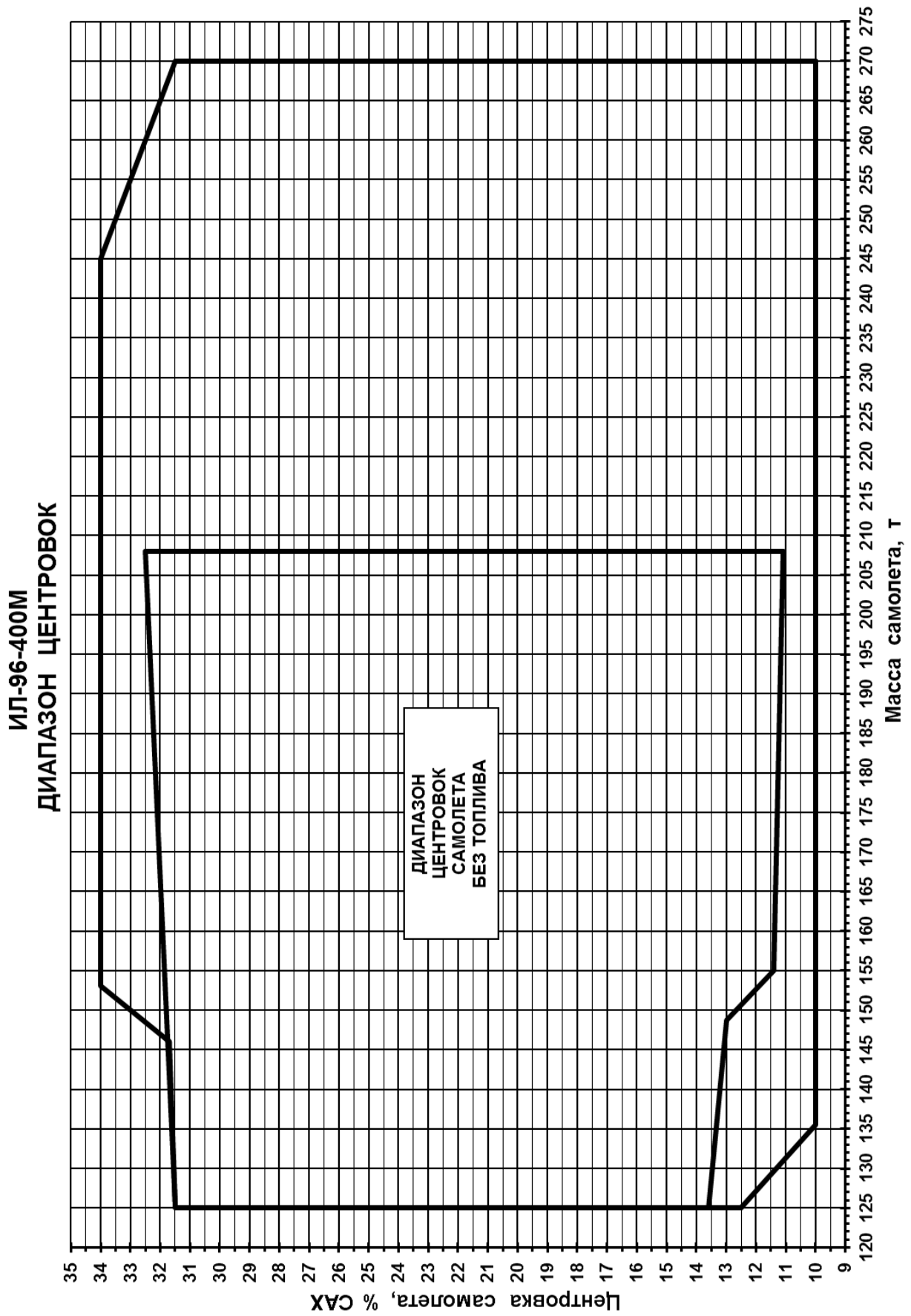


Рис. 5.1 График допустимого диапазона центровок

6 Требования эффективности

6.1 Топливная эффективность (гр/пасс*км) самолета Ил-96-400М при полёте на техническую дальность с максимальной взлётной массой при полной пассажирской загрузке (в монокомпоновке экономического класса, масса пассажира с багажом 100 кг) должна быть на 8–15 % меньше, чем для самолета Ил-96-300. Уточняется по результатам лётных испытаний.

6.2 Непосредственные эксплуатационные расходы в расчете на одно кресло самолета Ил-96-400М при полной пассажирской загрузке (в монокомпоновке экономического класса, масса пассажира с багажом 100 кг) при полёте на расчётную дальность должны быть на 8 – 15 % меньше, чем для самолета Ил-96-300. Уточняется по результатам лётных испытаний.

7 Фюзеляж

Фюзеляж герметичен и функционально разделён на несколько отсеков.



Рис. 7.1 отсеки фюзеляжа

Фюзеляж состоит из пяти частей:

- носовой (шпангоуты №№ 1-24А);
- передней (шпангоуты №№ 24А-40);
- средней (шпангоуты №№ 40-67Г);
- хвостовой (шпангоуты №№ 67Г-101);
- отсека ВСУ (за шпангоутом № 101);

Технологические стыки расположены между шпангоутами № 24-24А, 39-40 и по шпангоуту № 67Г.

Эксплуатационный стык находится по шпангоуту № 101.

Цилиндрическая часть фюзеляжа расположена между шпангоутами №№ 23 и 67Г, остальные части фюзеляжа имеют двойную кривизну.

Длина фюзеляжа 60,35 м, гермокабина ограничена гермошпангоутами №№ 1 и 90.

Фюзеляж двухпалубный.

На верхней палубе размещены:

- кабина экипажа (между шпангоутами №№ 1-9);
- пассажирская кабина (между шпангоутами №№ 9-90).

На нижней палубе размещены:

- передний технический отсек (между шпангоутами №№ 1-16);
- грузоотсек № 1 (между шпангоутами №№ 16-37);

- электроотсек (между шпангоутами №№ 37-40);
- грузоотсек № 2 (между шпангоутами №№ 58-76);
- задний технический отсек (между шпангоутами №№ 76-90).

Основные размеры пассажирской кабины и грузоотсеков:

	длина	максимальная ширина	высота
Пассажирская кабина	48,235	4,876	2,35
Грузоотсек № 1	14,56	4,2	1,9
Грузоотсек № 2	11,275	4,2	1,725

Перед шпангоутом № 1 установлен радиопрозрачный обтекатель РЛС.

Отсек передней опоры шасси размещен в зоне шпангоутов № 9-16.

Отсек системы кондиционирования находится под шпангоутом между шпангоутами №№ 40-50

Отсек средней основной опоры шасси и колес левой и правой основных опор шасси расположены между шпангоутами №№ 50-58.

Стык центроплана с фюзеляжем осуществляется по шпангоутам №№ 40-50. Стык вертикального и горизонтального оперения осуществляется в зоне шпангоутов №№ 90-101.

Зализ крыла с фюзеляжем совместно с обтекателем основных опор шасси расположен между шпангоутами №№ 34-67Б.

8 Крыло

На самолете установлено стреловидное крыло трапецевидной формы кессонного типа с низким расположением по высоте фюзеляжа, имеющее излом, геометрическую отрицательную крутку.

Суперкритический профиль, большое удлинение и вертикальная законцовка (ВЗК) повышают аэродинамические качества крыла, что необходимо для дальнемагистрального самолета.

Крыло является одним из наиболее нагруженных агрегатов конструкции планера, воспринимающим значительные массовые и аэродинамические нагрузки.

В крыле размещается весь запас топлива.

К силовым элементам крыла крепятся четыре пилон маршевых двигателей, а также основные правая и левая опоры шасси.

Крыло имеет мощную механизацию (предкрылки, закрылки, тормозные щитки, интерцепторы, элероны), обеспечивающую хорошие взлетно-посадочные характеристики и маневренные свойства самолета.

Конструкция крыла по размаху делится на центральную часть (ЦЧК), две консольные части (КЧК), две отъемные (ОЧК) и две вертикальные законцовки (ВЗК).

Полуразмах крыла имеет один технологический разъем по борту фюзеляжа и два эксплуатационных разъема между КЧК и ОЧК (нервюры № № 33-34) и ОЧК-ВЗК через узлы типа ухо-вилка.

В поперечном сечении крыло состоит из носовой части, силового кессона и хвостовой части.

Кессон крыла - сборно-монолитной конструкции спроектирован по принципу безопасного повреждения.

Особенность крыла - применение на КЧК длинномерных (до 25 м) монолитных панелей обшивки и прессованных профилей (стрингеров и поясов

лонжеронов), что обеспечивает минимальное количество поперечных стыков, являющихся критическими по усталостной прочности зонами.

Силовой каркас ЦЧК включает два основных и четыре дополнительных лонжерона, нижние и верхние панели обшивки с прикрепленными к ним стрингерами.

Силовой каркас КЧК и ОЧК образован двумя лонжеронами клепаной балочной конструкции, верхними и нижними монолитными панелями (выполненными из механически обработанных катаных плит) с приклепанными к ним механически обработанными стрингерами из прессованных профилей и нервюрами балочной клепаной конструкция (шагом ~ 700 мм).

Основной каркас является силовой конструкцией крыла и состоит из центральной его части и средних частей консолей.

К каркасу прикреплены вспомогательные конструкции и поверхности управления, узлы навеска шасси и пилонов двигателей.

В нем размещены также топливные и дренажные баки, агрегаты и трубопроводы топливной системы.

Продольный силовой набор крыла кессонного типа составляют: передний и задний лонжероны (клепаной балочной конструкции); верхние и нижние монолитные панели (выполненные из механически обработанных катаных плит) и приклепанных к ним механически обработанных стрингеров; четыре дополнительных: лонжерона ЦЧК. Поперечный набор основного каркаса состоит из 87 нервюр и 4 балок центроплана (2 верхних и 2 нижних).

Нервюра № 0 расположена в центре крыла по оси симметрии самолета и делит крыло на два полуразмаха.

Основной каркас внутри разделен на отсеки, образованные передним и задним лонжеронами, нервюрами, верхними и нижними панелями (см. рис 8.2).

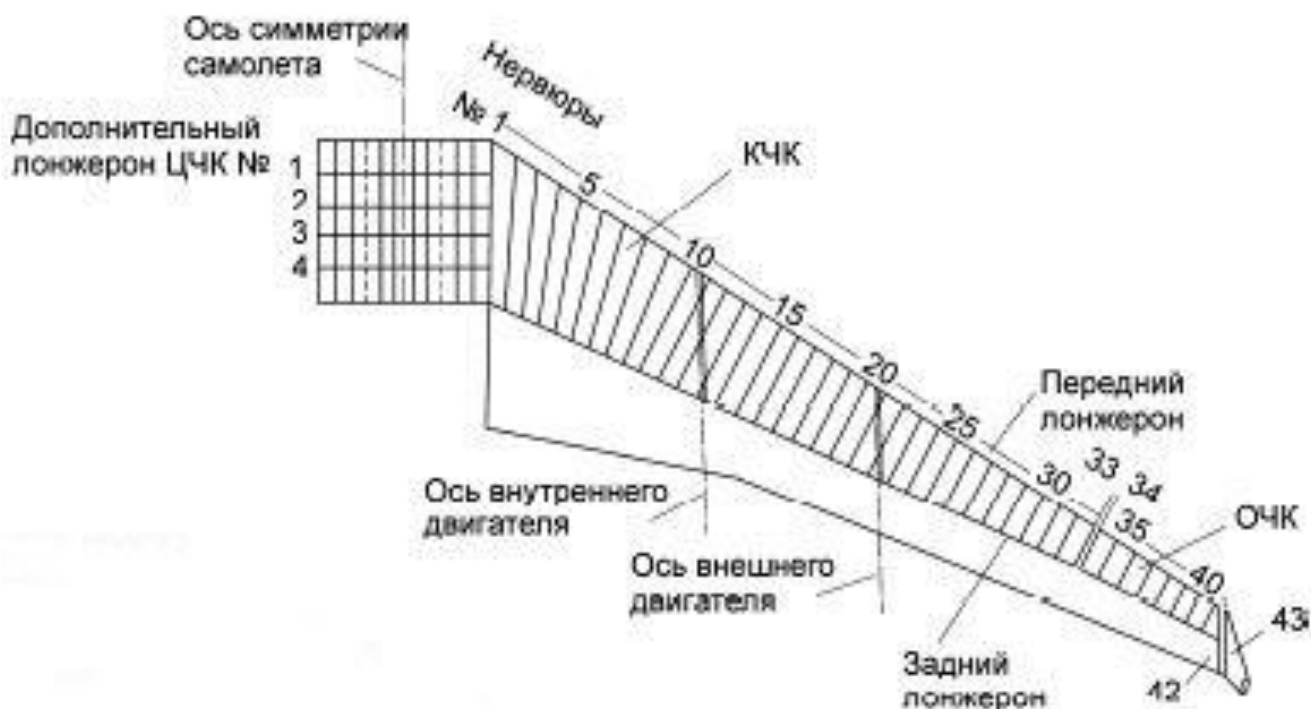


Рис 8.1 Силовой каркас крыла

Силовой кессон центроплана и КЧК загерметизирован и является топливным баком-отсеком.

Для сборки, герметизации и доступа при эксплуатации на нижней поверхности кессона имеются люки-лазы плавающего типа.

В отъемной части крыла имеется дренажный бак и сухой отсек.

Крыло состыковано с фюзеляжем по шпангоутам №№ 40 и 50.

В крыле находятся специальные ниши-отсеки для правой и левой основных опор шасси.

После уборки шасси отсеки закрываются снизу створками заподлицо с обшивкой нижней поверхности крыла.

Обшивка вспомогательных конструкций (носовой и хвостовой частей крыла, обтекателей, зализов и отсека шасси) выполнена из листового материала и панелей с сотовым наполнителем.

Агрегаты механизации крыла расположены вдоль переднего и заднего лонжеронов.



Рис. 8.2 Механизация крыла

Семисекционные предкрылки занимают почти всю переднюю кромку и выдвигаются на рельсах с помощью винтовых механизмов.

Три секции (внутренняя, средняя и наружная) закрылка расположены в хвостовой части крыла. Закрылок внутренний - двухщелевой (имеет основное и хвостовое звенья), закрылки средние и наружные - однощелевые.

Трехсекционные тормозные щитки установлены над внутренним закрылком.

Четыре секции интерцептора расположены над средним и наружным закрылками.

На крыле два элерона: внутренний (между внутренним и средним закрылками) и наружный на конце крыла.

Обшивка агрегатов механизации выполнена из панелей с сотовым наполнителем и листового материала.

Для обслуживания систем и агрегатов, расположенных на крыле, на обшивке крыла имеется большое количество эксплуатационных и технологических люков, выполненных в виде откидных и съемных панелей, створок, люков-лазов (для доступа внутрь кессона) лючков.

На переднем лонжероне по оси нервюры № 2 установлена монолитная балка с шаровой опорой снизу для гидроподъемника.

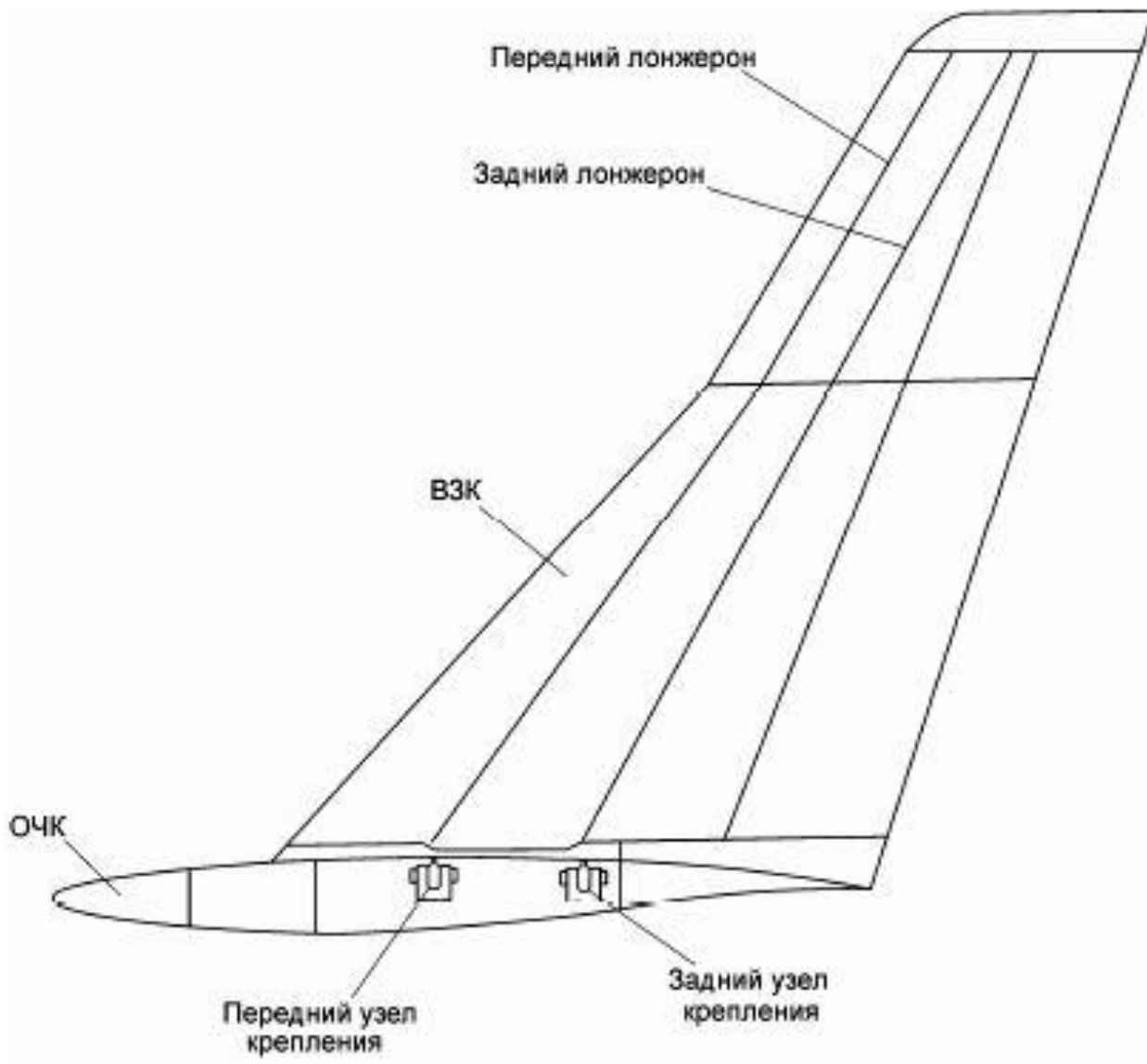


Рис.8.3 Вертикальная законцовка крыла

9 Оперение

Оперение самолета предназначено для обеспечения устойчивости и управляемости самолета относительно продольной и путевой осей, а также для балансировки его на заданных режимах полета.

Хвостовое оперение состоит из горизонтального и вертикального оперений стреловидной формы и установлено в задней негерметичной части фюзеляжа между шпангоутами № 81–101 (см. рис 9.1).

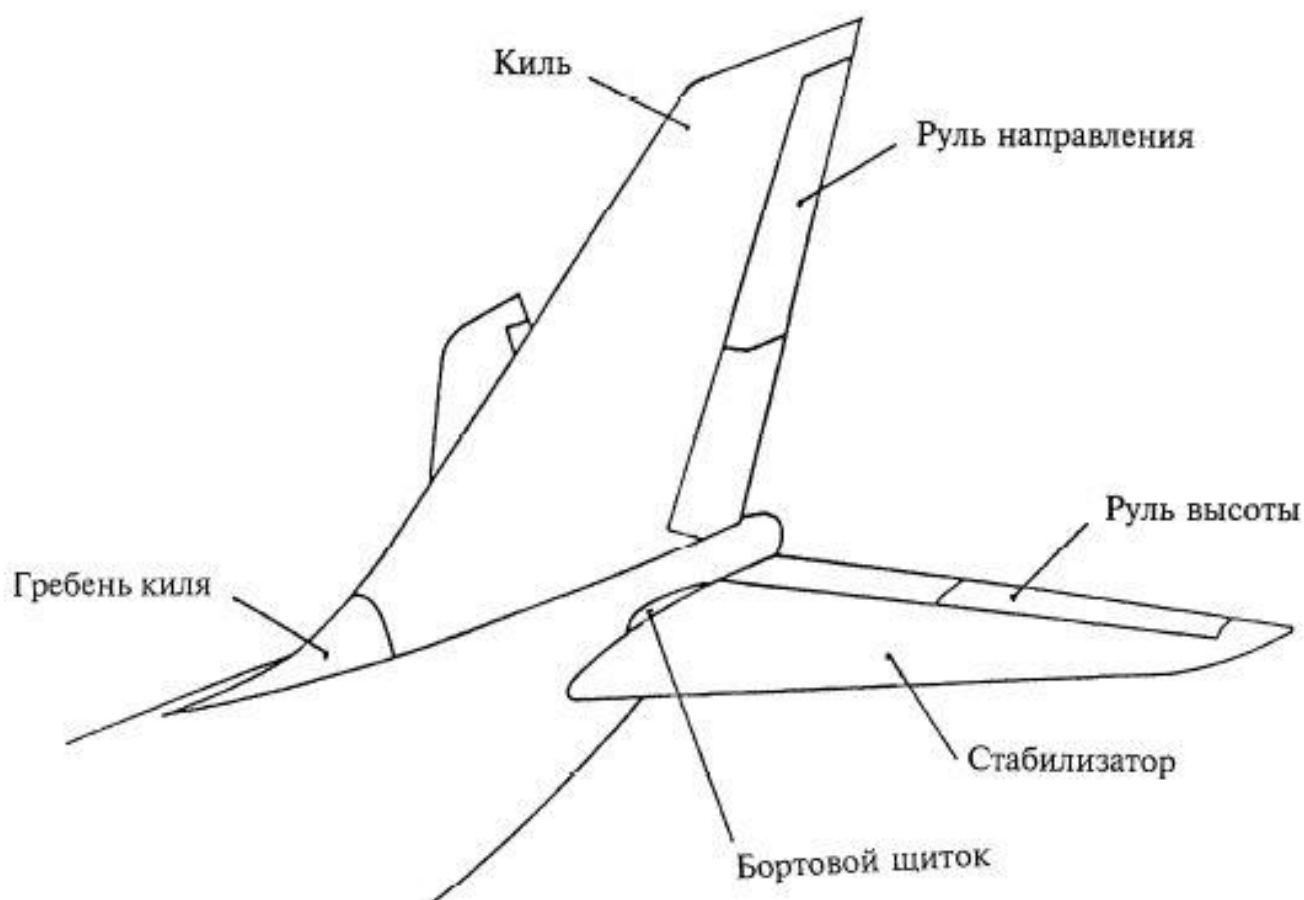


Рис 9.1 Хвостовое оперение

Горизонтальное оперение обеспечивает продольную устойчивость, управляемость и балансировку самолета. В состав его конструкции входят стреловидный стабилизатор и четырех секционный руль высоты (РВ).

По размаху стабилизатор состоит из центроплана и двух консолей, соединенных между собой технологическими стыками. Он крепится к шпангоутам фюзеляжа с помощью трех узлов. Два узла с универсальными шарнирами, расположенные по заднему лонжерону центроплана, образуют ось

вращения стабилизатора. Третий узел крепления стабилизатора установлен по оси симметрии самолета на переднем лонжероне центроплана и соединен с винтовым механизмом отклонения стабилизатора вверх и вниз.

Руль высоты для обеспечения надежности управления выполнен из четырех секций, которые крепятся к стабилизатору на 22 опорах. Внешние секции РВ имеют весовую балансировку.

Вертикальное оперение обеспечивает путевую балансировку, устойчивость и управляемость самолета. Оно состоит из стреловидного киля и двухсекционного руля направления (РН).

Киль крепится к шпангоутам № 91–96 фюзеляжа передним и задним лонжеронами, а также силовыми панелями посредством стыковочных профилей.

Руль направления состоит из двух секций: верхней и нижней. Он крепится к килю на 12 опорах. Верхняя секция руля направления имеет весовую балансировку.

Для обшивки оперения используются листовая обшивка и панели сотовой конструкции.

В носовой части стабилизатора установлены индукторы ИПОС-4 электроимпульсной противообледенительной системы (ЭИ ПОС).

В основании киля установлена щелевая антенна, а в верхней его части – приемопередающая антенна.

10 Стабилизатор

Стабилизатор предназначен для обеспечения продольной устойчивости самолета и вместе с рулем высоты используется для продольного управления полетом самолета.

Он установлен в вырезе задней части фюзеляжа и крепится к нему с помощью двух задних шарнирных узлов и переднего узла. Вырез в фюзеляже закрыт бортовыми щитками, установленными на стабилизаторе.

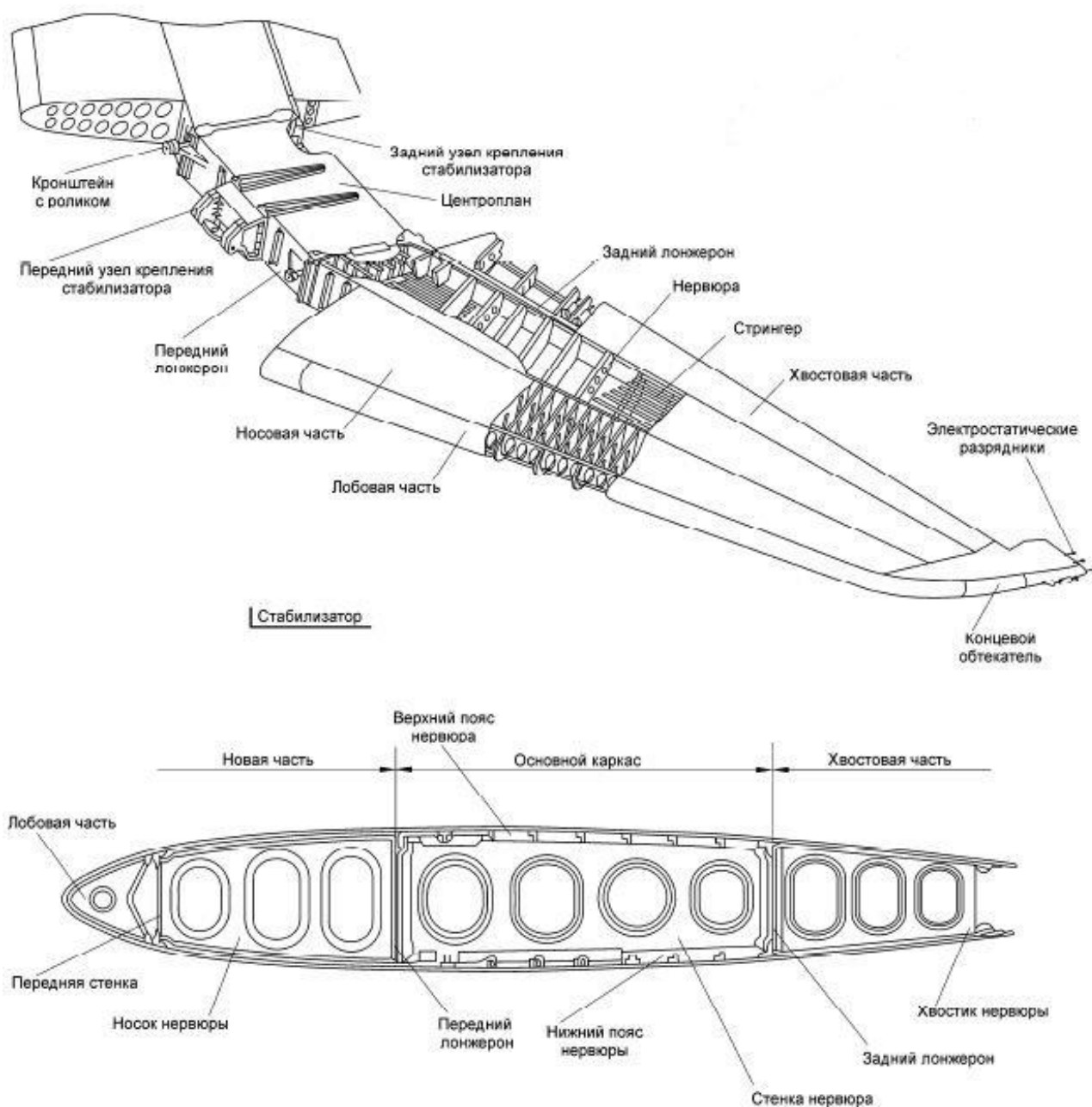


Рис 10.1 Стабилизатор

Стабилизатор выполнен неразъемным и представляет собой цельную клепаную конструкцию с двумя технологическими стыками.

По размаху стабилизатор состоит из центроплана и двух консолей, заканчивающихся концевыми обтекателями; конструктивно делится на силовой каркас, носовую и хвостовую части.

Силовой каркас центроплана и консолей выполнен в виде негерметичных кессонов, состыкованных по нервюрам разъема. Стенками кессонов служат передний и задний лонжероны, нервюры, верхняя и три нижних панели (передняя, средняя и задняя). Все панели с внутренней стороны подкреплены стрингерами, изготовленными из профилей уголкового сечения. На стыках панелей установлены стрингеры таврового сечения.

Средние панели съемные. Между нервюрами № 3 и 4, 8 и 9 внутри кессона по стенке заднего лонжерона расположены жесткости для усиления конструкции в местах крепления качалок управления рулем высоты.

Лонжероны и нервюры центроплана и консолей имеют типовую конструкцию и состоят из поясов и стенок, подкрепленных стойками. Пояса передних лонжеронов центроплана и консолей изготовлены из профилей уголкового сечения, а задних лонжеронов – таврового сечения. Пояса нервюр имеют тавровое и уголкового сечение.

Нервюры, расположенные по стыку центроплана и консолей, а также по оси установки кронштейнов навески руля высоты, усилены, они имеют более жесткие пояса и сплошные стенки. Стенки остальных нервюр выполнены облегченными.

По оси нервюр № 5, 9 и 13 на заднем лонжероне установлены страховочные узлы.

По оси нервюр № 5 и 9 на заднем лонжероне сверху и снизу имеются гнезда для установки такелажных узлов, закрытые винтами.

Верхние и нижние панели силового каркаса стабилизатора изготовлены химическим фрезерованием из листового материала, подкреплены стрингерами и усилены накладками в центральной части.

Концевые обтекатели крепятся к консолям по концевой нервюре № 1, а носовая и хвостовая части консоли соответственно по переднему и заднему лонжеронам стабилизатора. В носовой части размещаются элементы противообледенительной системы, а в хвостовой – кронштейны навески РВ и агрегаты управления рулем высоты, а также трубопроводы гидросистемы.

Стабилизатор фиксируется от поперечных перемещений двумя кронштейнами с направляющими роликами, установленными на переднем лонжероне центроплана. По боковым сторонам шпангоута № 96 установлены вертикальные стойки со стальными накладками для направляющих роликов стабилизатора. К правой стойке прикреплена шкала с обозначением углов отклонения стабилизатора. Указатель шкалы крепится на кронштейне направляющего ролика. Шкала предназначена для точной установки стабилизатора в различные положения при регулировке системы управления.

11 Руль высоты

Руль высоты предназначен для обеспечения продольной управляемости самолета.

Он расположен за хвостовой частью стабилизатора, крепится к ее силовым элементам на 22 опорах.

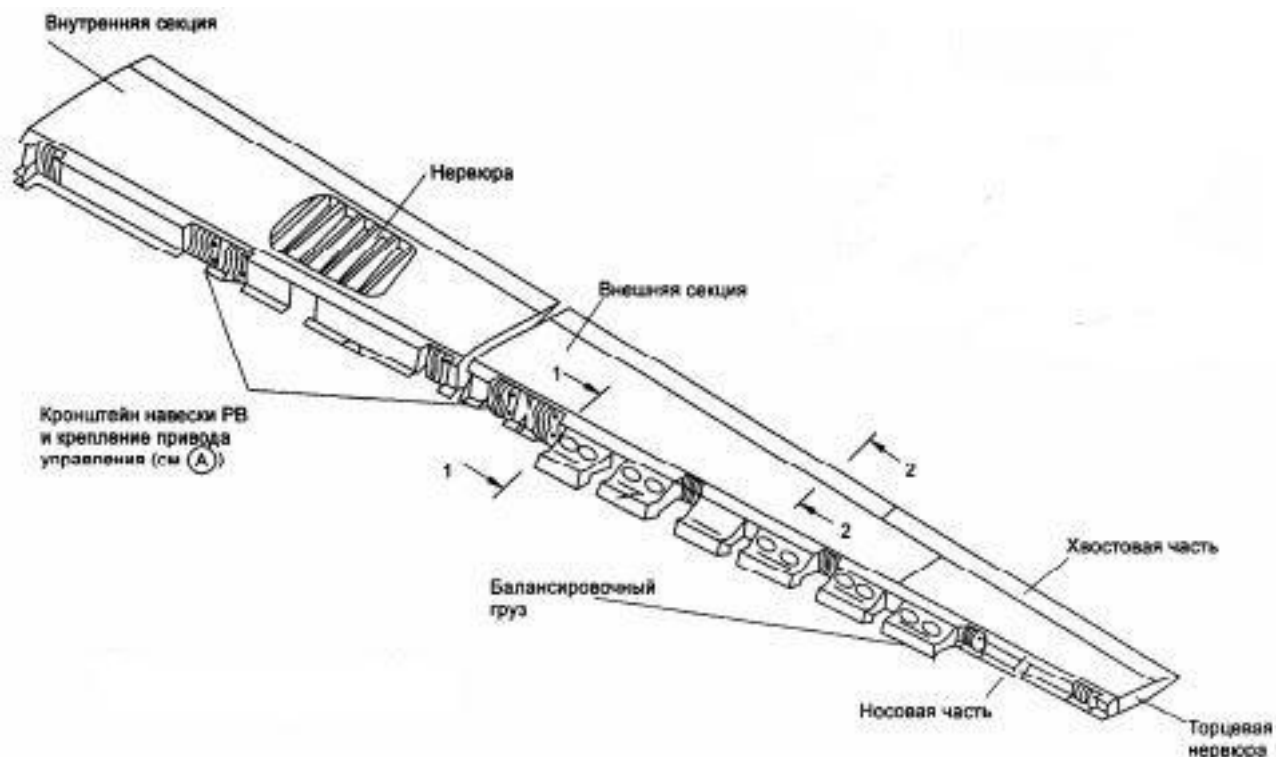


Рис 11.1 Руль высоты

Для повышения надежности управления руль высоты выполнен четырех секционным – по две секции на каждой консоли стабилизатора (внутренняя и внешняя секции). Все секции связаны между собой общей системой управления и отклоняются синхронно вверх и вниз. Каждая секция отклоняется с помощью двух приводов, установленных на кронштейнах хвостовой части стабилизатора.

Внешняя секция руля высоты имеет весовую балансировку в виде вынесенных вперед (относительно оси вращения) балансировочных грузов.

Внутренняя и внешняя секции руля высоты по конструкции однотипны. Каждая секция состоит из силового каркаса, носовой и хвостовой частей. Балансировочные грузы установлены только на внешней секции руля высоты.

Продольный набор каркаса составляют основной и дополнительный лонжероны.

Основной лонжерон представляет собой клепаную балку швеллерного сечения, состоящую из поясов и стенки, подкрепленной стойками. Пояса и стойки изготовлены из профилей уголкового сечения, а стенка – из листового дюралюминия. К основному лонжерону внутренней секции крепятся пять кронштейнов, внешней секции – шесть кронштейнов навески руля высоты, которые установлены по осям нервюр № 1, 9, 12, 16, 24, 29, 32, 40, 48, 56 и 64 обеих секций. К этому лонжерону крепится также носовая часть руля высоты.

Дополнительный лонжерон установлен вдоль задней кромки каркаса. Он изготовлен из листового дюралюминия, имеет швеллерное сечение.

Поперечный набор обеих секций состоит из торцевых, концевых и 65 промежуточных нервюр (26 нервюр внутренней и 39 нервюр внешней секций).

Нервюры, установленные по оси крепления кронштейнов навески руля высоты, выполнены усиленными. Нервюры по опорам № 1, 3, 6 и 7 имеют верхние и нижние пояса таврового сечения, изготовленные из профилей. Стенки этих нервюр подкреплены стойками уголкового сечения. Стенки нервюр № 1, 16, 24, 40, 48, 56 и 64 по опорам № 1, 2, 5, 8, 9, 10 и 11, имеющие швеллерное сечение, усилены поясами уголкового профиля. Остальные нервюры выполнены из листового материала и имеют швеллерное сечение. Стенки корневых и концевых нервюр сплошные, а стенки остальных нервюр имеют отверстия.

12 Руль направления

Руль направления предназначен для обеспечения путевой управляемости самолета. Он расположен за хвостовой частью киля и крепится к нему на 12 опорах.

Для повышения надежности управления руль направления выполнен двухсекционным.



Рис. 12.1 Руль направления

Он состоит из нижней и верхней секций, связанных общей системой управления.

Каждая секция отклоняется вправо и влево с помощью трех приводов.

Секции руля направления имеют одинаковую конструкцию, силовыми элементами которой являются основной и дополнительный лонжероны, корневые, концевые и промежуточные (16 шт.) нервюры. По обеим сторонам каркас секции зашит панелями сотовой конструкции. На правой стороне руля направления панели крепятся заклепками, а на левой – винтами.

На основном и дополнительном лонжеронах каркаса крепятся соответственно носовая и хвостовая части. К основному лонжерону крепятся также кронштейны навески и крепления приводов руля направления. Основной лонжерон представляет собой балку швеллерного сечения, состоящую из поясов и стенки, подкрепленной стойками.

Пояса и стойки изготовлены из профилей уголкового сечения, а стенки – из листового материала. На участках установки узлов крепления приводов, между нервюрами № 2–4 и 8–10, основной лонжерон усилен накладками и балками. Продольные балки установлены между нервюрами № 3 и 4, 9 и 10, накладки – сверху и снизу от нервюр № 3 и 9.

Дополнительный лонжерон расположен в задней части каркаса и изготовлен из листового дюралюминия штамповкой.

Нервюры состоят из поясов и стенки, усиленной стойками. Нервюры № 2–4, 8–10, установленные по оси крепления приводов, усилены поясами из профилей таврового сечения. Каждая нервюра стыкуется передней частью с корпусом узла крепления привода, образуя с ним опору руля. Пояса остальных нервюр и стойки изготовлены из профилей уголкового сечения. Корневые и концевые нервюры установлены по торцам обеих секций, они состоят из двух частей (передней и задней). Задняя часть нервюр заканчивается хвостиками.

13 Киль

Киль предназначен для обеспечения путевой устойчивости самолета. Он крепится к фюзеляжу болтами с помощью стыковых профилей по шпангоутам № 91–96.

В основании кия установлена щелевая антенна, а в верхней части кия – антенна радионавигационного оборудования.

В хвостовой части кия расположены узлы навески руля направления, приводы и агрегаты управления РН, а также трубопроводы гидросистемы.

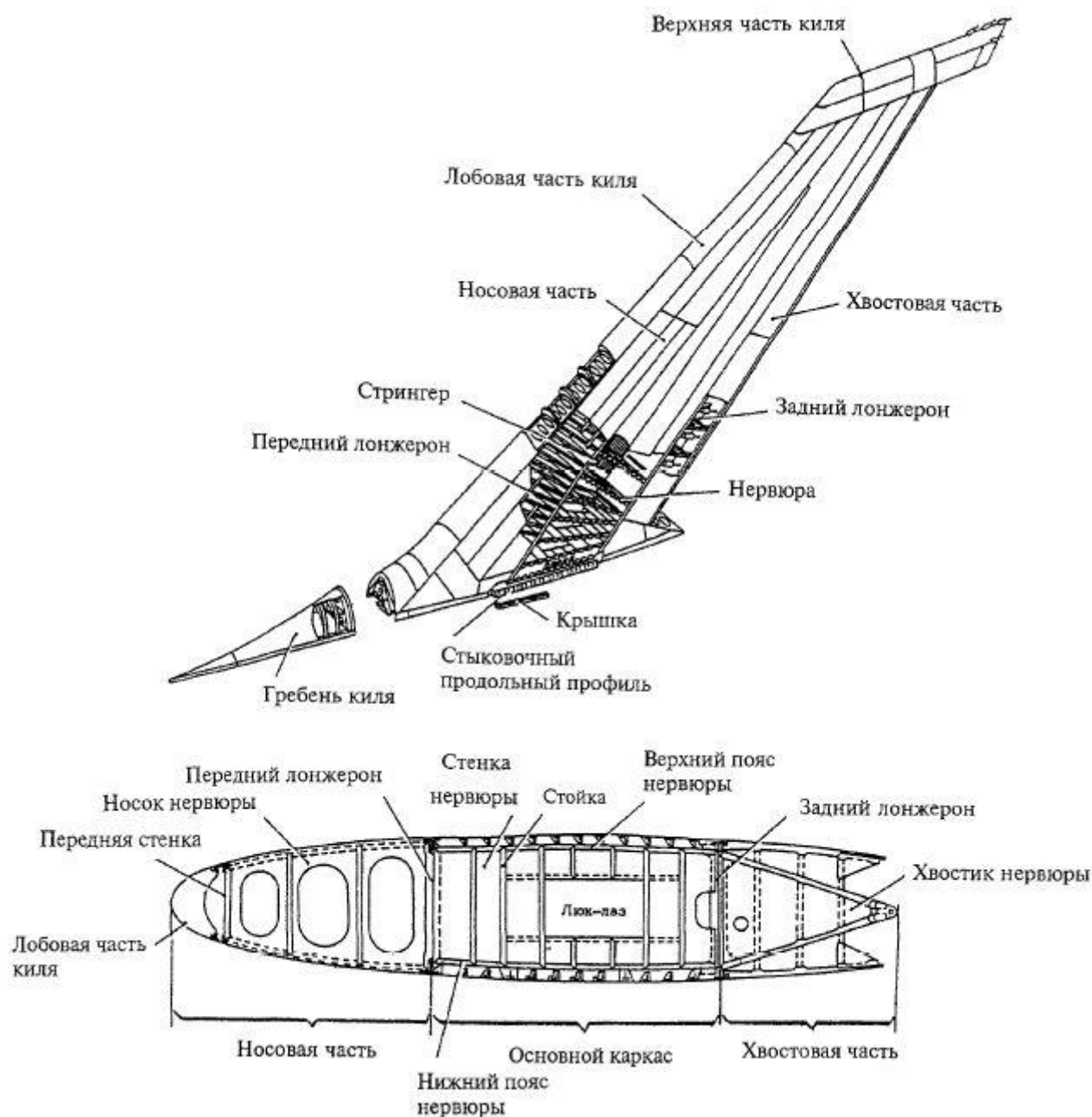


Рис. 13.1 Киль

Киль представляет собой клепаную конструкцию двухлонжеронной схемы с набором нервюр, носков, хвостиков и стрингеров. Обшивка киля состоит из химически фрезерованных панелей, подкрепленных стрингерами, панелей с сотовым наполнителем и профилированных листов носовой части.

Силовой каркас киля выполнен в виде кессона, образованного передним и задним лонжеронами, нервюрами (23 шт.) и панелями. К каркасу крепятся носовая, верхняя и хвостовая части киля.

На фюзеляже между шпангоутами № 81–86 установлен гребень киля. Кессонная часть киля сверху заканчивается концевой нервюрой, а снизу – профилями, при помощи которых крепится к силовым шпангоутам фюзеляжа.

Лонжероны и нервюры кессона имеют типовую конструкцию, они состоят из поясов, стенок и подкрепляющих их стоек. Пояса обоих лонжеронов изготовлены из профилей таврового сечения, а пояса нервюр и стойки – из профилей уголкового сечения.

Нервюры, расположенные по осям установки узлов навески и приводов руля направления, выполнены усиленными. Стенки этих нервюр сплошные, а стенки остальных нервюр – облегченные. В стенках всех нервюр имеются вырезы для лазов и для прокладки электропроводки. По кромкам вырезов установлены прессованные профили уголкового сечения.

Обшивка кессонной части изготовлена химическим фрезерованием, подкреплена стрингерами, изготовленными из профилей уголкового сечения.

Стрингеры, установленные на стыке панелей, имеют тавровое сечение. Справа кессон закрыт несъемной панелью, а слева двумя несъемными панелями (передней и задней) и съемной панелью. Стык панелей герметизированный.

По нервюре № 14 возле переднего лонжерона по обеим сторонам киля расположены гнезда для установки такелажных узлов, закрытые винтами.

14 Элерон

На самолете установлены внутренний и наружный элероны.

Внутренний элерон расположен в хвостовой части крыла между внутренним и средним закрылками. Элерон наружный - на конце крыла за наружным закрылком.

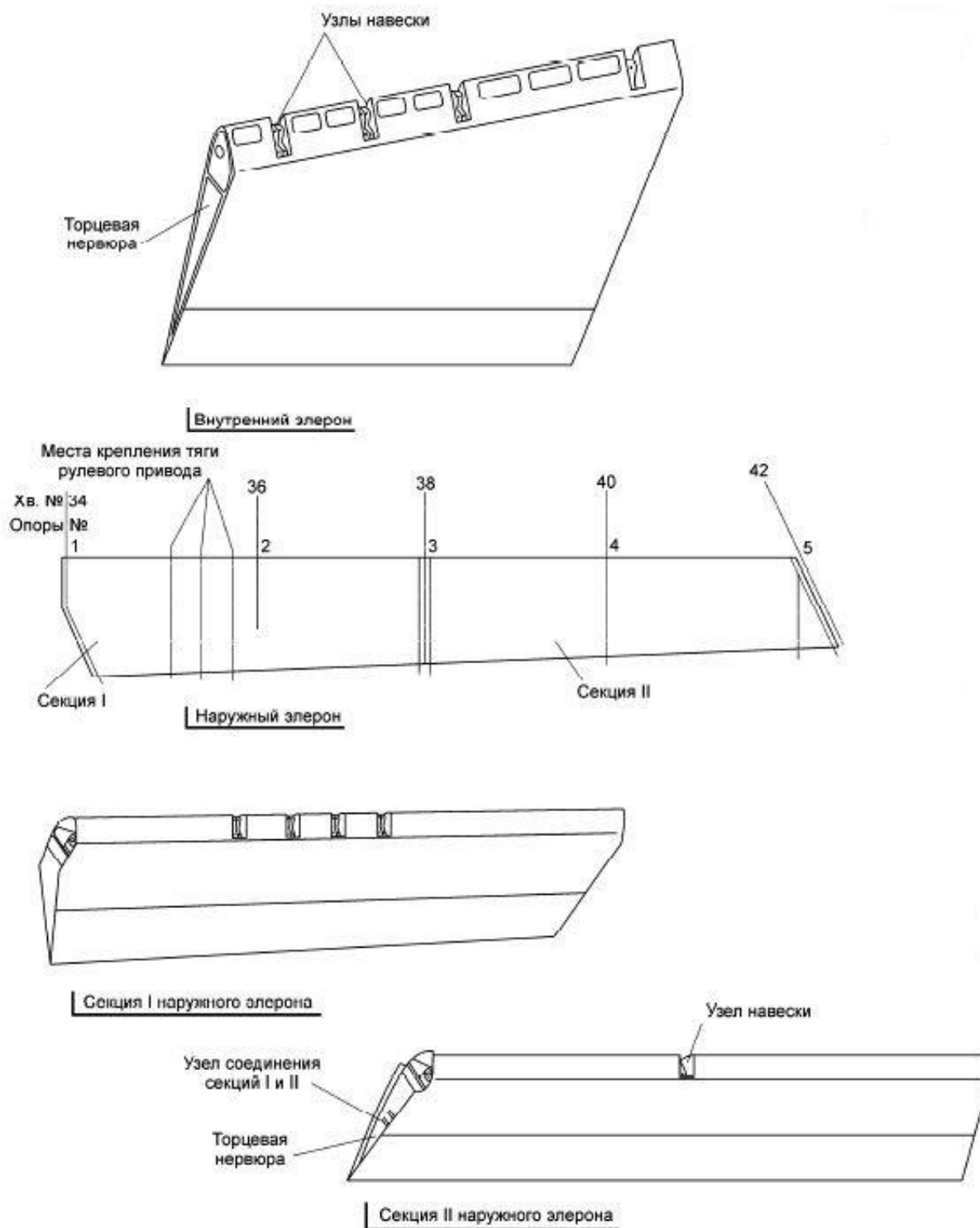


Рис. 14.1 Элероны

С помощью внутренних элеронов обеспечивается поперечное управление самолетом и увеличение подъемной силы крыла в режиме зависания, т.е. при отклонении закрылков от 0° до 20° внутренний элерон на обеих консолях отклоняется вниз до 10° . С помощью наружных элеронов осуществляется демпфирование колебаний крыла, что увеличивает его ресурс.

Управление внутренними элеронами производится поворотом штурвала вручную или автоматически с помощью вычислительной системы управления полетом (ВСУП).

Внутренний элерон отклоняется тремя совместно работающими рулевыми приводами.

Управление наружными элеронами осуществляется только автоматически с помощью системы активного демпфирования (САД). Наружный элерон отклоняется тремя совместно работающими рулевыми приводами.

Элероны внутренние предназначены для управления самолетом относительно его продольной оси и отклоняются одновременно в противоположные стороны (вверх и вниз).

При выпуске закрылков до 20° внутренние элероны работают в режиме зависания, отклоняясь вниз на обеих консолях до 10° , увеличивая подъемную силу крыла.

Внутренний элерон, расположенный между внутренним и средним закрылками, навешен на узлы, установленные на хвостиках крыла № 12, 13, 14 и 15 (соответственно опоры № 1, 2, 3, 4). Рулевые приводы, отклоняющие внутренний элерон, размещены на хвостиках крыла № 12, 13, 14, а штоки рулевых приводов крепятся к нижним проушинам штампованных кронштейнов на лонжероне элерона по осям опор № 1, 2, 3. Верхними проушинами этих кронштейнов элероны навешиваются на хвостики крыла с помощью болтов.

Кронштейн, установленный по опоре № 4, имеет только верхнюю проушину. В верхние проушины кронштейнов, расположенных по всем опорам элерона, запрессованы втулки. В местах установки кронштейнов навески на

стенке лонжерона элерона с противоположной стороны также размещены штампованные кронштейны.

Внутренний элерон состоит из лонжерона, шести нервюр, четырнадцати носков, носовых стрингеров, фитингов, хвостовой части, верхних и нижних панелей.

Лонжерон состоит из верхнего и нижнего поясов таврового сечения и стенки со стойками.

Нервюры внутреннего элерона № 1 и 6 установлены по торцам элерона, а № 2, 3, 4, 5 - соответственно по осям опор № 1, 2, 3, 4. Они расположены между лонжероном и дополнительным лонжероном элерона. Конструкция нервюр состоит из поясов, стенки и стоек.

Четырнадцать носков, установленных на элероне, по конструкции представляют собой листовые диафрагмы с отбортовкой. Носовые стрингеры выполнены в виде диафрагм, фитинги - в виде штампованных деталей, имеющих подошву (которая крепится к лонжерону), ребра, проушины (в местах навески внутреннего элерона на крыло). Хвостовая часть внутреннего элерона состоит из дополнительного лонжерона (швеллерного сечения), клиновидного сотового блока и обшивки из композиционного углепластикового материала (КМУ).

Верхние и нижние панели элерона имеют сотовую конструкцию с обшивкой из КМУ. Панели стыкуются по оси нервюры № 4.

Металлизация внутреннего элерона осуществляется с помощью двух перемычек металлизации, прикрепленных с одной стороны к конструкции хвостиков крыла № 12 и 15, а с другой стороны - к конструкции элерона в районе опор № 1 и 3. На верхней поверхности внутреннего элерона указаны места крепления такелажных узлов (в районе лонжерона элерона у нервюр № 1, 2, 6). В нижней части внутреннего элерона со стороны борта фюзеляжа имеется дренажное отверстие.

Наружный элерон состоит из секций I и II. Каждая секция имеет по две самостоятельные опоры и одну опору общую. Опоры установлены по хвостикам крыла № 34, 36, 38, 40, 42. В местах опор на элероне размещены специальные кронштейны.

Три рулевых привода, отклоняющих наружный элерон, крепятся к заднему лонжерону крыла между нервюрами № 35 и 36, а штоки рулевых приводов - к лонжерону секции I наружного элерона по осям нервюр № 2, 3, 4 секции.

Торцевые опоры наружного элерона № 1 и 5 имеют однотипную конструкцию. На переднем лонжероне наружного элерона по осям этих опор установлены кронштейны с ухом, в которое входит болт (штырь), застопоренный в конструкции хвостика № 34 (по опоре № 1) и хвостика № 42 (по опоре № 5). В ухо кронштейнов запрессован подшипник.

Промежуточные опоры № 2 и 4 элерона имеют следующую конструкцию. На лонжероне элерона установлен кронштейн с проушиной, в которую запрессован подшипник. С помощью болта этот кронштейн соединяется с проушиной ответного кронштейна, установленного на хвостиках крыла № 36 и 40.

Опора № 3 является общей для секций I и II наружного элерона. В этом месте на торцах обеих секций на лонжероне элерона установлены кронштейны с ухом.

Навеска производится с помощью болта (штыря), который входит в ухо кронштейна на хвостике № 38.

Секции I и II наружного элерона соединяются между собой узлом, который состоит из двух кронштейнов, установленных на торцевых нервюрах обеих секций, и двух серег между ребрами этих кронштейнов. Каждая серьга с помощью одного болта крепится к двум ребрам кронштейна, размещенного на секции I наружного элерона, а с помощью другого болта - к двум ребрам кронштейна, установленного на торце секции II.

Секции I и II имеют однотипную конструкцию с внутренним элероном и состоят из лонжерона, дополнительного лонжерона, нервюр, носовых стрингеров, верхних и нижних панелей.

На секции № I установлено шесть нервюр (№ 1-6), а на секции II - четыре нервюры (№ 7 - 10). Сотовые панели (с сотовым блоком и обшивкой из композиционных материалов) стыкуются по нервюре № 5.

Металлизация осуществляется установкой на каждой секции двух перемычек металлизации. Перемычки металлизации секции I присоединены одним концом к конструкции хвостиков крыла № 36 и 38, а другим - к конструкции элерона.

Перемычки металлизации секции II присоединены к конструкции хвостиков № 38 и 40 с одной стороны, а с другой стороны - к конструкции элерона в районе опор № 3 и 4.

В нижней части наружного элерона в секции № 1 и № 2 имеются дренажные отверстия.

15 Интерцепторы

Интерцепторы, как и элероны, предназначены для поперечного управления самолетом, а также применяются в качестве воздушных тормозов в полете для резкого снижения а на земле для сокращения длины пробега самолета.

Интерцепторы состоят из восьми секций (по четыре на каждой половине крыла), которые расположены над средним и наружным закрылками и отклоняются только вверх.

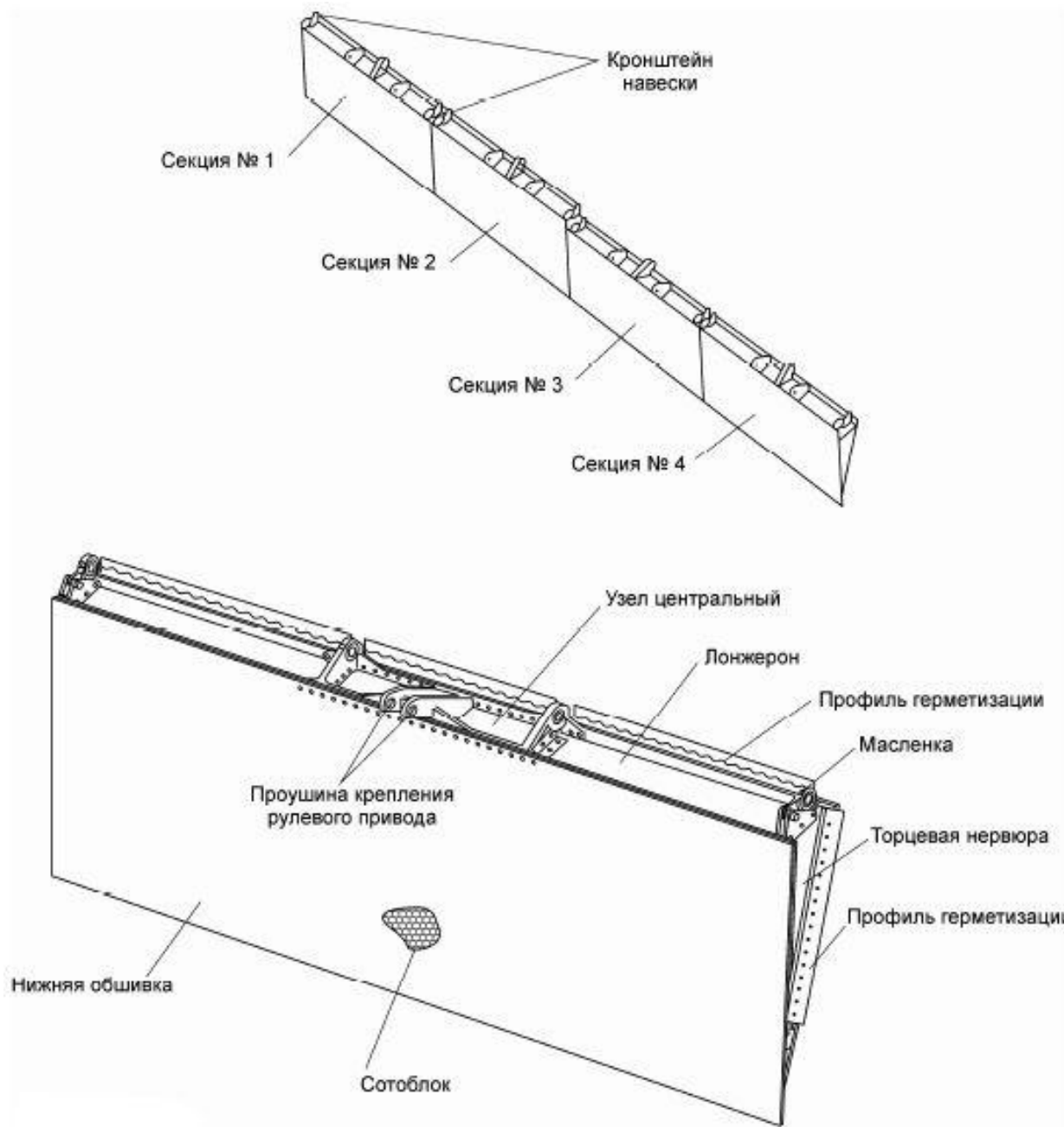


Рис. 15.1 Интерцепторы

Каждая секция интерцепторов отклоняется своим рулевым приводом.

Все секции интерцепторов имеют одинаковую конструкцию.

Секция интерцепторов состоит из верхней и нижней обшивок, сотоблока, лонжерона, торцевых нервюр, стрингера (все детали выполнены из композиционного материала).

Все секции навешиваются на крыло с помощью кронштейнов.

По торцам секций установлены кронштейны с серьгами. В серьгу запрессован подшипник и установлена пресс-масленка.

По двум средним опорам каждой секции расположен центральный узел в виде штампованного кронштейна с двумя проушинами по осям опор (в этих проушинах запрессован подшипник и установлена пресс-масленка) и с вилкой в месте крепления рулевого привода.

На верхней поверхности закреплены профили герметизации.

16 Предкрылки

Предкрылки расположены на верхней поверхности носовой части крыла от борта фюзеляжа и не доходят до конца крыла ~ на 500 мм. Предкрылки отклоняются при взлете и посадке самолета с целью улучшения его взлетно-посадочных характеристик.

При выпуске предкрылков в полете между поверхностью носовой части крыла и предкрылком образуется профилированная щель, обеспечивающая устойчивое обтекание крыла на больших углах атаки.

Предкрылок каждой половины крыла состоит из семи секций. Секции № 1 и 2, 3 и 4, 5 и 6 попарно соединены между собой с помощью тяги, которая одним концом крепится к проушине в корпусе нервюры одной секции предкрылка, а другим концом - к проушине кронштейна, установленного на нервюре соседней секции. Стык между секциями закрыт стыковыми накладками, в месте стыка установлены упоры.

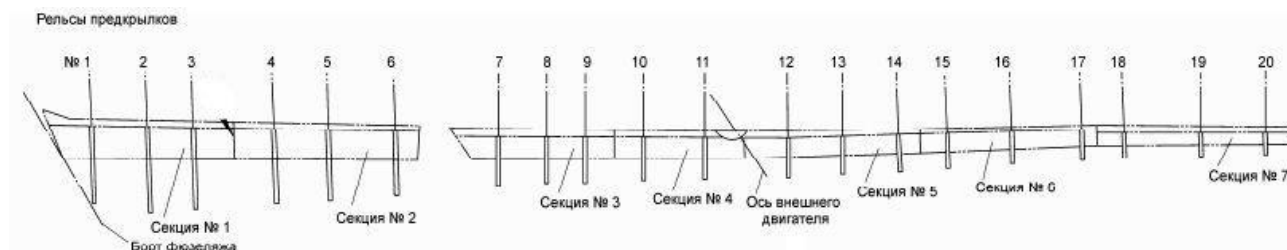


Рис.16.1 Предкрылки

По торцам предкрылка и в месте подхода нижней части предкрылка к носку крыла размещены резиновые уплотнительные профили. На предкрылке установлены пластины металлизации. В месте касания пластины металлизации поверхности носовой части крыла имеется посеребренная бронзовая накладка, под которой установлена прокладка из чистого алюминия.

Предкрылок навешен на крыло при помощи двадцати рельсов и одиннадцати винтов.

На секциях № 1, 2, 3, 5, 6, 7 установлено по три рельса, а на секции предкрылка № 4 - два рельса; на секциях № 1, 3, 5 и 7 - по два винта, а на секциях № 2,4,6 по одному.

Рельсы и винты крепятся к силовым нервюрам предкрылка (рельсы крепятся к нервюрам № 6, 11, 16, 25, 31, 38, 47, 53, 58, 66, 74, 86, 93, 100, 108, 117, 128, 135, 146 и 155, а винты к нервюрам № 9, 20, 35, 51, 61, 70, 89, 103, 124, 142, 151).

В обшивке носовой части крыла для винтов и рельсов имеются вырезы, которые при убранном положении предкрылка закрываются створками (по винтам № 4-11) и крышками (по рельсам и винтам № 1 - 3).

Крышки по винтам и рельсам крепятся соответственно к кронштейнам крепления винтов и к рельсам, а створки по винтам к носовой части крыла. В убранном положении предкрылка рельсы и винты входят внутрь кессонов крыла через вырезы в стенке переднего лонжерона крыла. Вырезы по рельсам 1-18 герметично закрыты кожухами, по рельсам 19, 20 установлены войлочные уплотнители.

В месте расположения пилона внутреннего двигателя имеется неподвижный козырек, установленный в носовой части крыла. Козырек выходит на линию носков предкрылка и находится между секциями № 2 и 3 предкрылка.

В месте расположения пилона внешнего двигателя у наружного торца секции № 4 по ее носку сделан вырез под пилон, а на носовой части крыла установлена створка, закрывающая этот вырез в предкрылке в убранном его положении (см. рис. 2) При выпуске предкрылка эта створка отклоняется с помощью привода от рельса №11.

В носовой части секций № 3-7 установлены индукторы ИПОС-4 электроимпульсной противообледенительной системы (ЭИПОС), для этого в предкрылке имеются специальные диафрагмы, закрепленные на лонжероне предкрылка. Электрожгуты из носовой части крыла подводятся к индукторам через раздвижные трубчатые кронштейны. В носовой части крыла для этих кронштейнов в выпущенном положении предкрылка имеются вырезы, которые

в убранном положении закрываются крышками, закрепленными на секциях № 2, 5, 7.

На каждой секции предкрылка сверху расположены гнезда для транспортировочных узлов, закрытые винтами. На внутренней обшивке предкрылка установлены крышки люков.

По конструкции все семь секций предкрылка однотипны. Секция предкрылка состоит из нервюр, фитингов, диафрагм, листовой обшивки, стрингеров, законцовки, рельсов и кареток. Секции № 3-7 имеют вертикальные лонжероны, которые перестыковываются на силовых нервюрах.

Для исключения появления щелей между хвостиком предкрылка и носовой частью крыла в полете на предкрылке установлена гибкая законцовка из стальной ленты, вкладышей и хвостового стрингера. Конструкция лонжерона состоит из верхнего и нижнего поясов уголкового сечения и стенки.

На предкрылке установлено 159 нервюр. Силовые нервюры по осям рельсов и винтов представляют собой штампованные детали с ребрами. Нервюры, установленные по осям рельсов, имеют проушину для крепления рельса, выходящую за контур внутренней обшивки предкрылка. Оси всех нервюр, кроме нервюр № 1, 41, 42 и 159, перпендикулярны оси вращения предкрылка. Нервюры № 41 и 42 являются торцевыми нервюрами секций № 2 и 3 и расположены под углом к оси вращения, так как секции № 2 и 3 имеют скошенный торец в месте расположения пилона внутреннего двигателя.

Конструкция отклоняющейся створки предкрылка по внешнему двигателю состоит из внутренней и наружной обшивок, окантовок. Створка имеет две опоры, каждая из которых состоит из двух кронштейнов.

Конструкция крышек по винтам состоит из листовой крышки и двух профилей уголкового сечения. Крышки по рельсам - из гнутиков, диафрагм и листовой крышки.

Все рельсы предкрылка выполнены из титанового сплава, имеют однотипную конструкцию и отличаются размерами. Рельс представляет собой

штампованную деталь двутаврового сечения, закрепленную на силовых нервюрах предкрылка с помощью верхнего и нижнего узлов.

Рельсы предкрылка имеют криволинейную направляющую. В стенке рельсов предусмотрены отверстия для фиксации предкрылка в убранном и выпущенном положении (ответные отверстия имеются в каретках).

На рельсах № 1 и 3 (секции № 1), 4 и 6 (секции № 2) предкрылка имеются упоры убранного положения. Упоры обеспечивают гарантированный зазор между задней кромкой предкрылка и носовой частью крыла, а также для разгрузки винтовых механизмов от максимальных нагрузок убранного положения.

Упор представляет собой кронштейн, в который установлен болт. В убранном положении между болтом и упором на каретке должен быть зазор 0,2 — 0,5 мм.

Каретки предкрылка установлены на переднем лонжероне крыла. По конструкции каретки однотипны и представляют собой две «щеки» из алюминиевого сплава.

Между щеками каретки проходит рельс. В каретке два подшипниковых узла - передний и задний, каждый узел состоит из четырех подшипников (два сверху рельса, а два под ним). На секции №4 предкрылка на обеих каретках установлены боковые ролики, а на остальных секциях предкрылка боковые ролики расположены только на каретках по средним для этих секций рельсам предкрылка.

17 Закрылки

Закрылки предназначены для увеличения подъемной силы крыла при взлете и посадке самолета.

При выпуске закрылков на взлете и посадке происходит увеличение площади крыла и изменение кривизны его профиля, что улучшает взлетно-посадочные характеристики.

Закрылки расположены за хвостовой частью крыла.

На каждой половине крыла установлены три закрылка: внутренний, средний и наружный. По размаху крыла внутренний закрылок расположен между бортом фюзеляжа и внутренним элероном. Над внутренним закрылком размещены три секции тормозных щитков. Средний и наружный закрылки расположены рядом, по размаху между внутренним и наружным элеронами. Над средним и наружными закрылками размещены секции интерцепторов.

Внутренний закрылок состоит из основного и хвостового звена (двухщелевой закрылок).

Средний и наружный закрылки имеют однотипную конструкцию и состоят из одного звена.

При выпуске внутреннего закрылка образуются две щели (между хвостовой частью крыла и основным звеном закрылка, а также между основным и хвостовым звеном).

При выпуске среднего и наружного закрылков образуется одна щель между хвостовой частью крыла и закрылком.

Образующиеся щели улучшают условия обтекания крыла.

Все закрылки отклоняются синхронно.

При выпуске закрылков внутренний элерон, находящийся между внутренним и средним закрылками, также отклоняется вниз, участвуя одновременно в управлении самолетом по крену.

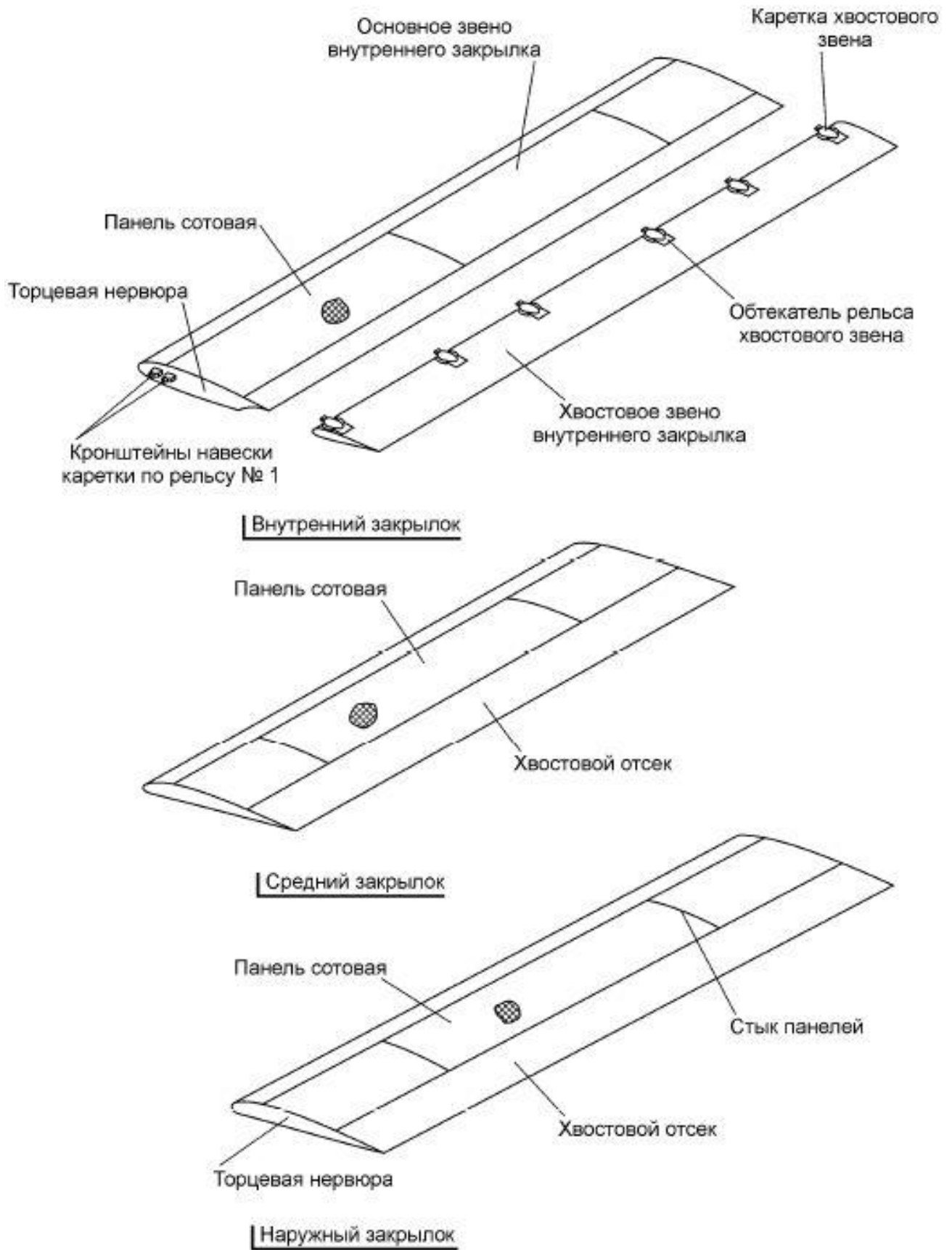


Рис. 17.1 Закрылки

При выпуске и уборке закрылки перемещаются с помощью кареток по закрепленным на конструкции крыла рельсам с прямолинейной направляющей. На каждом закрылке (внутреннем, среднем и наружном) установлено по два винтовых механизма, которые приводят в движение каретку на основном звене закрылка.

Винтовой механизм состоит из редуктора, винта и гайки. Редуктор прикреплен с помощью карданного узла к кронштейну, установленному на рельсе. Редуктор вращает винт, на котором надета гайка. Гайка закреплена с помощью карданного кольца на каретке. При вращении винта гайка "ползает" по нему, тем самым перемещает каретку (т.е. закрылок) по рельсу.

Внутренний закрылок перемещается по трем рельсам (№ 1, 2, 3), средний и наружный - по двум рельсам (№ 4 и 5, 6 и 7 соответственно).

Винтовые механизмы № 1-6 установлены соответственно по осям рельсов № 2-7.

Рельс № 1 внутреннего закрылка размещен внутри зализа крыла с фюзеляжем, а остальные рельсы выступают за его контур и для уменьшения лобового сопротивления крыла закрыты обтекателями, часть конструкции которых отклоняется вместе с закрылком.

Выпуск закрылков осуществляется следующим образом.

На нижней поверхности основного звена закрылка по осям рельсов № 2-7 установлены балки. Балки, размещенные по рельсам № 2 и 3 внутреннего закрылка, состоят из четырех соединенных между собой болтами кронштейнов. Балки по рельсам № 4, 5 среднего закрылка и по рельсам № 6 и 7 наружного закрылка представляют собой штампованную деталь с ребрами.

В передней точке к балкам по рельсам № 2-7 шарнирно крепятся каретки, а к задней точке шатуны. Другим концом шатун также шарнирно крепится к концу рельса. При движении каретки отклоняется закрылок. Шатун обеспечивает ему криволинейное движение. Одновременно с помощью качалки

и тяги отклоняются отклоняемая часть обтекателя рельса закрылка и хвостовое звено внутреннего закрылка.

Внутренний закрылок расположен между бортом фюзеляжа и внутренним элероном.

Три рельса внутреннего закрылка установлены по полету. Рельс № 1 передней точкой крепится к балке шасси, а задней точкой - к шпангоуту № 58. Рельсы № 2 и 3 крепятся передней и задней точками к кронштейнам, установленным на нижней поверхности крыла

Внутренний закрылок состоит из основного и хвостового звена.

Конструкция основного звена внутреннего закрылка состоит из лонжеронов I и II, нервюр № 1-6, верхних и нижних сотовых металлических панелей, панелей носков и хвостовых клиновых панелей выполненных из КМ.

На внутреннем торце основного звена по рельсу № 1 закрылка установлен узел.

Узел состоит из двух штампованных кронштейнов, которые закреплены на нервюре № 1 и лонжероне 1 закрылка. Каждый кронштейн имеет проушину для крепления серьги, на которую навешивается каретка по рельсу № 1.

На основном звене на лонжеронах 1 и 2 закрылка установлены узлы крепления балки по рельсам № 2 и 3 закрылка.

На основном звене закреплены рельсы № 1-6 хвостового звена в двух точках. Для передней точки крепления в конструкции установлены специальные балки двутаврового сечения. Балка крепится к нервюре и лонжерону II. К балке крепится кронштейн с проушиной. В задней точке крепления рельса на лонжероне II основного звена размещен кронштейн с проушиной.

На основном звене в зоне носка хвостового звена установлены уплотнительные профили, которые обжимаются носком хвостового звена в убранном положении закрылка. Для обеспечения обжатия зазор между

направляющим профилем для гермопрофиля и носком хвостового звена должен быть равным 6 ± 2 мм.

Транспортировочные узлы на основном звене закрылка крепятся в четырех точках.

Конструкция хвостового звена внутреннего закрылка состоит из листовой металлической носовой обшивки, металлических сотовых верхних и нижних панелей, металлического сотового хвостового отсека, обтекателей, кронштейнов.

Хвостовой отсек хвостового звена состоит из лонжерона швеллерного сечения, нижней и верхней дюралюминиевой обшивки, сотового заполнителя, сухаря, концевого стрингера и торцевых нервюр № 1 и 2.

На нижней поверхности хвостового отсека в районе рельсов № 2 и 3 внутреннего закрылка приклеены предохранительные дюралюминиевые накладки под уплотнительные профили обтекателя рельса закрылка.

Все четырнадцать носков крепятся к лонжерону хвостового отсека. По два штампованных носка расположены по обе стороны оси рельсов № 1-6 хвостового звена, а к штампованным носкам № 7 и 12 на нижней поверхности хвостового звена крепится кронштейн, к которому прикреплена тяга управления хвостовым звеном закрылка. Эти кронштейны имеют подошву (с помощью болтов она крепится к хвостовому звену), ребра и проушину, в которую входит болт крепления тяги.

По осям рельсов № 1-6 хвостового звена на нем установлено шесть кареток. Каждая каретка крепится к двум носкам, между которыми она расположена.

Рельсы хвостового звена выполнены из титана и представляют собой балку, консольно закрепленную в двух (передней и задней) точках на конструкции основного звена внутреннего закрылка.

Рельсы имеют три криволинейные направляющие и стенки. Между верхней и средней направляющей перемещаются передние ролики каретки, а между средней и нижней - задние ролики.

В стенке рельса имеются отверстия фиксации кареток хвостового звена в убранном и выпущенном положении.

Каретка хвостового звена состоит из корпуса и установленных в передней его части (в щеках) двух передних и двух задних роликов.

Ролики закреплены в корпусе консольно с помощью осей. Для вписываемости хвостового звена в контур крыла и регулировки зазоров между роликами и ребордой рельса в конструкции каретки установлены эксцентрикосты втулки с контящими шайбами.

В корпусе каретки имеются отверстия для установки боковых упоров и для фиксации.

Средний закрылок состоит из лонжерона I, нервюр № 1, 2, 3, 4, верхних и нижних металлических сотовых панелей, сотовых панелей носков из композиционных материалов, сотового металлического хвостового отсека.

Хвостовой отсек состоит из лонжерона II, сотового блока, обшивки и концевого стрингера.

Транспортировочные узлы установлены у лонжерона I и II, нервюр № 2 и 3. На среднем закрылке размещены перемычки металлизации по схеме: рельс - шатун, шатун - нижняя поверхность закрылка.

Наружный закрылок состоит из верхних и нижних металлических сотовых панелей, нервюр № 5, 6, 7, 8, лонжерона I, носков, сотовых панелей (из композиционных материалов) носка, сотового металлического хвостового отсека.

Лонжерон I состоит из верхнего и нижнего поясов таврового сечения и стенки.

Хвостовой отсек состоит из лонжерона II швеллерного сечения, сотового блока, концевого стрингера и обшивок.

Транспортировочные узлы установлены по верху за нервюрой № 6 и у нервюры № 7 в зоне оси лонжеронов I и II. На торцах закрылков между средним и наружным закрылками у верхнего и нижнего теоретических контуров размещены уплотнительные профили.

Рельс № 1 внутреннего закрылка выполнен из высокопрочной стали, и представляет собой балку, расположенную внутри зализа крыла с фюзеляжем. С одной стороны рельс шарнирно крепится с помощью двух болтов к кронштейну, установленному на балке шасси, а с другой - к шпангоуту фюзеляжа № 58.

Корпус рельса имеет коробчатое сечение с диафрагмами. Прямая направляющая рельса расположена в верхней части короба. По торцам короба имеются кронштейны навески.

Рельсы № 2, 3 внутреннего закрылка, № 4, 5 среднего закрылка и № 6,7 наружного закрылка имеют однотипную конструкцию и отличаются размерами. Они выполнены из высокопрочной стали и представляют собой балки, консольно закрепленные под крылом с помощью переднего и заднего узлов.

18 Тормозные щитки

Тормозные щитки предназначены для увеличения лобового сопротивления крыла и используются при посадке самолета на пробеге для снижения скорости и уменьшения длины пробега.

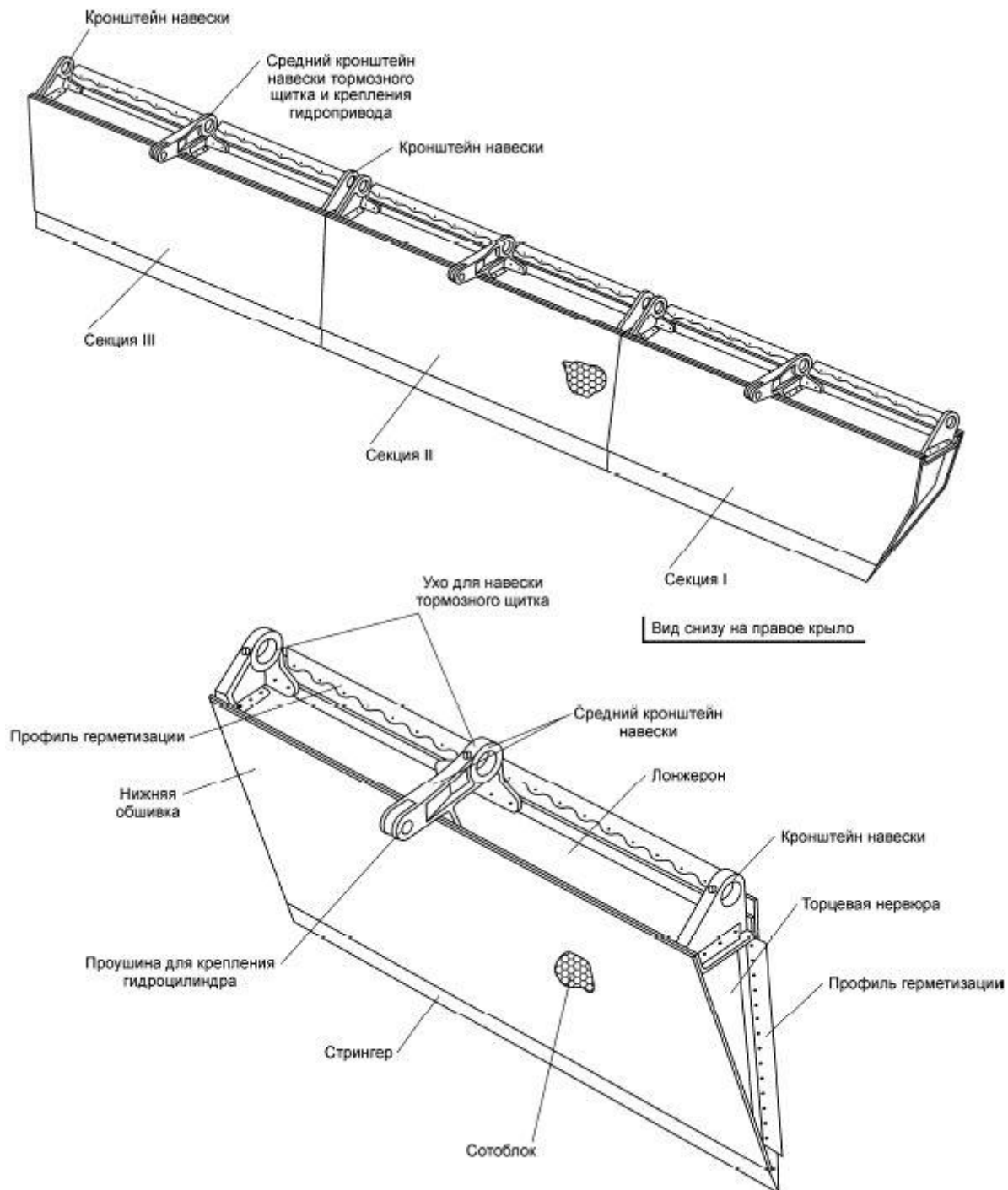


Рис.18.1 Тормозные щитки

Тормозные щитки на каждой половине крыла состоят из трех секций, расположенных в хвостовой части крыла над внутренним закрылком между бортом фюзеляжа и внутренним элероном.

Каждая секция навешена тремя кронштейнами на узлы хвостовой части крыла и отклоняется вверх одним гидроцилиндром.

Все секции тормозного щитка по конструкции аналогичны. Секция состоит из верхней и нижней обшивок, сотового блока, лонжерона, двух торцевых нервюр, вкладышей, стрингера. Все эти детали выполнены из композиционного материала. Каждая секция навешивается на крыло с помощью кронштейнов.

Торцевые кронштейны имеют по одной проушине для навески секции, а средние – по две проушины: верхнюю для навески секций, нижнюю для крепления гидроцилиндра.

В ушке кронштейнов, предназначенной для навески тормозных щитков, запрессован подшипник и установлена пресс-масленка.

По передней кромке и по торцам верхней обшивки закреплены профили герметизации.

19 Взлетно-посадочные устройства

Шасси обеспечивает устойчивое положение самолета на земле при стоянке и буксировке, маневрирование при рулении, выдерживание направления движения на разбеге и пробеге, поглощение кинетической энергии самолета на послепосадочном пробеге и при прерванном взлете, удерживание на месте при работающих двигателях, стояночное торможение.

Шасси самолета четырехопорное. Состоит из трех основных опор - левой, правой, средней и передней опоры.

Амортизационные стойки всех опор телескопического типа с двухкамерными пневмогидравлическими амортизаторами.

Управление уборкой и выпуском шасси электрогидравлическое, выполняется при помощи переключателя, расположенного на приборной доске пилотов.

Каждая опора имеет автономную систему управления, что обеспечивает, при необходимости, их отдельную уборку или выпуск.

Уборка всех опор шасси осуществляется гидравлическими цилиндрами. Выпуск (и установка на замки выпущенного положения) передней и средней основных опор происходит под действием их собственного веса и встречного потока воздуха; выпуск левой и правой основных опор – под действием собственного веса с «дожатием» (установкой на замки выпущенного положения) гидроцилиндрами складывающихся подкосов.

Цикл выпуска или уборки шасси завершается автоматическим закрытием створок отсеков опор шасси.

Электрическая система управления уборкой и выпуском шасси обеспечивает необходимую последовательность срабатывания исполнительных агрегатов и механизмов системы, обеспечивающих автоматическое открытие и закрытие створок и перемещение опор, блокировку уборки шасси при обжатых амортизаторах.

Для контроля за положением шасси на самолете предусмотрены:

- световая сигнализация выпущенного и промежуточного положения опор;
- электрические указатели текущего положения опор (на мнемокадре КИСС).

Резервный выпуск шасси (отдельных опор) при отказе основной системы выпуска обеспечивается за счет открытия замков убранного положения опор и створок основных опор с помощью системы механической проводки с приводом от ручки механического открывания замков, расположенной в кабине пилотов. При этом все опоры выпускаются под действием собственного веса и встречного потока воздуха.

«Дожатие» левой и правой основных опор на замки выпущенного положения осуществляется резервными гидроцилиндрами складывающихся подкосов, питающимися от исправной гидросистемы № 3. Постановка этих опор на замки возможна также и без «дожатия». После резервного выпуска шасси створки отсеков опор остаются открытыми.

20 Шасси основное

Каждая основная опора имеет тележку с четырьмя тормозными колесами КТ-204М-5, на колесах КТ204М-5 - бескамерные шины 1290х490-560 мод. 2А.

Колеса основных опор снабжены дисковыми гидравлическими тормозами.

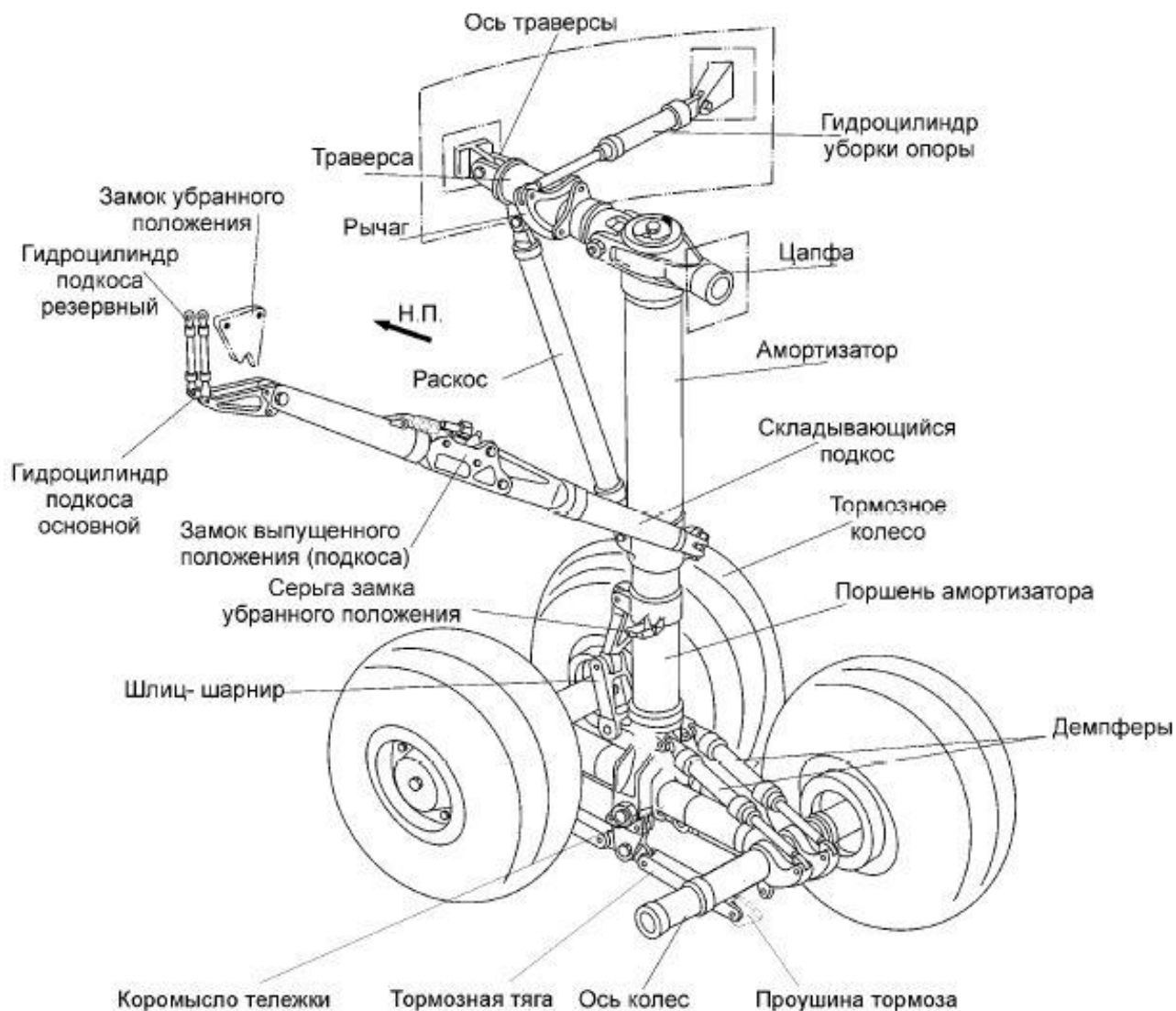


Рис. 20.1 Левая (правая) основная опора шасси

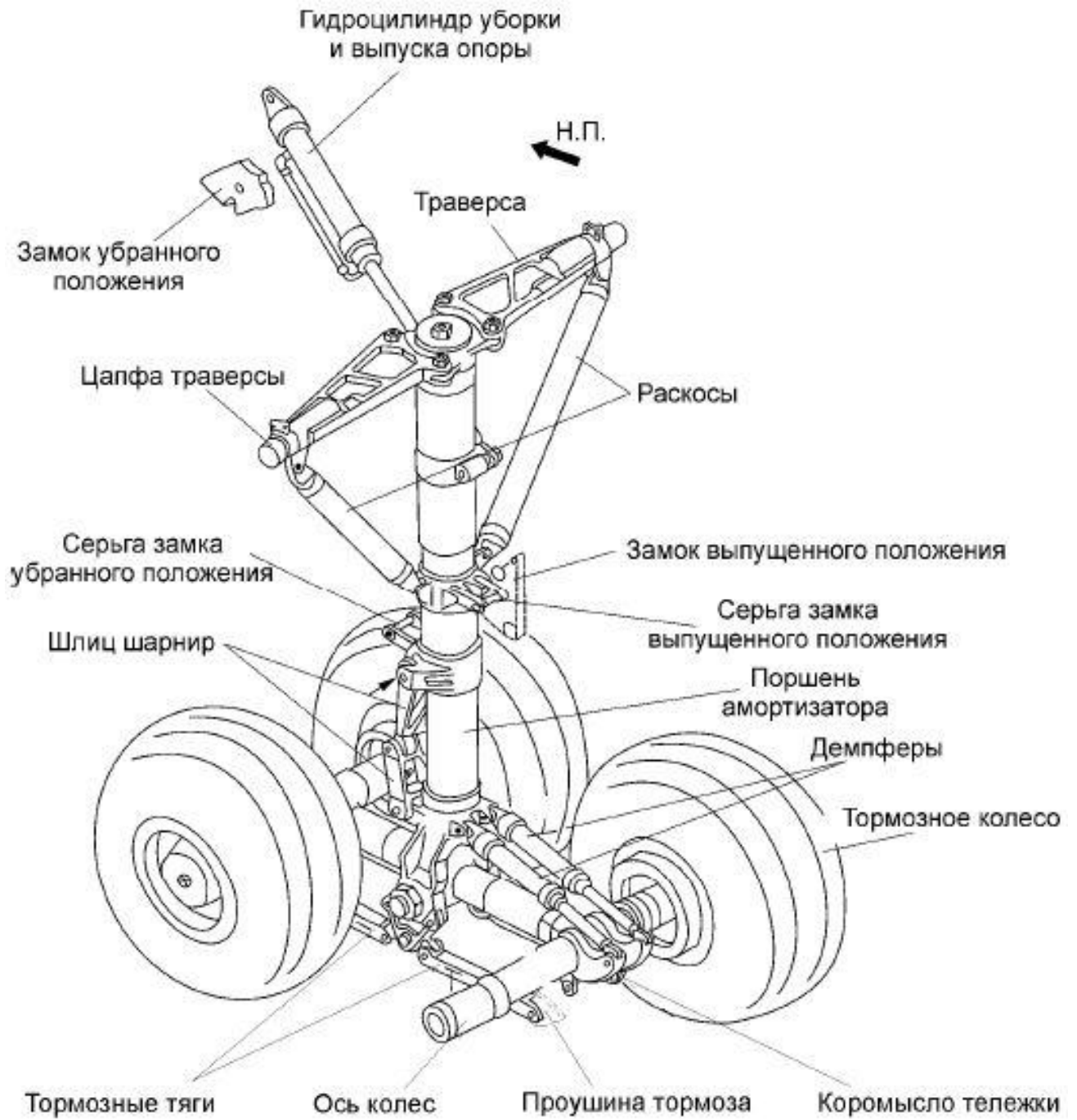


Рис. 20.2 Средняя основная опора шасси

Отсеки основных (правой и левой) опор шасси в убранном положении закрываются створками одна из которых (большая) управляется гидроцилиндрами, вторая (малая) крепится неподвижно к опоре (правой, левой). При выпущенном положении опор большая створка находится в закрытом положении, а малая в открытом положении. При убранном положении опор створки закрывают отсек. В закрытом положении большая створка запирается замками.

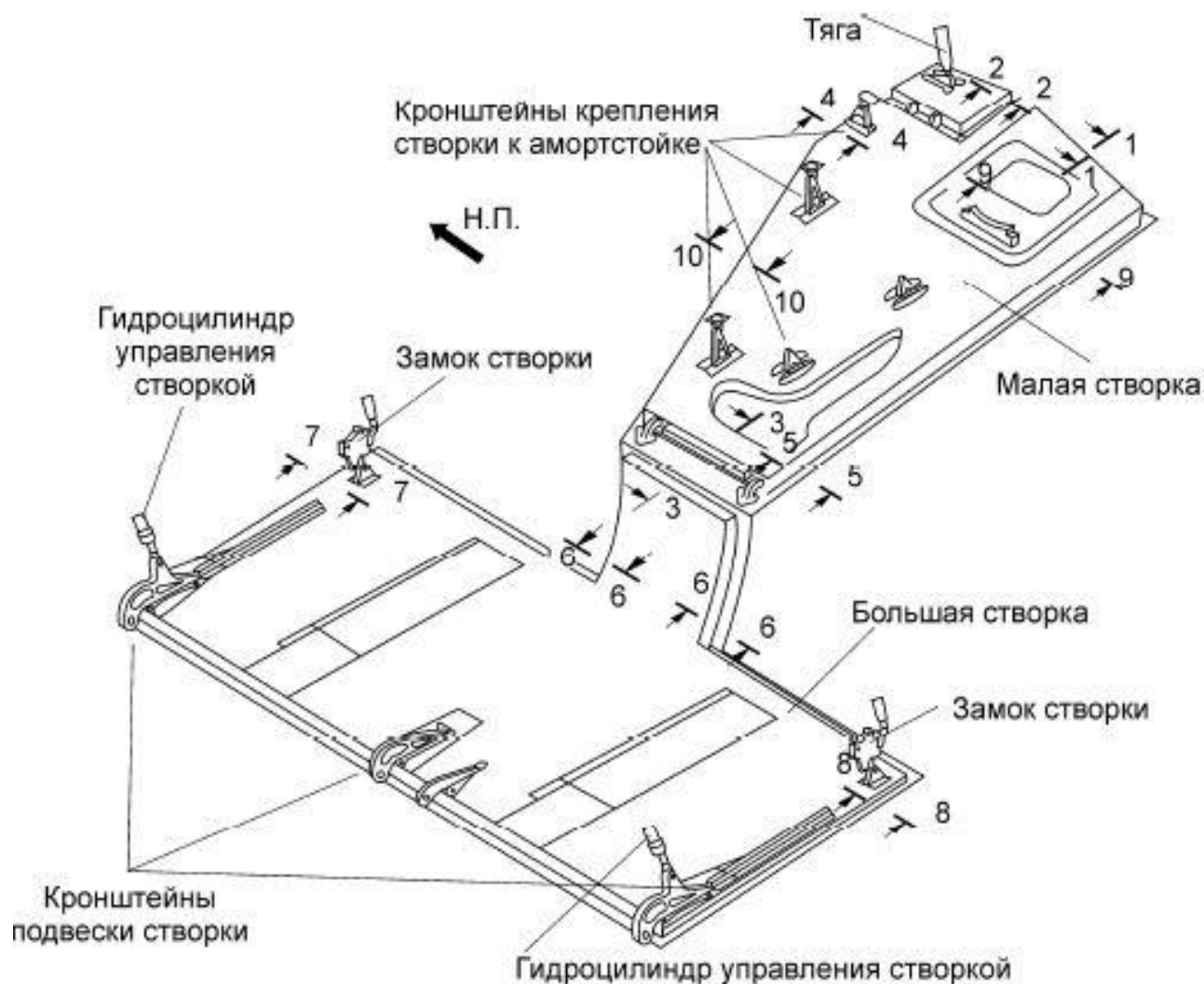


Рис. 20.3 Створки левой (правой) основной опоры шасси

Отсек средней основной опоры закрывается симметрично (относительно оси самолета) расположенными створками – парой передних (больших) и парой задних (малых).

Управление передними створками – гидравлическое, осуществляется четырьмя гидравлическими цилиндрами (по два на каждую створку). Управление задними створками – механическое, осуществляется за счет кинематической связи створок – посредством тяг и качалок – с траверсой опоры.

Створки закрываются автоматически после установки опоры на замок убранного или выпущенного положения. При убранной опоре закрыты обе пары створок, при выпущенной – большие створки закрыты, малые открыты.

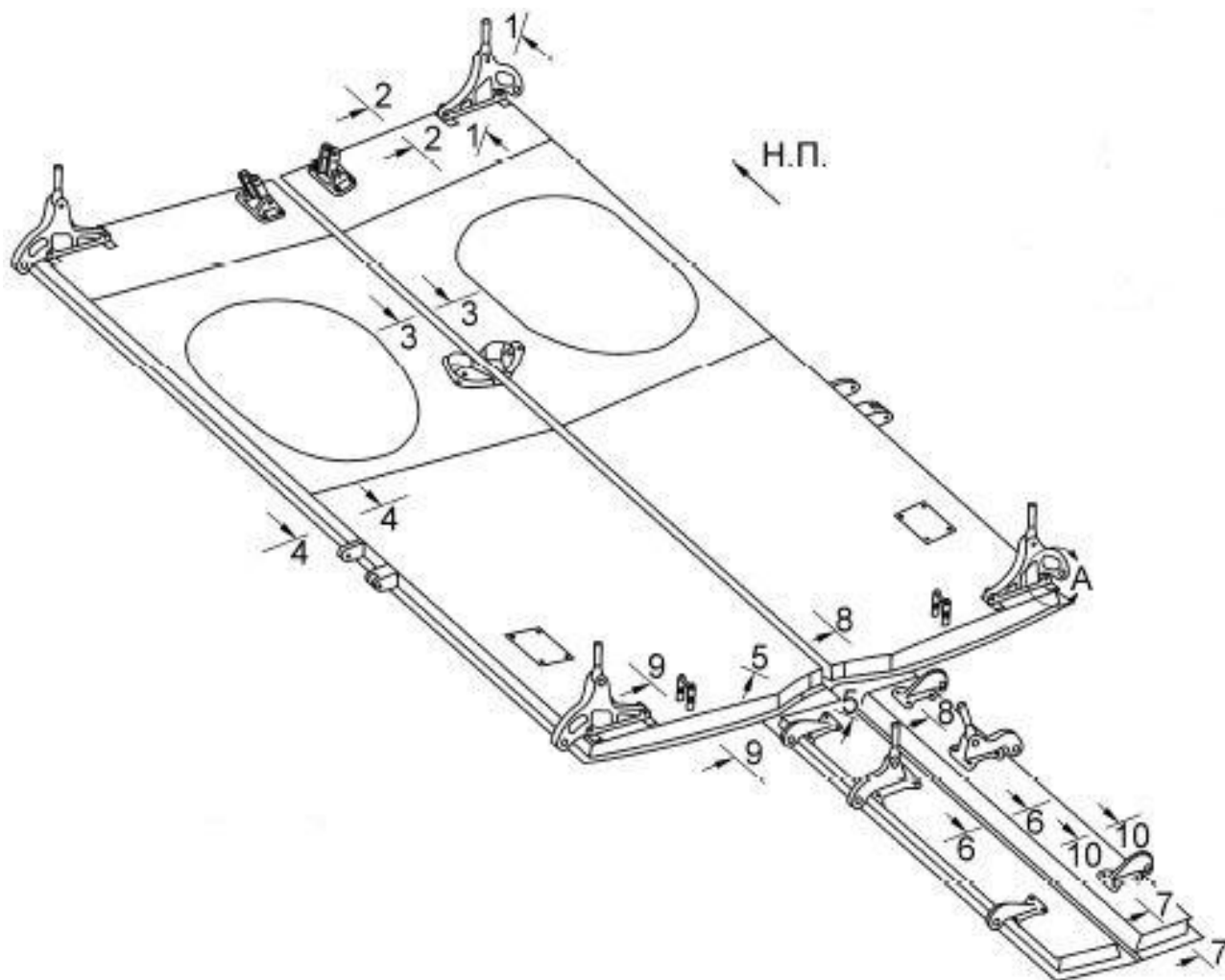


Рис. 20.4 Створки средней основной опоры шасси

21 Шасси переднее

На передней опоре установлены два колеса КТ-205.

На колесах КТ205 - бескамерные шины 1300x480-560 мод. 1А.

Колеса передней опоры имеют тормозные устройства для подтормаживания при уборке шасси.

При движении самолета по аэродрому (руление, разбег, пробег) управление поворотом колес передней опоры выполняется с помощью дистанционной следящей электрогидравлической системы управления СУС15.

При отказе или выключении системы колеса становятся свободно ориентирующимися.

При этом обеспечивается демпфирование автоколебаний типа «шимми». Система управления поворотом СУС15 обеспечивает:

– управление поворотом колес при разбеге и пробеге самолета от педалей руля направления – поворот колес в пределах $\pm(10\pm 2)^\circ$;

– управление при рулении от рукояток левого и правого пилотов – поворот колес в пределах $\pm 65^\circ \begin{matrix} +30' \\ -3^\circ \end{matrix}$

– свободное ориентирование колес опоры (режим демпфирования).

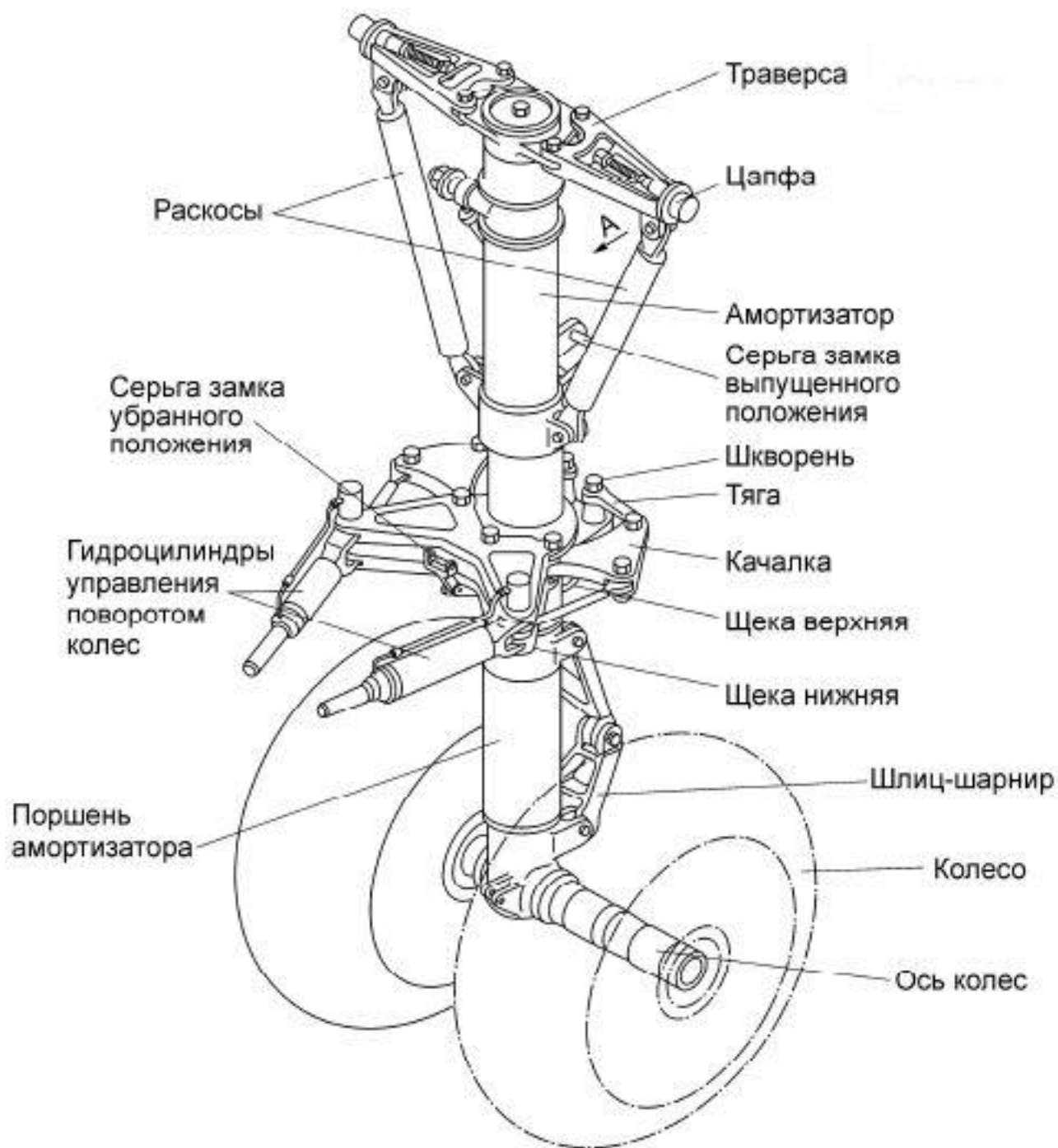


Рис. 21.1 Передняя опора шасси

Отсек передней опоры закрывается тремя парами створок: передними (большими), средними и малыми. Управление передними створками осуществляется при помощи гидравлических цилиндров.

Средние створки механически (с помощью жестких тяг) связаны с передними створками и управляются за счет кинематической связи с ними. Передача движения малым створкам на их открытие и закрытие происходит от

самой опоры при ее выпуске и уборке с помощью жестких тяг и качалок. При выпущенной опоре малые створки остаются открытыми, при убранной – закрытыми. Передние и средние створки в обоих случаях (при конечных положениях опоры) закрыты. Передние створки в закрытом положении фиксируются механическими замками. Открытие замков передних створок при выпуске шасси от резервной системы осуществляется самой опорой в начале ее движения на выпуск.

После такого выпуска передней опоры створки ее отсека остаются открытыми.

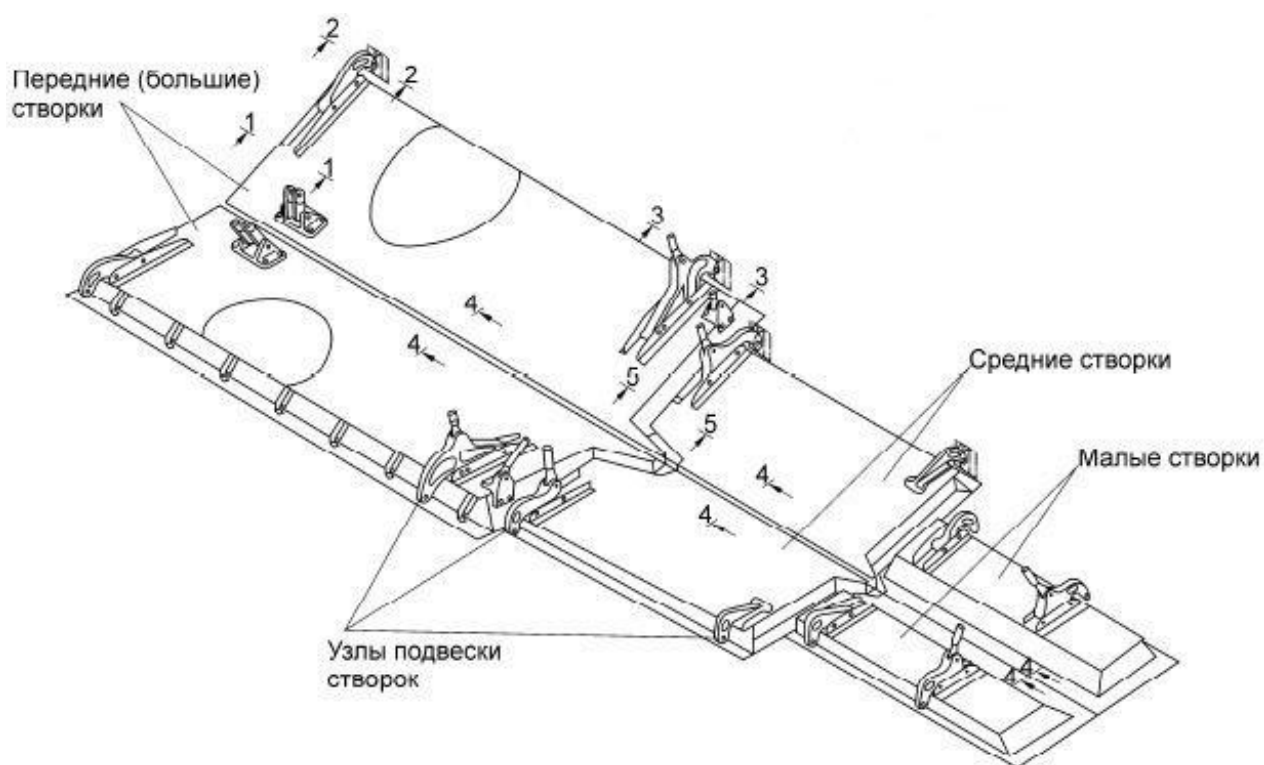


Рис. 21.2 Створки передней опоры шасси

22 Управление самолетом

Управление самолетом в полете осуществляется рулем высоты (РВ), стабилизатором, рулем направления (РН), внутренними элеронами и интерцепторами (при работе в элеронном режиме). Кроме того, в систему управления входят взлетно-посадочные устройства: закрылки, предкрылки, тормозные щитки и интерцепторы (в тормозном режиме).

Внешние элероны со штурвалами не связаны, отклоняются автоматически по сигналам системы активного демпфирования (САД) и служат для демпфирования колебаний крыла в полете с целью снижения нагрузок и увеличения его ресурса.

Управление РН, РВ, внутренними элеронами (далее – элеронами) производится в автоматическом, ручном штурвальном (оба с помощью системы автоматической загрузки – САЗ) и резервном режиме.

Управление стабилизатором предусмотрено в трех режимах: автоматическом, ручном штурвальном (оба с помощью системы рулевого привода СРП) и резервном.

Управление взлетно-посадочными устройствами производится: закрылками – системой перемещения закрылков СПЗ в следящем режиме и резервным управлением; интерцепторами – системой дистанционного управления СДУ; тормозными щитками – ручкой «ИНТЕРЦЕПТОРЫ»; предкрылками – ручкой управления закрылками и предкрылками.

Электромеханическими тормозами закрылков управляет система СУЭТ.

САЗ, СРП, СПЗ, СДУ, СУЭТ имеют устройства встроенного контроля (самоконтроль, отключение неисправного канала, сигнализация в КИСС) и наземного контроля (проверка, поиск неисправностей).

Источниками энергии для системы управления служат гидросистема и электросистема самолета.

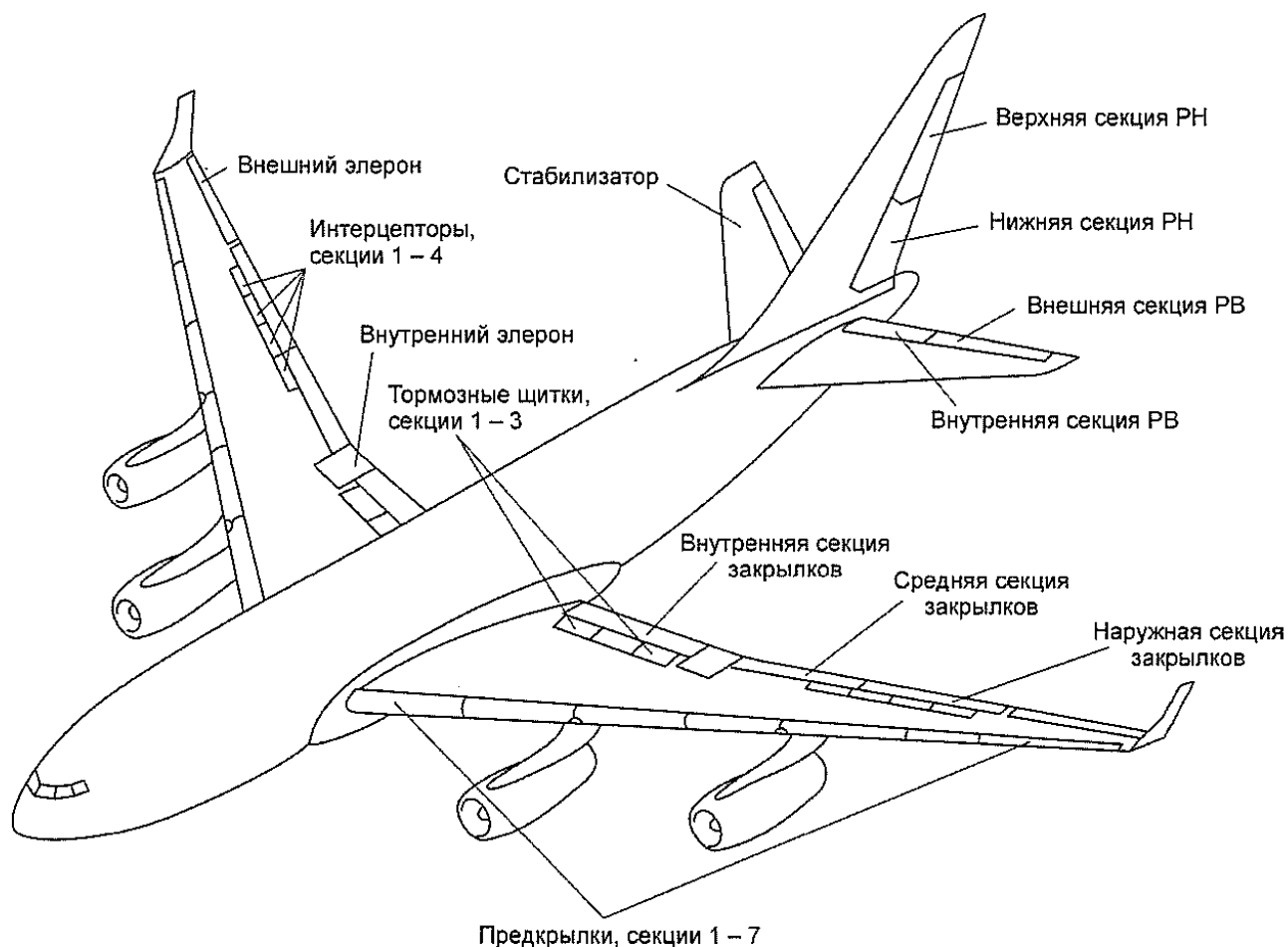


Рис. 22.1 Поверхности управления самолетом

Каждая поверхность управления самолетом приводится в действие с помощью соответствующего рычага управления, расположенного в кабине пилотов, механической проводки и агрегатов электро- и гидросистем.

Силовыми исполнительными агрегатами управления, отклоняющими рули, элероны, интерцепторы и тормозные щитки в соответствии с перемещениями рычагов управления или сигналами автоматических систем управления, являются рулевые гидравлические приводы двустороннего действия поступательного типа (тормозные щитки отклоняются гидроцилиндрами).

Система управления выполнена по небратимой схеме с централизованным гидроснабжением рулевых приводов. Переход на безбустерное управление не предусмотрен.

Отклонение закрылков, предкрылков и стабилизатора производится с помощью рулевых приводов вращательного типа

Поверхности управления, за исключением элеронов и стабилизатора, разделены на секции. Каждую секцию отклоняют два или три совместно работающих рулевых привода (кроме интерцепторов и тормозных щитков, каждая секция которых отклоняется одним рулевым приводом или гидроцилиндром).

Рулевые приводы рулей, элеронов и интерцепторов и гидроцилиндры тормозных щитков установлены непосредственно у поверхностей управления, при этом каждый привод (гидроцилиндр) получает питание от одной из четырех независимых гидросистем. В случае разгерметизации линии гидропитания одного из рулевых приводов, отклоняющих секцию, оставшиеся исправные приводы обеспечивают преодоление полного шарнирного момента с нормальными скоростями. В проводки управления рулевыми приводами рулей, элеронов, интерцепторов включены последовательно развязывающие пружинные цилиндры, которые обеспечивают возможность управления исправными секциями за счет сжатия пружины развязывающего цилиндра при отсутствии гидропитания или заклинивания одного из приводов или секции.

Механическая проводка выполнена в виде тросов, тяг и валов. В случае обрыва проводки управления элеронами, РН, РВ или интерцепторами золотники рулевых приводов устанавливаются центрирующими пружинами в положение, соответствующее установке элеронов, РН и РВ в нейтральное положение, а интерцепторов – в убранное.

Индикация положения поверхностей управления производится на мнемокадре «УПР» на левом или правом экранах КИСС, установленных на приборной доске пилотов. Положение закрылков и стабилизатора, кроме того, может быть определено по резервным индикаторам, а предкрылков – по табло «ПРЕДКР ВЫПУЩ», установленными на приборной доске пилотов.

Информация об основных отказах в системе управления самолетом выдается экипажу в виде текста на экранах КИСС, а в отдельных случаях и в виде речевой информации.

На стоянке отклонение рулей и элеронов под действием ветра демпфируется рулевыми приводами. Специальные стопорные устройства не предусмотрены.

В кабине экипажа установлены;

- два штурвала для управления РВ, элеронами и интерцепторами (при работе в элеронном режиме). На внешних рукоятках обоих штурвалов расположены нажимные переключатели «СТАБИЛИЗАТОР» ручного штурвального управления стабилизатором;

- две пары педалей для управления РН;

- приборная доска пилотов, на которой расположены индикаторы положения закрылков и стабилизатора, табло «ПЕРЕСТАВЬ СТАБИЛИЗ НА ПИК (КАБР)», «ПРЕДКР ВЫПУЩ», левый и правый экраны КИСС, на которых индицируется положение поверхностей управления (мнемокадр «УПР») и информация об отказах в системе управления самолетом;

- левый и правый пульты пилотов. На панели освещения левого пульта установлена кнопка включения и контроля «ИНТЕРЦЕПТ'», кнопка «ЗАКРЫЛКИ-СПЗ СБРОС ОТКАЗА», на панелях обогрева обоих пультов – переключатели регулировки педалей по росту пилотов;

- центральный пульт, на котором находятся: ручка управления закрылками и предкрылками, ручка управления интерцепторами (в тормозном режиме) и тормозными щитками, переключатели – резервного управления закрылками, резервного управления стабилизатором, режимов СПЗ, ручки триммерного эффекта РН и элеронов, аварийного рассоединения проводок управления РВ и элеронами, ограничения РН, отключения САЗ, пульты управления КИСС с кнопками вызова мнемокадра «УПР» и «СОСТ»;

- пульт бортинженера, на котором расположены: пульт контроля систем, в том числе САЗ, СРП, СУЭТ, муфт предельных нагрузок закрылков и предкрылков;

- панель тормозов закрылков (растормаживание).

Управление элеронами

Управление внутренними элеронами

С помощью внутренних элеронов и интерцепторов, работающих в элеронном режиме, обеспечивается поперечное управление самолетом. Управление внутренними элеронами осуществляется от штурвалов, каждый элерон отклоняется тремя совместно работающими рулевыми приводами.

Правый штурвал соединен с обоими внутренними элеронами.

Левый штурвал соединен с резервным загрузочным пружинным цилиндром и датчиками системы дистанционного управления интерцепторами (СДУ).

Левый и правый штурвалы соединены между собой механизмом расцепления, позволяющим в случае необходимости разъединить штурвалы. Механизм расцепления штурвалов приводится в действие с помощью переключателя «АВАР РАЗЪЕД ЭЛЕР» на центральном пульте. Расцепление может производиться при любом положении штурвалов.

К проводке управления, проложенной от правого штурвала, подключены два совместно работающих рулевых агрегата систем автоматической загрузки (САЗ). САЗ (каналы крена, курса, тангажа) предназначена для перемещения проводок от усилий пилотов при ручном штурвальном управлении по сигналам датчиков усилий; перемещения проводок от сигналов ВСУП при автоматическом управлении; создания нормированной загрузки штурвалов и педалей.

При отключении САЗ управление осуществляется через механическую проводку от штурвалов. Такой режим управления является резервным.

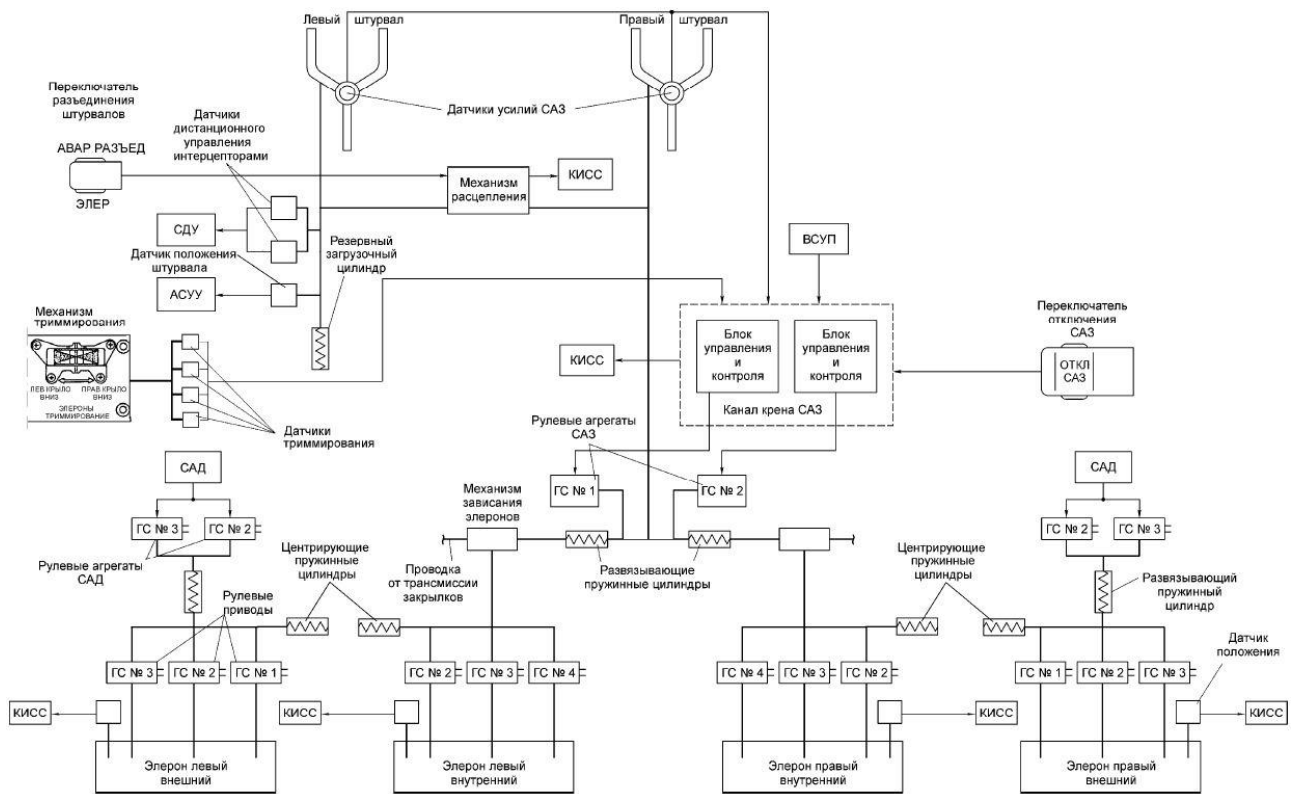


Рис. 22.2 Схема управления элеронами

В проводку за рулевыми агрегатами САЗ включены развязывающие пружинные цилиндры. Эти цилиндры обеспечивают возможность управления исправным элероном при заклинивании другого элерона или его рулевого привода. При нормальных условиях они работают как жесткие тяги.

На правом и левом полукрыле в проводку включен механизм зависания элеронов.

Механизм зависания связан с трансмиссией закрылков и позволяет отклонять оба внутренних элерона одновременно хвостиками вниз при выпуске закрылков. Это улучшает обтекание закрылков и повышает их эффективность.

К проводке перед правым и левым внутренними элеронами подключены центрирующие пружинные цилиндры.

Управление внешними элеронами

С помощью внешних элеронов обеспечивается демпфирование колебаний крыла с целью снижения нагрузок на крыло и увеличения его ресурса. Управление внешними элеронами осуществляется автоматически от рулевых агрегатов системы активного демпфирования (САД). Получая сигналы от

вычислителя системы активного демпфирования, рулевые агрегаты через жесткую проводку управляют золотниками рулевых приводов.

Каждый внешний элерон отклоняется тремя совместно работающими рулевыми приводами.

В проводке управления правым и левым внешними элеронами установлены развязывающие и центрирующие пружинные цилиндры.

Управление рулем направления

РН обеспечивает путевое управление самолетом. Управление РН осуществляется двумя парами педалей ножного управления, связанных жесткой тягой. Педали можно регулировать по росту пилота. Проводка от педалей к РН проложена по правому борту фюзеляжа. РН разделен на верхнюю и нижнюю секции, каждая из которых отклоняется тремя совместно работающими рулевыми приводами.

К проводке управления подсоединен резервный загрузочный пружинный цилиндр.

Далее к проводке подключены два совместно работающих рулевых агрегата САЗ. Назначение САЗ по каналу курса такое же, как по каналу элеронов. При отключении САЗ управление осуществляется от педалей через механическую проводку. Такой режим управления является резервным.

Рулевые агрегаты демпфера рыскания по сигналам АСУУ отклоняют РН без передачи перемещения проводки на педали, что достигается с помощью дифференциальной качалки.

Центрирующие пружинные цилиндры в проводке от рулевых агрегатов демпфера рыскания предназначены для установки выходных звеньев агрегатов в нейтральное положение при их выключении.

Передаточное отношение от педалей к Кш РН – величина переменная.

Изменение Кш происходит автоматически с помощью механизма Кш, расположенного за дифференциальной качалкой, по сигналам АСУУ. Таким образом, одному и тому же ходу педалей в зависимости от положения

механизма КШ может соответствовать разный угол отклонения РН. На случай отказа системы автоматического изменения КШ предусмотрено ручное управление механизмом КШ.

Перед рулевыми приводами секций РН установлены развязывающие пружинные цилиндры и центрирующие пружины.

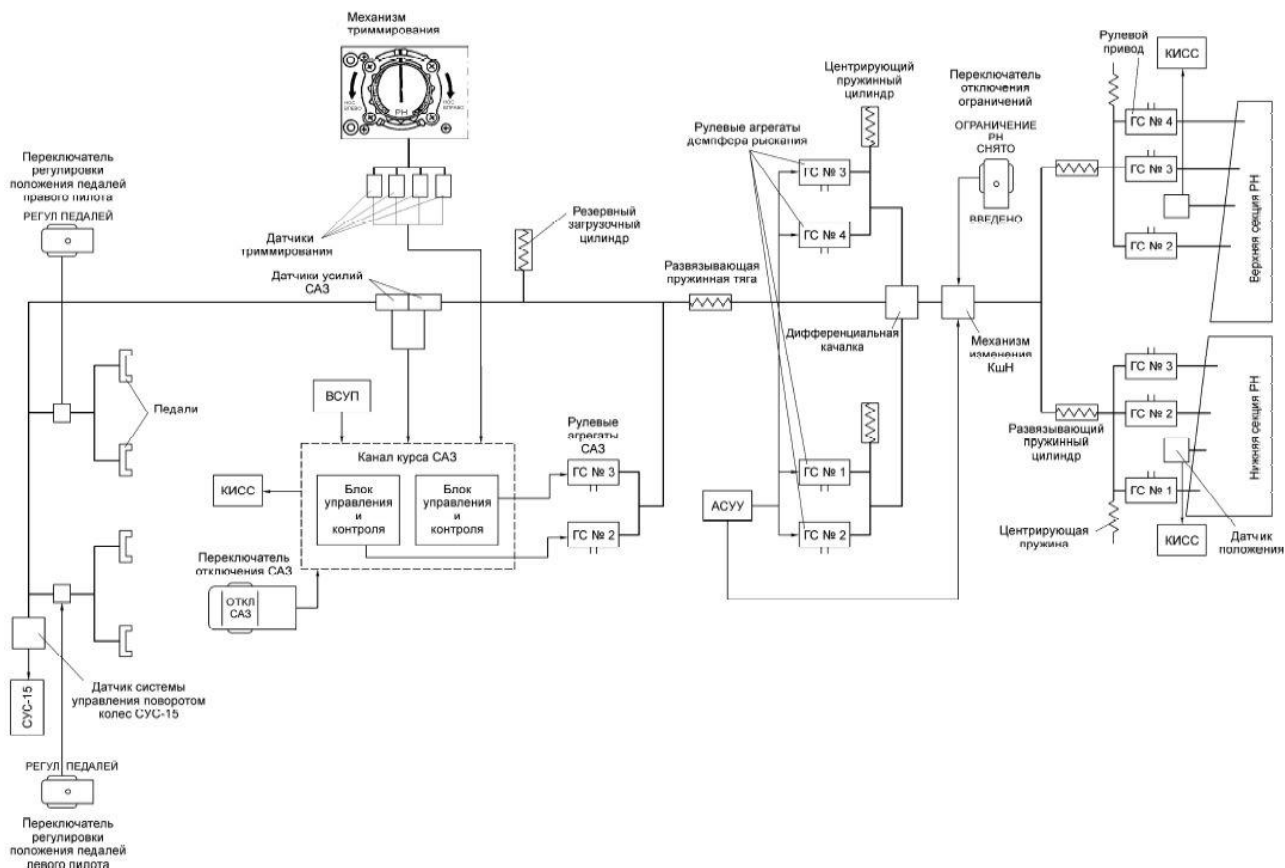


Рис. 22.3 Схема управления рулем направления

Управление рулем высоты

С помощью РВ и стабилизатора осуществляется продольное управление самолетом. РВ разделен на четыре секции. Каждая секция отклоняется двумя совместно работающими рулевыми приводами.

Управление РВ производится с помощью колонок штурвалов. Проводка к РВ проложена от правого штурвала сначала одной ветвью по правому борту, а в хвостовой части двумя ветвями по левому и правому борту. При соединенных проводках управление может производиться от любого штурвала. В случае необходимости штурвалы и проводки могут быть разъединены при любом

положении штурвалов. Расцепление производится с помощью переключателя «АВАР РАЗЪЕД РВ», расположенного на центральном пульте.

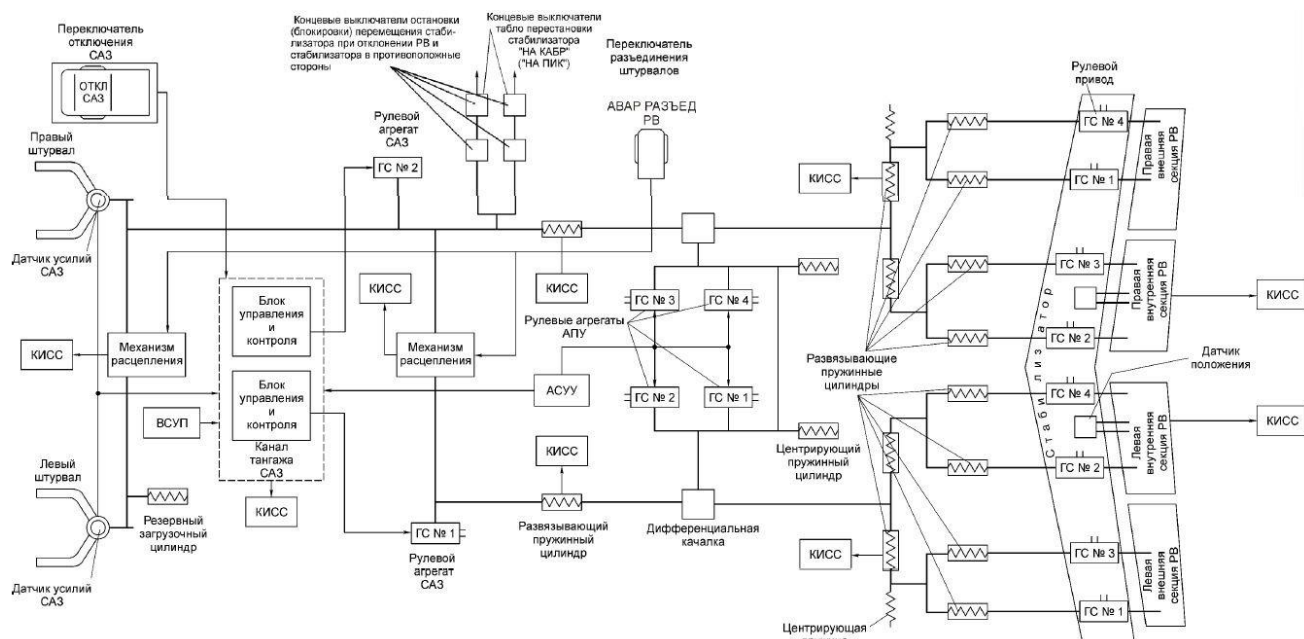


Рис. 22.4 Схема управления рулем высоты

К левой и правой проводкам подсоединены рулевые агрегаты САЗ. Назначение САЗ по каналу тангажа такое же, как и по каналам крена и курса. Кроме того, по каналу тангажа САЗ по сигналам АСУУ предотвращает выход самолета при штурвальном управлении на предельные углы атаки или недопустимую вертикальную перегрузку. При отключении САЗ управление осуществляется через механическую проводку от колонок штурвалов. Такой режим управления РВ является резервным.

За рулевыми агрегатами САЗ в проводку включены развязывающие пружинные цилиндры.

Для демпфирования короткопериодических колебаний самолета по тангажу к проводке подключены рулевые агрегаты автомата продольной устойчивости (АПУ). Рулевые агрегаты АПУ по сигналам АСУУ отклоняют РВ без передачи перемещения проводки на штурвалы, что достигается с помощью дифференциальных качалок. Центрирующие пружинные цилиндры рулевых агрегатов АПУ предназначены для установки выходных звеньев агрегатов в нейтральное положение при их выключении.

Перед рулевыми приводами секций РВ установлены центрирующие пружины и развязывающие пружинные цилиндры.

Управление стабилизатором

Продольное управление самолетом обеспечивается рулем высоты и стабилизатором, при этом РВ используется для маневрирования по высоте, а стабилизатор – для балансировки самолета в установившемся полете.

Стабилизатор отклоняется винтовым механизмом за узел на переднем лонжероне, ось вращения расположена в зоне заднего лонжерона. Диапазон углов отклонения от $+2^\circ$ до -12° .

Винтовой механизм состоит из ходового винта, верхнего и нижнего приводов и карданных подвесов.

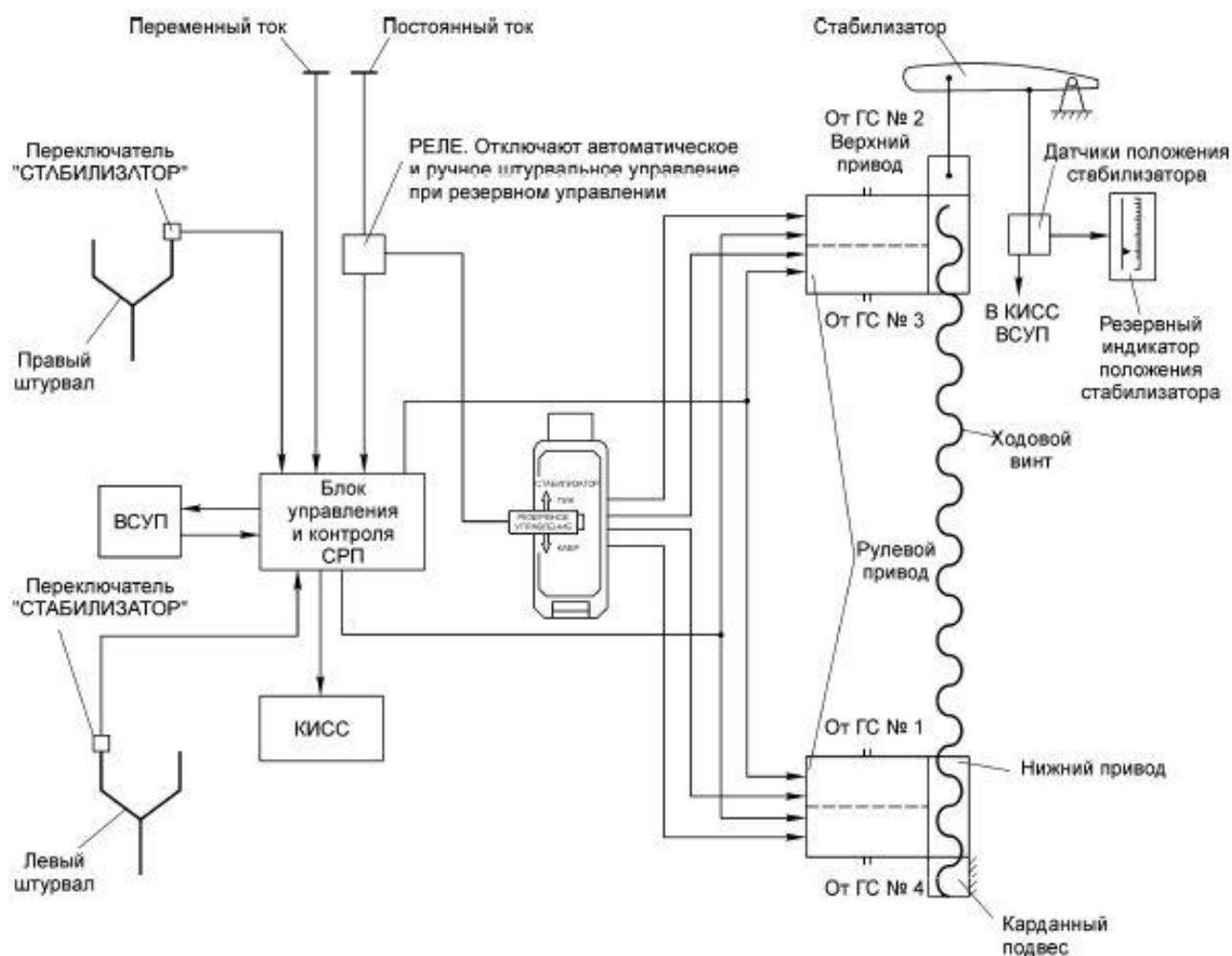


Рис. 22.5 Схема управления стабилизатором

Верхний и нижний приводы одинаковые, каждый из них состоит из редуктора и гайки, заключенных в корпус, рулевого привода, блока концевых

выключателей и редуктора с датчиками. Рулевой привод – двухканальный электрогидравлический механизм реверсивного действия вращательного типа, имеет два гидромотора, которые работают на общий выходной вал. При работе одного гидромотора скорость вращения выходного вала рулевого привода уменьшается вдвое, но крутящий момент сохраняется. В крайних положениях стабилизатора рулевые приводы останавливаются концевыми выключателями с недоходом до механических упоров. Управление стабилизатором может производиться в трех режимах: автоматическом, ручном штурвальном и ручном резервном. Автоматическое и ручное штурвальное управление осуществляются системой рулевого привода СРП, которая является четырехканальной электрогидравлической системой.

Основным режимом управления стабилизатора является автоматический, который используется при включенной ВСУПТ. Ручной штурвальный режим управления применяется на начальных этапах взлета и конечных этапах посадки, когда ВСУПТ не используется, а также для вмешательства в работу автоматики и при отказах ВСУПТ. Резервный режим управления применяется при отказах автоматического и ручного штурвального режимов либо при необходимости быстрого отклонения стабилизатора при убранных закрылках.

В автоматическом режиме СРП управляет стабилизатором по сигналам вычислительной системы управления полетом и тягой (ВСУПТ) одной парой каналов управления (по одному каналу из верхнего и нижнего привода), при этом вторая пара каналов находится в резерве. Скорость отклонения стабилизатора 0,215 град/с. Включение автоматического режима происходит после нажатия кнопки «АП» на пульте управления ВСУПТ.

В ручном штурвальном режиме управление стабилизатором осуществляется по сигналам от нажимных переключателей «СТАБИЛИЗАТОР», установленных на внешних рукоятках штурвалов. При убранных закрылках ($\delta_{закр} < 5^\circ$) в работе участвует одна пара каналов, скорость перемещения стабилизатора 0,215 град/с. При выпущенных закрылках ($\delta_{закр} >$

5°) в работе участвуют все четыре канала, скорость максимальная – 0,43 град/с. При нажатии переключателя «СТАБИЛИЗАТОР» на штурвале система автоматического управления самолетом отключается и для восстановления ее работы необходимо повторно нажать кнопку «АП» на пульте управления ВСУПТ. Переключатель «СТАБИЛИЗАТОР» сдвоенный, состоит из двух нажимных переключателей, гашетки которых расположены рядом. Для перемещения стабилизатора необходимо на левом или правом штурвале нажать одновременно обе гашетки по направлению стрелки «ПИК» или «КАБР» и после установки стабилизатора в нужное положение отпустить их.

Отпущенные гашетки самостоятельно устанавливаются в нейтральное положение. При нажатии одной гашетки стабилизатор отклоняться не должен.

В СРП имеется устройство, которое контролирует исправность работающих каналов, обеспечивает автоматическое отключение работающей пары каналов при возникновении в ней неисправности и включение резервной пары каналов, полностью отключает систему при отказе второй работающей пары каналов, формирует и выдает на КИСС информацию об отказах. При работе четырех каналов (при ручном штурвальном управлении при выпущенных закрылках и при резервном управлении) контроль за работой каналов системой не производится.

Отклонение стабилизатора сопровождается специальным звуковым сигналом в кабине экипажа – прерывистым зуммером. Звуковой сигнал продолжительностью 0,3 с следует через каждые 0,38° отклонения стабилизатора. Положение стабилизатора индицируется на мнемокадре «УПР», а также на резервном индикаторе, установленном на приборной доске пилотов. На земле положение стабилизатора, кроме того, может быть определено по шкалам на поверхности фюзеляжа и внутри фюзеляжа.

Система СРП имеет устройства наземного контроля для проведения периодических и оперативных форм обслуживания системы и поиска неисправностей при ее отказах, а также переключатель для периодического

переключения пар каналов с целью выравнивания ресурса. При наземной отработке системы управления стабилизатором и отсутствии давления в гидросистемах самолета предусмотрено отклонение стабилизатора вращением выходного вала рулевого привода с помощью ручного привода.

Управление закрылками

Закрылки предназначены для увеличения коэффициента подъемной силы C_y на режимах взлета и посадки. Состоят из шести секций (внутренней, средней и наружной на каждом полукрыле), каждая из которых с помощью двух винтовых механизмов перемещается по рельсам с прямолинейными направляющими.

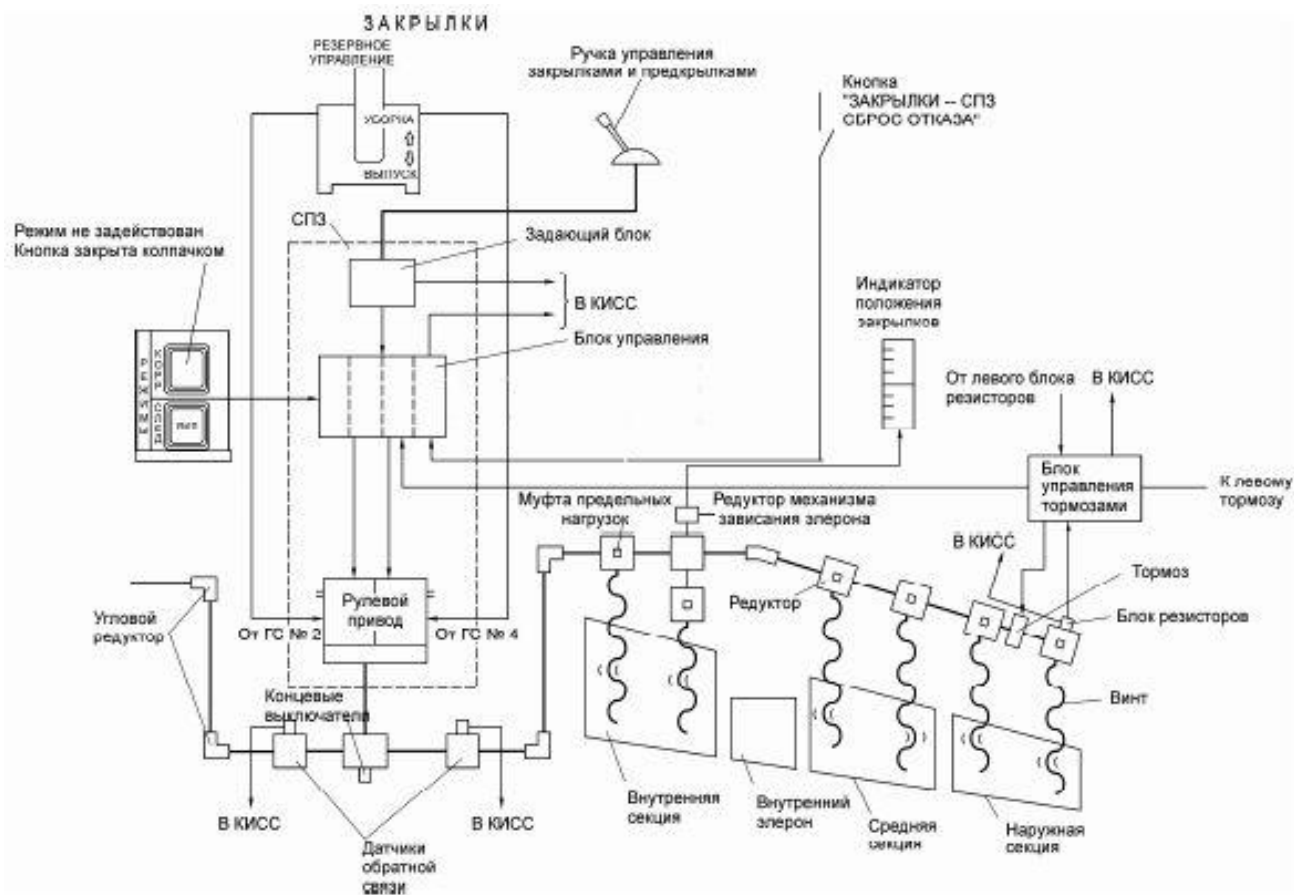


Рис. 22.6 Схема управления закрылками

В убранном положении закрылки образуют участок хвостовой части крыла, при выпуске перемещаются по рельсам назад с одновременным угловым отклонением вниз. Угловое отклонение закрылков осуществляется

специальными рычажными механизмами, наиболее интенсивно угол меняется к концу выпуска.

Внутренние секции состоят из основного и хвостового звеньев, средние и наружные секции хвостовых звеньев не имеют.

Управление закрылками осуществляется ручкой управления закрылками и предкрылками, а также переключателем «ЗАКРЫЛКИ РЕЗЕРВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ», установленными на центральном пульте.

Совмещенное управление закрылками и предкрылками (от одной ручки) обеспечивает определенную последовательность их выпуска и уборки, которая задается положениями ручки.

При перемещении ручки управления закрылками и предкрылками приводится в действие система перемещения закрылков СПЗ. СПЗ обеспечивает управление закрылками в следящем режиме.

Система СПЗ вступает в работу после нажатия кнопки «СЛЕД» и перемещения ручки управления закрылками и предкрылками в нужное положение.

Электрические и гидравлические элементы СПЗ составляют два независимых канала с отдельными источниками питания. Нормальный режим работы предусматривает одновременную работу обоих каналов. При отказе одного канала исправный канал обеспечивает управление закрылками в полном диапазоне углов отклонения и с сохранением крутящего момента, но скорость отклонения уменьшается вдвое. Неисправный канал автоматически отключается.

С системой СПЗ взаимодействуют:

- система воздушных сигналов (СВС), откуда в СПЗ поступают цифровые сигналы высоты и скорости полета;
- система управления электрическими тормозами закрылков СУЭТ (при включении тормозов СПЗ по сигналу СУЭТ останавливает рулевой привод закрылков);

- система автоматической защиты закрылков от превышения допустимых нагрузок и скоростей в полете (по сигналу муфт предельных нагрузок, встроенных в редукторы винтовых механизмов, СПЗ останавливает рулевой привод закрылков).

В состав СПЗ входят: задающий блок, механически связанный с ручкой управления закрылками и предкрылками, блок управления, рулевой привод, датчики и концевые выключатели. В состав блока управления в числе других устройств входит мини-ЭВМ, которая производит оценку достоверности входной информации, вычисление и формирование управляющих воздействий на рулевой привод закрылков, осуществляет контроль исправности и выдачу информации в КИСС.

Если нагрузка на винтовые механизмы секций примерно в 1,5 раза превышает максимальное эксплуатационное значение, то срабатывают муфты предельных нагрузок и подают сигнал на остановку рулевого привода закрылков, на экране КИСС появляется информация «ЗАКР ОСТАНОВ».

Система управления электромеханическими тормозами закрылков СУЭТ включает тормоза закрылков, если:

- левые и правые секции закрылков отклоняются несимметрично (с разницей более 2°);
- закрылки убираются симметрично, но с повышенной скоростью;
- направление движения закрылков не соответствует положению ручки управления закрылками и предкрылками.

Управление интерцепторами

Интерцепторы состоят из восьми секций (по четыре на каждом полукрыле), которые расположены над средними и наружными секциями закрылков и отклоняются только вверх.

Каждая секция интерцепторов отклоняется своим рулевым приводом, приводы получают питание от разных гидросистем симметрично по размаху крыла.

Интерцепторы механической связи со штурвалами не имеют и управляются трехканальной системой дистанционного управления СДУ, которая работает по сигналам от двух датчиков положения левого штурвала и (или) двух таких же датчиков, связанных с ручкой «ИНТЕРЦЕПТОРЫ» (при помощи этой же ручки управляют и тормозными щитками).

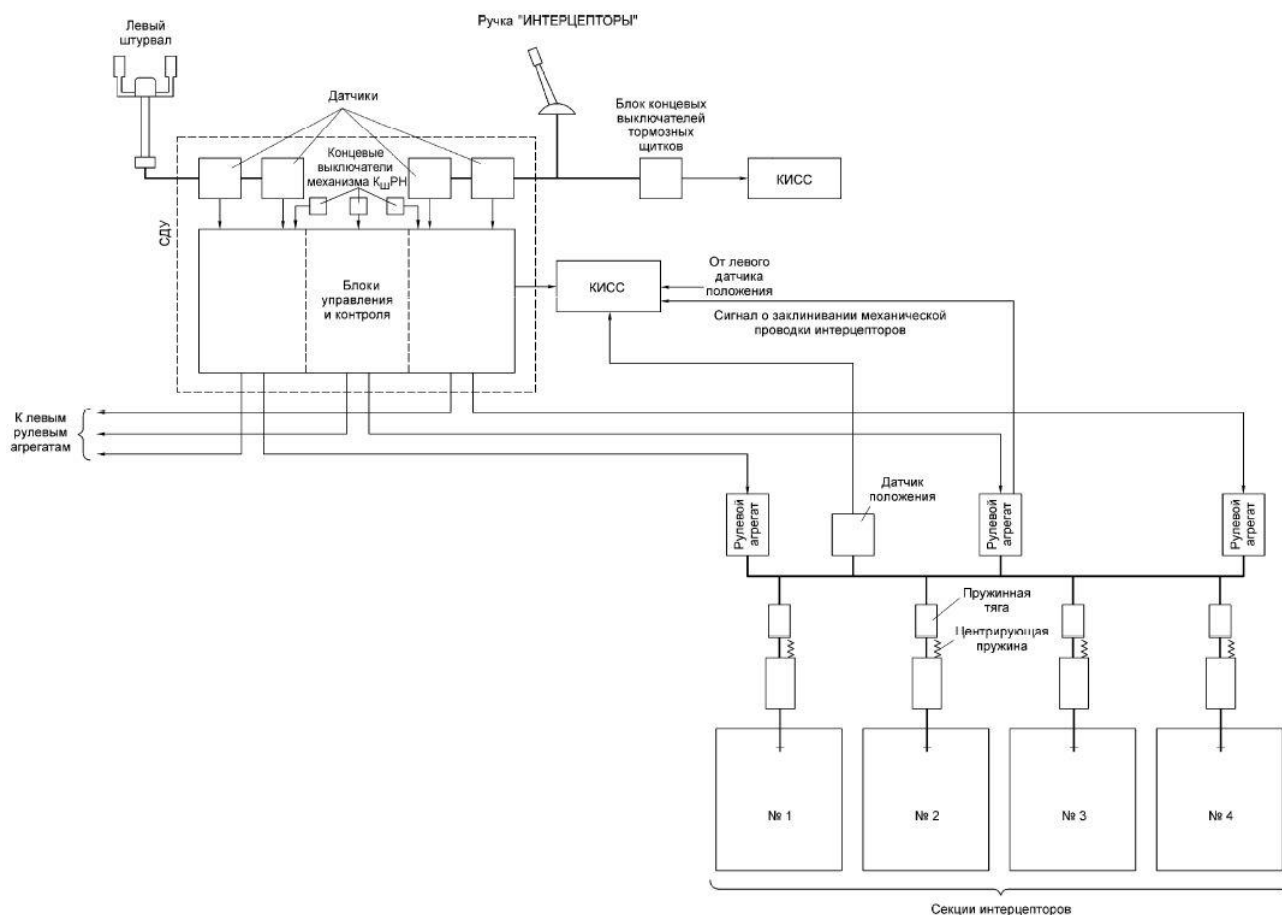


Рис. 22.7 Схема управления интерцепторами

СДУ обеспечивает управление интерцепторами в трех режимах: элероном, тормозном и смешанном. При этом сигналы датчиков положения штурвала и (или) датчиков ручки «ИНТЕРЦЕПТОРЫ» поступают в блоки управления и контроля системы СДУ, где вырабатываются соответствующие управляющие сигналы на рулевые агрегаты интерцепторов, которые перемещают механическую проводку к исполнительным органам – рулевым приводам секций.

Элеронный режим секций применяется на всех режимах полета и осуществляется по сигналам от двух датчиков, связанных с левым штурвалом.

В элеронном режиме левые и правые секции интерцепторов перемещаются дифференциально.

Тормозной режим используется в полете с убранными закрылками для резкого снижения и на земле для сокращения длины пробега при посадке (или прерванном взлете) за счет аэродинамического торможения и увеличения эффективности тормозов колес.

В тормозном режиме левые и правые секции интерцепторов перемещаются симметрично, угол отклонения задается ручкой «ИНТЕРЦЕПТОРЫ».

Смешанный режим используется при снижении одновременно для управления по крену и торможения, управление осуществляется с помощью ручки «ИНТЕРЦЕПТОРЫ» и штурвала. При этом углы отклонения левых и правых секций различны и зависят от суммарного воздействия управляющих сигналов.

Управление тормозными щитками

Тормозные щитки используются на земле для сокращения длины пробега самолета на посадке или прерванном взлете за счет аэродинамического торможения и повышения эффективности тормозов колес.

Тормозные щитки состоят из шести секций (по три на каждом полукрыле), расположены над внутренними секциями закрылков и отклоняются только вверх. Каждая секция отклоняется своим гидроцилиндром, все цилиндры питаются от гидросистемы №4. Устанавливаются тормозные щитки лишь в крайние положения: убранное и выпущенное.

В убранном положении секции шток втянут в цилиндр и закрыт на внутренний механический замок, препятствующий отклонению секции под действием аэродинамических сил.

В выпущенном положении щитки удерживаются давлением гидросмеси, штоки цилиндров выдвинуты до упора.

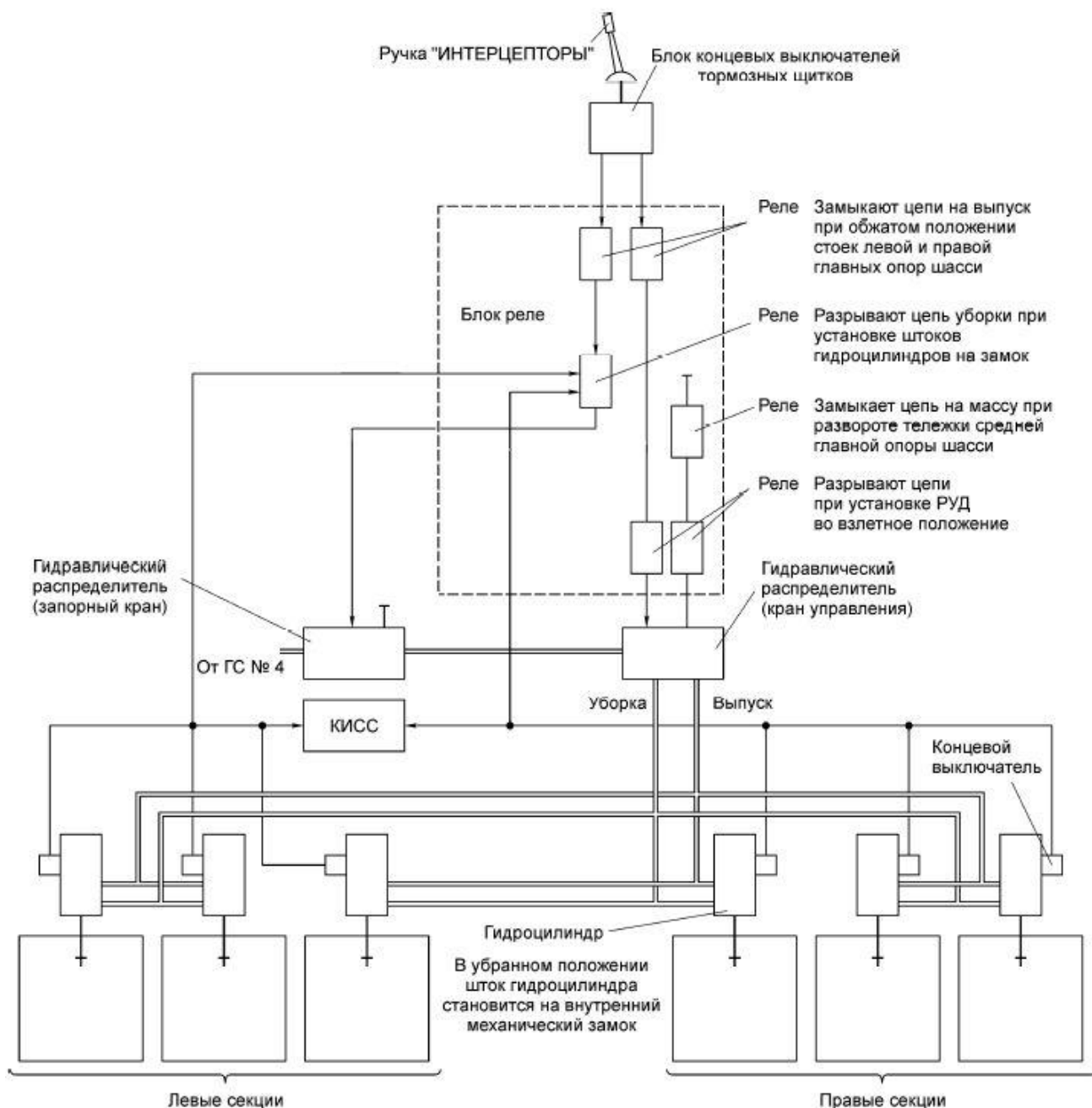


Рис. 22.8 Схема управления тормозными щитками

Выпуск и уборка тормозных щитков производится ручкой «ИНТЕРЦЕПТОРЫ». При установке ручки в крайнее положение 30° по шкале для выпуска интерцепторов при приземлении, после разворота тележки главной средней опоры и обжатия левой и правой стоек опор шасси, тормозные щитки выпускаются.

Уборка тормозных щитков происходит при установке ручки «ИНТЕРЦЕПТОРЫ» в положение менее 25° по шкале ручки, а также при установке хотя бы одного РУД во взлетное положение.

Управление предкрылками

Предкрылки предназначены для улучшения обтекания крыла при выпущенных закрылках и предотвращения срыва потока. Состоят из четырнадцати секций, по семь секций на каждом полукрыле. Секции соединены попарно специальными шарнирами, секции № 7 – одиночные.

Предкрылки и закрылки управляются общей ручкой, обеспечивающей установку предкрылков в положения 0°, 3°, 25°.

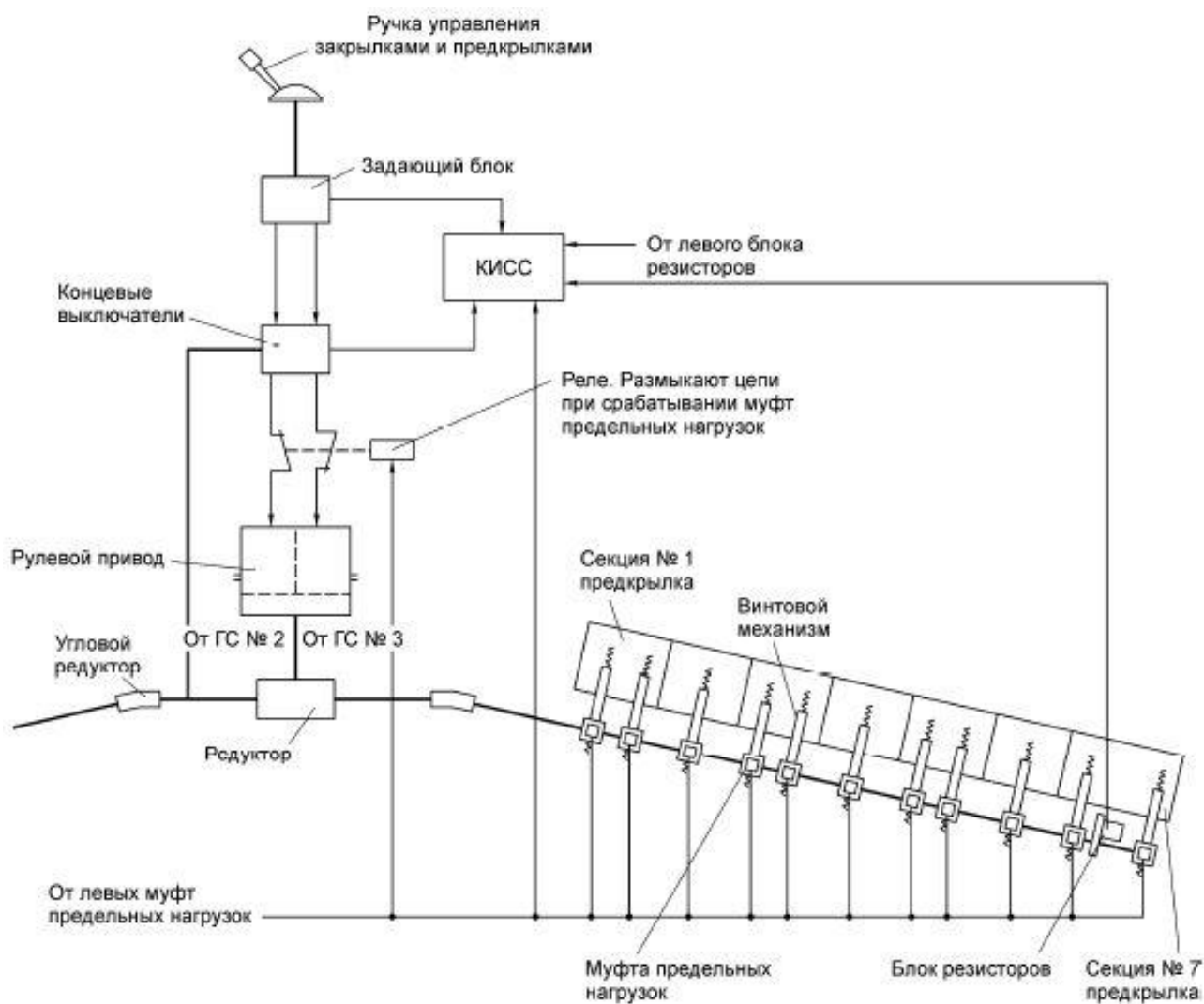


Рис. 22.9 Схема управления предкрылками

Для увеличения надежности электрические и гидравлические элементы системы управления предкрылками резервированы, и управление производится по двум независимым и одновременно работающим каналам. Отклоняются предкрылки рулевым приводом вращательного типа, установленным на

переднем лонжероне центроплана, через механическую трансмиссию и 22 винтовых механизма (по три на каждую соединенную пару и по два на одиночную). Рулевой привод имеет два гидромотора, которые работают на общий выходной вал и получают питание от разных гидросистем.

При отказе одного канала второй обеспечивает перемещение предкрылков в полном диапазоне углов, но с вдвое меньшей скоростью. В случае перехода на резервное управление закрылками управление предкрылками остается прежним – от ручки управления закрылками и предкрылками. При этом в полете необходимо соблюдать взаимное соответствие углов отклонения закрылков и предкрылков, указанное на шкале ручки, и выпускать (убирать) предкрылки раньше (позже), чем закрылки.

23 Гидравлическая система

Гидравлическая система самолета предназначена:

- для управления стабилизатором, рулем высоты, рулем направления и элеронами;
- для управления интерцепторами и тормозными щитками;
- для управления предкрылками и закрылками;
- для обеспечения работы рулевых агрегатов автомата продольной устойчивости (АПУ), рулевых агрегатов системы автоматической загрузки (САЗ) в управлении рулем высоты, рулем направления и элеронами, рулевых агрегатов демпфера рыскания (ДР), рулевых агрегатов системы активного демпфирования (САД) и рулевых агрегатов системы дистанционного управления интерцепторами (СДУ-4);
- для торможения колес левой, средней и правой опор шасси;
- для уборки и выпуска шасси;
- для обеспечения работы рулежного устройства;
- для управления дверями грузовых отсеков № 1, 2 и верхней грузовой дверью;
- для управления реверсом тяги двигателей.

Гидравлическая система состоит из четырех самостоятельных и независимых одна от другой систем № 1, 2, 3 и 4. Каждая система не имеет агрегатов, трубопроводов и исполнительных механизмов, общих с другими системами.

Система № 1 обеспечивает:

- работу левого нижнего гидропривода стабилизатора;
- управление левой и правой внешними секциями руля высоты, а также работу рулевого агрегата АПУ и рулевого агрегата САЗ;
- управление нижней секцией руля направления, а также работу рулевого агрегата РА – 98 демпфера рысканья (ДР);
- управление левым и правым внешними элеронами;

- управление левыми и правыми интерцепторами №1, а также работу рулевых

- агрегатов СДУ-4 и рулевого агрегата СА3 в управлении внутренними элеронами;

- торможение передних колес левой и правой опор шасси;

- уборку и выпуск левой опоры;

- управление реверсом тяги двигателя № 1.

Система № 2 обеспечивает:

- работу левого верхнего гидропривода стабилизатора;

- управление левой и правой внутренними секциями руля высоты, а также работу рулевого агрегата АПУ и рулевого агрегата СА3;

- управление верхней и нижней секциями руля направления, а также работу рулевого агрегата ДР и рулевого агрегата СА3;

- управление левыми и правыми внешними и внутренними элеронами, а также работу рулевых агрегатов САД и рулевого агрегата СА3 в управлении внутренними элеронами;

- управление левым и правым интерцепторами № 4;

- торможение задних колес левой и правой опор шасси;

- управление предкрылками и закрылками;

- работу рулежного устройства;

- управление реверсом тяги двигателя № 2.

Система № 3 обеспечивает:

- работу правого верхнего гидропривода стабилизатора;

- управление правой внутренней и левой внешней секциями руля высоты, а также работу рулевого агрегата АПУ;

- управление нижней и верхней секциями руля направления, а также работу рулевого агрегата ДР и рулевого агрегата СА3;

- управление левыми и правыми внешними и внутренними элеронами, а также работу рулевых агрегатов САД;

- работу рулевых агрегатов СДУ - 4;
- управление левыми и правыми интерцепторами № 3;
- торможение передних и задних колес средней опоры;
- уборку и выпуск средней опоры и аварийный выпуск левой и правой опор;
- управление предкрылками;
- работу рулежного устройства;
- уборку и выпуск передней опоры;
- управление реверсом тяги двигателя № 3.

Система № 4 обеспечивает:

- работу правого нижнего гидропривода стабилизатора;
- управление правой внешней и левой внутренней секциями руля высоты, а также работу рулевого агрегата АПУ; управление верхней секцией руля направления, а также работу рулевого агрегата ДР;
- управление левым и правым внутренними элеронами;
- управление левыми и правыми тормозными щитками № 1, 2 и 3;
- управление левыми и правыми интерцепторами № 2, а также работу рулевых агрегатов СДУ - 4;
- уборку и выпуск правой опоры;
- управление закрылками;
- управление реверсом тяги двигателя № 4.

Из назначений систем № 1, 2, 3 и 4 следует, что многие потребители питаются от двух и более гидросистем. Такое резервирование повышает надежность их работы.

Номинальное рабочее давление в гидросистеме 210 кгс/см² (21 МПа).

В качестве рабочей жидкости применяются жидкости НГЖ-5У по ТУ38.401-58-57-93, HyJet IV-Aplus фирмы ExxonMobil США, Skydrol LD-4 (Skydrol 500B-4) фирмы Solutia США.

При этом опускается смешивание в любых соотношениях НГЖ-5У и HyJet IV-Aplus , НГЖ-5У и Skydrol LD-4 (Skydrol 500B-4), HyJet IV-Aplus и Skydrol LD-4 (Skydrol 500B-4).

В гидросистему заливается примерно 400 л жидкости.

Характеристики гидросистемы и работоспособность потребителей сохраняются при давлении от 180 кгс/см² (18 МПа) до давления, поддерживаемого предохранительным клапаном 260–270 кгс/см² (26–27 МПа).

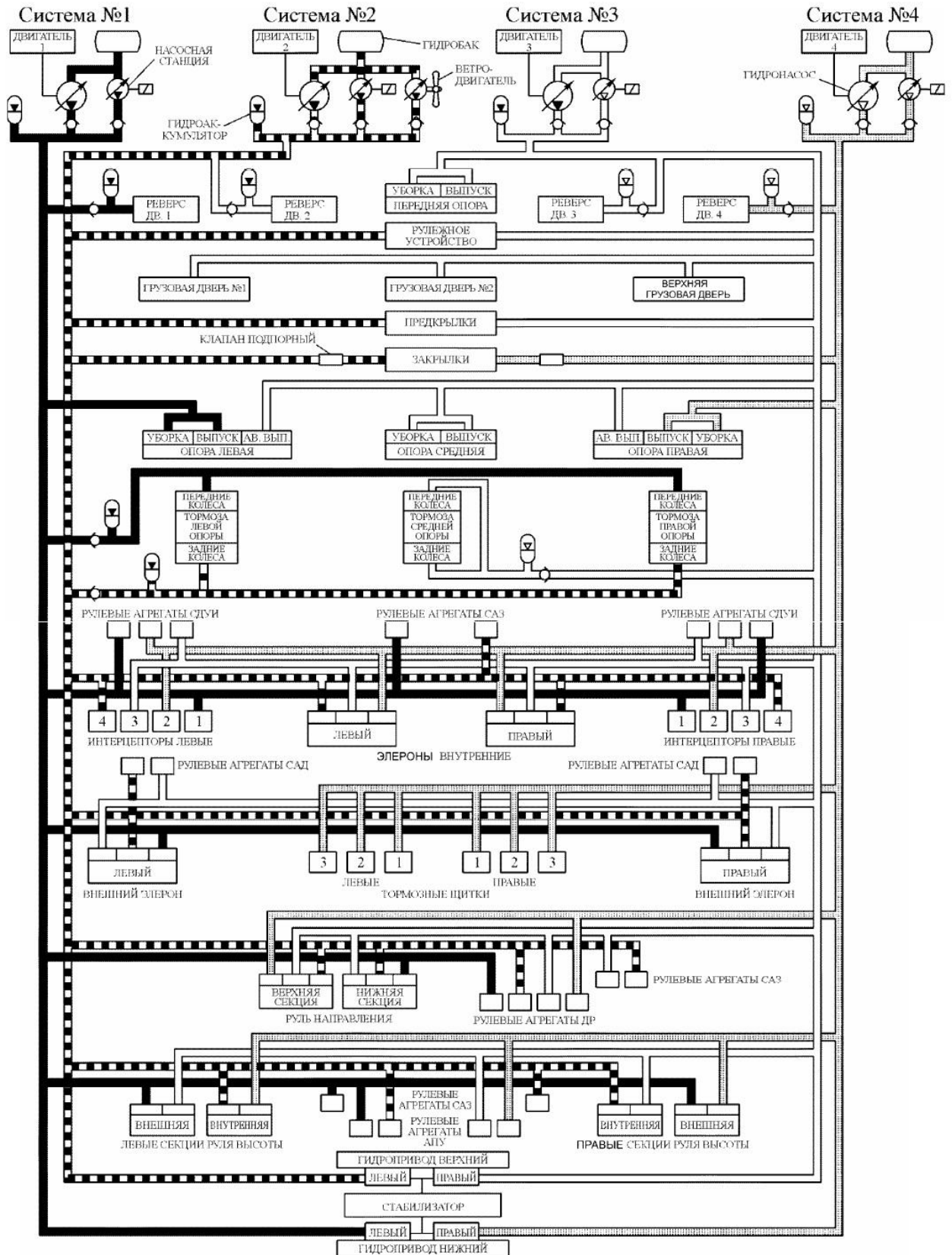


Рис. 23.1 Блок-схема гидросистемы

24 Управление уборкой и выпуском шасси

Управление уборкой и выпуском шасси электрогидравлическое, выполняется при помощи переключателя, расположенного на приборной доске пилотов.

Каждая опора имеет автономную систему управления, что обеспечивает, при необходимости, их отдельную уборку или выпуск.

Уборка всех опор шасси осуществляется гидравлическими цилиндрами.

Выпуск (и установка на замки выпущенного положения) передней и средней основных опор происходит под действием их собственного веса и встречного потока воздуха; выпуск левой и правой основных опор – под действием собственного веса с «дожатием» (установкой на замки выпущенного положения) гидроцилиндрами складывающихся подкосов.

Цикл выпуска или уборки шасси завершается автоматическим закрытием створок отсеков опор шасси.

Электрическая система управления уборкой и выпуском шасси обеспечивает необходимую последовательность срабатывания исполнительных агрегатов и механизмов системы, обеспечивающих автоматическое открытие и закрытие створок и перемещение опор, блокировку уборки шасси при обжатых амортизаторах.

Для контроля за положением шасси на самолете предусмотрены:

- световая сигнализация выпущенного и промежуточного положения опор;
- электрические указатели текущего положения опор (на мнемокадре КИСС).

Резервный выпуск шасси (отдельных опор) при отказе основной системы выпуска обеспечивается за счет открытия замков убранного положения опор и створок основных опор с помощью системы механической проводки с приводом от ручки механического открывания замков, расположенной в кабине пилотов.

При этом все опоры выпускаются под действием собственного веса и встречного потока воздуха.

«Дожатие» левой и правой основных опор на замки выпущенного положения осуществляется резервными гидроцилиндрами складывающихся подкосов, питающимися от исправной гидросистемы № 3. Постановка этих опор на замки возможна также и без «дожатия». После резервного выпуска шасси створки отсеков опор остаются открытыми.

При движении самолета по аэродрому (руление, разбег, пробег) управление поворотом колес передней опоры выполняется с помощью дистанционной следящей электрогидравлической системы управления СУС15. При отказе или выключении системы колеса становятся свободно ориентирующимися. При этом обеспечивается демпфирование автоколебаний типа «шимми».

Система управления поворотом СУС15 обеспечивает:

- управление поворотом колес при разбеге и пробеге самолета от педалей руля направления – поворот колес в пределах $\pm(10\pm 2)^\circ$;
- управление при рулении от рукояток левого и правого пилотов – поворот колес в пределах $\pm 65_{-3}^{+30}^\circ$;
- свободное ориентирование колес опоры (режим демпфирования).

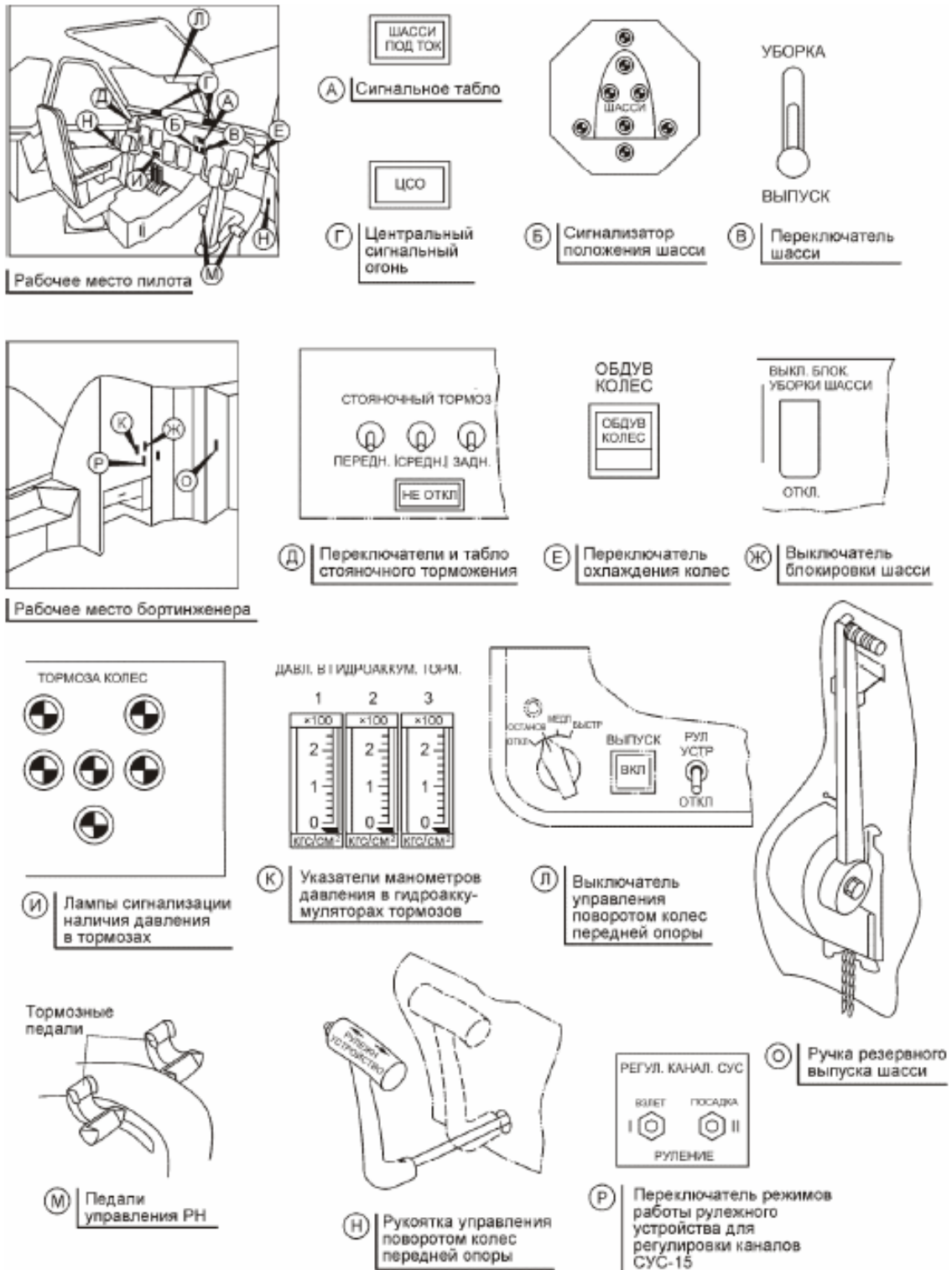


Рис. 24.1 Органы управления, сигнализации и контроля шасси

25 Маршевая силовая установка

Маршевая силовая установка самолета состоит из четырех турбореактивных двухконтурных двигателей ПС-90А1, подвешенных на пилонах, а также систем и оборудования, обеспечивающих работу двигателей.

Основные системы и оборудование силовой установки самолета:

- топливная система силовой установки;
- система смазки и суфлирования двигателя (автономная – на двигателе);
- система управления двигателями – электродистанционная от РУД с центрального пульта в кабине экипажа;
- система запуска двигателей;
- система автоматического регулирования двигателя;
- пожарная защита двигателя;
- источник энергоснабжения;
- система отображения информации о работе двигателей;
- система отбора воздуха от двигателя;
- противообледенительная система гондолы двигателя;
- дренажная система;
- элементы установки двигателей на самолете.

Топливная система силовой установки обеспечивает питание маршевых двигателей и двигателя вспомогательной силовой установки топливом.

Пожарная защита двигателя предназначена для тушения пожара на двигателе и предупреждения распространения пожара на крыло самолета.

Противообледенительная система гондолы двигателя предназначена для предупреждения обледенения носка воздухозаборника двигателя.

Источники энергоснабжения, установленные на двигателях, питают энергетическую бортовую систему, которая, в свою очередь, является источником питания электроэнергией силовой установки самолета.

Информация о текущих параметрах работающих двигателей и отказных их состояниях отображается на комплексной системе электронной индикации и

сигнализации (КСЭИС), и регистрируется в многоканальной системе регистрации параметров (МСРП).

КСЭИС экипажу выдаются инструкции-подсказки по действиям при возникновении отказов и неисправностей, речевые сообщения и тональный сигнал (гонг), с целью привлечения внимания экипажа к отказам и неисправностям силовой установки, а также аварийные, предупреждающие и уведомляющие световые сигналы в проблесковом режиме на центральные сигнальные огни.

Панели и щитки управления и контроля силовой установки размещены в кабине экипажа на верхнем пульте пилотов, приборной доске пилотов, центральном пульте.

Для включения и выключения систем и отдельных агрегатов силовой установки используются кнопочные переключатели со световой сигнализацией (в дальнейшем «кнопки»). Световая сигнализация на верхней поверхности кнопки несет информацию о состоянии системы или агрегата (включен, отключен и др.). Исключением являются выключатель стоп-крана двигателя на центральном пульте пилотов и аварийный выключатель двигателя на щитке «ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА ДВИГАТЕЛЯ». Эти выключатели двухпозиционные перекидные с защитными колпачками.

На панелях управления и контроля используются кнопки с арретиром и без арретира. После нажатия кнопки с арретиром она остается в нажатом (утопленном) состоянии, после повторного нажатия кнопка возвращается в исходное положение. Кнопка без арретира после нажатия возвращается в исходное положение.

Электрическое питание систем силовой установки обеспечивается от общесамолетной системы электропитания.

Двигатель ПС-90А1 турбореактивный двухконтурный, двухвальный со смешением потоков наружного и внутреннего контуров в общем выходном устройстве.

Двигатель включает в себя следующие основные части: компрессор, камеру сгорания, турбину, реактивное сопло, канал наружного контура, разделительный корпус с коробкой приводов, реверсивное устройство.

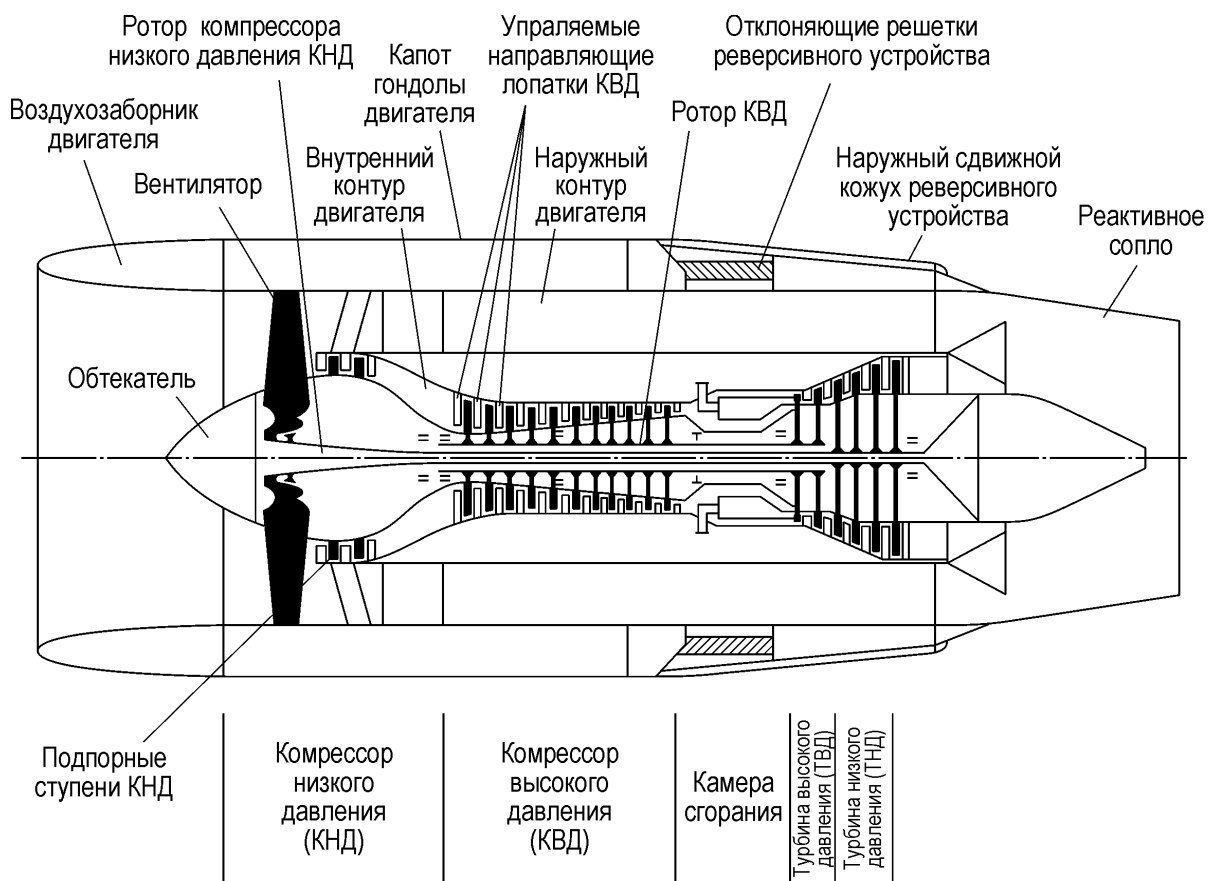


Рис. 25.1 Схема ПС-90А1

На двигателе установлены:

- воздушный стартер для запуска двигателя на земле и в полете;
- агрегат зажигания, обеспечивающий работу свечей зажигания, предназначенных для воспламенения топлива в камере сгорания при запуске;
- привод-генератор переменного тока;
- гидравлический насос с приводом от двигателя и гидравлическая насосная станция с электроприводом;

- датчики параметров работы двигателя, от которых поступают аналоговые и дискретные сигналы в системы контроля и автоматического регулирования двигателя;
- подкачивающий топливный насос, насос-регулятор и другие агрегаты топливной системы;
- аппаратура системы автоматического регулирования двигателя;
- двигательная часть механической системы управления насосом-регулятором от РУД;
- гидросистема и агрегаты управления реверсивным устройством двигателя;
- агрегаты отбора воздуха от двигателя;
- агрегаты противообледенительной системы воздухозаборника двигателя;
- оборудование для тушения пожара в полости гондолы.

Автономная система контроля АСК-90 предназначена для:

- приема и регистрации информации по двигателю и его системам, необходимой для анализа их состояния, в объеме, максимально возможном при эксплуатации на самолете;
- выдачи оперативной информации о наличии отказов и неисправностей систем двигателя и ее систем после каждого полета;
- послеполетной обработки зарегистрированной информации;
- проведения наземных отработок двигателя, в том числе регулировки настроек РЭД-90М1.

Система АСК-90 включает оборудование, устанавливаемое на борт самолета:

- блок регистрации информации АСК-90- БР (см. PSA1-A-77-02-01-00R-040A-A);
- пульт индикации АСК-90-ПИ (см. PSA1-A-77-02-02-00R-040A-A);
- наземное сервисное оборудование, находящееся в каждой эксплуатирующей организации;
- пульт контроля и отображения информации АСК-90-ПКО;

- программное обеспечение послеполетной обработки информации для ПЭВМ наземного комплекса обработки.

На самолет устанавливается один блок АСК-90-БР и один блок АСК-90-ПИ, обслуживающие все двигатели самолета.

АСК-90-ПКО подключается при наземных работах к блоку АСК-90-БР через специальный электрический соединитель СНЦ23-10/18Р, размещенный в кабине экипажа.

Монтаж и демонтаж маршевых двигателей

Для замены двигателя в комплекте наземного оборудования самолета имеется малогабаритный разборный подъемник с лебедками, траверсы для крепления подъемников к двигателю, стропы для снятия воздухозаборника и створок капота и транспортировочная тележка для перевозки двигателя и элементов мотогондолы.

При демонтаже и монтаже двигателя подъемник устанавливается на пилоне крыла. Монтаж и демонтаж двигателя может производиться также автокранами и автопогрузчиками, необходимой грузоподъемности, с использованием траверс из комплекта наземного оборудования.

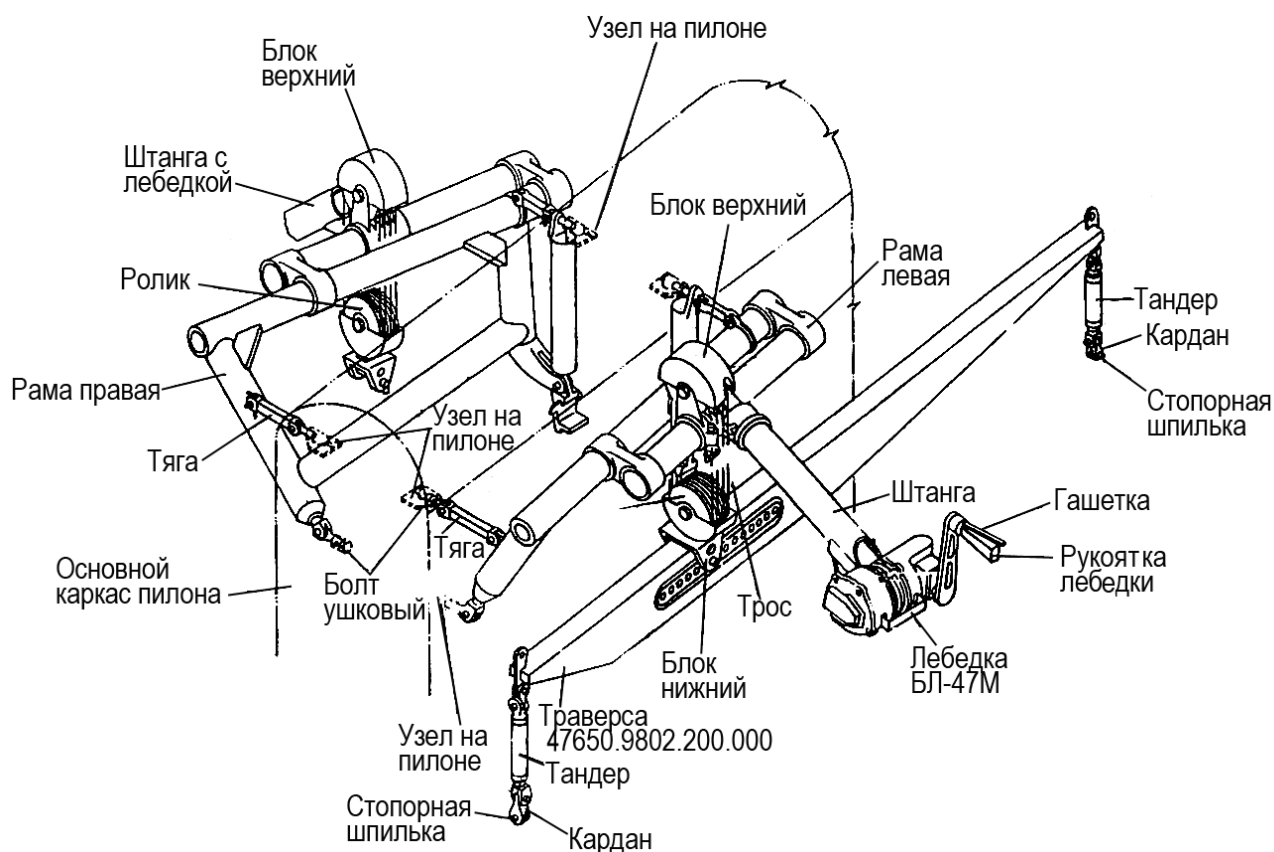


Рис. 25.2 Малогабаритный разборный подъемник

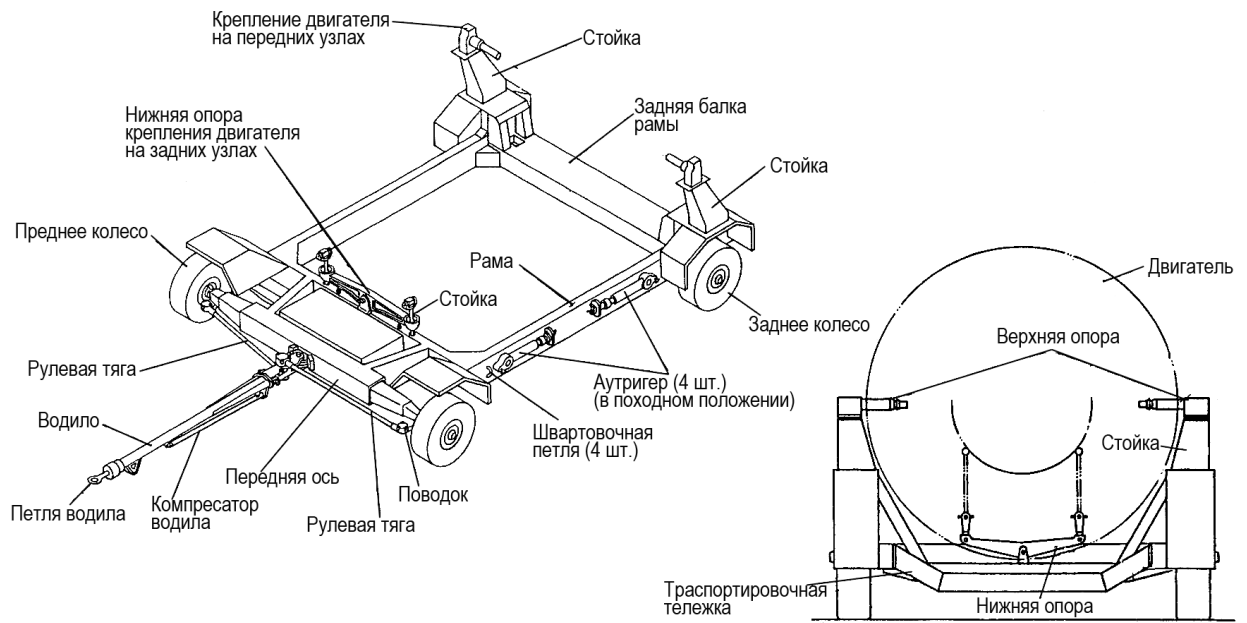


Рис. 25.3 Транспортировочная тележка

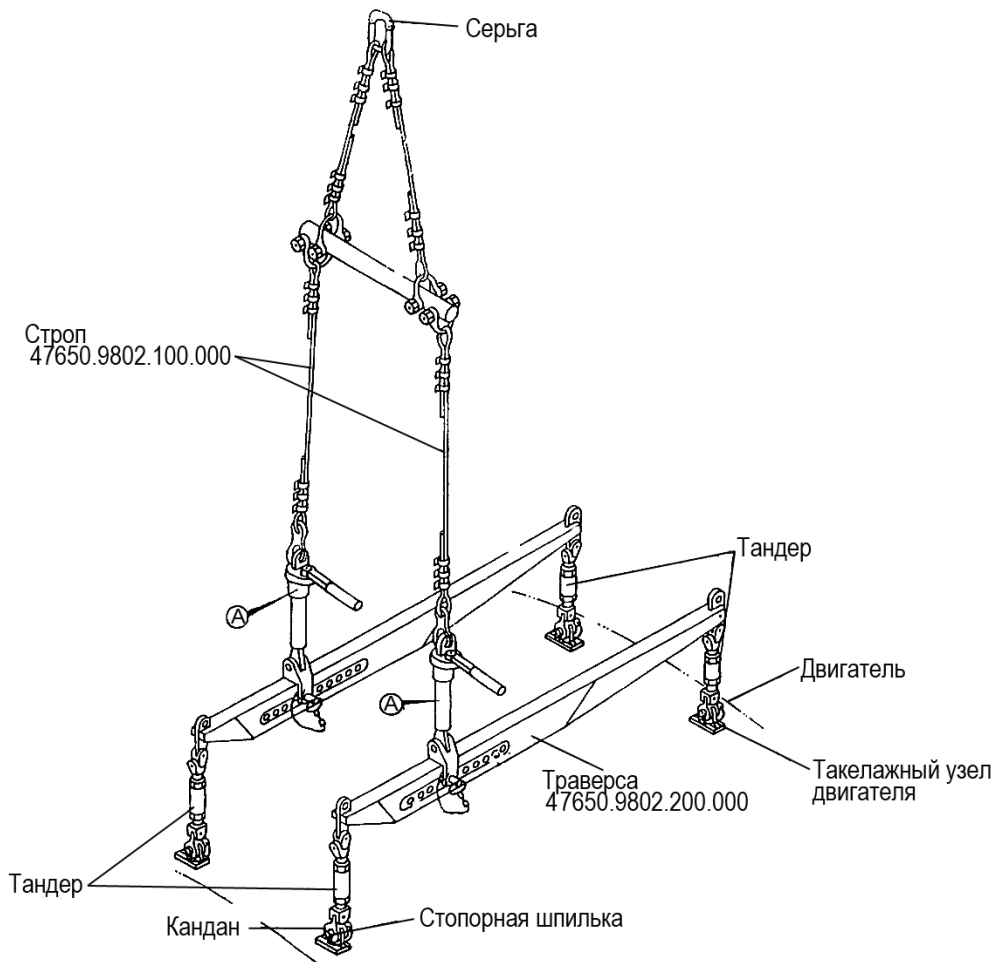


Рис. 25.4 Траверы из комплекта наземного оборудования

26 Вспомогательная силовая установка

В ВСУ используется вспомогательный газотурбинный двигатель ВСУ-10-02, имеющий «Свидетельство о годности изд. ВСУ-10 №21.00.020.Д25»

ВСУ устанавливается в хвостовой части фюзеляжа.

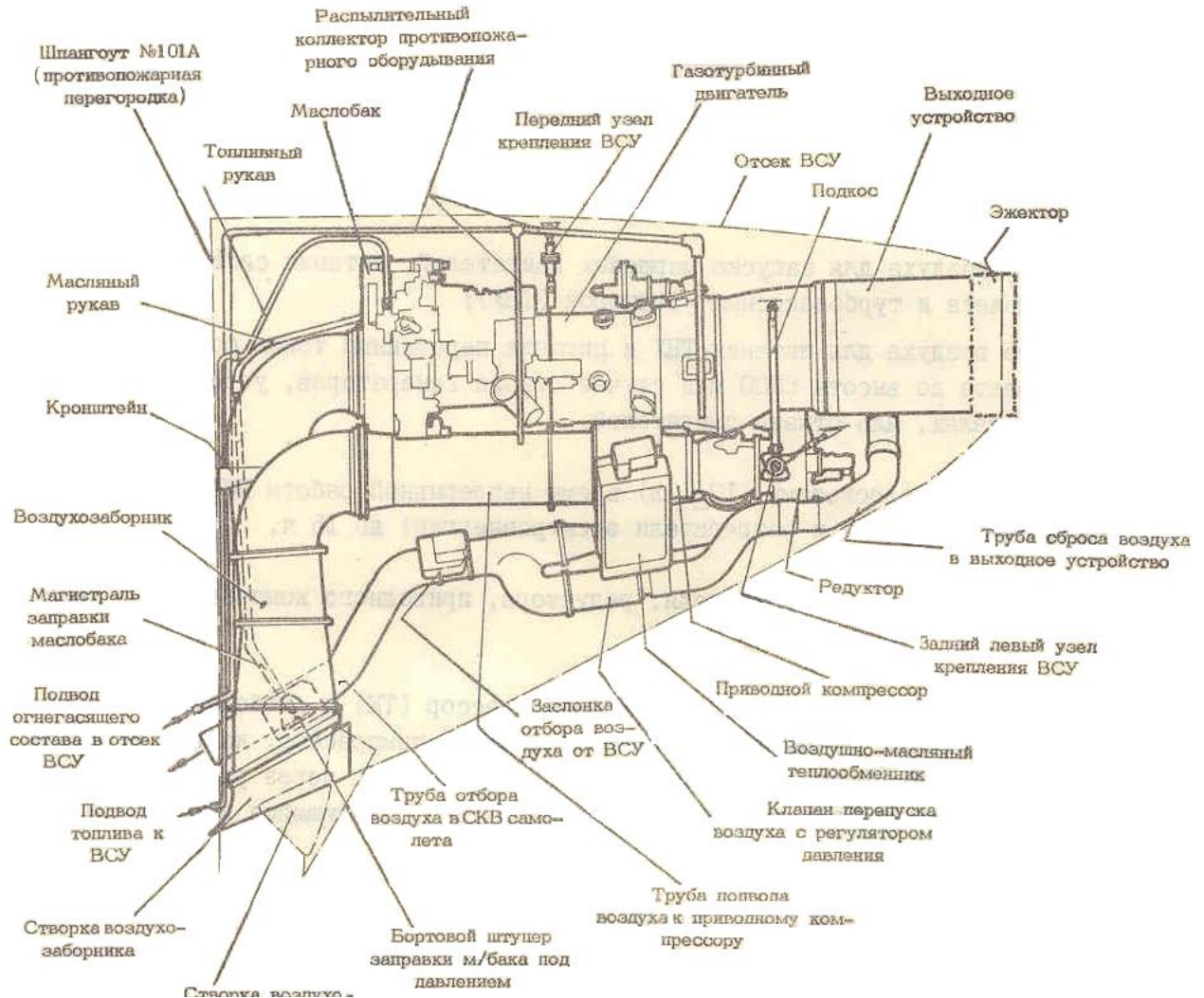


Рис. 26.1 Схема размещения ВСУ

Основное назначение ВСУ при использовании ее на земле:

- автономный запуск двигателей (питание силовой установки сжатым воздухом и электроэнергией при запуске двигателей);
- питание бортовой сети самолета электроэнергией и подача сжатого воздуха в СКВ самолета до запуска двигателей перед вылетом, а также при техническом обслуживании самолета на земле.

В полете ВСУ обеспечивает аварийное питание бортовой сети самолета электроэнергией при отказе генераторов, установленных на двигателях.

Панель проверки функционирования (панель встроенного контроля) систем и панель отключения систем с целью экономии их ресурса при техническом обслуживании самолета установлены в кабине экипажа.

27 Топливная система

Топливная система обеспечивает питанием топливом основных двигателей самолета и двигателя вспомогательной силовой установки (ВСУ). Система состоит из топливных емкостей, систем для распределения и слива топлива.

Максимальная емкость топливных баков:

- 150000 л (116250 кг при $\gamma=0,775$) при заправке снизу под давлением;
- 154320 л (119600 кг при $\gamma=0,775$) после дозаправки через верхние заливные горловины.

Работа топливной системы контролируется с помощью табло, индикаторов речевой информации, звуковой сигнализации и комплексной системы электронной индикации и сигнализации.

Топливо на самолете размещено в девяти кессонных крыльевых баках, из которых восемь (№ 5А левый, 5 левый, 1, 2, 3, 4, 5 правый, 5А правый) расположены в консольных частях крыла (КЧК) и один (№ 6) в центроплане (ЦЧК).

Топливная система выполнена отдельной для каждого из четырех двигателей. Каждый двигатель питается топливом из своего бака:

- двигатель 1 из бака № 1;
- двигатель 2 из бака № 2;
- двигатель 3 и ВСУ из расходного отсека бака № 3;
- двигатель 4 из бака № 4.

Баки № 5А левый, 5 левый, 5А правый, 5 правый расположены по концам крыла и выработка топлива из них производится с задержкой для разгрузки крыла и увеличения критической скорости флаттера, причем топливо из баков № 5 левого и 5 правого перекачивается непосредственно в баки № 1, 2, 3 и 4, а из баков 5А левого и 5А правого – соответственно в баки № 5 левый и 5 правый.

Заправка самолета топливом производится централизованно снизу под давлением через четыре стандартных бортовых штуцера с производительностью 3700 л/мин при давлении на входе в бортовые штуцера заправки не более 1,1 кгс/см² (0,11 МПа) и 6600 л/мин при давлении не более 4,5 кгс/см² (0,45 МПа). Бортовые штуцеры установлены в нише правого обтекателя крыла с фюзеляжем.

Помимо заправки баков на земле система заправки под давлением (в сочетании с системой аварийного слива) используется для межбаковой перекачки топлива. Для этого внутрибаковые краны-клапаны заправки основных баков № 1, 2, 3 и 4 имеют двойное управление и сигнализацию, расположенную на щитке управления заправкой и на панели управления топливной системой.

Для дозаправки (при необходимости) топливом выше уровня, обеспечиваемого системой заправки снизу под давлением, в топливной системе выполнены восемь верхних заливных горловин в баках № 1, 2, 3 и 4, № 5 левом и 5 правом, а также в баках 5А левом и 5А правом.

Управление заправкой осуществляется со щитка заправки топливом, расположенном в нише правого обтекателя крыла с фюзеляжем около бортовых штуцеров заправки.

Централизованная заправка самолета топливом производится в автоматическом режиме по задатчику или в ручном режиме по топливомеру.

Контроль за заполнением баков топливом ведется по указателям топливомера и сигнальным лампам на щитке управления заправкой, по счетчикам литромерам топливозаправщика и на кадре дисплея в кабине экипажа.

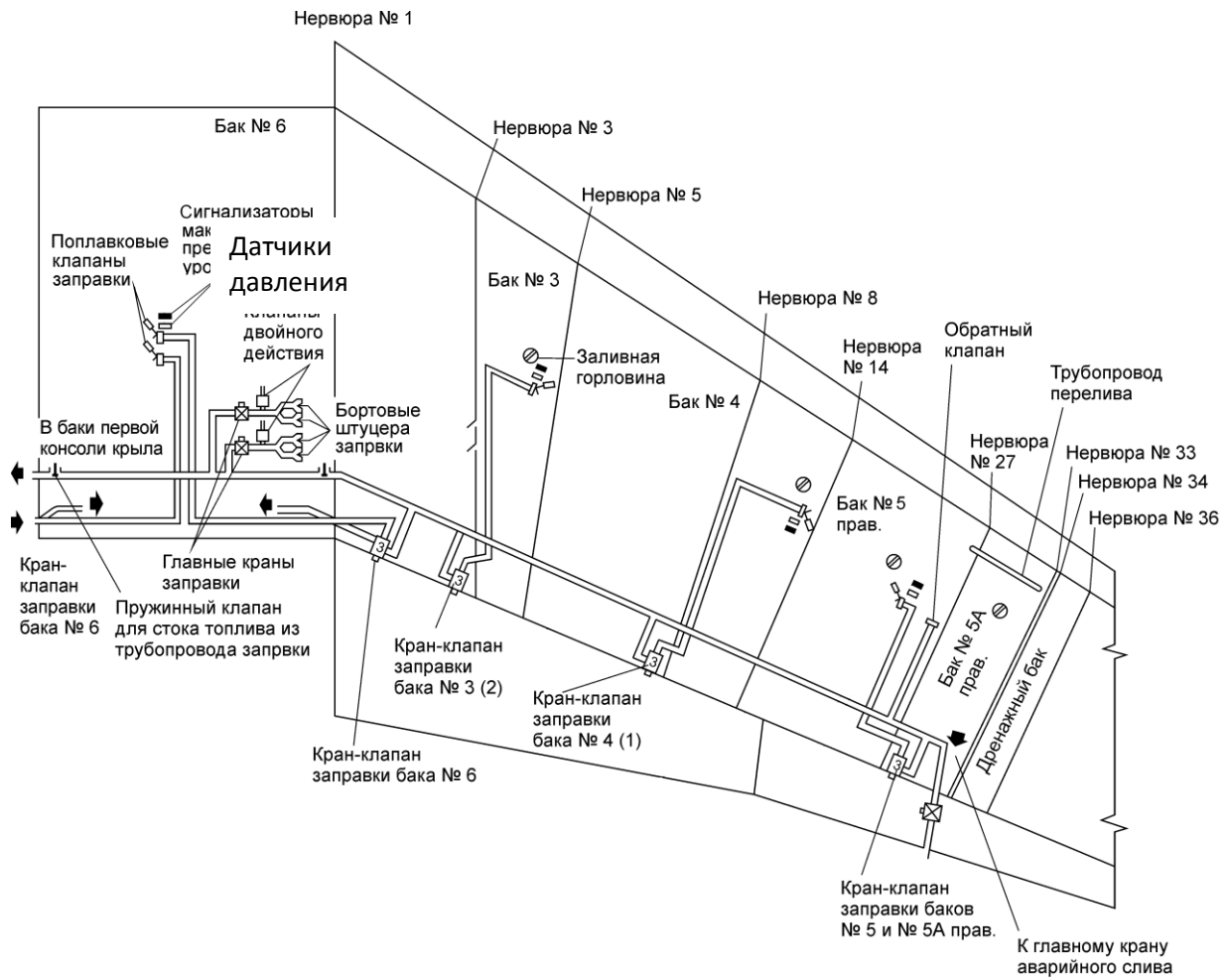


Рис. 27.1 Принципиальная схема заправки топливом.

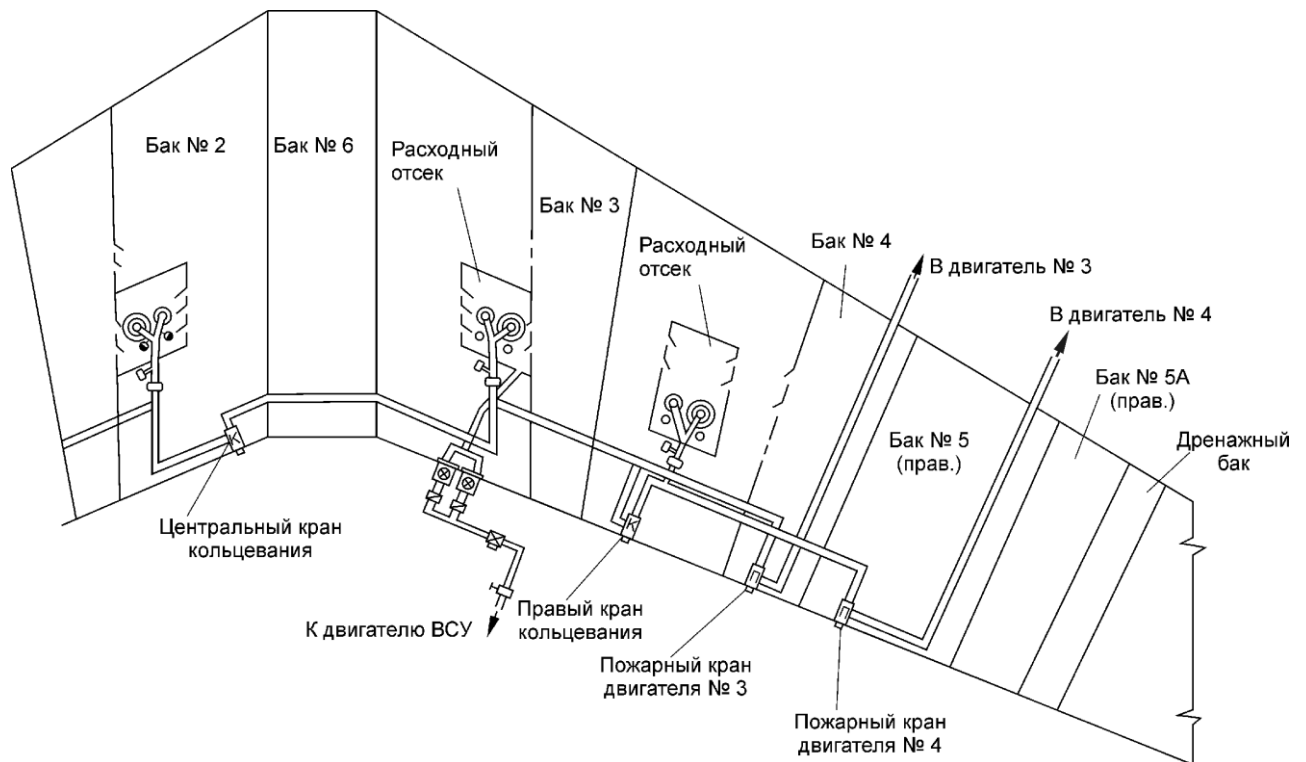


Рис. 27.2 Принципиальная схема подачи топлива.

Подача топлива к маршевым двигателям и ВСУ осуществляется независимо друг от друга.

Топливо к каждому маршевому двигателю подается из расходного отсека соответствующего топливного бака с помощью двух подкачивающих электронасосов ЭЦНГ-40А-2. От насосов через два обратных клапана и перекрывной (пожарный) кран топливо поступает по отдельному трубопроводу к соответствующему двигателю.

В случае выхода из строя одного насоса подкачки, оставшийся обеспечивает подачу топлива для работы двигателя. В случае выхода из строя двух насосов подкачки в одном баке или обесточивания топливной системы подача топлива к двигателям обеспечивается самотеком при помощи насосов подкачки, установленных на двигателях (до высоты полета 8000м).

Магистраль подачи топлива к двигателям объединены магистральями кольцевания, в которых установлены три перекрывных электрокрана.

Электрокраны кольцевания дают возможность объединить баки соседних двигателей, а также все основные баки системы.

Управление подкачивающими насосами, перекрывными (пожарными) кранами и кранами кольцевания производится с панели управления топливной системы нажатием на кнопки.

К ВСУ топливо подается из расходного отсека бака № 3 с помощью топливных насосов (типа ЭЦН-40), электродвигатели которых работают на постоянном токе. В магистраль установлены два таких насоса, один из которых является резервным и включается в случае отказа основного. Органы управления насосами и перекрывным электрокраном магистраль находятся на щитке управления ВСУ.

Перекачка топлива.

В топливной системе предусмотрены следующие виды перекачки: в предрасходные отсеки баков; в расходные отсеки баков; межбаковая перекачка.

В предрасходный отсек каждого бака топливо перекачивается из основной части бака, в котором этот отсек выполнен, а также из бака 6 и соответствующего бака №5 - правого и левого.

В расходный отсек бака топливо перекачивается из соответствующего ему предрасходного отсека.

Перекачка топлива в предрасходные отсеки из баков (№5лев., 5прав., 1,2,3,4,6), а также перекачка топлива из предрасходных отсеков в расходные производятся с помощью струйных насосов. Активное топлива, необходимое для работы этих насосов, поступает из магистралей подачи топлива к двигателям под давлением, которое создают подкачивающие насосы.

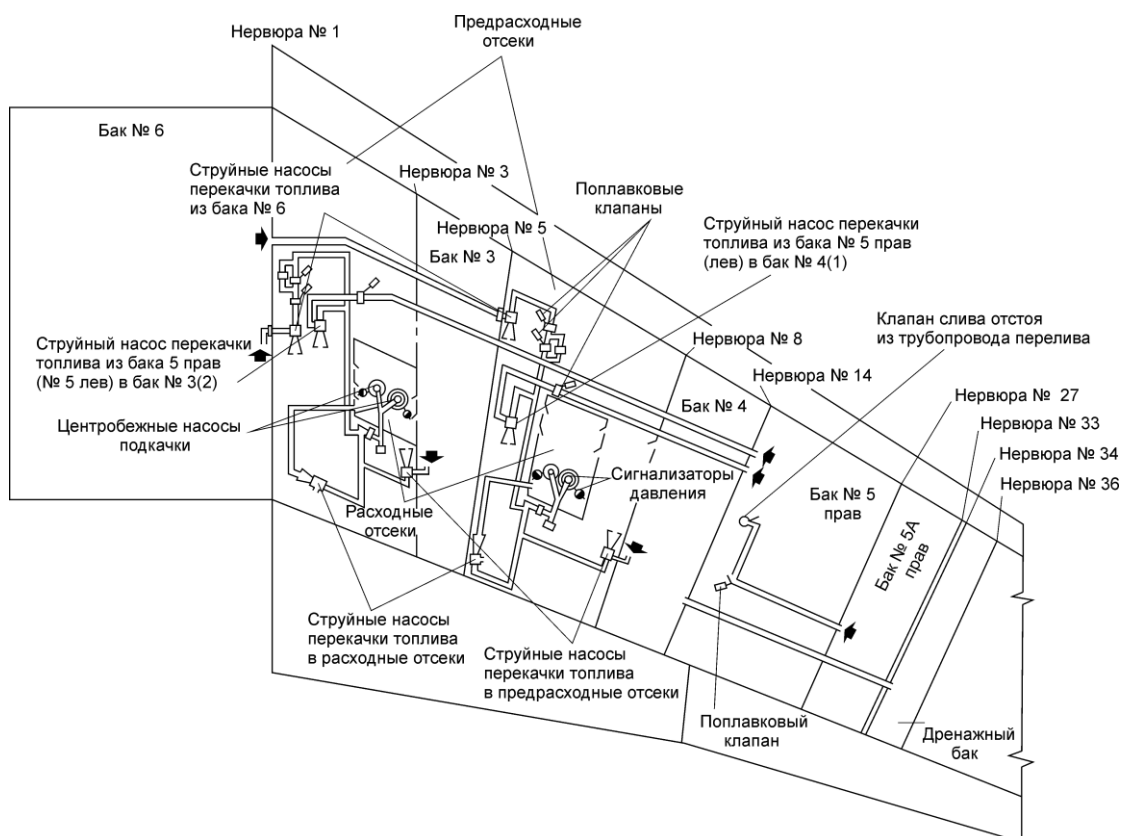


Рис. 27.3 Принципиальная схема перекачки топлива в расходные и предрасходные отсеки.

Межбаковая перекачка производится насосами подкачки, расположенными в расходных отсеках основных баков № 1, 2, 3 и 4. Для этого используются магистрали и агрегаты систем аварийного слива и централизованной заправки топливом под давлением. Включение и выключение агрегатов межбаковой перекачки производится с панели управления топливной системы нажатием на кнопки. Баки № 5 левый и 5 правый могут объединяться при перекачке с баками № 1 и 4 при помощи кранов перелива топлива.

При необходимости топливо из баков № 5 левого и № 5 правого можно перелить самотеком в баки № 1 и 4 через электрокраны перелива.

Топливо из баков № 5А левого и № 5А правого в баки № 5 левый и № 5 правый перетекает по трубопроводам через поплавковые клапаны, когда в баках № 5 левом и № 5 правом останется по ≈ 700 л топлива.

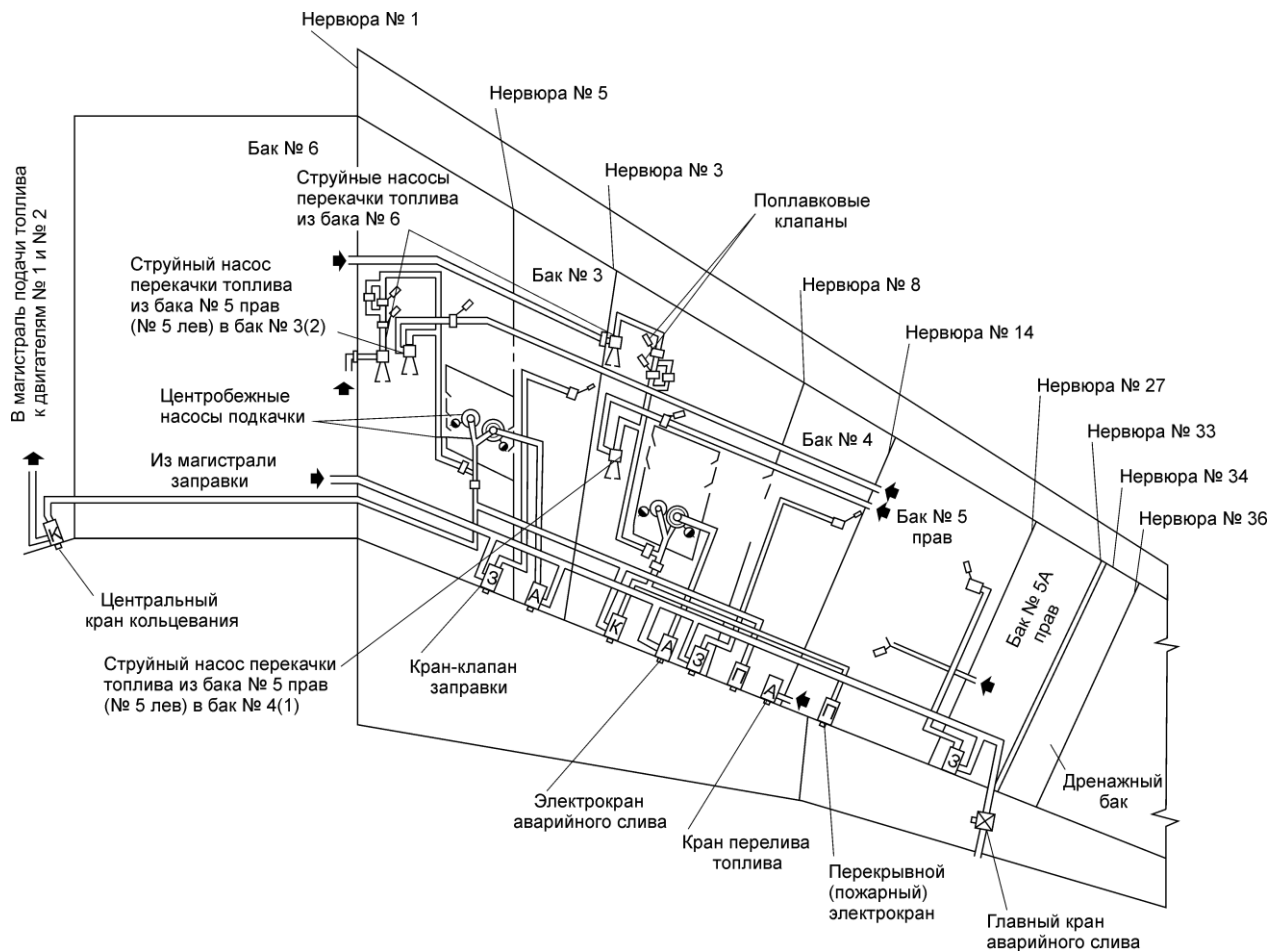


Рис. 27.4 Принципиальная схема межбаковой перекачки.

Слив топлива.

Предусмотрен слив топлива из баков за борт самолета в полете (аварийный слив), слив топлива на земле в емкости и слив конденсата из топливных баков и трубопроводов.

Аварийный слив топлива

Система аварийного слива топлива в полете предназначена для уменьшения полетной массы самолета до величины, допустимой для посадки.

Топливо, подлежащее сливу, перекачивается насосами из баков в магистраль слива и выбрасывается за борт через конечные участки магистрали, расположенные в правом и левом полукрыле.

Система является общей для левого и правого полукрыла и позволяет слив топлива из всех баков как через оба конечных участка магистрали, так и через один.

Аварийный слив в полете производится с помощью насосов подкачки ЭЦНГ-40А-2, установленных в стаканах отрицательных перегрузок баков № 1, 2, 3 и 4.

Из баков № 5 левого и 5 правого топливо при аварийном сливе переливается в баки № 1 и 4 через краны перелива, а также перекачивается струйными насосами в баки № 1, 2, 3 и 4, а из баков № 5А левый и 5А правый переливается в баки № 5 левый и 5 правый (при остатках топлива в баках № 5 левом и 5 правом по 700 л).

Из бака № 6 топливо при аварийном сливе перекачивается в баки № 1, 2, 3 и 4 струйными насосами.

Производительность системы аварийного слива ≈ 2500 л/мин.

При аварийном сливе обеспечивается остаток топлива в основных баках № 1, 2, 3 и 4 до 4000 л, при котором автоматически прекращается слив.

При необходимости слив можно производить через один главный кран аварийного слива с производительностью 1300 л/мин.

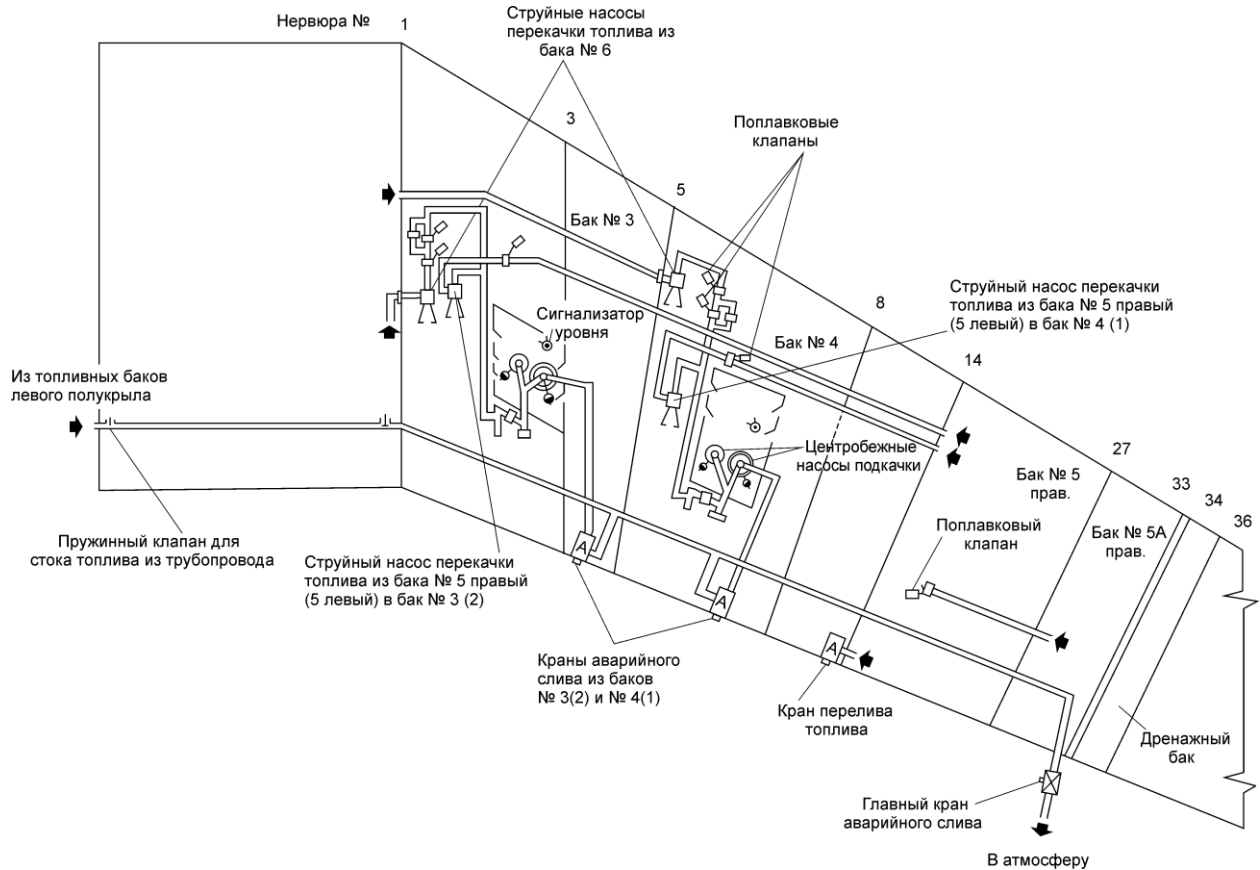


Рис. 27.5 Принципиальная схема аварийного слива топлива.

Управление аварийным сливом топлива производится с панели управления топливной системы.

Слив топлива на земле.

В топливной системе предусмотрена возможность слива топлива на земле из топливных баков и трубопровода подачи топлива к двигателю ВСУ.

Для слива топлива из баков на земле имеются четыре ручных сливных крана, размещенных в гондолах двигателей. Кроме того, слив может быть произведен через бортовые штуцера заправки в топливозаправщики. Для этого используют насосы подкачки, баковые краны аварийного слива и главные краны заправки.

Слив топлива из баков № 5А левого, 5 левого и № 5А правого, 5 правого производится через баки № 1 и 4 путем перетекания через краны перелива. Топливо из бака № 6 сливается через баки № 1, 2, 3, 4 (или один бак) путем перекачки в них топлива струйными насосами.

При сливе топлива из любого основного бака № 1, 2, 3 и 4 сливается топливо из бака № 6 и соответствующего бака № 5А левого и 5 левого или № 5А правого и 5 правого.

Когда топливо из баков должно быть слито полностью, остатки топлива сливаются через централизованную систему слива конденсата, размещенные на нижней поверхности крыла, в нижних точках баков.

Слив топлива из трубопроводов топливной магистрали ВСУ производится через кран для слива отстоя.

Слив конденсата.

Слив конденсата производится из всех топливных баков и отсеков крыла.

Дренаж топливных баков.

Дренаж всех топливных баков, кроме № 5А левого и 5А правого осуществляется с помощью специальных дренажных каналов, выполненных между стрингерами верхних панелей крыла.

Все дренажные каналы соединяются с двумя дренажными баками, расположенными в концевых частях крыла.

Для дренажа топливного бака № 6 проложено два отдельных дренажных канала, соединяющих этот бак с левым и правым дренажными баками.

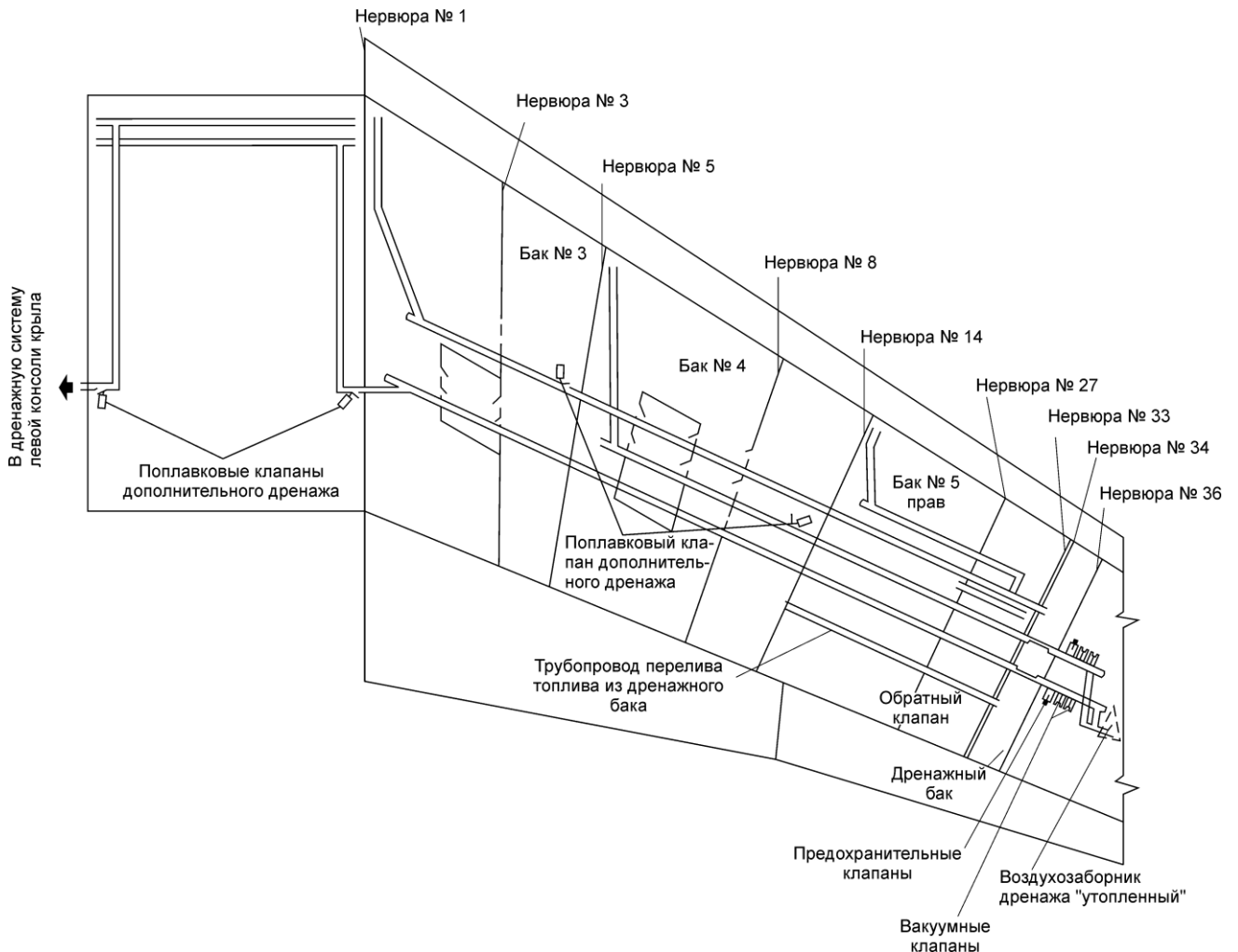


Рис. 27.6 Принципиальная схема дренажа топливных баков.

28 Средства пожарной защиты

Пожарная защита самолета обеспечивается выполнением на самолете конструктивных мероприятий, уменьшающих возможность возникновения пожара в отсеках и кабинах, и применением установленных на самолете средств активной защиты от пожара.

В элементах конструкции самолета применены огнестойкие перегородки и трудновоспламеняемые материалы. В гидросистеме самолета используется взрыво-пожаробезопасная жидкость НГЖ-5У. Введены вентиляция и дренирование отсеков для исключения скопления горючих жидкостей и их паров, в местах их возможного появления.

К активным средствам защиты от пожара относятся:

- системы обнаружения перегрева, пожара и дыма;
- системы сигнализации о пожаре;
- стационарная система пожаротушения;
- автоматические и ручные огнетушители.

Предупреждение о возникновении перегрева, пожара и дыма экипаж получает с помощью световой и звуковой сигнализации. Световые сигналы о перегреве, пожаре и появлении дыма выдаются на табло, размещенные на щитках пожарной защиты, на табло ЦСО, работающие в проблесковом режиме, и на экраны КСЭИС – в виде текста. Звуковая информация передается экипажу в виде речевой информации и звучанием гонга.

Кроме этого, сообщение о пожаре в гондолах двигателей и отсеке ВСУ передается в эфир. Возникновение пожара и дыма фиксируется также системой регистрации режимов полета.

Исправность элементов сигнализации систем обнаружения перегрева, пожара и дыма и системы пожаротушения проверяется встроенным контролем с выдачей данных проверки на панель контроля исправности систем и экран системы КСЭИС.

Для контроля возможной саморазрядки огнетушителей стационарной системы пожаротушения на наружной поверхности обшивки фюзеляжа самолета установлен сигнальный диск саморазрядки.

Самолет оборудован также системой аварийного включения пожаротушения при посадке с убранными шасси.

Обнаружение перегрева, пожара и дыма

Аппаратура двухпороговой термоэлектрической системы сигнализации о перегреве и пожаре АССПП-1 установлена:

- в гондолах маршевых двигателей, в том числе под панелями газогенераторов. Девять независимых каналов, из которых три канала предназначены для контроля перегрева и шесть для контроля пожара.

- отсеке ВСУ (сигналы только о пожаре). Шесть независимых каналов: три канала для обнаружения перегрева и три для обнаружения пожара.

Сигнализаторы ДС-3М2 для обнаружения дыма установлены в носовом отсеке самолета, электроотсеке, багажно-грузовых отсеках и заднем техническом отсеке.

В случае возникновения пожара или дыма в контролируемых зонах сформированные в системах АССПП-1 и сигнализаторах ДС-3М2 сигналы поступают в блок коммутации и контроля БКК-1 для размножения и передачи команд в систему аварийной сигнализации и в комплексную систему электронной индикации и сигнализации.

Блок БКК -1 осуществляет также контроль исправности элементов систем сигнализации о перегреве, пожаре, появлении дыма и контроль исправности элементов стационарной системы пожаротушения.

Пожаротушение

Для ликвидации пожара в гондолах двигателей и отсеке ВСУ самолет оборудован стационарной системой пожаротушения, имеющей шесть огнетушителей 2-16-7М «Хладон 114В2», которые разряжаются в три очереди: по два огнетушителя в каждой очереди. Для тушения пожара в гондолах двигателей предусмотрено использование всех трех очередей включения огнетушителей, а для тушения пожара в отсеке ВСУ – двух очередей.

Система управления пожаротушением обеспечивает, автоматическое, ручное и аварийное включение огнетушителей. Ручное управление пожаротушением осуществляется со щитков пожарной защиты, размещенных на верхнем пульте пилотов.

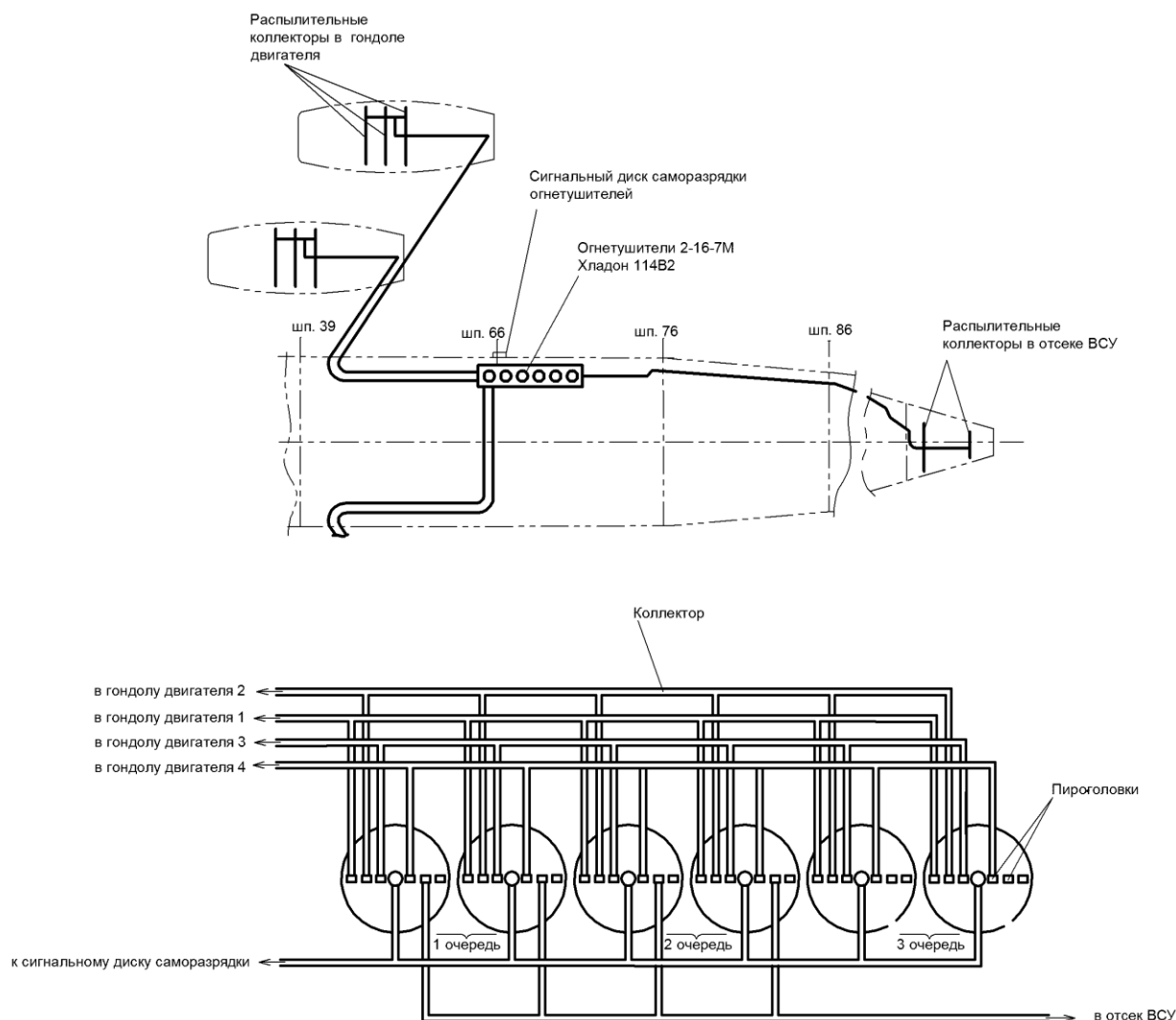


Рис. 28.1 Схема стационарной системы пожаротушения

Система пожаротушения в гондолах двигателей, кроме того, включается при аварийной посадке с убраным шасси включателями, установленными на нижней поверхности всех гондол двигателей. Информация о разрядке огнетушителей каждой очереди пожаротушения выдается экипажу самолета световыми табло на верхнем пульте пилотов, а также системой КСЭИС.

Для тушения пожара в кабине экипажа, пассажирских салонах и отсеках размещено девятнадцать ручных огнетушителей:

- девять огнетушителей ОП1-2,0-20-30 «Хладон» (сокращенно ОП1-2 «Хладон»), заряженных огнегасящим составом хладон 12В1;
- пять огнетушителей ОП1-2,0-20-30 «Вода» (сокращенно ОП1-2 «Вода»), заряженных водоэтиленгликолевой смесью;
- пять огнетушителей ОП2-6,0-20-30 «Хладон», (сокращенно ОП2-6 «Хладон») заряженных огнегасящим составом хладон 12В1.

Для тушения загораний в контейнерах для мусора и в туалетах установлено одиннадцать автоматических огнетушителей LAVEX 30100022-8, заряженных огнетушащим реагентом Halon FE 1301.

В багажно-грузовых отсеках транспортировка грузов возможна как в металлических контейнерах 1АК-1,5 не требующих применения средств пожаротушения, так и на поддонах. При перевозке грузов на поддонах для пожаротушения применяются ручные огнетушители.

29 Мотогондолы и пилоны

Четыре маршевых двигателя расположены под крылом на двух внутренних и двух внешних пилонах. Для обеспечения нормального аэродинамического обтекания каждый двигатель заключен в гондолу, которая состоит из носовой части – воздухозаборника и капота, закрывающего переднюю часть двигателя.

Гондолы всех четырех двигателей одной конструкции, кроме правой створки двигателя № 3. В условиях эксплуатации носовая часть и створки мотогондолы могут сниматься с одного двигателя и устанавливаться на другой т.к. они взаимозаменяемые (кроме правой створки гондолы двигателя № 3).

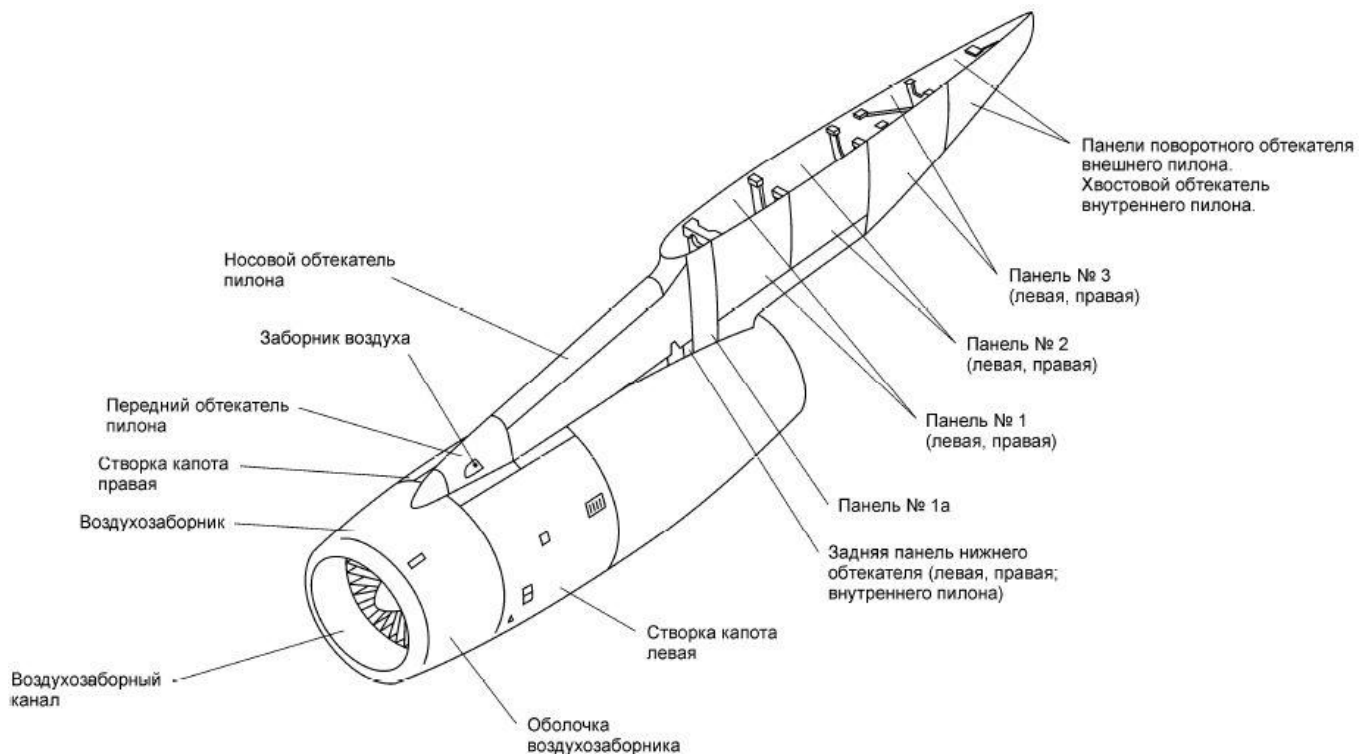


Рис. 29.1 Гондола и пилон

Пилон и гондола обеспечивают необходимое аэродинамическое сочетание крыла и двигателя.

Створки и эксплуатационные люки обеспечивают доступ к двигателю и его агрегатам.



Рис. 29.2 Створки мотогондолы

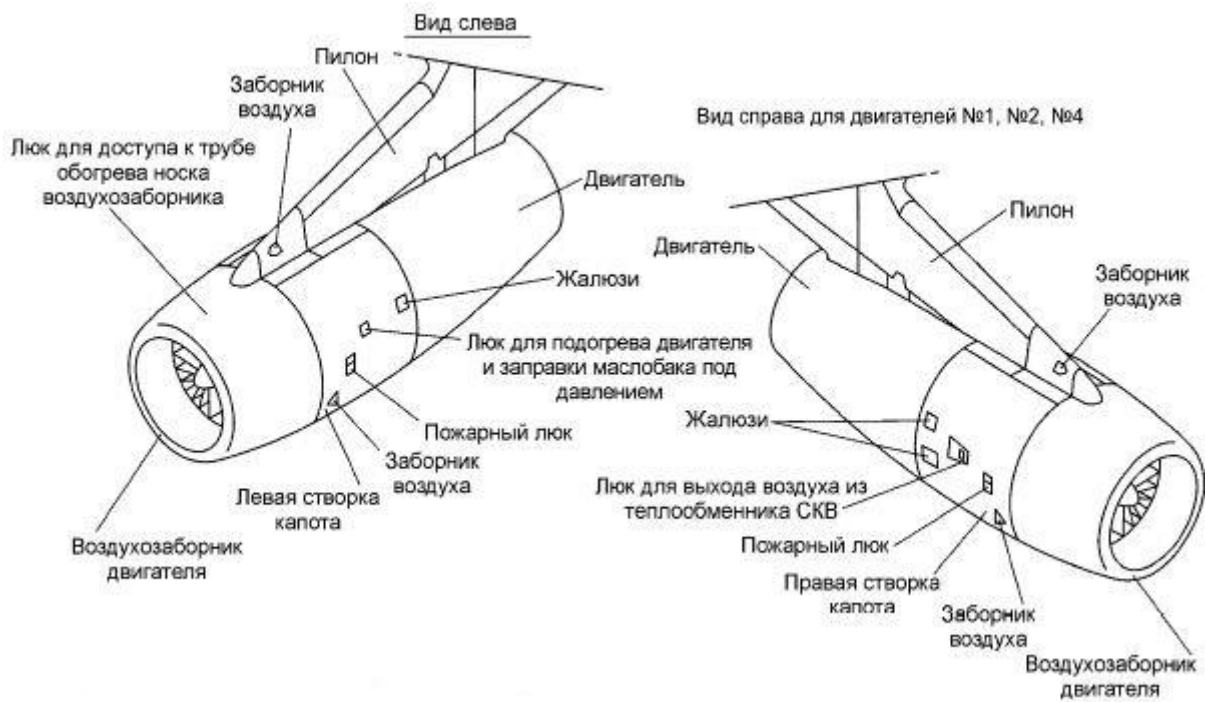


Рис 29.3 Эксплуатационные люки мотогондолы

Носок воздухозаборника защищен от обледенения кольцевым каналом, по которому циркулирует горячий воздух, отбираемый от двигателя.

Для предотвращения распространения на пилон и крыло пожара, возникшего на двигателе, в конструкции пилонов имеются противопожарные перегородки.

Охлаждение агрегатов, установленных на двигателе, и вентиляция подкапотного пространства в полете осуществляется встречным потоком воздуха и системой продува, организующей вентиляцию и сброс отработанного воздуха из агрегатов, расположенных на двигателе.

На створках капота с внутренней стороны установлены датчики сигнализации перегрева, возможного при разрушении трубы отбора горячего воздуха от двигателя.

Для снижения шума на местности при работе двигателя оболочка воздухозаборника и капот выполнены из композиционных материалов с шумопоглощающим сотовым наполнителем.

Воздухозаборный канал – пятислойная сотовая конструкция с перфорированной металлической внутренней и средней обшивками.

Для обеспечения ремонтной технологичности воздухозаборник двигателя и капот разборные. При ремонте могут быть заменены: жалюзи, крышки люков и другие съемные детали.

30 Светотехническое оборудование

На самолете установлено осветительное и светосигнальное оборудование, обеспечивающее освещение рабочих мест экипажа, пассажирских и технических помещений, освещение взлетно-посадочной полосы, внутреннюю и внешнюю световую сигнализацию.

По своему назначению светотехническое оборудование делится на следующие группы:

- основное внешнее;
- основное внутреннее;
- аварийное внешнее;
- аварийное внутреннее.

Внешнее освещение и внешняя световая сигнализация обеспечивают:

- освещение взлетно-посадочной полосы (ВПП) при взлете и посадке;
- освещение рулежных дорожек при повороте с ВПП;
- освещение ВПП при рулении;
- освещение передней кромки крыла;
- освещение гондол двигателей;
- освещение стабилизатора;
- освещение эмблемы государственной принадлежности самолета;
- световое обозначение самолета в полете и определение направления его полета;
- световую связь между самолетами для предотвращения их столкновения;
- световое обозначение самолета на стоянке.

Управление осветительным и светосигнальным оборудованием производится с пультов членов экипажа или со специальных щитков, установленных в пассажирских и технических помещениях самолета.

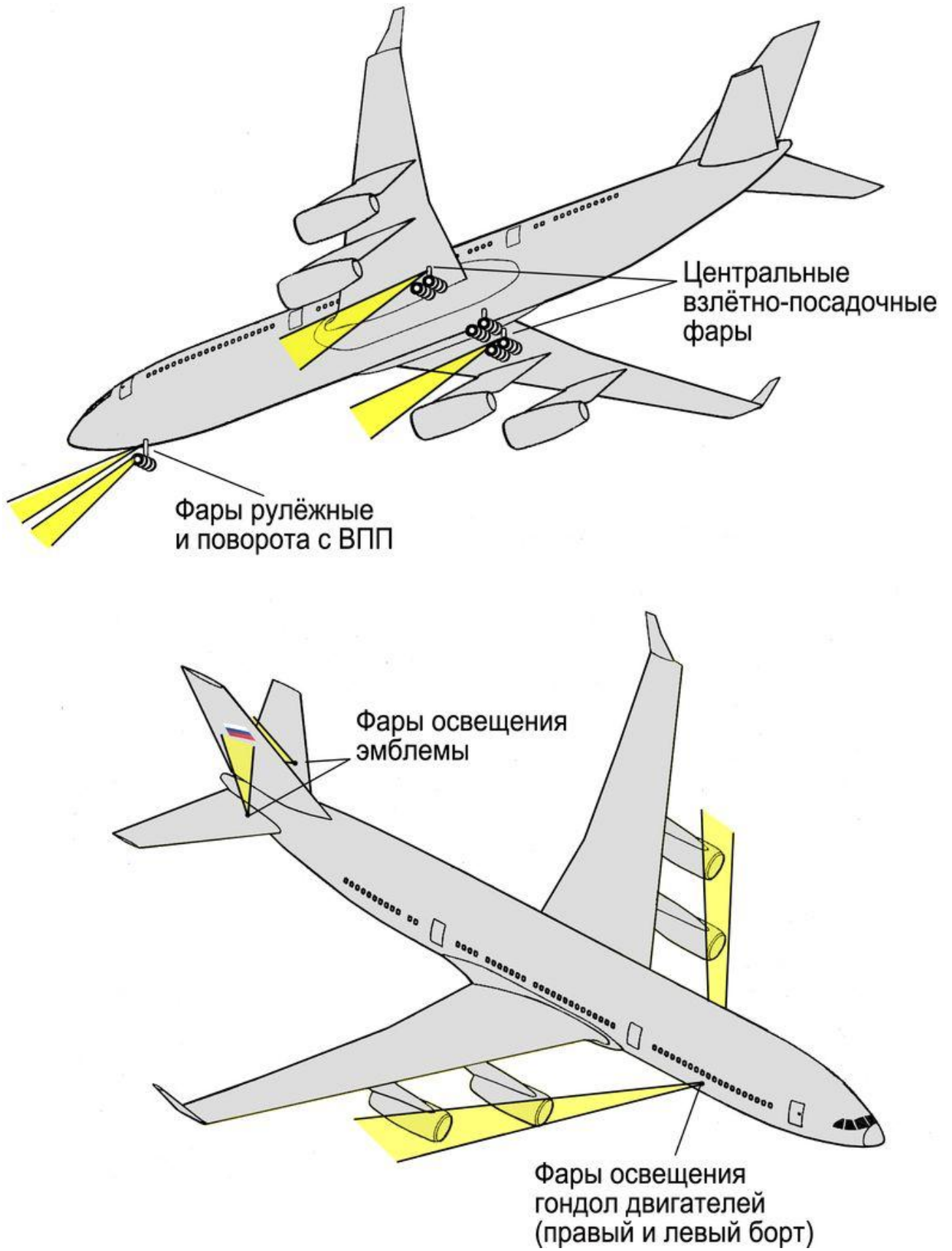


Рис. 30.1 Внешнее освещение

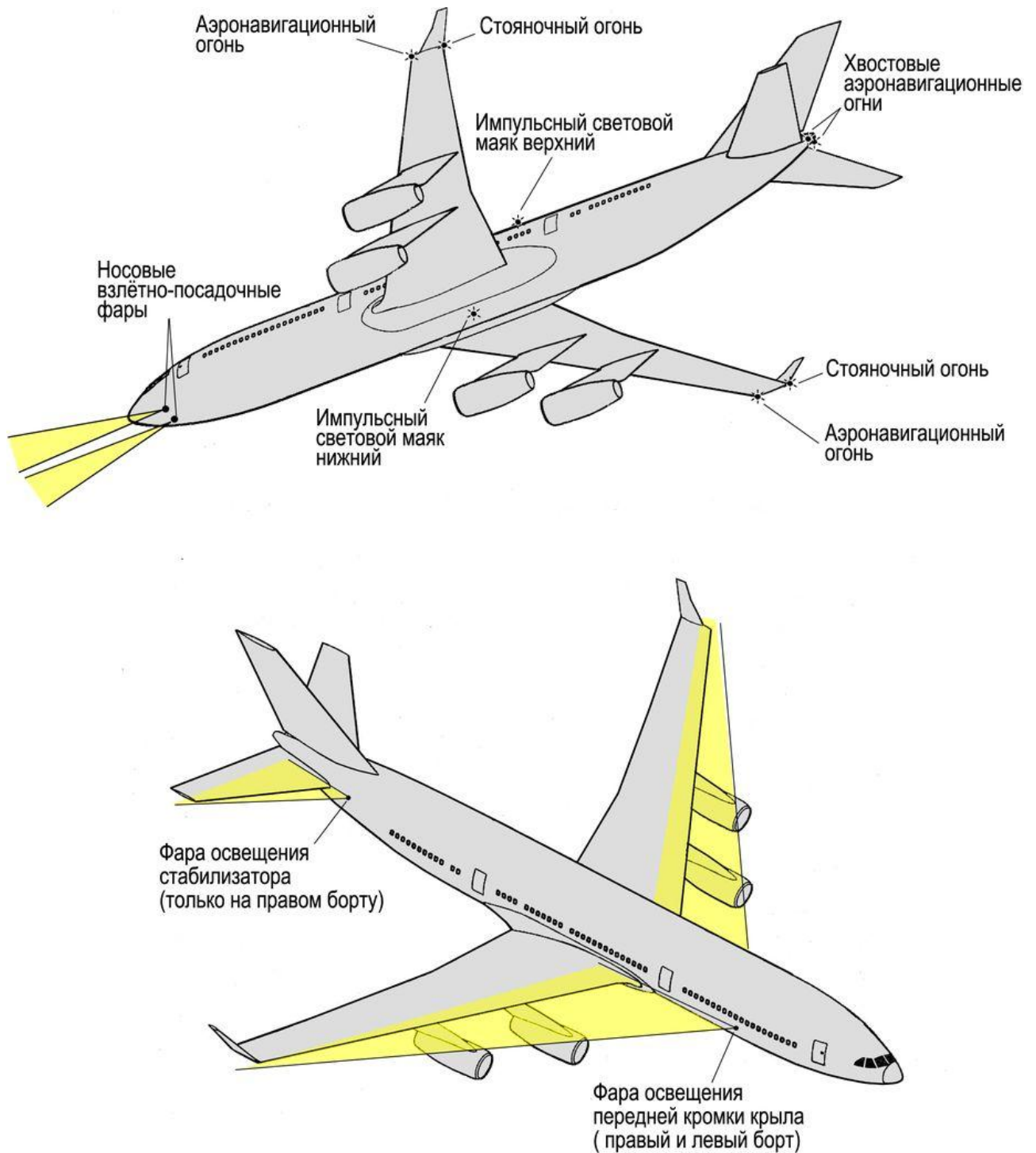


Рис. 30.2 Внешнее освещение

Внутреннее освещение и внутренняя (междукабинная) световая сигнализация обеспечивают:

- общее освещение кабины экипажа и внутренних помещений;
- местное освещение рабочих мест членов экипажа;
- освещение пультов, щитков, панелей, приборов и приборных досок;
- дежурное освещение кабины экипажа и внутренних помещений;

– аварийное освещение и аварийная сигнализация;

Внешнее аварийное освещение обеспечивает освещение места, где спускающиеся по канату люди делают первый шаг по земле, а аварийное внутреннее освещение и сигнализация обеспечивают аварийное освещение помещений самолета и световое обозначение аварийных выходов.

Внешнее освещение

Внешнее осветительное оборудование представляет собой совокупность авиационных световых приборов, установленных на самолете для освещения его наружных поверхностей, окружающего пространства и взлетно-посадочной полосы.

К внешнему осветительному оборудованию относятся фары:

- взлетно-посадочные;
- поворота с ВПП;
- рулежные;
- освещения гондол двигателей;
- освещения передней кромки крыла;
- освещения стабилизатора;
- освещения эмблемы государственной принадлежности самолета;
- крыльевые.

Все органы управления внешним осветительным и светосигнальным оборудованием размещены в кабине экипажа.

Внешняя световая сигнализация

Внешняя световая сигнализация на самолете предназначена для светового обозначения самолета в полете, определения направления его полета, обозначения местонахождения самолета, световую связь между самолетами для предотвращения их столкновения и светового обозначения самолета на стоянке.

К внешнему светосигнальному оборудованию относятся:

- аэронавигационные огни;

- стояночные огни;
- импульсный светомаяк.

Управление приборами внешней световой сигнализации осуществляется с помощью переключающих устройств, установленных в кабине экипажа.

Внутреннее освещение

К внутреннему осветительному оборудованию относятся приборы:

- освещения кабины экипажа;
- освещения пассажирских салонов и кухни, вестибюлей и туалетов;
- освещения отсеков.

Освещение кабины экипажа

Освещение кабины экипажа включает в себя общее освещение, вспомогательное освещение и освещение приборов, пультов и приборных досок.

Общее освещение кабины экипажа осуществляется светодиодными светильниками, установленными на потолке в центре кабины экипажа.

К вспомогательному освещению относятся дополнительные светильники над каждым рабочем местом, предназначенные для индивидуального пользования пилотами.

Осветительное оборудование пассажирских салонов

Основное освещение пассажирских помещений предназначено для создания комфорта пассажирам и бортпроводникам при посадке (высадке) в самолет и во время полета.

Предусмотрено общее (основное, дежурное и аварийное) и индивидуальное освещение:

- пассажирских салонов (верхнее, боковое, нижнее);
- вестибюлей;
- буфета;
- туалетов;
- индивидуальное освещение на пассажирских местах.

Общее освещение пассажирских салонов

Салоны самолета освещаются светодиодными светильниками, установленными вдоль салонов:

- на потолке – верхнее освещение;
- на багажных полках (над багажными полками) - боковое освещение;
- под багажными полками - нижнее освещение.

Управляется освещение кнопками-табло, установленными на щитке освещения.

31 Аппаратура грозозащиты

Аппаратура грозозащиты самолета предназначена для снятия электростатических разрядов, образующихся в процессе полета, а также для защиты элементов конструкции самолета от повреждения грозовыми разрядами.

№	наименование	кол-во	размещение
1	Электростатический самолетный разрядник Р2 (Р6)	10	Крыло+ВЗК
		4	Киль
		10	Стабилизатор
2	Токоъемник	2	Средняя главная опора шасси
3	Шины грозозащиты носового обтекателя	1	Поверхность носового обтекателя



Рис. 31.1 Схема грозозащиты самолета

Электростатический самолетный разрядник предназначен для снятия с самолета зарядов, образующихся в полете, без создания помех радиоприему.

Разрядники установлены на законцовках крыла и хвостовом оперении (стабилизаторе и киле).

Электростатический разрядник Р2 (Р6) конструктивно представляет собой стержень, к которому с одного конца крепится хвостовик, а с другого – воронка с двумя электродами; стержень разрядника выполнен из стеклопластика, который покрыт полиуретаном и эпоксидной краской.

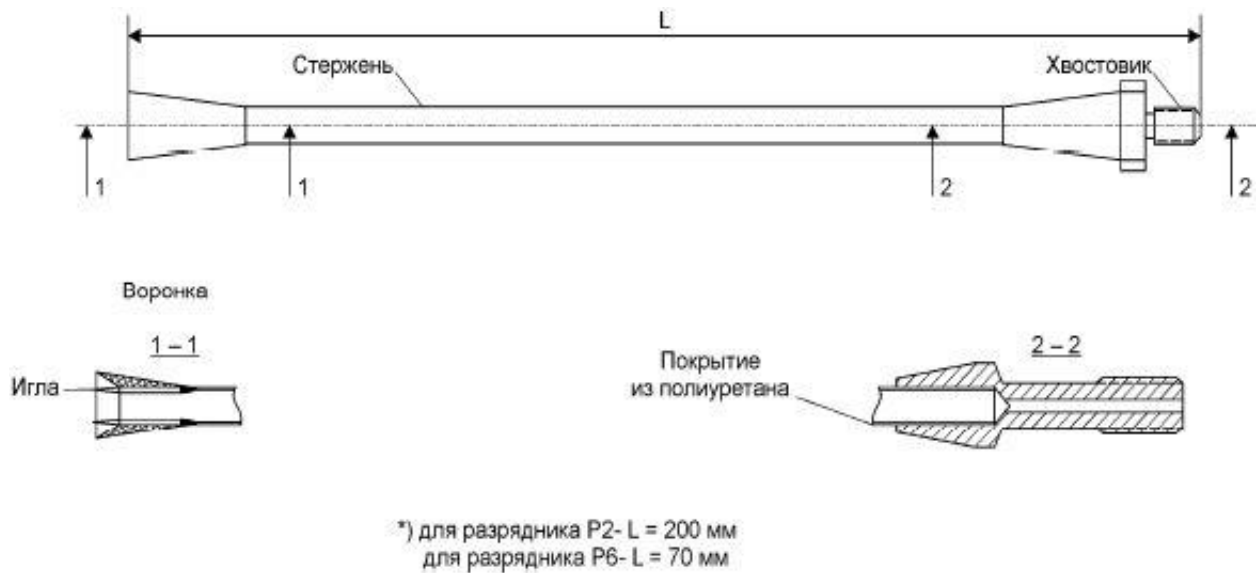


Рис. 31.2 Электростатический разрядник

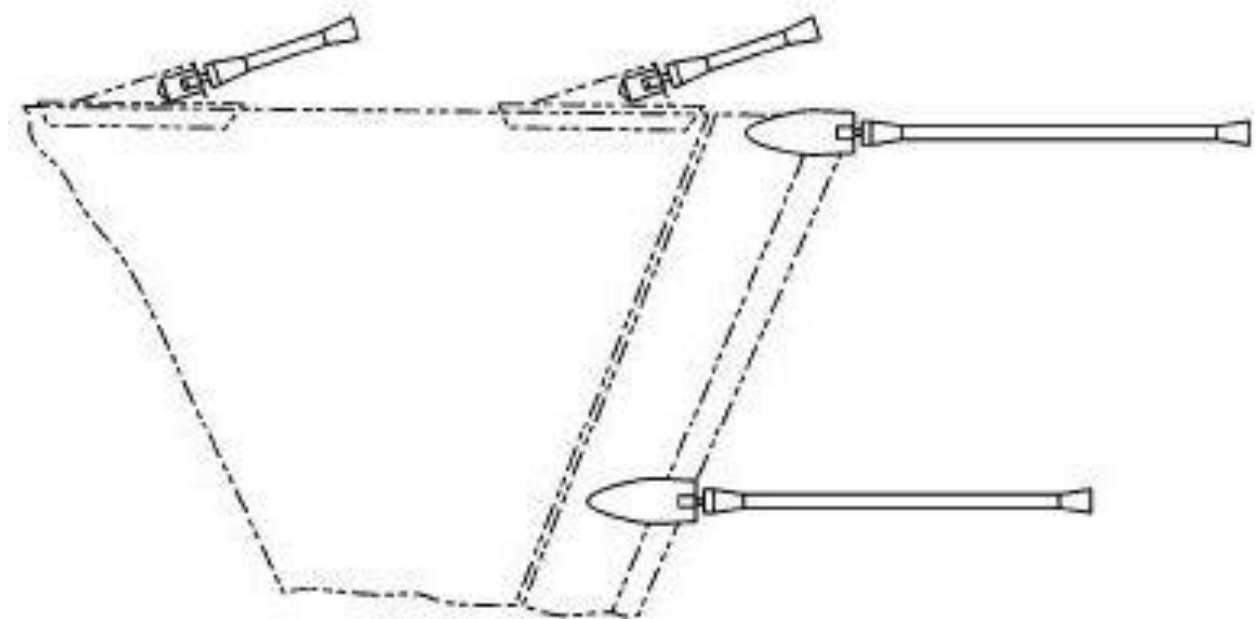


Рис. 31.3 Типовая установка электростатических разрядников

Токосъемник предназначен для создания электрического контакта металлической конструкции самолета с землей, после касания им колесами ВПП при посадке, и для стекания электростатического заряда, образующегося в полете.

Токосъемник представляет собой пружинящий стальной авиационный трос диаметром 2,2 мм; трос заключен в резиновую оболочку (корпус) перовидной формы.

Токосъемники (2 шт.) установлены в нижней части штока амортизатора средней главной опоры шасси.

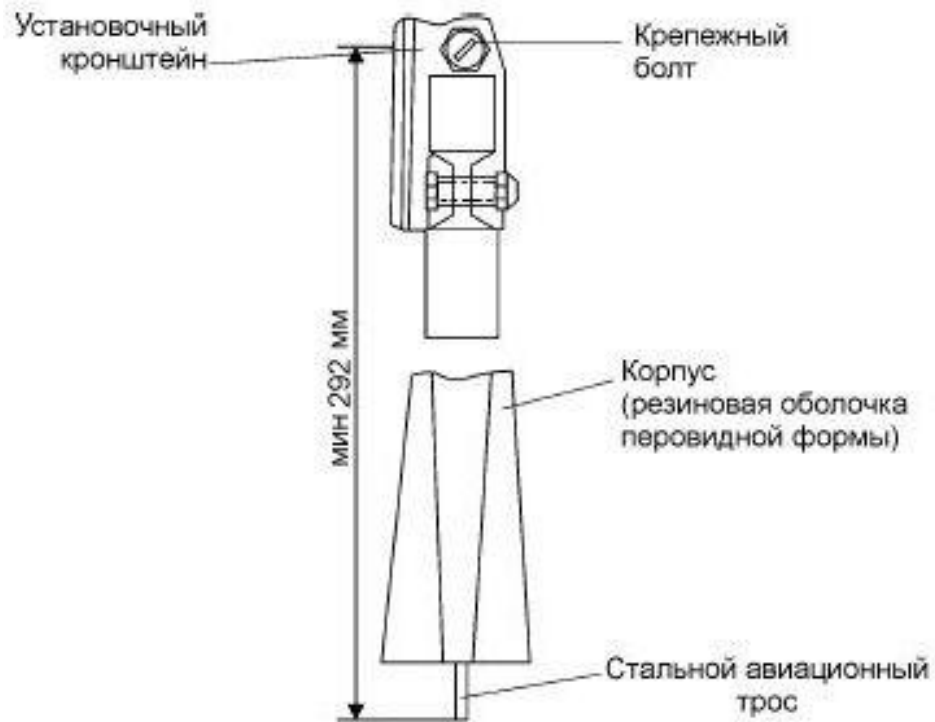
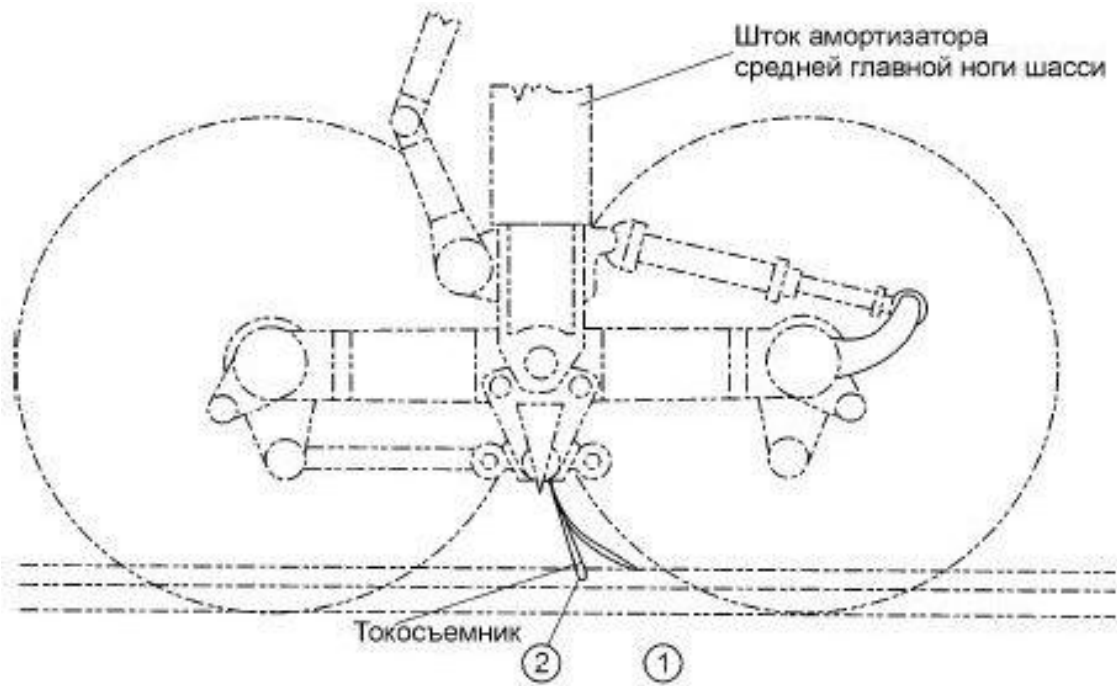


Рис. 31.4 Токосъемник



ПРИМЕЧАНИЕ: Положение троса токоъемника при обжатии штока амортизатора средней главной ноги шасси:
 "1" – на посадке,
 "2" – при максимальной взлетной массе самолета на стоянке.

Рис. Установка токоъемников



Рис. 31.5 Установка шин грозозащиты носового обтекателя

32 Аппаратура государственного опознавания

На самолете устанавливается аппаратура государственного опознавания изделие «4202-18».

Ответчик государственного опознавания предназначен для приема и обработки запросных сигналов от наземных и самолетных запросчиков, а также формирования ответных сигналов.

33 Система электроснабжения

Основными первичными источниками электроэнергии системы электроснабжения самолета СЭС являются четыре привода-генератора ГП 25, вырабатывающие переменный трехфазный ток напряжением 115/200 В стабильной частоты 400 Гц, установленные по одному на каждом двигателе.

ГП 25 состоит из размещенных в общем корпусе генератора переменного тока и гидромеханического привода постоянных оборотов, обеспечивающего стабильность вращения генератора, а следовательно и постоянную частоту генерируемого тока.

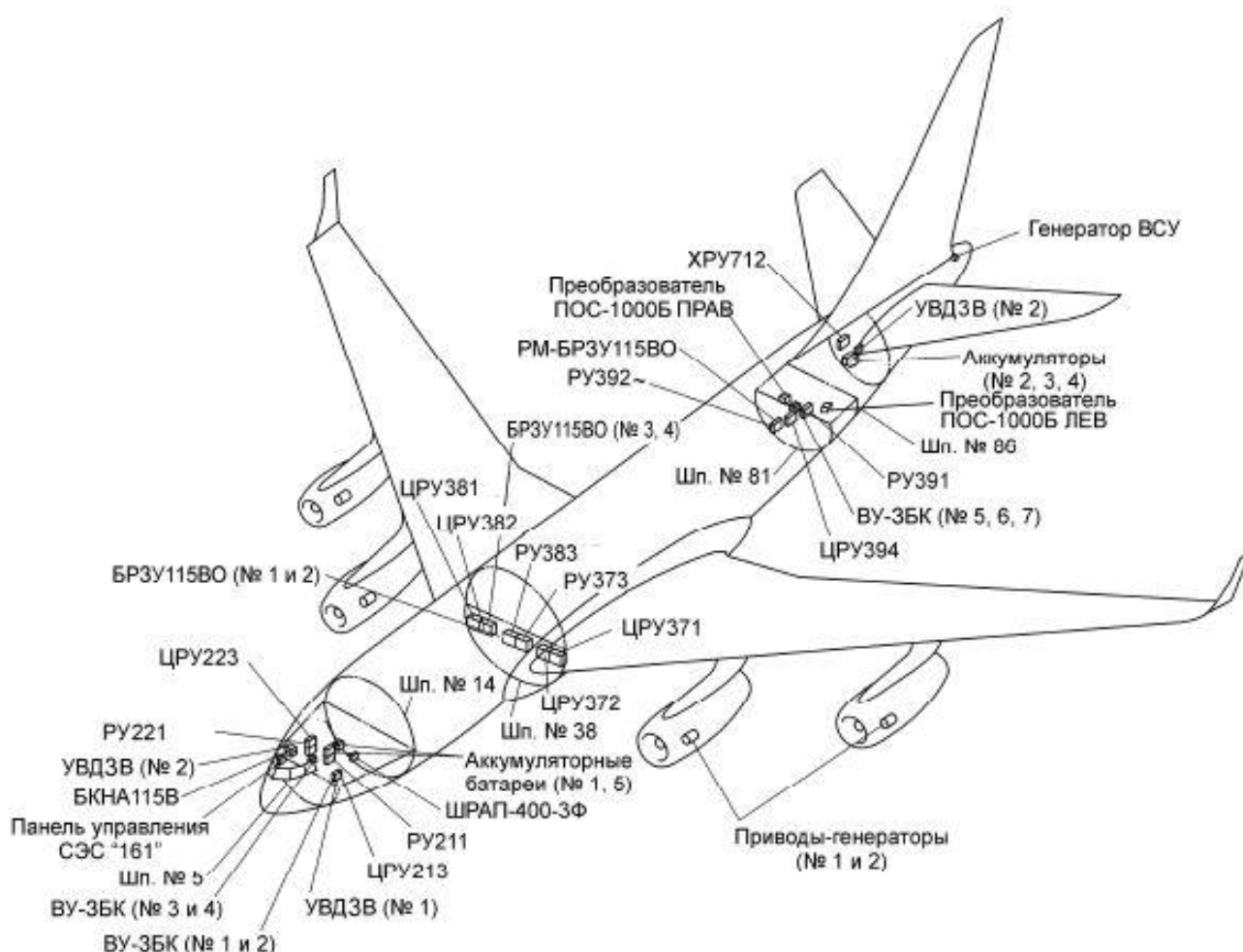


Рис. 33.1 Схема размещения СЭС

От этих генераторов и шести выпрямительных устройств, являющихся вторичными источниками, преобразующими переменный трехфазный ток напряжением 115/200 В 400 Гц в постоянный ток напряжением 27 В, получают основное питание следующие бортовые электросистемы:

- система переменного трехфазного тока напряжением 115/200 В 400 Гц с заземленной силовой нейтралью (первичная система);
- основная система постоянного тока напряжением 27 В (вторичная система);
- хвостовая система постоянного тока напряжением 27 В (вторичная система).

Аварийными источниками питания являются пять щелочных аккумуляторных батарей напряжением 24 В.

В качестве аварийных источников переменного тока 115 В 400 Гц на борту установлено два однофазных статических преобразователя ПОС-1000Б, которые получают питание от двух аккумуляторных батарей (№1 и 5). Аварийные источники должны обеспечить электропитание для продолжения полета до запуска ВСУ и подключения генератора ВСУ в случае отказа или отключения всех (четырех) генераторов. Правый преобразователь ПОС-1000Б используется также для питания приборов и сигнальных устройств контроля работы ВСУ при запуске его в полете или на земле.

Электроснабжение самолета при выполнении наземного технического обслуживания и при подготовке к полету осуществляется либо от генератора ВСУ, либо от наземного источника питания переменным током, для подключения которого к бортовой сети на панели правой задней створки отсека носовой ноги шасси установлена вилка разъема аэродромного питания ШРАП-400-3ф.

Система переменного трехфазного тока напряжением 115/200 В постоянной частотой 400 Гц с заземленным нулевым проводом является основной и состоит из двух независимых подсистем: левого и правого борта.

Каждая подсистема имеет два автономных канала генерирования. Канал генерирования включает привод-генератор с комплектом пускорегулирующей и защитной аппаратуры, а также центральное распределительное устройство, к шинам которого подключается генератор при включении его в работу.

Подсистема левого борта включает генераторы № 1 и 2, подсистема правого борта – генераторы № 3 и 4.

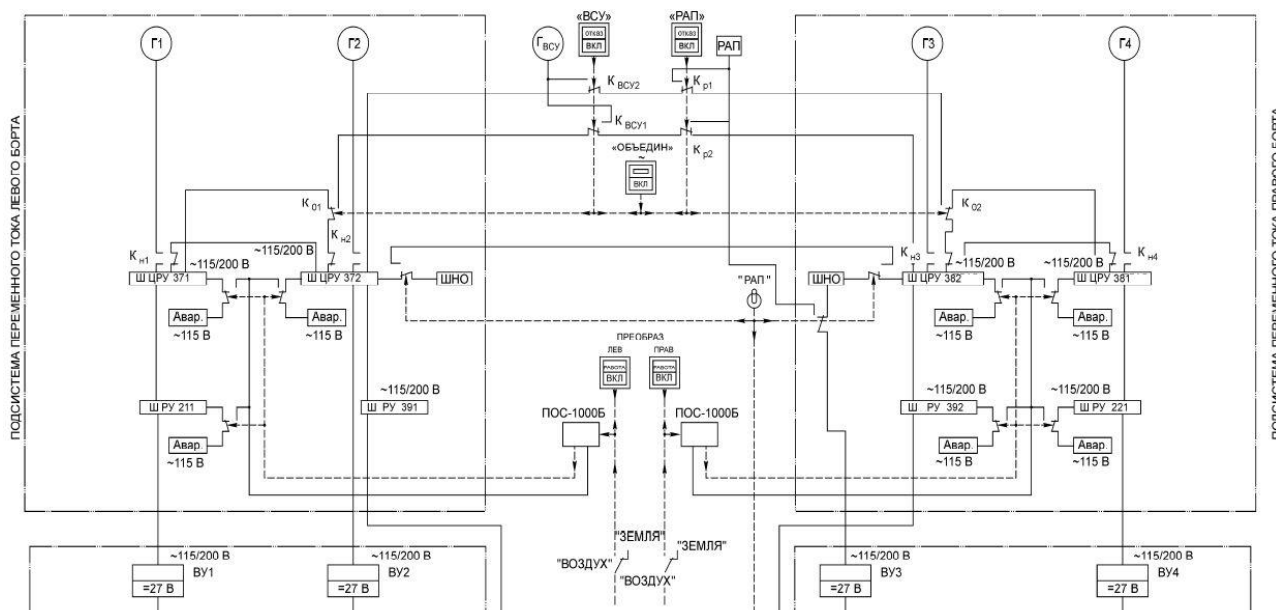


Рис. 33.2 Схема подсистемы переменного тока

Параллельная работа генераторов не предусмотрена. При отказе любого генератора потребители этого канала автоматически переключаются на питание от другого (исправного) генератора данной подсистемы.

При отказе двух генераторов одного борта предусмотрено ручное объединение бортов с помощью кнопки-табло «ОБЪЕДИНИ» на щитке управления СЭС, при котором потребители обоих неисправных каналов подключаются к исправному генератору внутреннего двигателя другого борта (к генератору № 2 или 3). В этом случае необходимо исключить перегрузку данного генератора путем отключения менее необходимых потребителей.

При отказе трех генераторов генератор ВСУ используется в полете для питания шин одной из подсистем, а в случае отказа всех генераторов – для питания шин всех четырех каналов.

Для обеспечения проверки работоспособности самолетных систем и оборудования на земле и проведения работ по техническому обслуживанию самолета предусмотрено использование как генератора ВСУ, так и наземного источника переменного трехфазного тока 115/200 В 400 Гц.

Ограниченное число потребителей переменного и постоянного тока, используемых при подготовке самолета к полету, подключены к шинам наземного обслуживания (ШНО). Подключение наземного источника к ШНО осуществляется с наружного щитка управления входной дверью кухни .

При одновременном подключении в бортовую сеть генератора ВСУ и наземного источника переменного тока первый подключается к шинам подсистемы левого борта, а наземный источник – к шинам подсистемы правого борта.

Основные технические характеристики:

Номинальная мощность привода-генератора 60 кВ·А

Номинальное напряжение переменного тока 120/208 В

Рабочий диапазон изменения частоты вращения входного вала привода-генератора, в пределах которого привод-генератор обеспечивает требуемое количество электроэнергии 4500–9000 об/мин

Частота переменного тока, обеспечиваемая приводом-генератором в установившемся режиме работы 392–408 Гц.

Канал генератора ВСУ

Канал генератора ВСУ ГТ60ПЧ6А служит для электроснабжения бортовой сети самолета переменным трехфазным током при наземном техническом обслуживании и подготовке к полету, а также может использоваться в случае необходимости, в качестве аварийного источника электроснабжения в полете на высоте до 6 км.

Номинальная мощность 60 кВА

Номинальное фазное напряжение 119 В

Частота тока 392–408 Гц

Номинальная сила тока 166,7 А

Допустимая длительность нагрузки 150 % (90 кВ*А) не более 5 мин

Допустимая длительность нагрузки 200 % (120 кВ*А) не более 5 с

Соединение трех фаз генератора – «звезда» с выведенной силовой нейтралью.

Системы постоянного тока напряжением 27 В

Система электроснабжения постоянным током состоит из двух независимых и несвязанных между собой систем – основной и хвостовой.

Системы постоянного тока являются вторичными, так как основное питание они получают от первичной системы переменного трехфазного тока 115 В 400 Гц. Основными источниками питания обеих систем являются выпрямительные устройства (ВУ № 1-6), автоматически включающиеся в работу при поступлении напряжения в бортсеть переменного трехфазного тока.

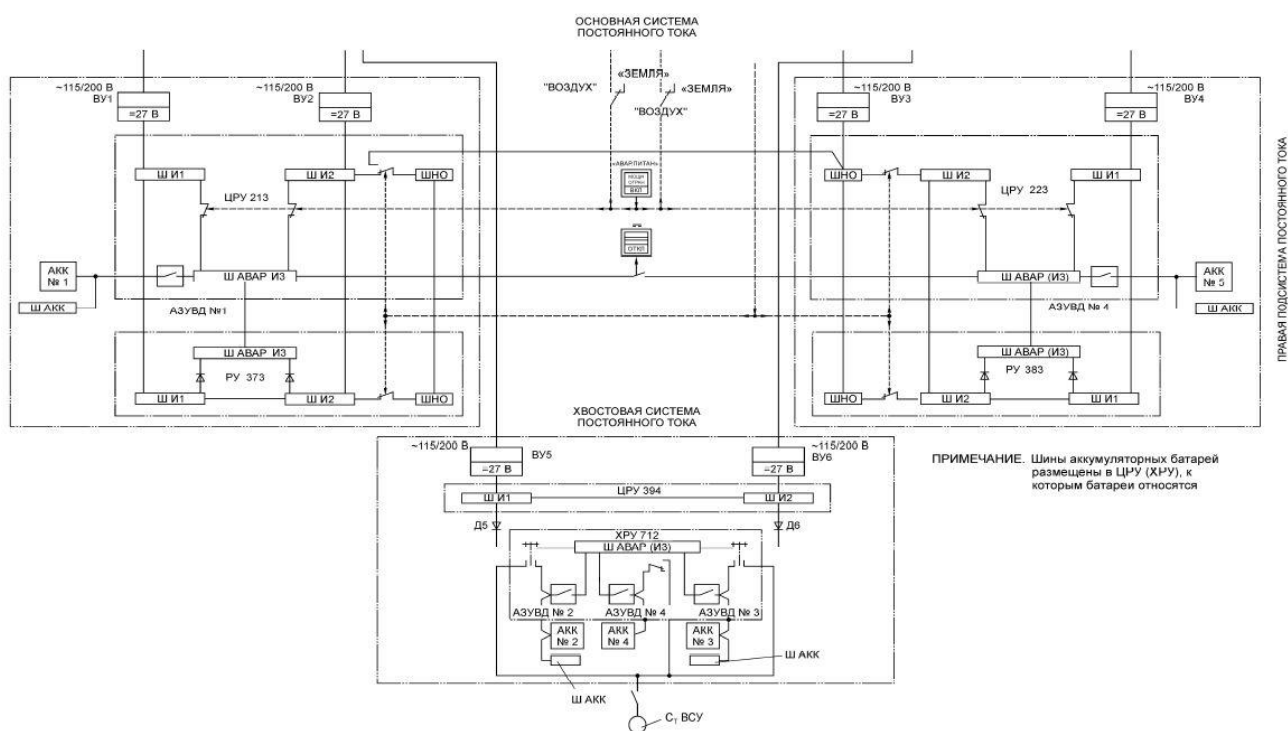


Рис. 33.3 Схема подсистемы постоянного тока

Основная система постоянного тока состоит из двух независимых подсистем: левой (левого борта) и правой (правого борта). В каждой подсистеме основными источниками питания являются два выпрямительных устройства (ВУ), включенные параллельно между собой.

При отказе обоих выпрямителей блоков одной подсистемы при исправных блоках (блоке) другой подсистемы происходит автоматическое

объединение подсистем основной системы постоянного тока, чем предохраняется аккумуляторная батарея неисправной подсистемы от разряда.

При восстановлении питания от ВУ в ранее обесточенной подсистеме происходит автоматическое разъединение подсистем (в случае отказа автоматики необходимо производить разъединение с помощью кнопки-табло «ОБЪЕДИН», отключая ее).

Автоматическое объединение подсистем происходит и тогда, когда в сеть подключаются аккумуляторные батареи № 1 и 5 при всех неработающих ВУ (№ 1–4) основной системы.

Хвостовая система постоянного тока имеет два выпрямительных устройства (ВУ № 5 и 6), включенных между собой параллельно, и три аккумуляторные батареи (№ 2, 3 и 4).

Аккумуляторные батареи

Аккумуляторные батареи являются резервными источниками электроэнергии постоянного тока и предназначены для аварийного питания в полете наиболее необходимых для завершения полета потребителей постоянного тока (27 В) и переменного однофазного тока 115 В 400 Гц (с помощью преобразователей) в случае отказа основных источников переменного трехфазного тока или выпрямительных блоков, для обеспечения более стабильной работы системы постоянного тока, а также для дежурного освещения отсеков самолета в необходимых случаях.

На самолете установлена система электрообогрева аккумуляторных батарей, которая предназначена для автоматического поддержания температуры электролита выше $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ в батареях путем поддержания температуры воздуха в отсеках аккумуляторов в пределах $16\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$ независимо от высоты полета.

Главное назначение аккумуляторных батарей основной системы постоянного тока – питание потребителей постоянного тока, подключенных к шинам аварийного питания «АВАР» (ИЗ), и потребителей однофазного

переменного тока, подключаемых к преобразователям ПОС при их включении, в случае отказа всех генераторов, до запуска ВСУ или двигателя и включения соответствующего генератора.

Главное назначение батарей хвостовой системы состоит в обеспечении запуска двигателя ВСУ в полете и на земле, а также в обеспечении аварийным питанием потребителей, подключенных к аварийной шине системы.

Основные технические данные системы постоянного тока:

Номинальная мощность (выходная) системы 18 кВт

Номинальная мощность подсистемы 6 кВт

Номинальная мощность канала 3 кВт

Номинальное входное напряжение питания

ВУ переменным трехфазным током частотой 400Гц 115/200В

Диапазон выходного напряжения постоянного тока при изменении напряжения питания от 115 до 119 В, частотой от 380 до 420 Гц, тока нагрузки от 10 до 100 А в установившемся режиме 25,4–29,4 В

Напряжение в режиме аварийного питания от аккумуляторных батарей (на клеммах потребителей), В:

- нормальное значение 24 В

- минимальное значение 18 В

Система обеспечивает запуск двигателя ВСУ (аккумуляторные батареи имеют 85 % емкости. Две попытки запуска и одна холодная прокрутка.

Система обеспечивает аварийное питание потребителей (подключенных к шинам ИЗ) в течение 8 мин.

Основные технические данные батареи 20НКБН-25-УЗ

ЭДС заряженной батареи не менее 25 В

ЭДС отдельного аккумулятора 1,25 В (1,50 В)

Емкость батареи (при разрядном токе 10 А) 25 А·ч

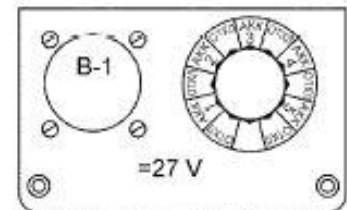
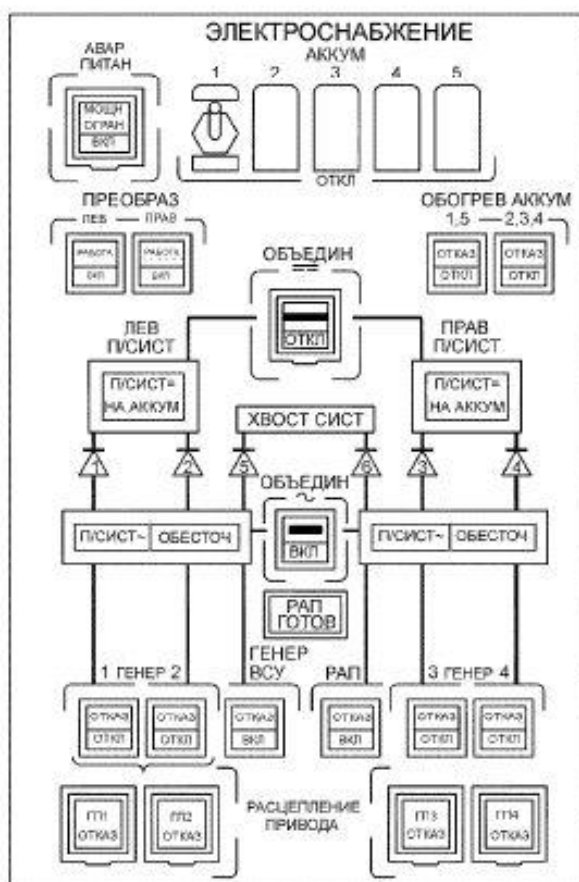
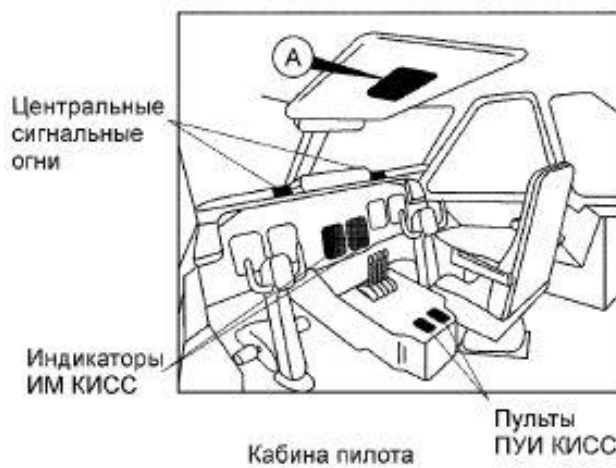
Продолжительность разряда батареи токами: 25 А не менее 47 мин, 50А не менее 22 мин, 100 А не менее 11 мин.

Масса батареи 24 кг

Рабочие температуры батареи от - 5 до + 50° С

Управление и контроль за работой системы СЭС

Управление источниками электропитания и каналами систем переменного и постоянного тока осуществляется с щитка управления СЭС, размещенного на верхнем щитке пилотов.



В Вольтметр постоянного тока В-1 с переключателем (на панели гидросистемы "284")

А Шиток управления системой электроснабжения СТИК.468365.045 (161)

Рис. 33.4 Щиток управления СЭС

Контроль за работой СЭС обеспечивается с помощью кнопок-табло и цветных табло, установленных на этой панели, а сигнализация и информация через системы КИСС, САС и РИ. Кроме того, для выполнения в случае необходимости анализа работы СЭС, в течение всего полета производится

запись соответствующих аналоговых и дискретных параметров, а также информация об отказах в СЭС с помощью системы МСРП.

Электропроводка

Сеть электроснабжения и потребителей переменного трехфазного тока 115/200В выполнена трехпроводной, нулевым проводом служит корпус самолета.

В сети потребителей переменного однофазного тока 115 В в качестве второго провода используется корпус самолета.

В сети потребителей постоянного тока 27 В в качестве минусового провода используется корпус самолета.

В сети потребителей постоянного тока 27 В в качестве минусового провода используется корпус самолета.

Применение проводов ОАО «Завод «Чувашкабель» БС (ЭО) 35-1298, 36-1398, 36-1498 с токопроводящей жилой из медных никелированных проволок позволит уменьшить вес бортовой кабельной на 18-20 %.

Дополнительно вес бортовой электропроводки может быть снижен за счет применения для проводки слаботочных цепей вместо проводов сечения 0,35 мм² провода сечений 0,12 мм² и 0,15 мм² (до 40 %).

Провода марки БС разработаны для сечений до 4,0 мм². Для проводов больших сечений пока остаются марки провода БПДО, БИФ-Н и БПДО.

34 Бортовая система сбора параметрической и речевой/звуковой информации БСРПИ

БСРПИ должна обеспечивать сбор и регистрацию параметрической и речевой/звуковой информации, предназначенной для:

- расследования причин авиационной катастрофы и предпосылок к ней;
- оценки работоспособности (функционирования) силовой установки, систем и бортового оборудования;
- оценки выдерживания летно-технических ограничений и рекомендованных режимов полета;
- оценки соблюдения летным экипажем установленных правил эксплуатации силовой установки, систем и бортового оборудования;
- оценки последовательности, полноты и качества выполнения полетного задания;
- расчета параметров выработки ресурса двигателей и планера самолета.

Информация, предназначенная для использования при расследовании причины аварийной катастрофы должна регистрироваться (записываться) защищенным бортовым накопителем (ЗБН), обеспечивающим ее сохранность в условиях воздействия факторов авиационной катастрофы (удар, пожар и т.д.).

ЗБН должен обеспечивать накопление и хранение информации не менее чем за последние 25 часов работы.

Должны быть обеспечены копирование (считывание) и обработка зарегистрированной БСРПИ информации с помощью наземного устройства обработки, построенного на базе ПЭВМ (в стационарном и/или мобильном исполнении).

Бортовая система сбора и обработки параметрической информации МСРП-А-02-01 сер. 5 в составе:

- Блок сбора параметрической информации БСПИ-6 сер.2.3;

- Совмещенный твердотельный защищенный накопитель ЗБН-СТТ-02;
- Акселерометр трехкомпонентный АДИА-2-1.
- 1. Система сбора и регистрации звуковой/речевой информации и регистрации параметрической информации СЗБН-1-01000231 в составе:
 - Совмещенный твердотельный защищенный накопитель ЗБН-СТТ-02;
 - Блок управления малогабаритный БУМ-3;
 - Блок микрофонный БМи-2 (2 шт.).
- 2. Дополнительные блоки:
 - Блок сбора параметрической информации БСПИ-6 сер.2.3;
 - Пульт управления со съемным накопителем ПУ-СН-10010.2;
 - Акселерометр трехкомпонентный АДИА-2-1.
 - Рама Ра-ЗБН-СТТ – 2 шт.

На оба ЗБН-СТТ-02 должна быть подведена для регистрации как параметрическая, так и звуковая/речевая информация.

В состав бортовой системы регистрации полетной информации БСРПИ входят два подводных акустических маяка ПАМ-6К.

35 Противообледенительная система

Противообледенительная система обеспечивает эксплуатацию самолета при полетах в условиях обледенения, а бытовых панелей водоснабжения и канализации при нахождении самолета в условиях отрицательных температур.

Защита предкрылка и стабилизатора от обледенения осуществляется электроимпульсной противообледенительной системой (ЭИ ПОС) путем периодического удаления льда с их поверхностей.

Воздухозаборник каждого двигателя, а также воздухозаборник ВСУ защищены от обледенения воздушно-тепловыми противообледенительными системами путем предварительного нагрева защищаемых поверхностей, предотвращающего образование на них льда.

Передние стекла, стекла форточек фонаря кабины экипажа, приемники полного давления и датчики аэродинамических углов, бытовые панели защищены своими электротепловыми противообледенительными системами также путем предварительного нагрева защищаемых поверхностей, предотвращающего образование на них льда.

ЭИ ПОС и электротепловые ПОС работают от самолетных источников электропитания, ПОС воздухозаборников двигателей и воздухозаборника ВСУ – получают горячий воздух, отбираемый от двигателей и ВСУ соответственно.

Все противообледенительные подсистемы автономны и управляются вручную, а ПОС двигателей, ВСУ, предкрылка и стабилизатора при входе самолета в зону обледенения, если они ранее не были включены вручную, управляются автоматически системой САУП-1 (система сигнализации обледенения и автоматического управления противообледенительными системами). Эта система также выдает экипажу информацию о входе в зону обледенения – загорается светосигнальное табло «ЛЕД» на панели управления ПОС и обогревом стекол, появляется на экране ИМ КИСС соответствующее сообщение и инструкция экипажу о действиях. Система САУП-1 выдает в МСРП сигналы «Обледенение» и информацию о степени обледенения.

Кроме автоматической сигнализации о входе в зону обледенения, экипаж может определить наличие обледенения путем осмотра защищаемых поверхностей из форточек в кабине самолета и смотровых окон в пассажирских салонах. Обеспечена возможность осмотра этих поверхностей и ночью. Для этого установлены фары, освещающие правую половину стабилизатора, переднюю кромку левой и правой половин крыла, а также гондолы двигателей.

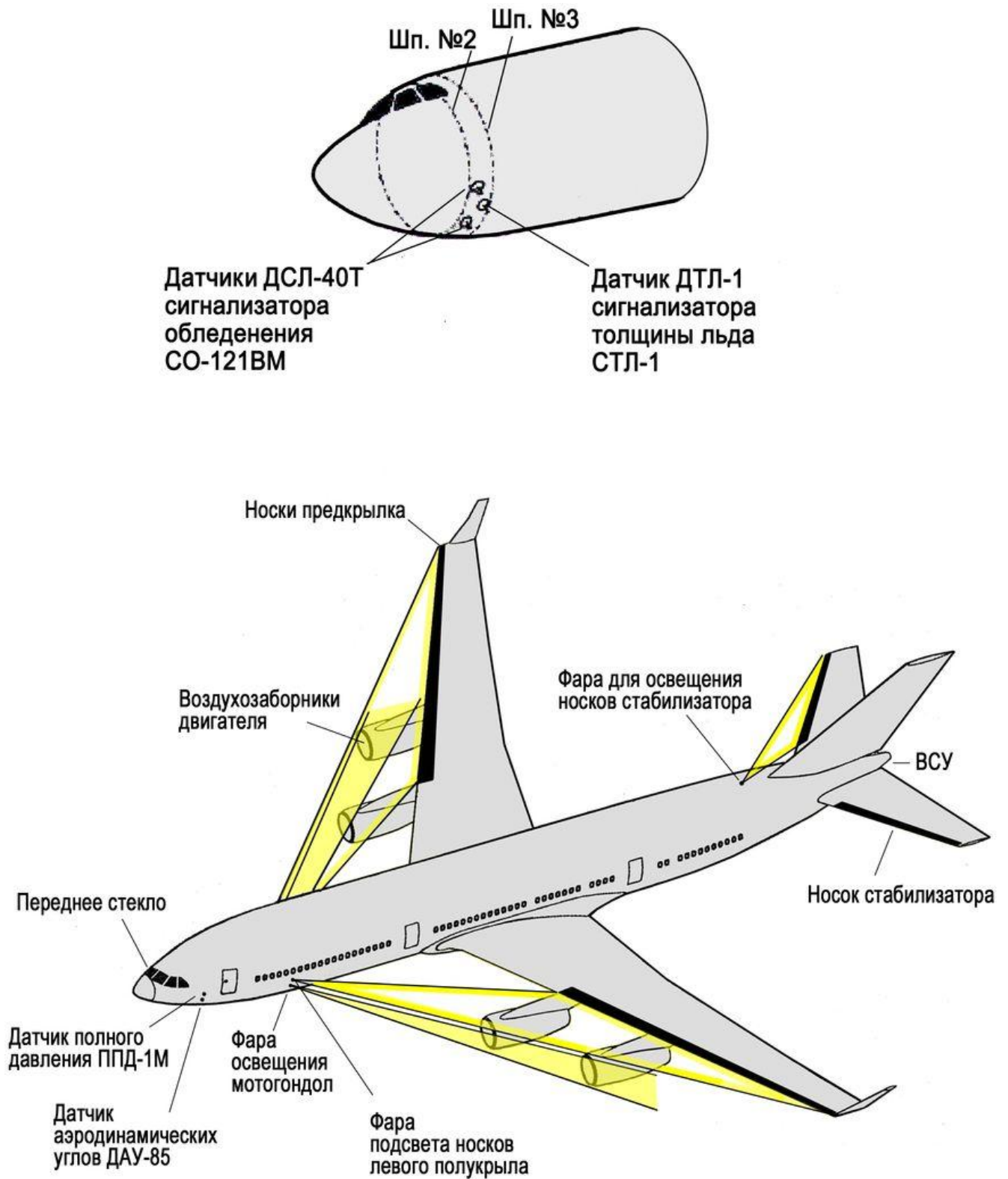


Рис. 35.1 Схема размещения оборудования ПОС

Фары включаются и выключаются нажимными переключателями «ОСВЕЩЕНИЕ СТАБ» и «ОСВЕЩЕНИЕ ГОНДОЛЫ» на передней панели верхнего пульта пилотов.

Противообледенительная система обеспечивает защиту от обледенения поверхностей планера во всем нормируемом диапазоне высот полета и температур наружного воздуха.

ПОС воздухозаборников двигателей защищает их от обледенения на всех эксплуатационных режимах работы двигателя.

Условия возможного обледенения – температура воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси.

Б. Защита от атмосферных осадков

Передние стекла фонаря кабины экипажа оборудованы стеклоочистителями, предназначенными для очистки стекол от снега и дождя, обеспечивая экипажу лучшую видимость.

Каждый стеклоочиститель приводится в действие при помощи электроприводного механизма. Функционирование электроприводных механизмов обеспечивается самолетными источниками электропитания.

Для защиты от обледенения носков предкрылка и стабилизатора применена электроимпульсная противообледенительная система ЭИ ПОС.

ЭИ ПОС обеспечивает защиту носков указанных поверхностей планера самолета от обледенения, периодически сбрасывая образовавшийся на них лед при полетах в условиях обледенения.

Удаление льда производится благодаря созданию в носках импульсной упругой деформации, которая образуется индукторами, размещенными в носках предкрылка и стабилизатора соответственно.

На самолете от обледенения защищены носки секций № 3–7 левой и правой половин предкрылка и носки стабилизатора. Носки кия и носки секций № 1 и 2 предкрылка от обледенения не защищены, так как их обледенение не оказывает заметного влияния на летные характеристики.

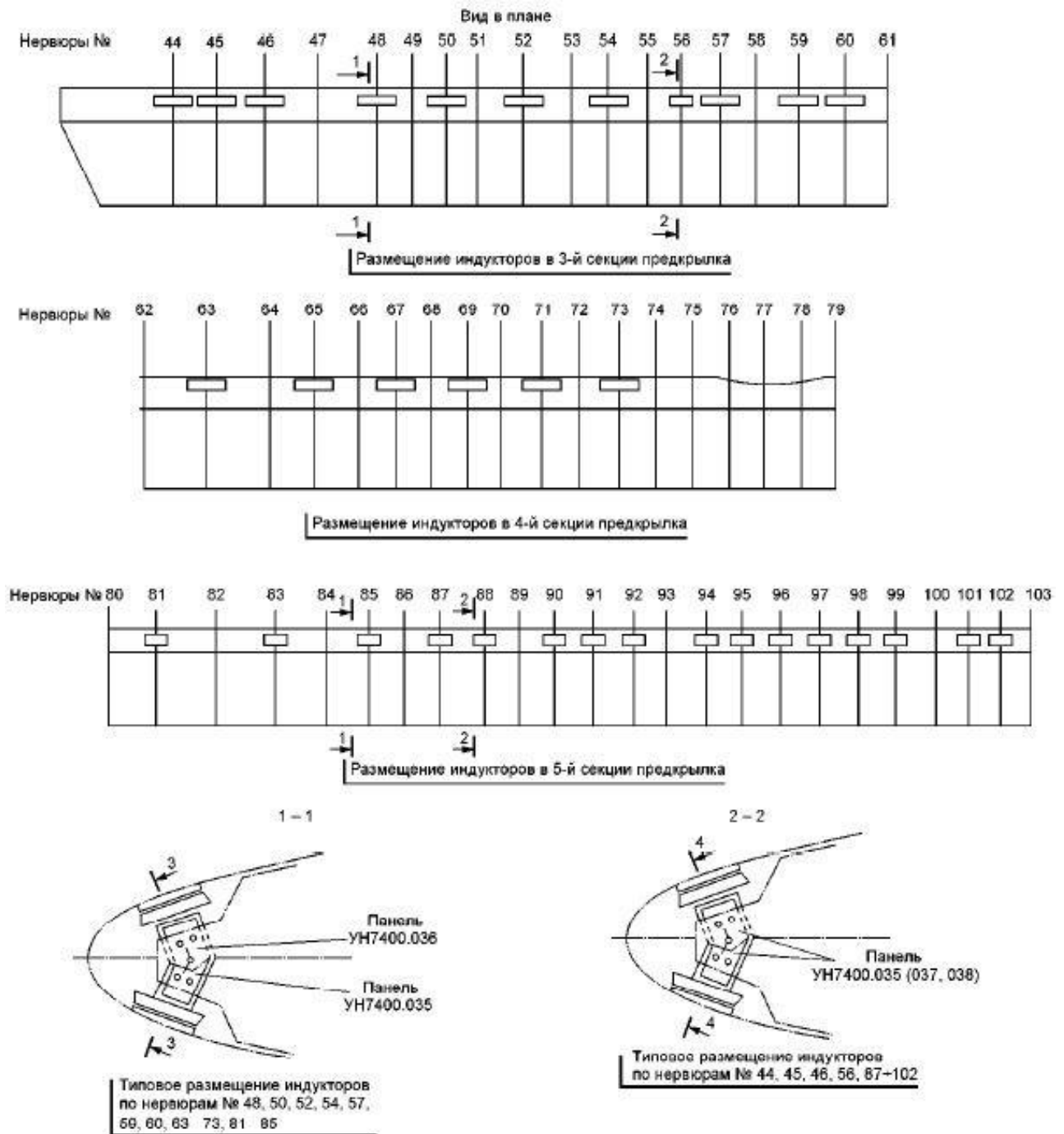


Рис. 35.2 ЭИ ПОС предкрылка секции 3-5

Система ЭИ ПОС состоит из двух идентичных подсистем. В состав каждой подсистемы входит блок заряда-разряда БЗР-1800-1, блок конденсаторов БК600-1, блок управления тиристорами БУПТ-5М-1 (5 шт.) и БУПТ-5М (2 шт.), блок управления и контроля БПР ЭИ ПОС, индукторы ИПОС-4 (190 шт. в подсистеме 1 и 196 шт. в подсистеме 2).

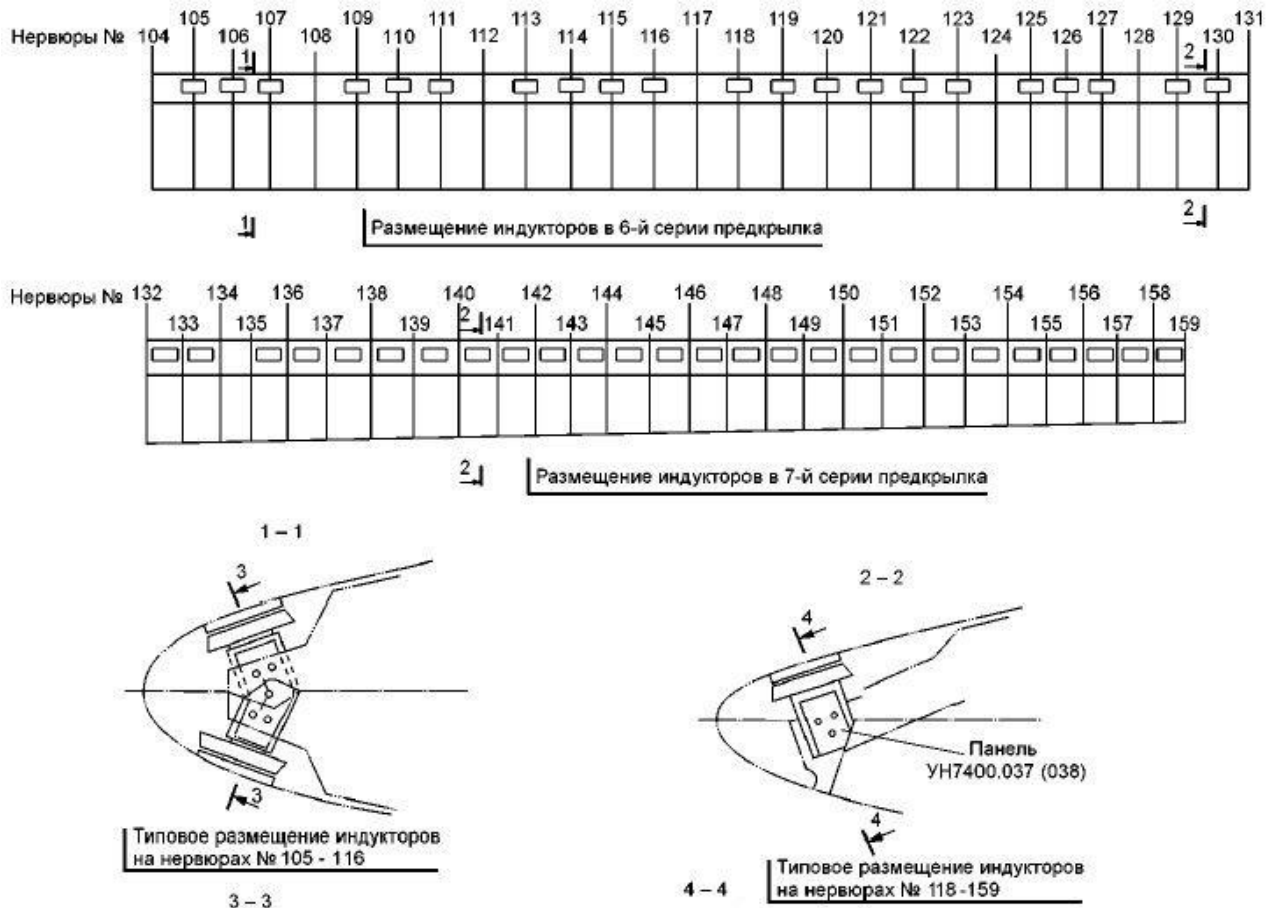


Рис. 35.3 ЭИ ПОС предкрылка секции 6 и 7



Рис. 35.4 ЭИ ПОС стабилизатора

36 Интерьер кабины экипажа

На самолете Ил-96-400М в состав экипажа входит 2 пилота и бортинженер.

Кабина экипажа самолёта Ил-96-400М по расположению членов экипажа, внутренней геометрии сохранена как на самолёте Ил-96-300

Расположение рабочих мест пилотов и проверяющего сохранены как на самолёте Ил-96-300. Кресла пилотов К10-7520-0-02-03 имеют откат назад и вбок к борту. Кресло бортинженер К12-7500-12 расположено за вторым пилотом и имеет возможность подката к центральному пульту. Кресло проверяющего К12-7500-12 расположено за командиром экипажа.

Чехлы кресел членов экипажа изготовлены из натуральной кожи с вшитой в них овчиной. Плечевые ремни оборудованы инерционными катушками, позволяющими наклоняться вперед при застегнутых ремнях и препятствующими резкому наклону вперед.

Каждое место члена экипажа оборудовано аварийным фонариком.

Предусмотрено напольное освещение в кабине экипажа.

Основной объём информации о работе самолётных систем и бортового оборудования выдается на ЖКИ (жидкокристаллические индикаторы), размещенные рядом на приборных досках пилотов по горизонтальной схеме.

ЖК-индикаторы обеспечивают экипажу наглядную информацию, представляемую в комплексной форме, необходимую на данном этапе полёта и значительно облегчают условия работы экипажа.

При отказе одного или нескольких ЖК-индикаторов предусмотрена возможность переключения информации на исправный индикатор и использование дополнительной информации резервных приборов.

При этом на экипаж возложены следующие функции:

- управление режимами работы автоматических систем и контроль их функционирования с помощью пультов МФПУ и др.;

- оперативное изменение режимов работы автоматических систем с помощью органов управления, установленных на рабочих местах;
- вызов информации, необходимой для самолетовождения.

С целью снижения загруженности экипажа на напряженных этапах полета (полет по маршруту, заход на посадку) на самолёте установлены следующие автоматические системы:

- система управления полётом и тягой (СУПТ), выполняющая функции автоматической и полуавтоматической (директорной) стабилизации заданных значений угловых, скоростных и траекторных параметров полёта самолёта посредством изменения положения аэродинамических органов управления на всех этапах полёта, а также автоматической стабилизации заданных значений приборной скорости или числа М на этапах маршрутного полета и захода на посадку посредством изменения тяги двигателей.

- система раннего предупреждения близости земли (СРПБЗ), выполняющая функцию предупреждения об опасном сближении с землей;
- бортовая система предупреждения столкновений (БСПС), обеспечивающая сигнализацию о опасном сближении с другими самолётами;

Расположение основных органов управления сохраняется в основном как на базовой машине Ил-96-300 (штурвал, РУДы и т.д.).

Интерьер кабины экипажа состоит из внутренней отделки (потолки, бортовые и торцевые - у шп. 9 панели, зашивки каркаса фонаря, покрытие пола) и оборудования в нем (кресла экипажа, гардероб отсеки для хранения оборудования и прочее).

Имеются места для размещения судовой документации.

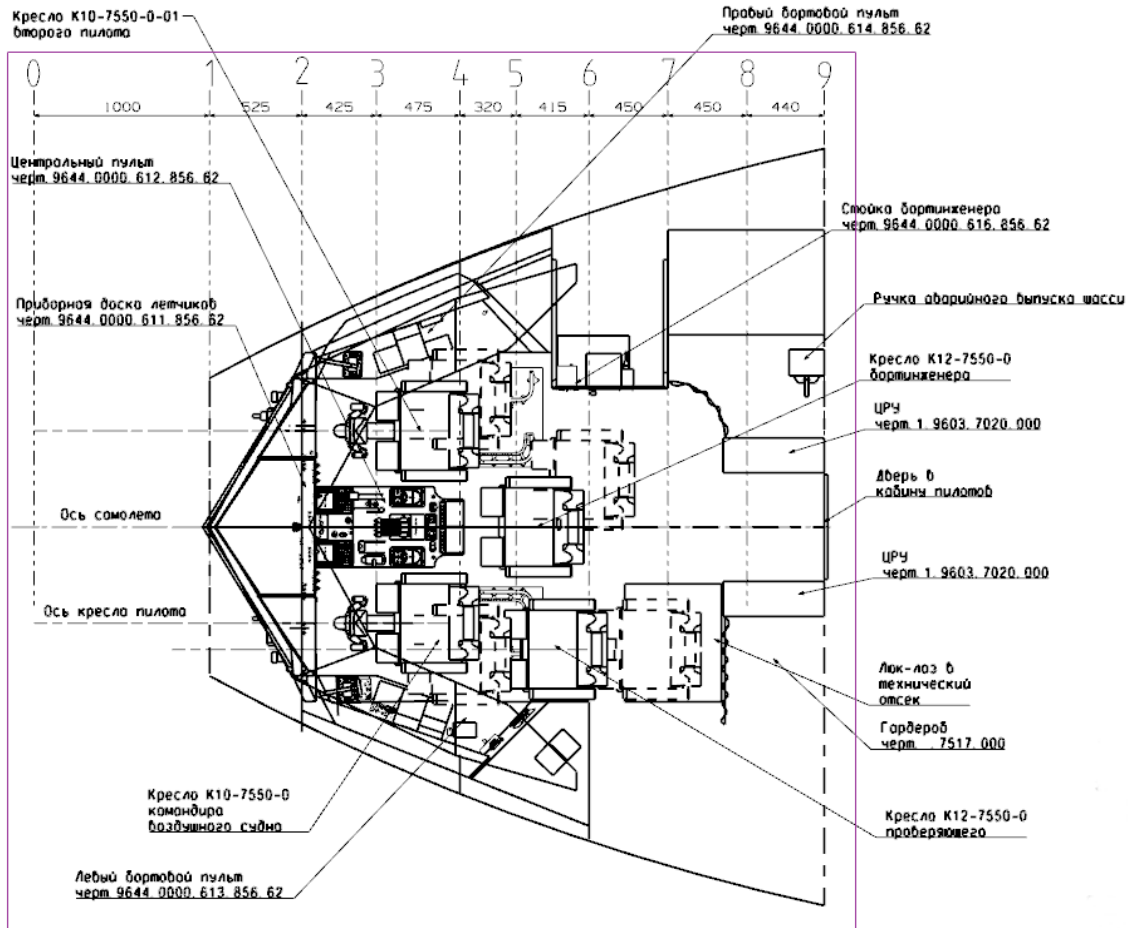


Рис. 36.1 Компоновка кабины экипажа.

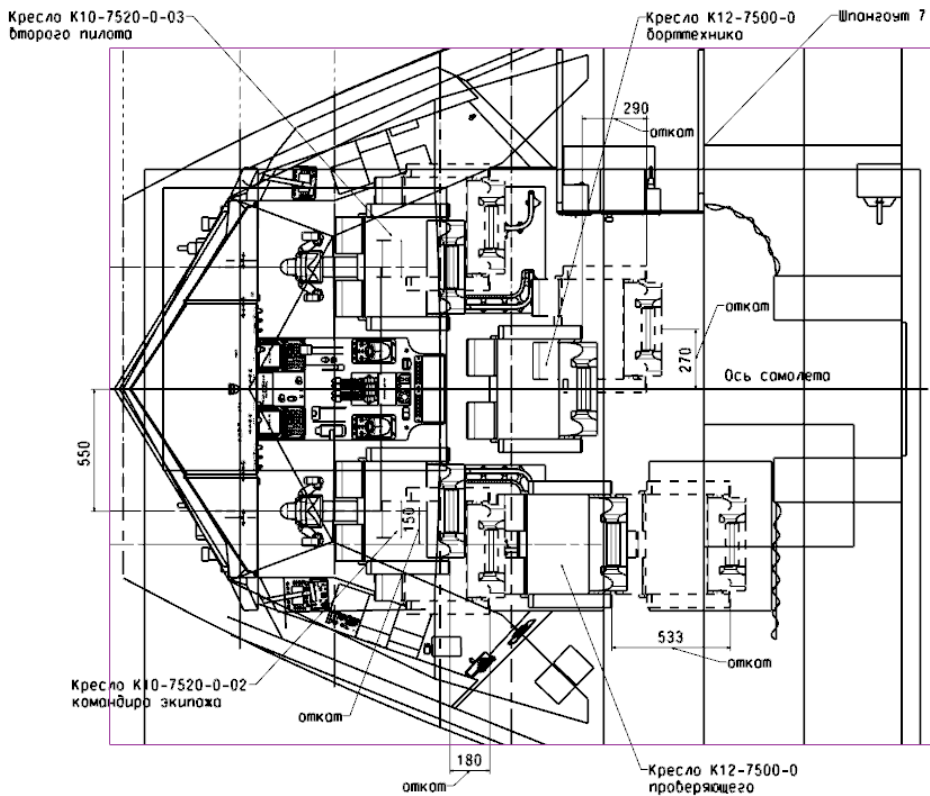


Рис. 36.2 Установка кресел экипажа в кабине.

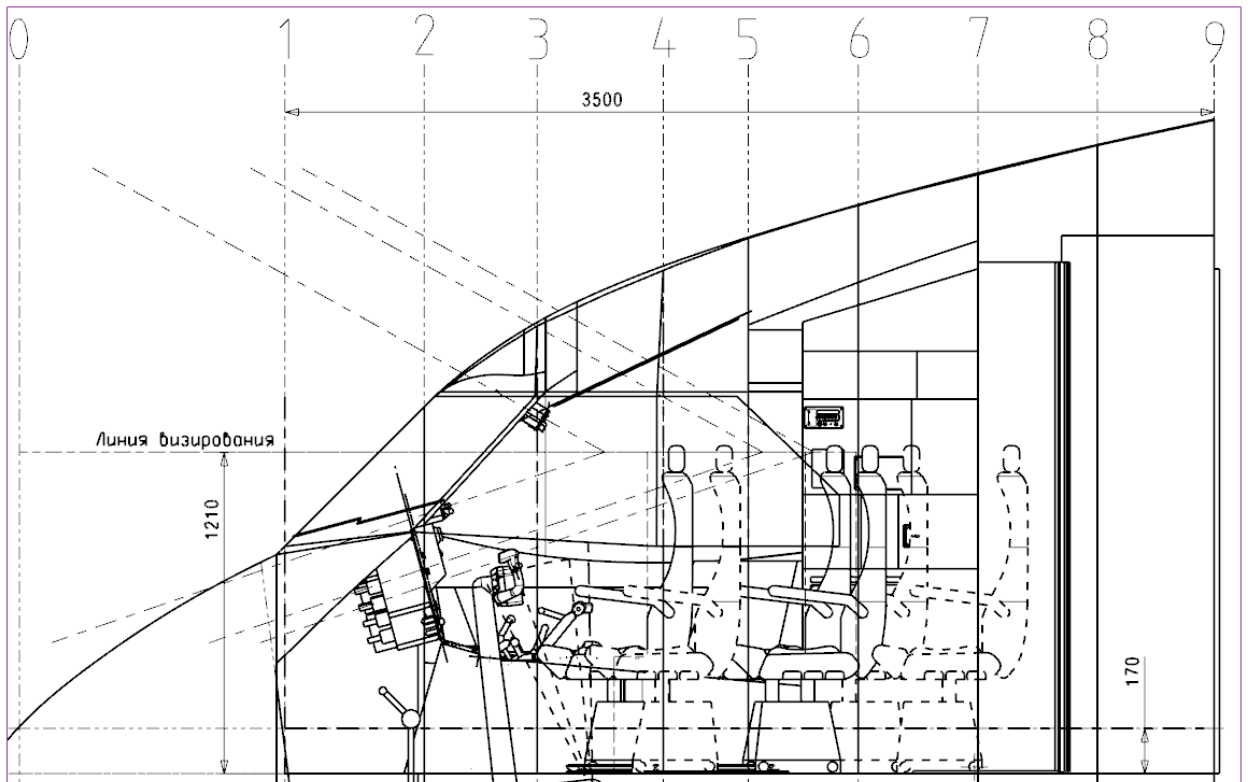


Рис. 36.3 Вид на правый борт кабины экипажа.

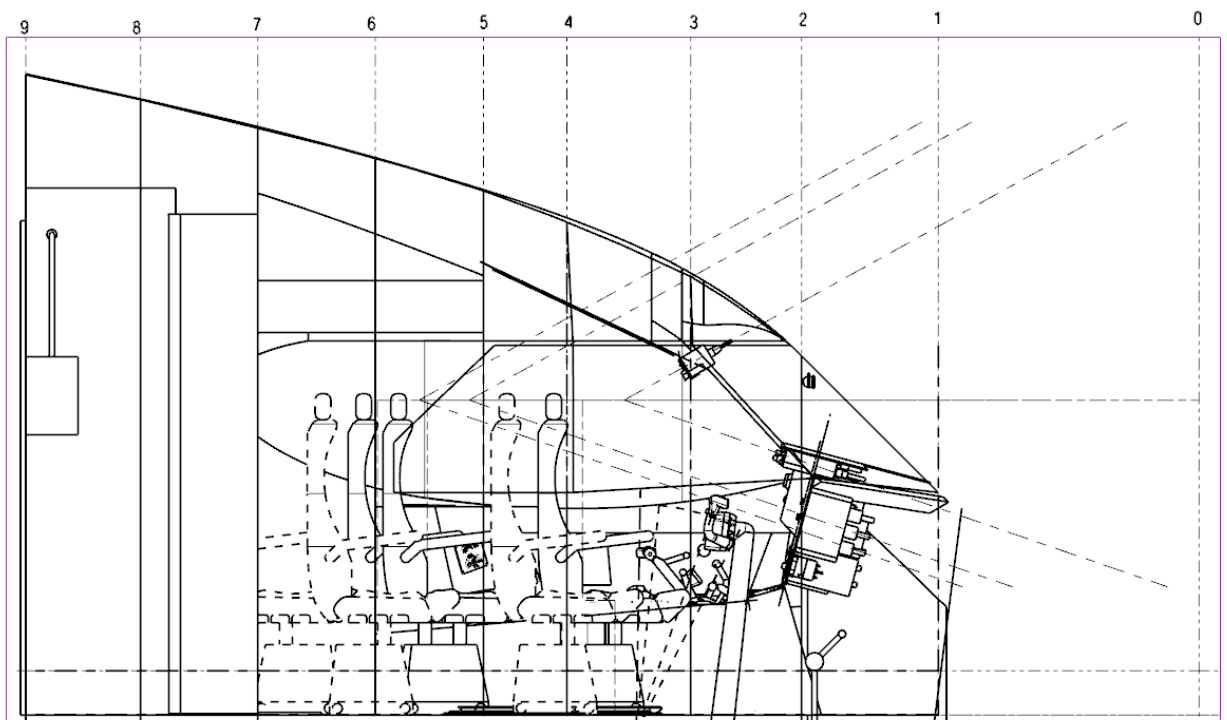


Рис. 36.4 Вид на левый борт кабины экипажа.

Приборная доска

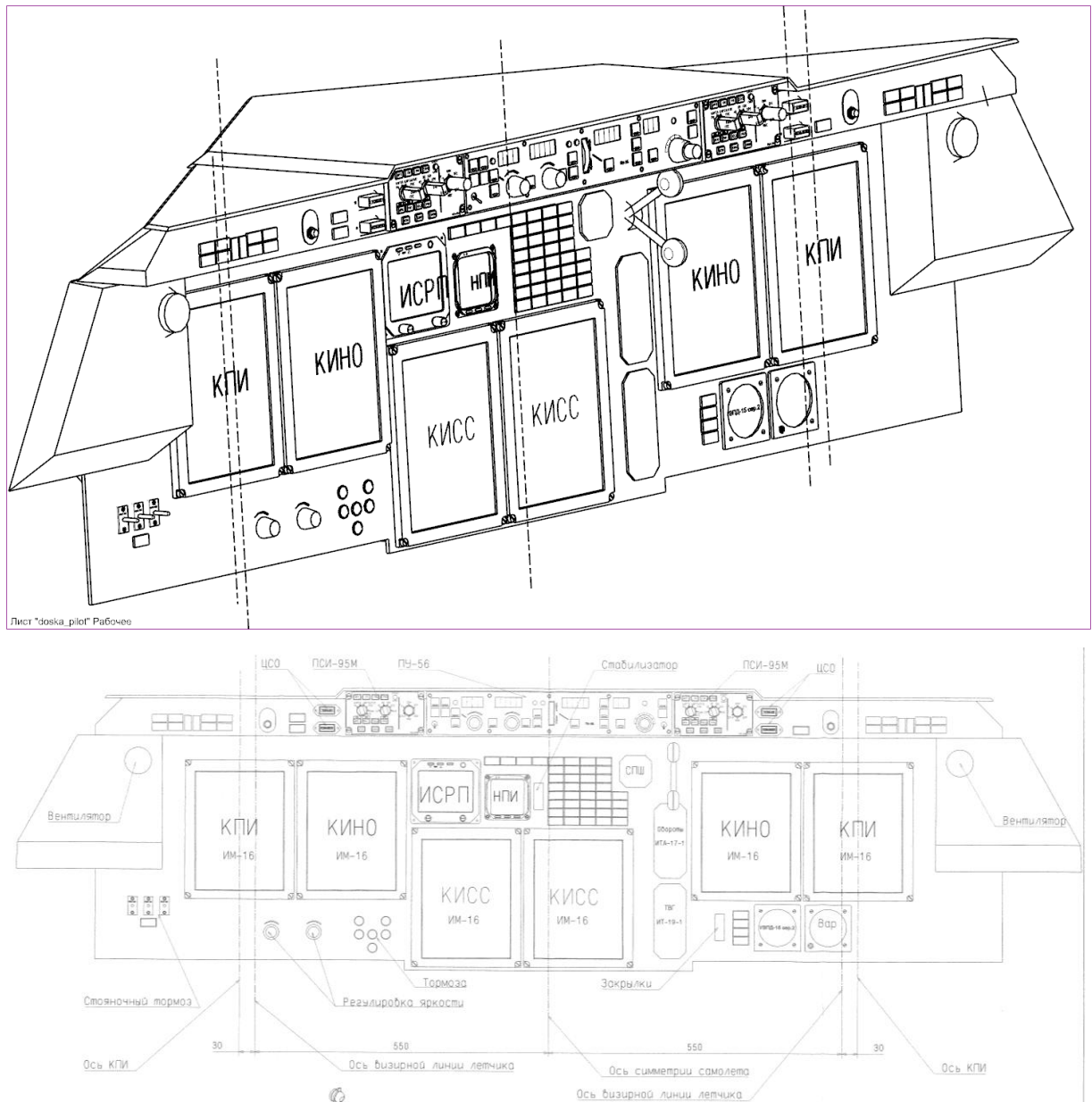


Рис. 36.5 Приборная доска

На левой панели приборной доске установлены:

- 2 жк-индикатора с экраном 6х8 дюймов для отображения пилотажно-навигационных параметров,
- 3 выключателя стояночного тормоза под колпачком в нижней части левой панели,
- 6 сигнальных ламп давления тормозов в нижней части,
- 2 регулятора яркости освещения и сигнализации.

На средней панели приборной доски установлены:

- 2 жк-индикатора с экраном 6х8 дюймов для отображения параметров силовой установки, аварийной сигнализации и параметров работы самолётных систем,

- интегрированная система резервных приборов ИСРП,
- резервный навигационно-посадочный индикатор НПИ,
- сигнальные табло,
- индикатор положения стабилизатора,
- индикатор положения шасси СПШ,
- ручка уборки и выпуска шасси,
- индикатор оборотов двигателей,
- индикатор температуры выходных газов.

На правой панели приборной доске установлены:

- 2 жк-индикатора с экраном 6х8 дюймов для отображения пилотажно-навигационных параметров,

- индикатор положения закрылков,
- указатель перепада давления в кабине,
- кабинный авриометр.

На козырьке приборной доски установлены:

- пульт управления ПУ-56М системы автоматического управления полетом,

- 2 пульта управления индикацией ПУ СЭИ,
- 2 красных и 2 желтых ЦСО,
- табло аварийной сигнализации.

Между пилотами располагается центральный пульт.

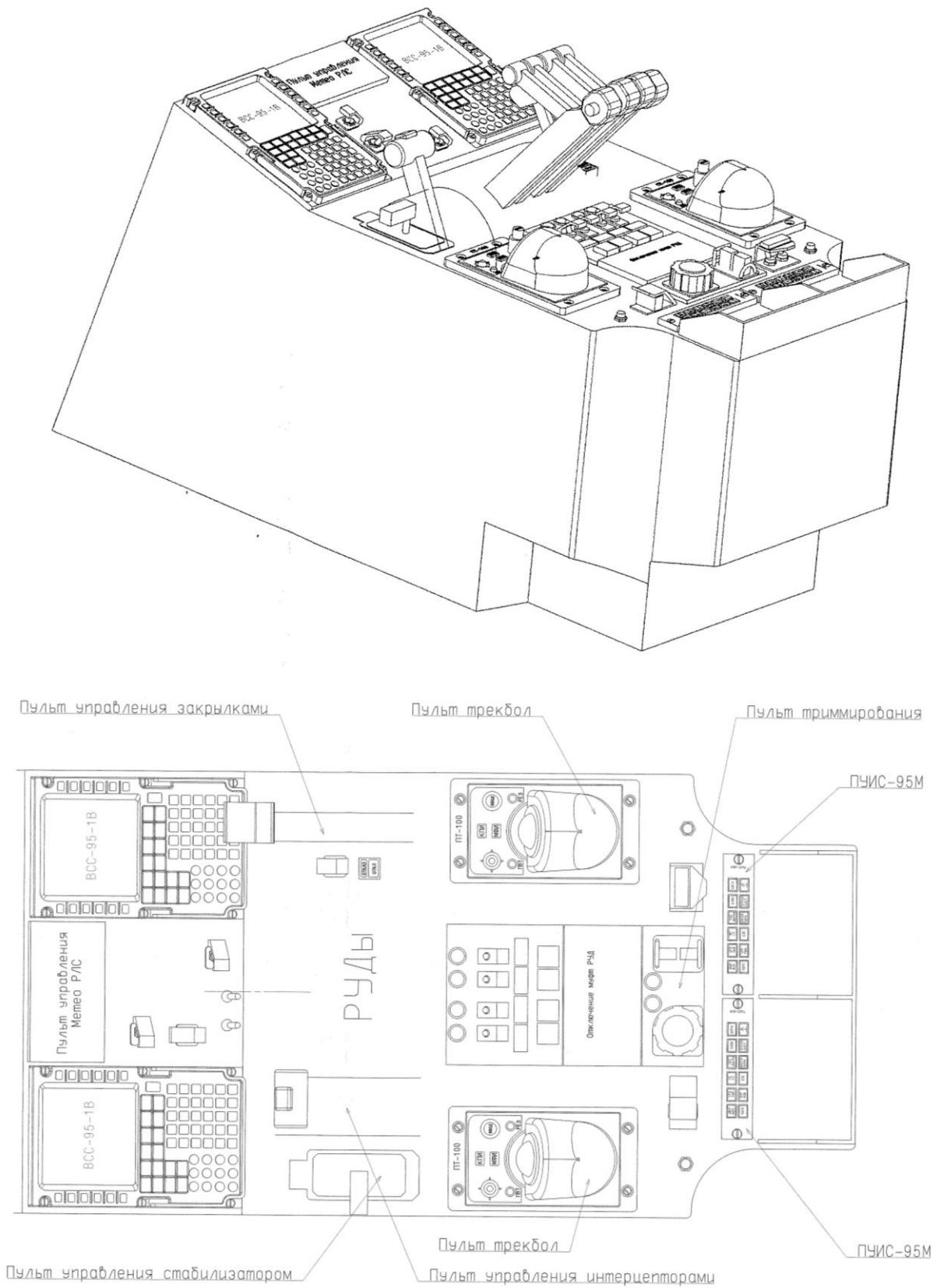


Рис. 36.6 Центральный пульт

На центральном пульте установлены:

- 2 пульта вычислительной системы самолетовождения
- пульт метеолокатора,
- панель рассоединения проводок управления
- 2 пульта управления курсором (трекбол),
- механизм РУДов с кнопками отключения автомата тяги "АТ" и включения режима ухода на 2-й круг "2КРУГ",
- панель управления двигателями,
- панель с кнопками отключения муфт РУДов,
- панель с ручкой управления воздушными тормозами и резервного управления стабилизатором и ручка управления закрылками,
- панель триммирования,
- 2 пульта индикации самолетных систем.

Верхний пульт

На потолке кабины между пилотами расположен верхний пульт, скомпонованный аналогично самолету Ил-96-300. На верхнем пульте установлены панели управления освещением, топливом, электроснабжением, кондиционированием, гидравликой, пожарной защитой, ВСУ, ПОС, СРД, 2 прибора регулировки давления и панель с датчиками температуры, панель управления двигателями.

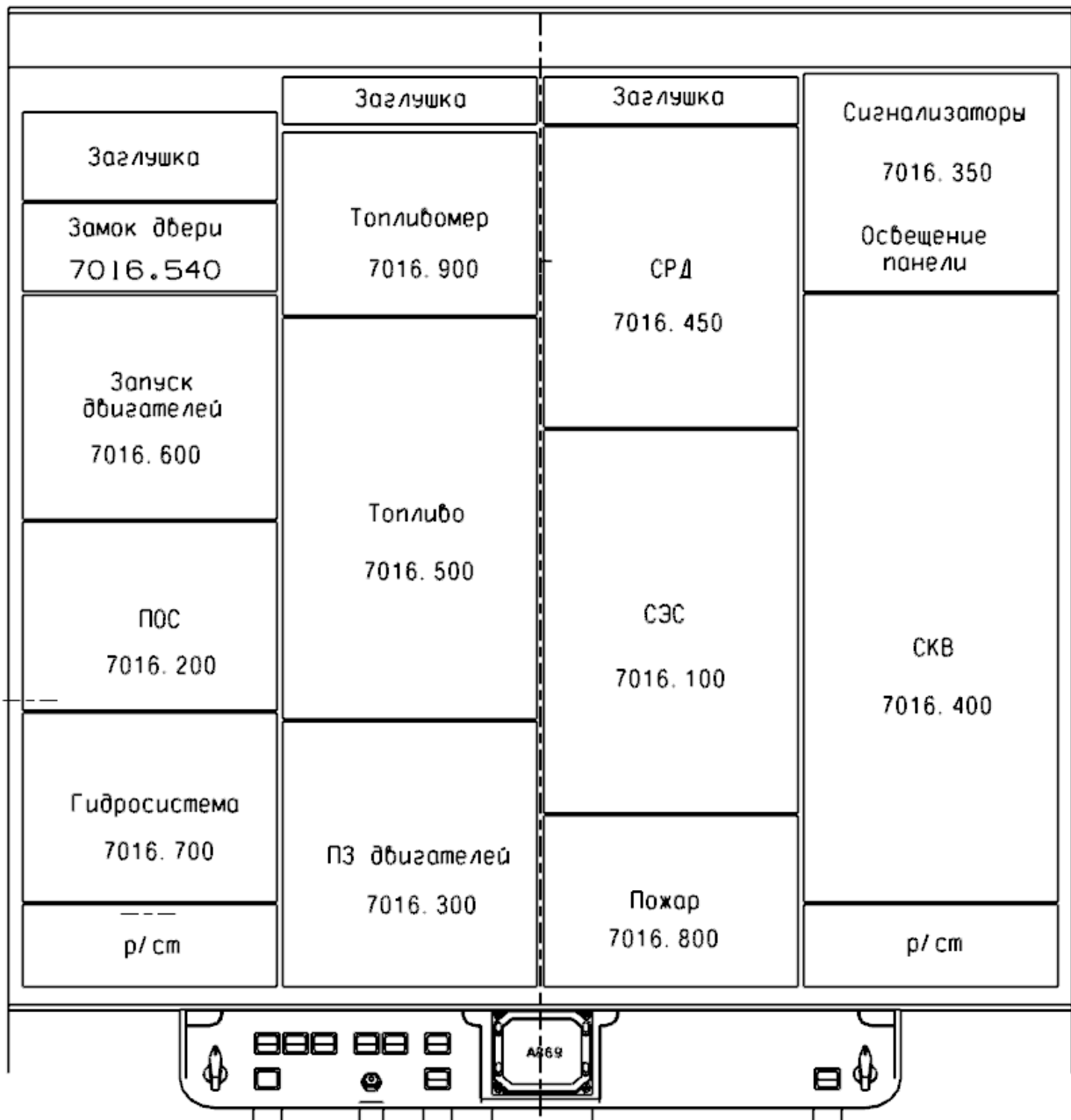


Рис. 36.7 Верхний пульт

Бортовые пульта.

На левом и правом бортовом пульте установлено следующее оборудование:

- ручка управления разворотом передней стойки шасси,
- панель освещения,
- пульта системы внутренней связи,
- пульт МФПУ,
- кислородная маска,

- выключатели обогрева ППД, ДАУ, воздуха,
- переключатель регулировки педалей под колпачком,
- выключатель повтора речевого сообщения.

На левом бортовом пульте ещё установлены краны «статика» и «динамика» переключения с линии системы ПВД.

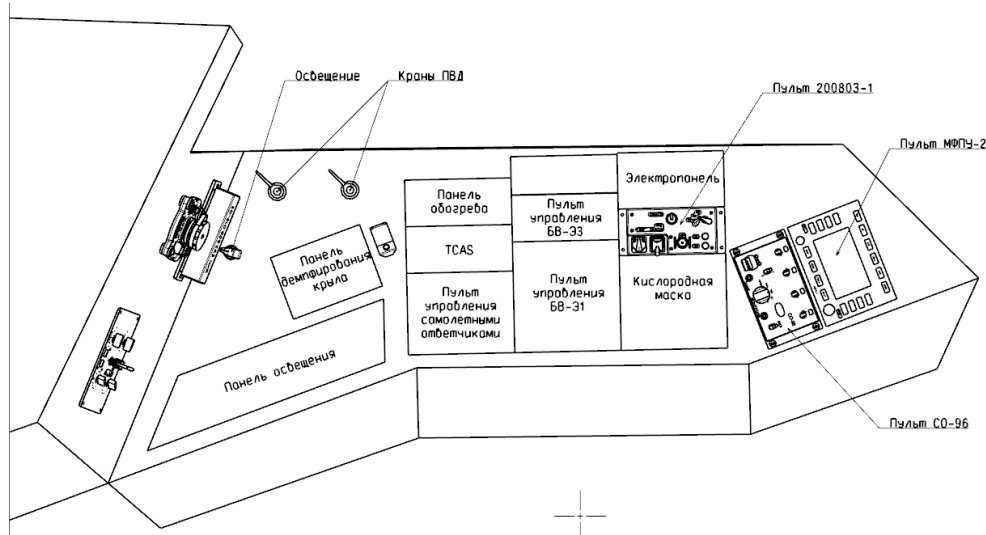


Рис. 36.8 Левый бортовой пульт.

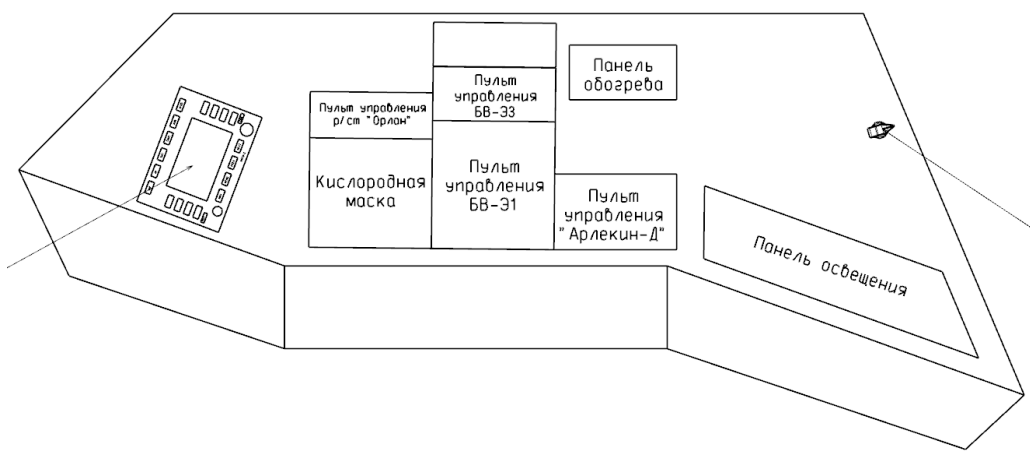


Рис. 36.9 Правый бортовой пульт.

Приборная доска бортинженера.

На правом борту в районе шпангоутов 6-7 размещается приборная доска бортинженера.

На приборной доске бортинженера установлены:

- пульт управления эксплуатационного регистратора МСРП-А-02,
- пульт управления переговорного устройства,

пульт контроля системы управления самолёта,
панель отключения систем и наземного контроля,
выдвижные столик и ящик.

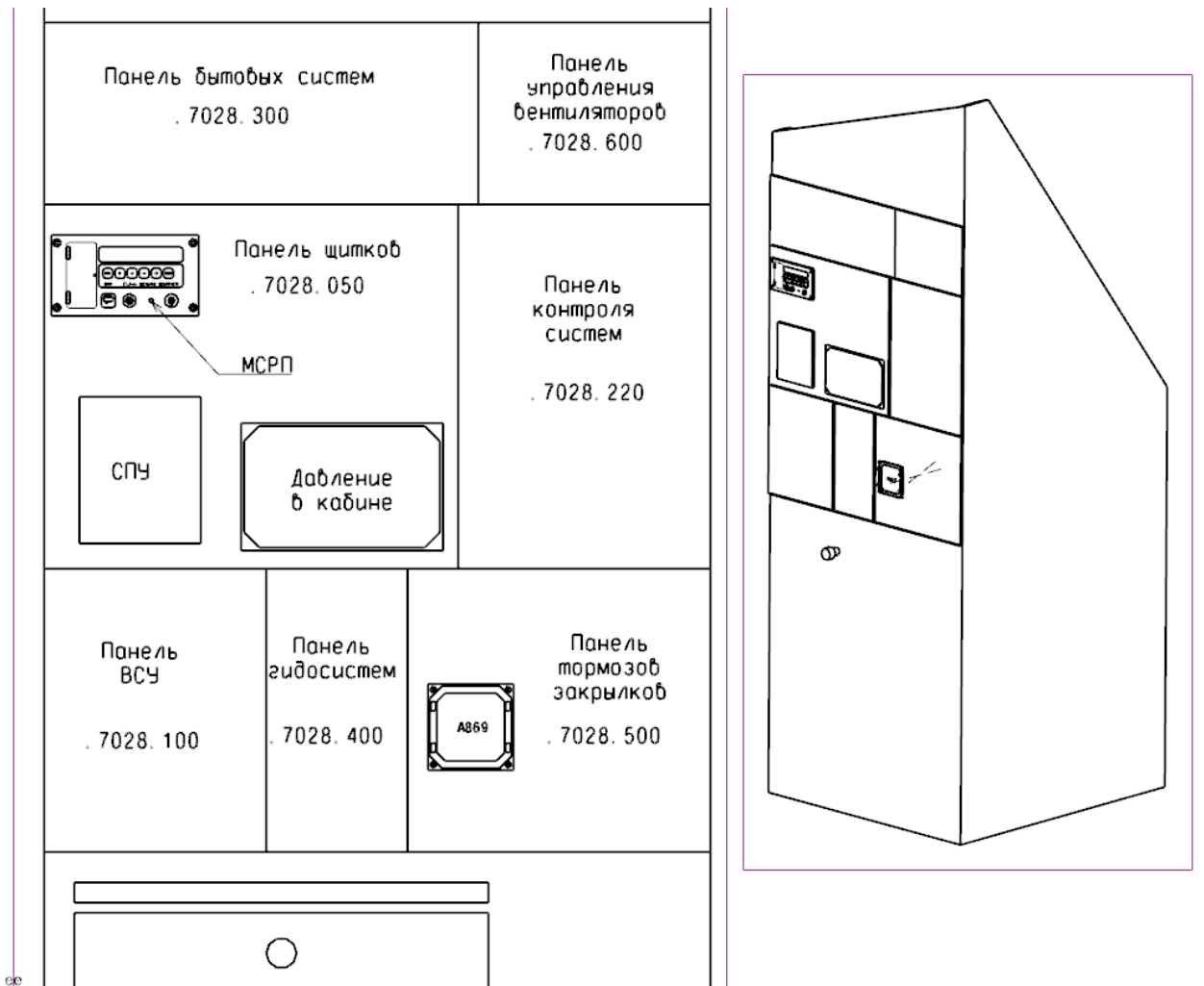


Рис.36.10 Стойка наземного контроля

РУ И ГАРДЕРОБ.

Слева и справа от входной двери в кабину экипажа располагается РУ постоянного и переменного тока левого и правого борта.

За РУ, вдоль шпангоута 7 по левому борту располагается гардероб экипажа.



Рис. 36.11 Кабина экипажа самолета Ил-96-300

37 Интерьер пассажирской кабины

Пассажирская кабина разбита на четыре салона в двух классах – бизнес и экономическом.

Бизнес класс - 24 места - салон № 1

Экономический класс - всего 326 мест - салон № 2 на 66 мест, салон № 3 на 171 место, салон № 4 на 89 мест.

Шаг кресел в бизнес-классе 965,2 мм (38 дюймов), в экономическом классе 812,8 мм (32 дюйма).

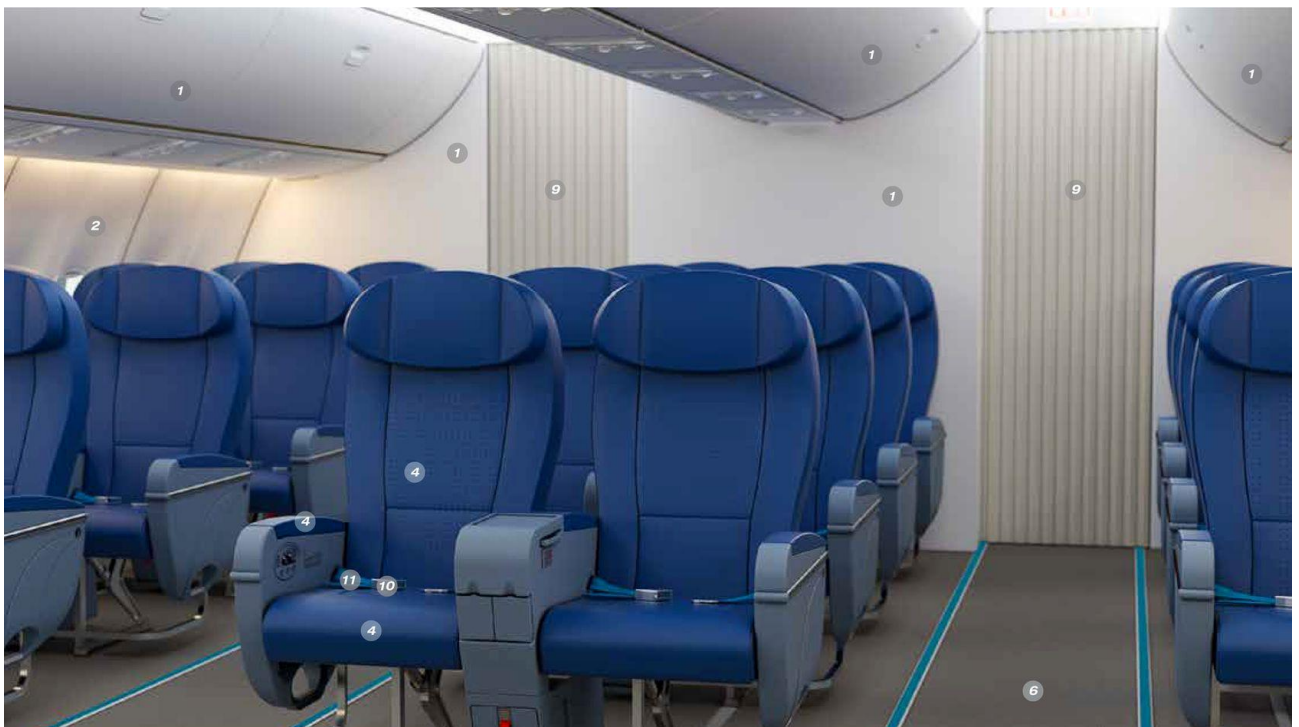


Рис. 37.1 Кресла бизнес класса



Рис. 37.2 Кресла экономического класса

Кресла 2К1-7547-0 в бизнес классе и 3К3-7553-0 в экономическом классе соответствуют требованиям АП-25.

Интерьер пассажирского салона и оборудование в нем обеспечивают многовариантность компоновки пассажирской кабины и возможность трансформации путем изменения типа и шага установки пассажирских кресел, номенклатуры, количества и расположения пассажирского, бытового и вспомогательного оборудования в процессе технического обслуживания самолета.

Интерьер пассажирской кабины состоит из внутренней отделки (потолки, багажные полки, оконные панели, фальшборта, покрытие пола) и оборудования в нем (пассажирские кресла, кресла бортпроводников, гардеробы, буфеты, туалеты, передний и задний вестибюли и прочее).



Рис. 37.3 Багажные полки и индивидуальные панели пассажиров

Пассажирские места оборудованы кнопкой-лампой вызова бортпроводника, откидным столиком, гнездом для подключения наушников ауди-системы, индивидуальной подсветкой, крючком для одежды, механизмом плавного отклонения спинки, индивидуальным карманом на спинке кресла, жидкокристаллическим экраном. Жидкокристаллический экран заказывается по опциону по дополнительному ТЗ в составе системы развлечения.

Багажные полки для пассажиров располагаются по обоим бортам и по центру салона, закрытого типа с фиксацией крышки в открытом положении и замыканием ее в закрытом положении. Секции багажной полки должны

опускаются до уровня, удобного для укладки и выемки багажа. На нижней части багажной полки расположены индивидуальные панели пассажира, на которых устанавливаются аварийные кислородные блоки, лампа вызова бортпроводника, кнопка сброса вызова бортпроводника, вентилятор, точка подсвета, динамик, табло «не курить», «застегнуть ремни», а также обозначения рядов и мест кресел.

Индивидуальные панели пассажира и указатели рядов и мест кресел могут перемещаться на багажной полке вдоль продольной оси самолета при изменении компоновки.

Внутри багажной полки имеются предупреждающие надписи об ограничении веса устанавливаемой внутрь полки ручной клади.



Рис. 37.4 Багажные полки

Пассажирские салоны укомплектованы съемными люльками (10 штук) для детей в возрасте до одного года, съемными детскими креслами и средствами, обеспечивающих безопасность перевозки детей.

Иллюминаторы оснащены непрозрачными шторками.

Имеются газетницы для прессы и рекламных материалов.

Пассажирская кабина оснащена маркировкой проходов к аварийным выходам и маркировкой аварийных выходов.

Всего имеется 12 мест бортпроводников. Кресла бортпроводников оборудованы плечевыми и поясными ремнями безопасности, дымозащитным, огнезащитным и терапевтическим кислородным оборудованием, а также аварийными ручными фонариками.

При взлете и посадке бортпроводники наблюдают за пассажирами своего салона.

Система сервиса и развлечения пассажиров в полете – по опциону с эксплуатирующей авиакомпанией, по отдельному ТЗ.

Буфетно-кухонное оборудование

На самолете имеется 8 буфетных модулей, размещенных в переднем, среднем и заднем вестибюлях.

Буфетно-кухонное оборудование соответствует стандарту «ATLAS» и обеспечивает горячим питанием и напитками пассажиров и экипаж.

Рацион питания пассажиров и членов экипажа определяется продолжительностью полета, классом обслуживания и нормами питания эксплуатанта.

В буфетных стойках размещены тележки для питания, имеющие систему охлаждения.

Мусоросборники, установленные в буфетных стойках, выполнены из огнестойких материалов. Место установки мусоросборников закрыто со всех сторон.





Рис. 37.5 Буфетные модули в заднем вестибюле

Туалеты

На самолете установлено 11 туалетов (2 туалета в переднем, 4 туалета в среднем, 5 туалетов в хвостовом вестибюлях).



Рис. 37.6 Туалетные модули

Для исключения попадания влаги в подпольное пространство в туалетах предусмотрены герметичные поддоны.

Один из туалетов предназначен для людей с ограниченными возможностями.

В двух туалетах установлены столики для пеленания младенцев.

Для исключения распространения запахов в туалетах в нем имеется приточная вентиляция.

В туалетах есть дежурное освещение.

Туалеты оборудованы:

- динамиком для оповещения пассажиров;
- кнопкой вызова бортпроводника;
- табло «вернись в салон»;

- табло «не курить»;
- стол с раковиной
- кран-смеситель;
- подогреватель воды;
- туалетная бумага;
- бумажные полотенца;
- подкладные круги для унитаза;
- дозатор для жидкого мыла;
- зеркало;
- мусоросборник;
- розетка для электробритвы;
- информационные пиктограммы;
- крючок для одежды;
- пиктограммы и трафареты.

Двери туалетов складные или распашные в зависимости от местоположения туалета, оснащены замком с информацией о занятости, который может быть открыт/закрыт снаружи без использования специального инструмента и скрыт от пассажиров. Информация о занятости туалета отображается на табло в салоне самолета. В нижней части двери предусмотрена решетка для поступления воздуха в туалет.

Туалеты оборудованы системой оповещения о пожаре и огнетушителем, располагающимся над мусоросборником. Место установки мусоросборника закрыто со всех сторон.

Для обеспечения нормальной работы туалета на самолете имеются системы водоснабжения и система удаления отбросов.

38 Система водоснабжения и удаления отходов

Система водоснабжения предназначена для удовлетворения гигиенических потребностей экипажа. Она обеспечивает подачу горячей и холодной воды к крану-смесителю туалета.

Запас воды до 560 л содержится в 2 баках.

Вода к крану-смесителю подается под действием избыточного давления воздуха, создаваемого системой наддува бака. Для заправки и слива воды имеется водозаправочная панель.

Конструкция системы водоснабжения обеспечивает закрытую заправку питьевой водой, соответствующей ГОСТ Р 51232-98 САНПИН 2.1.4.1074-01, от водозаправщика, подсоединенного к водозаправочной панели.

Система удаления отходов предназначена для удовлетворения физиологических потребностей экипажа, сбора и дезинфекции нечистот, а также для сбора использованной воды из раковины туалета.

На самолете установлены четыре сливных бака емкостью по 500 л. Слив содержимого бака осуществляется через сливную панель.

В системе удаления отходов применяется дезинфицирующая химжидкость, заправляемая через штуцер на сливной панели.

Панели систем водоснабжения и удаления отходов (водозаправочная и сливная) имеют электрообогрев.

Для предотвращения замерзания трубопровода слива воды в системе водоснабжения на самолете предусмотрен обогрев трубопровода ленточными нагревателями.

39 Система кондиционирования воздуха

1 Система кондиционирования воздуха (СКВ) предназначена:

- для обеспечения нормальных условий жизнедеятельности экипажа и пассажиров в полете и на земле;
- для подачи сжатого воздуха от наземных, бортовых источников для запуска двигателей;
- для обогрева и охлаждения агрегатов и оборудования.

СКВ обеспечивает отбор воздуха от двигателей или от вспомогательной силовой установки (ВСУ), снижение его температуры и давления, распределение и подачу воздуха в герметическую кабину ко всем потребителям.

В состав СКВ входят: четыре подсистемы отбора воздуха, четыре подсистемы охлаждения воздуха, подсистема распределения воздуха, система увлажнения воздуха (СУВ) в кабине экипажа, автономная система рециркуляции (АСР) воздуха, система автоматического управления и контроля (САУ и К) СКВ, а также система автоматического регулирования давления (САРД) воздуха в гермокабине.

САРД поддерживает необходимое давление воздуха в гермокабине посредством сброса его в атмосферу через выпускные клапаны.

В состав СКВ входят четыре параллельно работающие системы подачи воздуха, каждая из которых состоит из подсистем отбора и охлаждения. Каждая система подачи получает сжатый воздух от соответствующего маршевого двигателя.

Горячий воздух от 7-й ступени компрессора двигателя поступает в соответствующую подсистему отбора, а из нее в подсистему охлаждения. На выходе из каждой подсистемы охлаждения имеются две линии: линия холодного воздуха с заданной температурой и линия горячего воздуха. В результате объединения холодных линий 1-й и 2-й подсистем, а также 3-й и 4-й

и соответственно горячих линий этих же подсистем образуются две холодные и две горячие линии.

Каждая холодная линия делится на две. По одной из них воздух поступает в коллектор холодного воздуха, ко второй подается горячий воздух. В результате подмешивания к холодному воздуху горячего образуется поток теплого воздуха, который поступает по линии трубопроводов в коллектор теплого воздуха. Температура воздуха в теплой линии поддерживается в заданном интервале ее значений.

Таким образом к коллекторам холодного и теплого воздуха подводятся соответственно две линии холодного и две линии теплого воздуха.

Из коллектора воздух поступает в кабину экипажа и пассажирские салоны для наддува, охлаждения (обогрева) и вентиляции.

Необходимый тепловой режим в кабине поддерживается системой регулирования температуры путем изменения подачи теплого и холодного воздуха смесительными заслонками при сохранении постоянного общего количества воздуха.

Все четыре системы подачи воздуха соединены между собой линией кольцевания. С помощью заслонок, установленных в этой линии, при необходимости обеспечивается подключение к ВСУ подсистем охлаждения, а также подачи воздуха для запуска двигателей либо от ВСУ, либо от другого работающего двигателя, либо от наземной установки воздушного запуска (УВЗ).

Для подсоединения УВЗ и наземного кондиционера в СКВ предусмотрены штуцера.

Работа системы кондиционирования воздуха полностью автоматизирована.

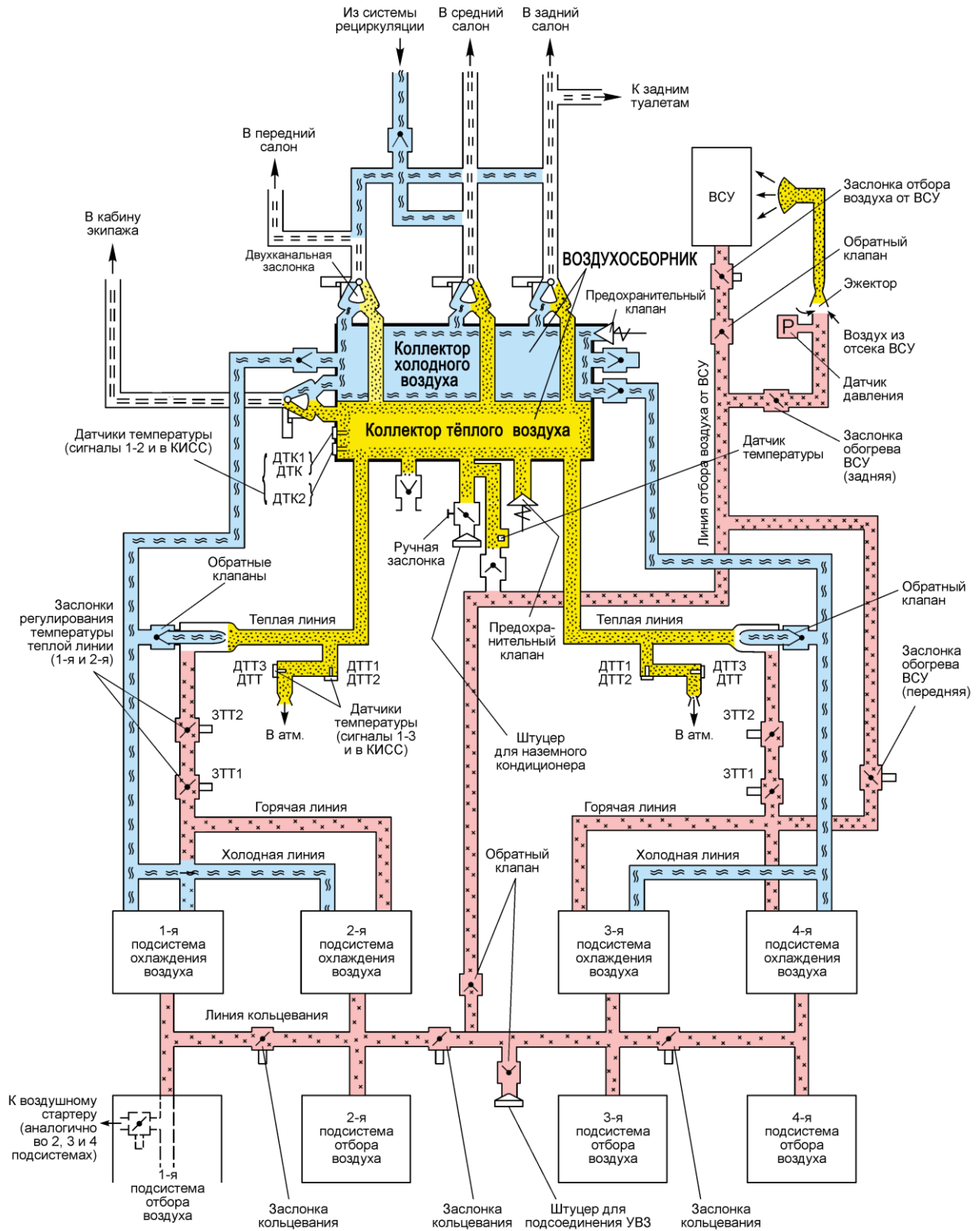


Рис 39.1 Структурная схема СКВ

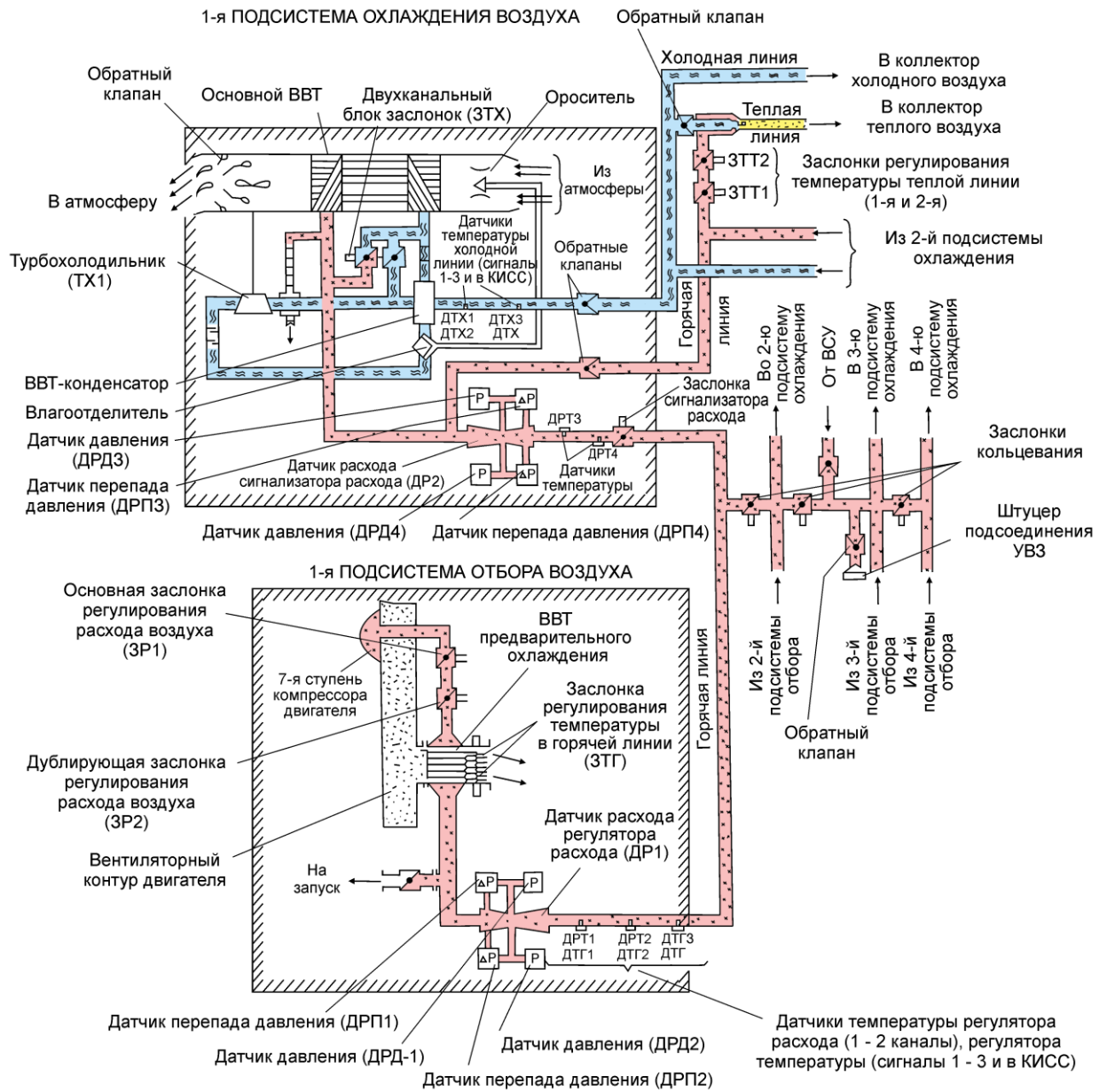


Рис 39.2 Принципиальная схема подсистем отбора и охлаждения воздуха СКВ

2 Управление и контроль

Управление СКВ и ее контроль осуществляется с помощью системы автоматического управления и контроля (САУиК), которая обеспечивает:

- управление включением и выключением подачи воздуха в СКВ от маршевых двигателей или ВСУ, регулирование в установившемся режиме расхода воздуха, поступающего в СКВ, регулирование и ограничение температуры в магистралях СКВ, в кабине экипажа, пассажирских салонах, а также регулирование давления воздуха в трубопроводе обогрева ВСУ;

- предотвращение ненормальных ситуаций, которые могут возникнуть в результате отказов элементов СКВ;

- формирование и подачу сигналов на панель управления СКВ, в комплексную информационную систему сигнализации (КИСС), на табло центрального сигнального огня (ЦСО), в многофункциональную систему регистрации полетных параметров (МСРП), в системы речевой и тональной (гонг) информации о режимах работы системы, параметрах воздуха и состоянии агрегатов СКВ.

В состав автоматического управления и контроля входят регулирующие заслонки, датчики и приборы управления.

Каналы управления параметрами рабочего воздуха в режиме штатной нормальной работы автономны, а в режимах включения и выключения и при парировании отказов функционируют по совместной программе.

САУиК управляет работой СКВ в соответствии с командами, поступающими с панели управления СКВ.

3 Система автоматического регулирования давления (САРД) предназначена для поддержания необходимого давления воздуха в гермокабине посредством сброса его в атмосферу через выпускные клапаны.

САРД обеспечивает:

- автоматическое регулирование давления воздуха в кабине по заданной программе в зависимости от внешнего барометрического давления;

- автоматическое ограничение скорости изменения давления в кабине на заданном уровне;

- автоматическое ограничение избыточного давления в кабине на заданном уровне;

- автоматическую защиту кабины от недопустимых перепадов давления – прямого и обратного;

- автоматический и ручной переход с основного регулятора на дублирующий при повышении избыточного или абсолютного давления или

понижении абсолютного давления в кабине до заданных уровней вследствие отказа какого-либо агрегата системы или при отсутствии электропитания;

- ручное управление открытием и закрытием выпускных клапанов;
- принудительную разгерметизацию кабины с целью выравнивания давления в кабине с атмосферным давлением;
- герметизацию трактов сброса воздуха из кабины через выпускные клапаны для сохранения плавучести самолета при аварийной посадке на воду;
- контроль параметров давления воздуха в кабине и сигнализацию о характерных и опасных режимах давления в кабине с помощью показывающих приборов, световых табло, экранов комплексной информационной системы сигнализации и речевой информации.

САРД состоит из основной электропневматической системы, дублирующей пневматические системы, системы ручного управления, предохранительной и коммутирующей аппаратуры, аппаратуры контроля, сигнализации и автоматического перевода с основной на дублирующую систему, а также дополнительной аппаратуры.

4 Воздух в кабину экипажа поступает из коллекторов теплого и холодного воздуха воздухоборника. На передней стенке воздухоборника установлен двухканальный патрубок, в котором один канал сообщается с теплым коллектором, другой – с холодным.

Предусмотрена дополнительная подача теплого воздуха в зоны рабочих мест пилотов.

В каждой линии установлены по два электронагревателя воздуха. Таким образом, к зонам рабочих мест пилотов на уровне плеч подается из отопительной линии воздух, который может дополнительно подогреваться. Степень нагрева воздуха ступенчато регулируется.

Трубопроводы с насадками для выхода воздуха проложены по правому и левому бортам кабины экипажа. Крепятся насадки к нижним рельсам форточек фонаря кабины экипажа.

5 В пассажирские салоны теплый и холодный воздух из соответствующих коллекторов воздухоборника, смешиваясь до нужной температуры после перераспределения смесительными заслонками, поступает в салоны по автономным линиям.

Воздух в салоны поступает через вентиляционные короба или отопительные, в зависимости от температуры воздуха в трубопроводе перед заслонкой перепуска воздуха по уровням.

В нижней части отопительных коробов салонов установлены клапаны декомпрессии, обеспечивающие защиту конструкции в случае декомпрессии гермокабины (что возможно при разгерметизации кабины).

При включении системы рециркуляции в трубопроводы подачи воздуха в салоны поступает смешанный воздух из воздухоборника и из системы рециркуляции.

Воздух поступает в кабину через щели решеток, установленных в нижних частях панелей.

6 В буфет воздух поступает из пассажирской кабины. Дополнительно буфет не обогревается и не вентилируется системой кондиционирования. Индивидуальная вентиляция рабочих мест в буфете-кухне обеспечена электрическими вентиляторами.

7 Передние туалеты не имеют специальной вентиляции.

Для вентиляции задних туалетов подается воздух из заднего салона.

Попадание воздуха из туалета в салоны предотвращено благодаря вытяжке воздуха из сливных баков туалета. Вытяжка осуществляется за счет разницы давлений в сливных баках и атмосферой.

Воздух из туалетов через сливные баки выходит в атмосферу.

8 Отсеки главных опор шасси и отсек высотного оборудования вентилируются атмосферным воздухом для обеспечения взрывобезопасности.

Конструктивно обеспечен 20-и и более кратный обмен воздуха в час с высоты 1–2 км.

В полете за счет скоростного напора воздух поступает в отсеки главных опор шасси через соответствующие воздухозаборники и выходит через щели створок шасси в атмосферу.

Вентиляция отсека высотного оборудования продувается атмосферным воздухом, выходящим из отверстий трубопроводов подачи воздуха к основным ВВТ и, пройдя боковые отсеки, выходит через жалюзи в атмосферу.

9 Кондиционирование на земле кабины экипажа и пассажирской кабины выполняется для охлаждения в жаркое время года или обогрева в холодное время. К моменту посадки пассажиров температура воздуха в кабине должна быть (20 ± 4) °С.

При наличии в кабине пассажиров кондиционирование должно выполняться в обязательном порядке в любое время года для ее вентиляции и сохранения комфортных условий.

Наземное кондиционирование осуществляется от наземного кондиционера от работающих двигателей или от бортовой ВСУ.

На фюзеляже предусмотрены два гнезда для соединения с наземным кондиционером.

10 Система рециркуляции воздуха (повторное использование воздуха) обеспечивает дополнительную подачу воздуха для вентиляции пассажирских кабин, благодаря чему снимается нагрузка с подсистем отбора воздуха от двигателей и подсистем подачи и охлаждения воздуха. Через систему рециркуляции проходитabinный воздух, где он очищается от пыли и охлаждается. Затем, смешиваясь со свежим кондиционированным воздухом и составляя до 31,5 % смеси, вновь направляется в кабину для ее вентиляции.

Система рециркуляции воздуха работает только на крейсерском режиме.

40 Теплозвуковая изоляция герметичной кабины и отсека ВСУ

Теплозвуковая изоляция самолета (ТЗИ) предназначена для поддержания необходимых температурных условий в герметичной кабине, а также для защиты экипажа и cabinного экипажа от воздействия внешних шумов.

Теплозвуковая изоляция установлена с внутренней стороны обшивки фюзеляжа, на поверхности подфюзеляжной части центроплана крыла, в отсеках шасси и ВСУ, в дверях и люках самолета.

Отдельные элементы теплозвуковой изоляции (форматки, панели, маты) стыкуются друг с другом по окружности и вдоль всей герметичной кабины, образуя внутри кабины замкнутый контур, изолирующий кабину от воздействия внешних шумов и температуры окружающего воздуха.

Для теплозвуковой изоляции применены поглощающие шумы и сохраняющие температуру в самолете негорючие (самозатухающие) материалы: стекловолокнистая вата и стеклоткани, из которых изготавливаются облицованные стеклотканью форматки, панели и маты толщиной 30 и 40 мм;

окрашенные и неокрашенные стеклоткани и пенополиуретан, из которых изготовлены облицовка и различные детали ТЗИ. Для крепления ТЗИ к металлическим деталям каркаса фюзеляжа применяются полиамидные штыри, шайбы и уголки, капроновая лента, козырьки и липкая лента, клеи и герметики.

В зависимости от места установки на самолете ТЗИ имеет различные изолирующие параметры и толщины и подразделяется на трехслойную, двухслойную и однослойную изоляцию.

Трехслойная ТЗИ имеет толщину 110 мм, состоит из слоя укладываемых на обшивку между стрингерами самолета прямоугольных форматок толщиной 30 мм и двух слоев панелей толщиной по 40 мм, которые закрывают над форматками пространство между соседними шпангоутами.

Двухслойная ТЗИ имеет толщину 70 мм и состоит из слоя форматок толщиной 30 мм и слоя панелей толщиной 40 мм.

Однослойная ТЗИ толщиной 30 или 40 мм выполняется из одного слоя матов, панелей или форматок (в зависимости от места установки).

Расположенная на верхней палубе фюзеляжа часть герметичной кабины (кабина экипажа и отсек кабинного экипажа) имеет трехслойную ТЗИ между шпангоутами № 1-15, кроме участков между шпангоутами № 2-5, потолка между шпангоутами № 9-15 и стрингерами 13-0-13, и в местах установки по бортам фюзеляжа трубопроводов и агрегатов системы кондиционирования воздуха. Часть внутренней поверхности герметичной кабины между шпангоутами № 2-5, между шпангоутами № 9-15 и стрингерами 13-0-13, и между шпангоутами № 15-90 и стрингерами 46-0-46 имеет двухслойную ТЗИ.

Участки обшивки герметичной кабины ниже стрингеров 46-46, стенки гермошпангоутов № 1-90, панели изоляции отсека передней опоры шасси, центроплана, стенки шпангоутов № 40 и 57 и места установки трубопроводов системы кондиционирования воздуха имеют однослойную ТЗИ.

В целях исключения очагов коррозии на обшивке и каркасе самолета из-за накопления конденсата и влаги под полом грузовых отсеков, на центроплане и переднем лонжероне центроплана установка ТЗИ на этих участках произведена не на металлическую обшивку, а на сетку из капроновой ленты, что обеспечивает гарантированный зазор между элементами ТЗИ и металлической обшивкой, исключает увлажнение матов и панелей ТЗИ и обеспечивает удаление конденсата через дренажные отверстия в обшивке.

В потолочной части герметичной кабины в районе стрингеров 13-0-13 двухслойная ТЗИ для предотвращения расслоения и провисания панелей между шпангоутами имеет дополнительное крепление шнуровкой капроновыми лентами.

В местах соприкосновения ТЗИ с подвижными элементами систем управления самолетом и двигателями с герморазъемами и элементами оборудования, где необходимы определенные гарантированные зазоры,

устанавливается твердая теплозвуковая изоляция из пенопласта необходимыми вырезами для элементов крепления оборудования и для его установки.

В переднем техническом отсеке (между шпангоутами № 1 и 16) на нижней палубе для предохранения ТЗИ от повреждений при обслуживании установленного в отсеке оборудования маты изоляции наклеены на плоские прокладки и имеют ограждение. Каждый слой ТЗИ имеет свое типовое соединение. Крепежные детали унифицированы.

В местах, где в процессе эксплуатации необходимы эксплуатационные подходы и демонтаж ТЗИ без его повреждения, применено механическое соединение штырями с шайбами и эластичное соединение липкой лентой. Крепление к каркасу фюзеляжа полиамидных штырей и уголков, стеклотканевых козырьков жесткое, осуществляется герметиком и клеем.

Теплоизолирующие обкладки и панели из пенопласта крепятся к каркасу и стыкуются между собой с помощью клея.

Для повышения эффективности ТЗИ крепление изолирующих форматок, панелей и матов выполнено таким образом, чтобы исключить воздушные подушки между обшивкой самолета и форматками, а также между последующими слоями панелей ТЗИ и обеспечить с помощью липкой ленты необходимую герметичность отдельных ячеек и секций теплозвуковой изоляции.

Теплозвуковая изоляция входной, аварийной и грузовых дверей по толщине аналогична ТЗИ герметичной кабины.

Теплозвуковая изоляция отсека ВСУ состоит из матов ТЗИ, облицованных наиболее жаропрочной стеклотканью. Маты крепятся к каркасу и обшивке штырями и жаропрочным клеем. ТЗИ установлена на стенке шпангоута № 101А и между обшивкой фюзеляжа и противопожарным кожухом отсека.

41 Комплекс цифрового стандартного пилотажно-навигационного оборудования

Модернизированный КСЦПНО предназначен для обеспечения решения всех возложенных на самолет задач в ожидаемых условиях эксплуатации в любое время суток и года при полетах по внутренним и международным воздушным трассам.

КСЦПНО должен обеспечивать решение следующих навигационно-пилотажных задач:

- Решение задач самолётовождения в горизонтальной и вертикальной плоскостях, с автоматическим, полуавтоматическим и ручным управлением самолётом на всех этапах и режимах полета;
- Вновь устанавливаемое оборудование, а также доработанное оборудование обеспечивает реализацию следующих спецификаций PBN: RNAV 10, RNAV 5, RNAV 1, RNAV 2, RNP 4, RNP 10, RNP 2, RNP 1, RNP APCH (на основе LNAV или LNAV/VNAV), RNP APCH (на основе LP или LPV), RNP AR APCH.
- Вновь устанавливаемое оборудование, а также доработанное оборудование обеспечивает реализацию требования CPDLC в сетях ATN (Европа), FANS-1 (океанические регионы) и требований ADS-B в соответствии с D-260B.
- Ввод, хранение и использование баз данных цифровых карт местности, аэронавигационной, метеорологической, диагностической, справочной и другой необходимой информации;
- Автоматическое формирование оптимального программного маршрута и профиля полета, обеспечивающего прибытие самолета в заданную точку с заданным курсом с использованием данных о рельефе местности, метеообстановки, положения запретных и опасных для пролёта зон и другой информации;

- Автоматическое формирование предложений для выбора аэродрома посадки и программной траектории полета самолета при изменении обстановки или возникновении на борту критической ситуации;
- Предпосадочное маневрирование, заход на посадку и посадка на аэродромы, оборудованные системами посадки - по IIIА, В категории метеоминимума; аэродромы, оборудованные системами ПРМГ, MLS и дифференциальными спутниковыми подсистемами типа GBAS - по IIIВ категориям метеоминимума; а также заход на посадку с использованием спутниковой навигации при номинальном режиме функционирования систем ГЛОНАСС и GPS;
- Визуализация по информации от радиолокационных средств ВПП, для наблюдения радиолокационного изображения ВПП при выполнении захода на посадку и при посадке по инструментальным средствам в сложных метеоусловиях;
- Реализация непрерывного автоматического определения навигационных параметров самолета в инерциальном режиме, комплексной обработкой информации по данным автономных систем и бортовой аппаратуры СРНС (в номинальном и дифференциальном режимах), VOR, DME (в режимах VOR/DME и DME/DME);
- Обнаружение самолетов с помощью радиолокационной станции;
- Предупреждение столкновений с воздушными объектами;
- Обнаружение естественных препятствий (горных вершин) при выполнении полетов;
- Обнаружение, измерение координат опасных препятствий при заходе на посадку и полёте на малых высотах;
- Обнаружение опасных для полета самолета метеообразований (грозы и зон сдвига ветра);

- Управление режимами работы систем комплекса БРЭО;
- Комплексная обработка информации (КОИ), поступающей от различных систем БРЭО, в целях эффективного решения навигационных и пилотажных задач;
 - Реализация в БРЭО единого времени в интересах обеспечения стабильности работы БЦВС и сети информационного обмена, а также с целью повышения качества решения задач контроля, КОИ и управления самолетом и комплексом БРЭО;
 - Отображение экипажу обзорной, навигационно-пилотажной, тактической (воздушной), картографической, командной и справочной информации, получаемой от систем БРЭО и каналам связи, а также информации о техническом состоянии самолета и его систем;
 - Индикация изображений заданной и фактической траектории полета самолета на фоне цифровой карты местности и оперативной информации, получаемой от систем БРЭО и по каналам связи в реальном масштабе времени;
 - Проверка корректности полетных заданий, информации бортовых баз данных и сообщений, поступающих по каналам связи (автоматическая оценка возможности его выполнения с учётом местоположения самолёта, остатка топлива и др.);
 - Автоматическую регистрацию действий экипажа;
 - Индикация информации, поступающей от бортовых систем и комплексов самолёта;
 - Обеспечение заданного уровня безопасности полетов путем:
 - информирования экипажа о состоянии, отказах или повреждениях силовой установки, общесамолетных систем и систем бортового радиоэлектронного оборудования;

- индикации экипажу текущего и прогнозируемого пространственного положения ЛА по отношению к установленным ограничениям и источникам опасности;
- представления информации о достижении параметрами движения самолета (α , ν , γ , V , H) установленных ограничений;
- оповещения экипажа о возникновении опасных событий;
- индикации включения защитных систем при возникновении пожара и обледенения;
- контроля выполнения экипажем операций, заданных перечнем по подготовке к полету и готовности систем самолета к полету;
- Тренаж выполнения полётного задания;
- Государственное опознавание самолёта;
- Работа с ВОРЛ в системе УВД в режимах IV, VI, 3, 3А, С, S;
- Прием корректирующей информации в дифференциальных подсистемах СРНС по VDB каналу и от штатного комплекса связи;

Модернизированный КСЦПНО

Комплекс стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования КСЦПНО предназначен для решения задач навигации, пилотирования, индикации пилотажно-навигационной информации и обеспечивает возможность автоматического или директорного самолетовождения по введенной программе в соответствии с заданным планом полета.

КСЦПНО представляет собой совокупность функционально связанных систем датчиков, а также систем управления и индикации, взаимодействующих между собой, с другими системами и с общесамолетным оборудованием.

Состав КСЦПНО:

№	Наименование	Шифр	Кол-во
1	Вычислитель системы самолетовождения	ВСС-95-1В	2
2	Многофункциональный пульт управления	МФПУ-2-1	2
3	Система электронной индикации с индикаторами ИМ-16	СЭИ-85-2М1	1
4	Комплексная информационная система сигнализации с индикаторами ИМ-16	КИСС-1-2М1	1
5	Система предупреждения критических режимов	СПКР-85-3	1
6	Блок вычислительных систем	БВС-3000	2
7	Инерциальная навигационная система	НСИ-2000MTG	3
8	Вычислительная система управления полетом и тягой	ВСУПТ-85-96	1
9	Блок наблюдения воздушной обстановки (с функциями TAWS и ADS-B in)	ИСН-2-2-21	2
10	Процессор системы предупреждения столкновения самолетов в воздухе TCAS-II	ТРА-100В	1
11	Блок вторичной обзорной радиолокации ВОРЛ	ИСН-2-1-21	2
12	Метеорадиолокатор (сдвоенный приемопередатчик, с функцией «сдвига ветра».	1А813СВ	1
13	Система сбора и локализации отказов с модулем синтезатора речи	ССЛО-95	1
14	Автоматический радиоконпас	АРК-32	2
15	Аппаратура навигации и посадким	ВИМ-95-11	6
16	Радиодальномер (версия ПО не ниже 06)	DMЕ/p-85	2
17	Радиовысотомер	А-053	3
18	Система воздушных сигналов	СВС-96	3
19	Датчик аэродинамических углов	ДАУ-85-2Д	4
20	Датчик температуры торможения	П-104М	2

№	Наименование	Шифр	Кол-во
21	Приемник полного давления	ППД-1М	3
22	Блок контроля приемников воздушного давления	БКПД-1	3
23	Интегрированный радиоэлектронный комплекс навигации и посадки (ГЛОНАСС-GPS)	ИРК-2-21	2
24	Интегрированная система резервных приборов	ИСРП-4	1
25	Навигационно-посадочный индикатор	НПИ	1
26	Компас магнитный жидкотсный с устройством подсвета	КИ-13БС-1	1
27	Хронометр авиационный	А869	1
28	Блок питания трансформаторный	БПТ36В-1	2
29	Цифровые пульта управления самолетным оборудованием		1 к-т
30	Блоки АСУ и ВЧ-ДКМВ на основе задела ИКБО ИМА	ДКМВ-21Д	2
31	Блок ВЧ-МВ на основе задела ИКБО ИМА	МВ-21Д	3
32	Аппаратура внутренней связи на основе задела ИКБО ИМА	АВСА-21	1
33	Блок вычислительных систем-сетевой коммутатор	БВС-1-10СК1	4

Управление системами КСЦПО осуществляется со следующих пультов и панелей:

- панель управления и индикации ВСС-95-1В (ПУИ ВСС);
- многофункциональный пульт управления МФПУ-2-1
- пульта управления ПУ-56МН(Е) системы ВСУПТ-85-96

Отображение формируется в системах КСЦПО информации обеспечивается:

- системой электронной индикации (СЭИ);
- панелями и пультами управления и индикации (ПУИ ВСС, МФПУ, ПУ-56МН(Е))
- многофункциональным индикатором ИМ-16
- интегрированной системой резервных приборов ИСРП-4

Кроме того, для выдачи сигнальной информации используются взаимодействующие с КСЦПНО системы:

- комплексная информационная система сигнализации (КИСС);
- система аварийной сигнализации (САС);
- устройство звуковой сигнализации.

Вычислительная система самолетовождения ВСС-95-1В.

Вычислительная система самолетовождения ВСС-95-1В предназначена для решения задач навигации. Она обеспечивает:

- прием от загрузчика данных и обновление навигационной базы данных;
- планирование предстоящего полета путем выбора из базы данных соответствующего маршрута и ввода исходных данных для полета;
- инициализацию активного плана полета;
- модификацию плана полета на земле и в воздухе по необходимости;
- вычисление текущих координат местоположения самолета по данным навигационных систем;
- непрерывную и разовую коррекцию координат по данным спутниковой навигационной системы (СНС из комплекта НСИ) и/или радиотехнических систем;

- вычисление навигационных параметров и формирование информационных сигналов для контроля за выдерживанием заданного плана полета;
- формирование управляющих сигналов для выдерживания заданного маршрута полета в горизонтальной плоскости;
- прогноз определенных параметров вертикального профиля полета;
- оперативные изменения полета;
- автоматическую и ручную настройку, а также управление режимами работы радиотехнических средств (РТС) навигации, посадки, связи;
- управление и контроль при начальной выставке инерциальных систем ИНС;
- индикацию режимов навигации и выходных параметров СНС и ИНС;
- управление и контроль работой аппаратуры автоматизированного обмена данными ACARS;
- управление и контроль работой системы спутниковой связи;
- автоматический непрерывный контроль собственной работоспособности, а также исправности сопрягаемых с ВСС систем.

На самолете устанавливается два вычислителя ВСС-95-1В. Для связи вычислителей с системами ПНО используются два блока БВС-3000

Многофункциональный пульт управления МФПУ-2-1.

Пульт МФПУ-2-1 предназначен для управления в ручном режиме радиотехническими средствами навигации, посадки, связи и наблюдения, а также для приема, обработки и передачи сигналов управления радиотехническими средствами от ВСС.

Пульт МФПУ-2-1 выполняет следующие функции:

- настройку радиосвязного оборудования;

- настройку оборудования радионавигации и посадки;
- управление системой раннего предупреждения приближения земли;
- управление метеонавигационным локатором;
- управление системой предупреждения столкновений и ее ответчиками;
- отображение информации от оборудования радионавигации и посадки.

Пульт МФПУ-2-1 управляет следующими радиотехническими средствами навигации, посадки, связи и наблюдения:

- радионавигационной системой ближней навигации и посадки - VIM-95-11;
- посадкой по GLS через систему навигации и посадки ИРК-2;
- автоматическим радиокompасом – АРК-32;
- самолетным дальномером – DME/p-85;
- системой связи МВ - диапазона волн через блоки БВС-1-10СК-1;
- системой связи ДКМВ - диапазона волн через блоки БВС-1-10СК-1;
- самолетным ответчиком СО-96;
- бортовой системой предупреждения столкновений TCAS через блок ответчика вторичной обзорной радиолокации ИСН-2-1-21;
- системой предупреждения столкновения с землей TAWS, входящей в состав блока наблюдения воздушной обстановки ИСН-2-2-21;
- отображение информации от оборудования радионавигации и посадки АРК, VIM (VOR/ILS), НСИ, СВС;
- эхо-контроль радиосистем;
- автономный контроль радиосистем с индикацией результатов контроля.

Пульт МФПУ-2-1 управляет радиотехническими средствами навигации, посадки, связи и наблюдения в ручном режиме путем набора управляющих

параметров на лицевой панели пульта и выдачи сигналов управления в виде цифровых слов и разовых команд.

Пульт МФПУ-2-1 управляет радиотехническими средствами навигации, посадки и связи в автоматическом режиме путем приема, обработки и передачи сигналов управления радиотехническими средствами от ВСС.

Пульт принимает 10 дискретных сигналов в виде разовых команд (РК) II типа с характеристиками сигналов в соответствии с ГОСТ 18977-79 (наличие РК – замыкание на корпус или наличие напряжения не более 3 В; отсутствие РК – разрыв цепи, ток утечки источника сигнала не более 0,15 мА).

В число разовых команд входят:

- РК «Идентификатор» - 2;
- РК «Контроль» для запуска расширенного контроля – 2;
- РК на переключение режима подсвета экрана пульта «день/ночь»;
- РК «Самолет на земле».

На самолете устанавливается два многофункциональных пульта управления МФПУ-2-1.

Система индикации электронной индикации СЭИ-85-2М

Система электронной индикации СЭИ-85-2М предназначена для отображения на экранах индикаторов пилотажно-навигационной информации, повышения эффективности управления полетом и снижения загрузки экипажа.

СЭИ-85-2М обеспечивает:

- прием и обработку информации, поступающей от систем-датчиков КСЦПНО и самолетных систем;
- отображение этой информации на экранах многофункциональных индикаторов;
- управление режимами работы системы;
- выставку и ввод заданных значений барокоррекции и высоты принятия решения.

Система СЭИ отображает на индикаторах следующую информацию:

- параметры углового положения самолета относительно центра масс самолета;
- параметры положения центра масс самолета относительно заданной траектории;
- высотнo-скоростные параметры и аэродинамические ограничения самолета;
- навигационные параметры, включая изображение синтезированной карты;
- данные от метеолокатора (МН РЛС);
- данные от системы предупреждения приближения земли;
- данные от системы предупреждения столкновений самолетов в воздухе TCAS;
- данные о наземных радиотехнических средствах;
- директорные команды;
- режимы управления полетом и тягой двигателей;
- аварийные, предупреждающие и уведомляющие сигналы об опасных режимах полета и об отказах систем КСЦПО.

Информация индицируется в виде условных обозначений, а также в виде надписей. При этом используются восемь цветов: красный, пурпурный, коричневый, желтый, голубой, зеленый, белый, черный.

В состав системы СЭИ входят:

- четыре многофункциональных индикаторов ИМ-16, которые используются в качестве комплексных пилотажных индикаторов (КПИ) и комплексных индикаторов навигационной обстановки (КИНО);

- два пульта управления системы электронной индикации ПУ СЭИ-2-3М (ПУ СЭИ);
- три блока вычисления и формирования (БВФ).

Комплексная информационная система сигнализации КИСС-1-2М1

КИСС-1-2М1 предназначена:

- для выдачи информации о параметрах и состоянии систем самолета и двигателей (в виде мнемокадров);
- для предупреждения экипажа о возникновении опасной ситуации (сигнальная информация);
- для выдачи кадра «СОСТОЯНИЕ», содержащего сигналы, характеризующие состояние самолета в данный момент времени.

КИСС обеспечивает выдачу информации трех категорий:

- аварийная (А) информация, требующая немедленных действий;
- предупреждающая (П) информация, требующая немедленного уведомления экипажа и возможных последующих действий;
- уведомляющая (У) информация сообщает экипажу о включении резервных или временно работающих систем.

Информация, выдаваемая системой, отображается на экранах многофункциональных индикаторов (ИМ). Управление индикацией осуществляется с пульта управления (ПУИ). При появлении аварийной или предупреждающей информации загорается центральный сигнальный огонь красного “ЦСО кр” или желтого “ЦСО ж” цвета, звучит звуковой сигнал "ГОНГ".

В состав системы входят:

- два индикатор многофункциональный ИМ-16;
- два блок вычислительного устройства БВУ;
- два блок формирования изображения БФИ;
- шесть блок преобразования сигналов БПС;
- два пульт управления и индикации ПУИС-95М.

Система сбора и локализации ССЛО-95

ССЛО-95 является общекомплексным средством контроля и предназначена:

- для сбора, комплексной обработки и запоминания (хранения) данных по техническому состоянию изделий пилотажно-навигационного оборудования, радиосвязного оборудования, общесамолетного оборудования и силовой установки на земле и в полете по данным встроенных средств контроля систем с локализацией места обнаруженных отказов с точностью до конструктивно-съемного блока и/или линии связи;
- для задания и управления режимами наземного расширенного контроля (НРК) ПНО и РСО при выполнении работ по техническому обслуживанию;
- для формирования и выдачи данных по техническому состоянию ПНО, РСО, ОСО и СУ на средства отображения информации и в переносной загрузчик данных (ЗД).

Информационный обмен системы ССЛО с внешними сопрягаемыми системами бортового оборудования выполняется по радиальным каналам последовательными кодами в соответствии с требованиями ARINC-429 (ГОСТ 18977-79 и РТМ 1495-75 с изменением 3) и разовыми командами в соответствии с ГОСТ 18977-79.

Система ССЛО обеспечивает прием и выдачу информации с учетом канальности и номера комплекта датчиков по кодовым информационным каналам связи пилотажно-навигационного оборудования и самолетных систем.

Система обеспечивает выдачу разовых команд в бортовое оборудование при задании режима наземного расширенного контроля.

Система предупреждения критических режимов СПКР-85-3

СПКР-85-3 (далее СПКР-85) предназначена для формирования и выдачи экипажу на всех этапах полета информации и сигнализации о приближении и достижении предельно допустимых границ пилотажными параметрами.

Формирование предупреждающей сигнализации о приближении и достижении отдельных критических режимов полета осуществляется в СПКР-85 автоматически путем решения заложенных в ней алгоритмов на основании получения исходной информации от различных датчиков параметров, а также на основании данных и характеристик самолета, заложенных в памяти вычислительной системы самолетовождения (ВСС).

В зависимости от этапов полета самолета СПКР-85 автоматически переключается на один из следующих режимов работы:

- разбег и прерванный взлет;
- взлет;
- полет по маршруту;
- заход на посадку;
- уход на второй круг.

СПКР-85 обеспечивает выдачу сигнализации о приближении и достижении предельно допустимых величин следующих пилотажных параметров:

- расстояние до точки принятия решения;
- максимальной скорости торможения при прерванном взлете;
- изменение приборной скорости от текущего значения при «сдвиге ветра»;
- угла атаки и перегрузки;
- угла крена;
- приборной скорости;
- отклонения от заданной высоты полета по эшелону.

Предупреждающая сигнализация от СПКР-85 выдается на индикаторы КПИ системы СЭИ, на световое табло системы САС, а также на индикаторы системы КИСС и МСРП.

Система автоматического управления полетом и тягой ВСУПТ-85-96

Вычислительная система управления полетом и тягой предназначена для автоматизации процесса управления самолетом с целью повышения качества управления, снижения психофизической нагрузки на экипаж, увеличения регулярности полетов. Выполнение задачи обеспечивается путем формирования сигналов отклонения органов управления самолетом, командных индексов электронных индикаторов и другой информации в смежные системы в процессе автоматического и директорного управления полетом, а также автоматического управления тягой двигателей в процессе автоматического, директорного и штурвального управления полетом с учетом особенностей конкретного типа самолета.

Исходя из поставленной задачи и с учетом установленного на объекте не модернизируемого оборудования, ВСУПТ-85-96 обеспечит выполнение следующих режимов и функций автоматического или директорного управления во взаимодействии с другими системами в ожидаемых условиях эксплуатации:

- «Совмещенное управление»;
- «Стабилизация высоты»;
- «Заданный путевой угол»;
- «Заданный курс»;
- «Вертикальная скорость»;
- «Выход на заданный эшелон»;
- «Посадка»;
- «Курсовая зона»;
- «Уход на второй круг»;
- «Горизонтальная навигация»;
- «Вертикальная навигация»;
- «Обратный луч»;
- «Стабилизация тяги»;
- «Стабилизация Скорости/числа Маха через автомат тяги»;
- «Стабилизация углов»

Состав ВСУПТ-85-96:

- три вычислитель цифровой ВЦ-2
- один пульт управления ПУ-56МН(Е)
- один комплект четырехканальный привод автомата тяги ПАТ-96
- два блок управления приводом тяги БУПАТ-204
- один исполнительный механизм автомата тяги ИМАТ-96

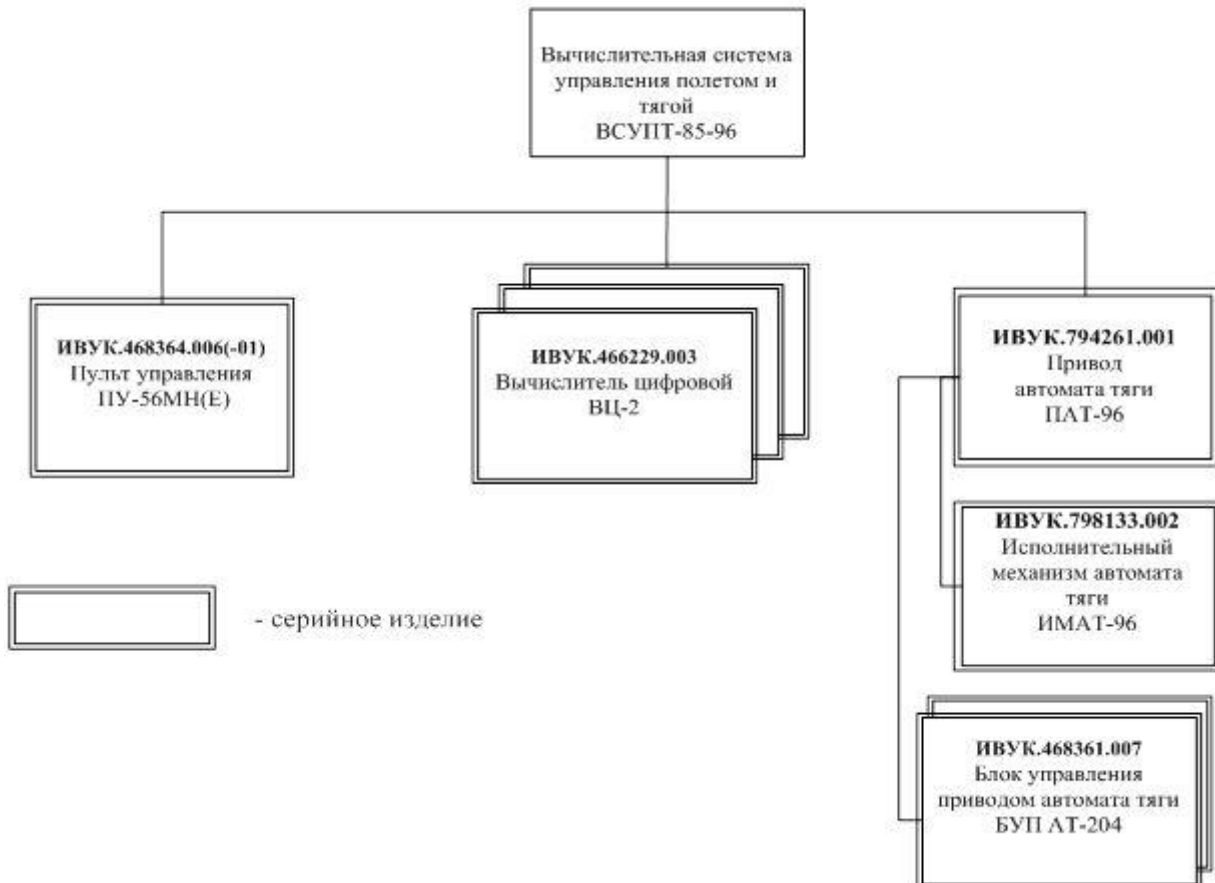


Рис. 41.1 Схема деления ВСУПТ-85-96

Система ВСУПТ обеспечивает автоматическое управление самолетом в поперечном (по крену), путевом (по рысканию) и продольном (по тангажу) каналах с использованием системы управления самолета Ил-96-400.

По каналу крена сигналы управления от ВСУПТ поступают в блоки управления и контроля системы САЗ, которая с помощью своих рулевых агрегатов обрабатывает сигналы автоматического управления, перемещая механическую проводку штурвалов с отклонением золотников рулевых приводов внутренних элеронов.

По каналу рыскания сигналы управления от ВСУПТ поступают в канал курса САЗ, который осуществляет перемещение механической проводки педалей с соответствующим отклонением золотников силовых рулевых приводов руля направления.

По продольному каналу управления ВСУПТ формирует сигналы двух типов: непрерывный - в канал тангажа САЗ для управления рулем высоты с перемещением механической проводки колонки штурвала и разовые команды на пикирование (кабрирование) в четырехканальную электрогидравлическую систему рулевого привода стабилизатора (СРП) с задействованием одной пары каналов управления СРП.

Система ВСУПТ одновременно работает и взаимодействует с автоматической системой улучшения устойчивости и управляемости АСУУ-96 и системой дистанционного управления интерцепторами (СДУ).

Автомат продольной устойчивости (АПУ) системы АСУУ-96 включен в проводку управления рулем высоты через дифференциальную качалку и обеспечивает демпфирование продольных колебаний без перемещения колонки штурвала. Система ВСУПТ работает одновременно с постоянно включенным АПУ.

Демпфер рыскания (ДР) системы АСУУ-96 включен в проводку управления рулем направления через дифференциальную качалку и обеспечивает демпфирование колебаний по рысканию и угловой скорости крена без перемещения педалей. Система ВСУПТ работает одновременно с постоянно включенным ДР.

Система ВСУПТ одновременно работает с постоянно включенной системой активного демпфирования (САД) упругих колебаний крыла, осуществляющей управление внешними элеронами самолета.

Система ВСУПТ управляет тягой двигателей с помощью четырехканального исполнительного механизма автомата тяги ИМАТ-96, механически соединяемого с рычагами управления четырех двигателей ПС-90А

при включении автоматических режимов стабилизации тяги или скорости полета.

Система полного и статического давлений

Система полного и статического давлений предназначена для питания полным и статическим давлениями приборов и систем, измеряющих высоту и скорость полета.

Состав системы:

- приёмник полного давления ППД-1М сер. 2 - 3 шт.;
- плата с пятью приёмниками статического давления - 2 шт.;
- блок контроля обогрева приёмника давления БКПД-1 - 3шт.

Система воздушный сигналов СВС-96

СВС-96 предназначена для измерения, вычисления и выдачи на индикаторы системы СЭИ и в сопряженные бортовые системы информации о высотно-скоростных параметрах и угле атаки.

Состав СВС-96:

- аппаратура высотно-скоростных параметров СВС-96 - 3 шт.
- датчик температуры торможения П-104М - 2 шт.
- датчик углов атаки (датчик аэродинамических углов) ДАУ-85-2Д - 4 шт.

Для обеспечения работы аппаратуры СВС-96 на ее входы от источников первичной информации поступают следующие исходные параметры:

- статическое давление $P_{ст}$ (гПа) от приемников статического давления (ПСД);
- полное давление P_p (гПа) от приемников полного давления (ППД-1М);
- температура торможения T_t (°С) от датчиков температуры П-104М;
- местный угол атаки α_M (градусы) от датчиков ДАУ-85-2Д;
- давление барокоррекции QNH (значение давления на высоте среднего уровня моря) и QFE (значение давления на высоте аэродрома) от пультов системы индикации (ПУ СЭИ) командира ВС и правого пилота;

- сигнал $\delta \geq 10^\circ$ от датчиков системы управления закрылками.

Вся пилотажно-навигационная информация, поступающая от СВС-96 /Набс, Н(QFE), Н (QNH), $V_{пр.}$, $V_{ист.}$, число М, V_y , $\alpha_{ист.}$, T_n / индицируется на экранах КПИ и КИНО системы СЭИ в соответствии с этапами полета (см. рис. 3) настоящего подраздела.

Информация от СВС-96 поступает также в следующие системы КСЦПО: СПКР-85 /Набс, число М, $V_{пр.}$, $V_{ист.}$, V_y , T_n , Н (QFE), Н (QNH), $\alpha_{ист.}$./, ВСУПТ-85-96 /Набс, Н (QFE), Н (QNH), число М, $V_{пр.}$, $V_{ист.}$, $\alpha_{ист.}$./, Набс, T_t , R_p , $V_{пр.}$, V_y ./, ВСС-95-1В /Набс, Н (QFE), Н (QNH), число М.

Интегрированная навигационная система НСИ-2000МТГ

НСИ-2000МТГ предназначена для измерения и вычисления навигационных параметров положения и движения самолета.

Система состоит из основного навигационного средства - бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и корректирующего средства - аппаратуры потребителя спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS (АП СНС). Кроме того, в системе НСИ используется для вычислений информация от системы СВС.

БИНС в состав которой входят лазерные гироскопы, интегрирующие акселерометры и цифровой вычислительный модуль, позволяет непрерывно вырабатывать полный объем динамически точной информации о линейном и угловом движении самолета, но при этом она измеряет параметры со значительными низкочастотными составляющими погрешностей.

АП СНС принимая сигналы антенно-фидерного устройства, обеспечивает выработку навигационной информации при работе по комбинированному созвездию, включающему спутники систем ГЛОНАСС и GPS. СНС определяет координаты местоположения, путевую скорость, путевой угол, время.

В системе НСИ осуществляется комплексная обработка информации от ИНС, СНС и СВС, результаты которой используются для коррекции ИНС и

СНС, а также для оптимизации навигационных вычислений, оценки точности и достоверности навигационных измерений.

В системе НСИ обеспечивается автономная выставка (гироскопирование) ИНС в диапазоне широт от 72° ю.ш. до 72° с.ш. и выставка по заданному курсу на любых широтах. При автономной выставке ИНС не допускается перемещение самолета.

Рациональное комплексование ИНС и СНС обеспечивает возможность навигации без ограничений относительно всей поверхности Земли, включая полярные широты.

Перечень основных выходных параметров:

- Широта текущая
- Долгота текущая
- Путевая скорость
- Истинный путевой угол
- Вычисленный магнитный курс
- Истинный курс
- Скорость ветра
- Истинное (метеорологическое) направление ветра
- Угол тангажа
- Угол крена
- Гироскопический курс
- Магнитный путевой угол
- Инерциальная высота

Состав системы НСИ:

- инерциальный блок ИБ-МТ - 3 шт.
- блок обработки информации БОИ-МТ - 3 шт.
- антенна НСИ - 2 шт.

На самолете установлено три системы НСИ

Блок ответчика вторичной обзорной радиолокации ИСН-2-1-21

ИСН-2-1-21 выполняет следующие основные функции:

- ответы на запросы системы управления воздушным движением в режимах радиолокационного маяка системы управления воздушным движением (АТС RBS/режимы А, С, S);
- ответы на запросы систем предупреждения столкновений воздушных судов в полете (TCAS-II);
- обеспечивает выдачу более длительного самогенерируемого сигнала (расширенного сквиттера) для автоматического зависимого наблюдения (АЗН-Вout).

Блок ИСН-2-1-21 является адресным ответчиком ВОРЛ, работающий в международном диапазоне частот АТС RBS/режимы А, С, S, обеспечивает

поддержку расширенного наблюдения УВД и другим участникам воздушного движения.

Технические характеристики, форматы и структура ответных сигналов при запросах в режимах работы А, С, S соответствуют требованиям КТ-113-01, ИКАО Приложению 10, том 4, DO-260В для класса оборудования В1.

Блок ИСН-2-1-21 обеспечивает выдачу УВД по радиоканалу:

- а) в безадресных режимах А, С (АТСRBS):
 - код опознавания (4096) в режиме А;
 - код абсолютной барометрической высоты в режиме С.
- б) в адресном режиме S дополнительно:
 - идентификационный адрес ИКАО ВС;
 - информацию о нахождении ВС на земле или в воздухе;
 - опознавательный индекс ВС (номера рейса);
 - информацию по линии передачи данных по каналу ВРЛ «воздух - земля» и информацию о специальных видах обслуживания, предоставляемых по каналу режима S;

- информацию в расширенном сквиттере («squitter»).

Частота ответного сигнала находится в пределах (1090 ± 1) МГц в режиме S.

Прием сигналов в режиме S обеспечиваться на частоте $(1030,00 \pm 0,01)$ МГц.

ИСН-2-1-21 взаимодействует с бортовыми датчиками:

ИРК-2-21, НСИ, РВ А-053-08, СВС-96, ТРА-100В, ВСУПТ, ССЛО-95, МФПУ-2-2.

Ответчики ИСН-2-2-21 принимает от бортовых датчиков информацию по кодовым линиям связи, выполненными по ARINC 429 и RTM1495-75 с изменением №3.

Управление ответчиками ИСН-2-1-21 осуществляться от комплексных двух пультов управления МФПУ-2-2 №1,2.

Блоки ИСН-2-1-21 выдают в ССЛО-95 по интерфейсу ARINC 429 информацию по техническому состоянию и исправности входных каналов.

Блок ответчика ИСН-2-1-21 подключается к «верхней» и «нижней» антеннам (1090 МГц) типа АМ-001 для обеспечения обзора верхней и нижней полусфер.

Самолетный ответчик СО-96

СО-96 (в дальнейшем именуемый ответчик) предназначен для работы с радиолокаторами (ВРЛ) систем управления воздушным движением (УВД).

Сигналы от ответчиков принимаются ВРЛ и транслируются на командно-диспетчерский пункт (КДП), где аппаратура КДП обеспечивает возможность определения радиолокационных координат (дальность, азимут), а также получения дополнительной информации (номер, высота, остаток топлива и т.п.) непосредственно на рабочих пультах диспетчеров УВД.

Бортовой радиолокационный ответчик СО-96 поддерживает обслуживание наблюдения УВД с отечественными вторичными

диспетчерскими радиолокаторами (ВРЛ) в соответствии с АП: 25F.8.3.4.4 (режимы «УВД», «РСП»).

Ответчик СО-96 обеспечивает возможность включения:

- режима «Знак» для передачи сигнала индивидуального выделения самолета на экране наземной РЛС (в этом режиме координатные коды не выдаются);
- сигнала «Авария» для передачи сигнала бедствия(аварии);
- набора и передачи пятизначного кода бортового номера.
- режима «Контроль» для проверки работоспособности ответчика с помощью встроенного контроля.

Состав изделия:

- блок СО-96 2 шт.
- приставка бланкирования 1 шт.
- устройство набора номера 1 шт.
- антенна отечественного диапазона 837,5/740 МГц АЗ-027 1 шт.
- антенна международного диапазона 1030/1090 МГц (АМ-001) 2 шт.
- блок антенной коммутации 1 шт.

Процессор управления воздушным движением ТРА-100В

ТРА-100В предлагается для замены системы предупреждения столкновения в полете ТРА-81А на систему TCASII с усовершенствованным программным обеспечением версии ПМО7.1.

Функциональные задачи ТРА-100В:

- предоставление экипажу информацию о воздушном движении в ближней зоне и контроль траекторий ВС – участников движения, оборудованных системой TCAS, с целью определения вероятности столкновения с ними и выдачи рекомендаций по уклонению от конфликтной ситуации;

– обеспечение наблюдения по гибридной технологии, и выдача информацию о воздушном движении в соответствии с TSO-119С и RTCA/DO-185В.

ТРА-100В обеспечивает определение дальности, относительной высоты и пеленга другого воздушного судна (ВС), оснащенного приемоответчиком режимов А, С, S/ATCRBS. Система осуществляет слежение за траекторией другого ВС в целях оценки наличия потенциальной угрозы столкновения, выполняет вычисление расстояния между воздушными судами при максимальном сближении, а также оценки возможности конфликта.

При существовании угрозы столкновения система подает пилоту соответствующие рекомендации.

ТРА-100В определяет оптимальный маневр, обеспечивающий вертикальное расхождение самолетов и обеспечивает выдачу следующих параметров воздушной обстановки:

- степени опасности (ТА, RA), относительной высоты участников движения,
- направление перемещения участников движения в вертикальной плоскости,
- дальность и относительный пеленг до самолетов-нарушителей.

В состав комплекта входит:

- блок процессора управления воздушным движением ТРА-100В;
- направленная антенна AN-81А;
- ненаправленной антенной АМ-001.

ТРА-100В взаимодействует с бортовыми датчиками по кодовым линиям связи (КЛС), выполненными по ARINC 429 и РТМ1495-75 с изменением №3.

Информация о воздушной обстановке, рекомендации (RA), выдается в КСЭИС в цифровых словах по стандарту ARINC429.

ТРА-100В выдает рекомендации (RA) в виде синтезированных звуковых сообщений в систему АВСА-21.

Пульты МФПУ-2-2, и ответчик ИСН-2-2-21 обеспечивают управление процессором ТРА-100В системы предупреждения столкновений CAS-100В:

- включение режима «STBY/ON»;
- включение режимов работы ТА и ТА/РА.

ТРА-100В выдает по интерфейсу ARINC 429 в ССЛО-95 информацию по техническому состоянию и исправности входных каналов.

Блок наблюдения воздушной обстановки ИСН-2-2-21.

Блок ИСН-2-2-21 разработан по технологии ИКБО ИМА и соответствует перспективным международным требованиям аэронавигации, в том числе связанным с реализацией концепции ИКАО CNS/АТМ в части наблюдения.

Функции блока ИСН-2-2-21:

1) Функции предупреждения близости земли (GPWS):

Функция GPWS предназначена для формирования и выдачи экипажу сигналов об опасном сближении ВС с земной поверхностью, передачи в бортовой индикатор информации для отображения рельефа местности в направлении полета с учетом опасности столкновения с наземными препятствиями, визуальной и звуковой сигнализации при достижении границ допустимых параметров полета и предупреждений об опасности столкновения с наземными препятствиями.

Сигналы раннего предупреждения вырабатываются при приближении ВС к участкам рельефа местности или искусственным препятствиям, представляющим потенциальную опасность столкновения с ними.

Выдача сигналов предупреждения продолжается непрерывно до устранения экипажем ВС причины, вызывающей предупреждение.

Условия срабатывания сигнализации автоматически корректируются с учетом текущих значений сигналов бортовых датчиков, а также в зависимости от положения шасси и закрылков.

В режиме предупреждения о близости земли (СПБЗ) формируется визуальная и звуковая сигнализация:

- реактивное предупреждение о близости земли (GPWS);
- реактивное предупреждение об опасных режимах полета (RWS, предельный крен).

При обнаружении попадания в зону сдвига ветра обеспечивается формирование и выдача сигналов типа «Внимание. Сдвиг ветра» («Caution, Windshear») и «Сдвиг ветра» («Windshear») при превышении сдвигом ветра соответствующих пороговых значений:

- на взлете или при уходе на второй круг до высоты 1500 футов над уровнем аэродрома;
- при заходе на посадку от высоты 1500 футов до 10 футов над уровнем аэродрома.

Предупреждения об опасных режимах полета:

- звуковое и визуальное оповещение экипажа о предельном крене;
- реактивное обнаружение сдвига ветра, звуковое и визуальное оповещение экипажа.

2) Функции раннего предупреждения близости земли (TAWS):

В структуре выполнения функции TAWS задействуются следующие ключевые составляющие:

- база данных рельефа местности (и наземных препятствий) по маршруту полета, которая является абсолютно необходимым ключевым элементом;
- источник точных текущих координат (спутниковая навигационная система ИРК-2-21).

Функция TAWS обеспечивает повышение безопасности полетов вблизи земной и водной поверхностях, дает экипажу полную информацию о текущей ситуации и обеспечивает возможность своевременно уклониться от наземного препятствия.

В режиме TAWS выполняется:

- звуковое и визуальное оповещение экипажа о существующей потенциальной угрозе столкновения с землей на основе оценки рельефа местности в направлении полета (FLTA);
- звуковое и визуальное оповещение экипажа о преждевременном снижении при заходе на посадку (PDA);
- формирование картографического изображения местности с обозначением опасных участков (TAD).

3) Функции автоматического зависимого наблюдения ADS-Bin:

- обработка радиовещательных сообщений, полученных в режиме автоматического зависимого наблюдения ADS-Bin от других ВС,
- обработка информации о воздушной обстановке, полученной от службы информации о воздушном движении в режиме радиовещания (TIS-B),
- прием и обработка данных о воздушном движении в зоне аэропорта на земле в ходе руления,
- корреляция данных о воздушной обстановке, полученных от системы предупреждения столкновений воздушных судов в полете TCAS, вещательного автоматического зависимого наблюдения с использованием радиоканалов (ADS-B out) и информации TIS-B;
- передача информации о наблюдении воздушной обстановкой в индикаторы КСЭИС;
- обеспечение интерактивных интерфейсов управления на индикаторах КСЭИС для поддержки реализуемых бортовых приложений системы бортового наблюдения ASA.

Функция бортового наблюдения АЗН-Bin соответствует по своим возможностям требованиям классу оборудования А3+, тип расширенный, желательный (DO-260B).

Функциональные приложения в режиме АЗН-Bin:

- улучшенное визуальное обнаружение (ATSA-AIRB);

- улучшенное визуальное эшелонирование при заходе на посадку (ATSA-VSA);
- процедуры полета в строю “колонна” (ATSA ИТР);
- улучшенная ситуационная осведомленность о движении вблизи и на поверхности аэропорта с индикацией и сигнализацией (SURF IA).

Входная информация поступает от бортовых датчиков:

- спутниковых систем навигации ИРК-2-21;
- навигационная система, интегрированная НСИ;
- системы воздушных сигналов СВС-96;
- бортового оборудования навигации и посадки VIM-95(ILS);
- блока вычислительных систем БВС-3000 №1;
- система сбора и локализации отказов ССЛО-95;
- радиовысотомеров А-053-08.

Метеонавигационная радиолокационная станция 1А813СВ

1А813СВ (далее МНРЛС) предлагается для импортозамещения метеорадаролокатора RDR-4В фирмы Honeywell и предназначен для обнаружения опасных очагов метеообразований, турбулентных зон и сдвигов ветра при взлете и посадки, навигационного ориентирования по радиоконтрастным наземным объектам и выдачи информации в систему отображения.

Функции МНРЛС:

1. Обнаружение конвективных метеообразований (грозы, мощной кучевой облачности) с возможностью определения степени их опасности для полета самолета;
2. Обнаружение турбулентных зон в метеообразованиях;
3. Обнаружение зон сдвигов ветра в режимах взлета и посадки ВС и выдачи сигналов предупреждений об опасности;
4. Определение характерных наземных ориентиров типа крупных городов, береговой черты крупных водоемов, выделение на водной поверхности крупных судов.

Рабочие режимы работы:

- «Готовность (STANDBY)» - работа изделия без излучения СВЧ-энергии в пространство для обеспечения безопасности при обслуживании самолета;
- «Контроль (TEST)» - оценка работоспособности изделия при наземных проверках;
- «Метео (WX)» - выдача информации об конвективных метеообразованиях и турбулентных зонах;
- «Метео/ВП (WX/VP)» - выдача информации о вертикальном профиле очага метеообразования;
- «Метео-дежурный (WX-ALERT)» - оповещение экипажа об опасных метеообразованиях при отключении на индикаторах КСЭИС отображения радиолокационной информации МетеоРЛС;
- «Земля (MAP)» - навигационное ориентирование по характерным наземным объектам;
- «Сдвиг ветра (WINDSHEAR)» - обнаружение наличия явления сдвига ветра впереди ВС и выдача предупреждения за 10-60 секунд до момента столкновения с ним.

В метеоРЛС радиолокационная информация выдается по интерфейсу ARINC708A.

Входная информация по управлению и информация от бортовых датчиков, выдается в цифровых словах по интерфейсу ARINC429.

Дискретная информация по сдвигу ветра изделия выдается по интерфейсу ARINC 429.

МетеоРЛС в режиме «Сдвиг ветра» генерирует и выдает в аудиосистему внутренней связи самолета АВСА-21 синтезированные звуковые сообщения о сдвиге ветра.

МНРЛС выдает в ССЛО-95 по интерфейсу ARINC 429 информацию по техническому состоянию и исправности входных каналов информации.

Технические характеристики метеоРЛС:

- дальность обнаружения опасных метеообразований (расчетная по методике документа RTCA/DO-173) - не менее 550 км;
- дальность обнаружения крупных наземных ориентиров (крупные города, водоемы, береговая черта) - не менее 320 км;
- дальность обнаружения турбулентности в метеообразованиях - не менее 70км;
- дальность обнаружения сдвига ветра - не менее 10км;
- зона обзора антенны по азимуту - не менее $\pm 70^\circ$;
- импульсная мощность передатчика - 18Вт;
- потребляемая мощность от бортовой сети 27В постоянного тока - не более 150Вт.

Время непрерывной работы - 24 часа.

По внешним воздействующим факторам (ВВФ) соответствует требованиям КТ-160G.

МНРЛС имеет конструкцию в виде антенно-приемопередающего блока массой - не более 18 кг. Комплектуется пультом управления А813-4905.4.

Изделие принимает информацию от бортовых датчиков НСИ, СВС-96, ИСН-2-2-21, А-053-08, ВСС-95-1В, КСЭИС и пультов управления.

Информация от систем НСИ в МНРЛС используется для стабилизации плоскости сканирования антенны относительно горизонта.

Информация от СВС-96 применяется для корректировки угла наклона антенны МНРЛС при изменении высоты полета и удалении мешающих отражений от земной поверхности.

Информация от ВСС-95-1В принимается для вычислений сдвигов ветра.

От двух пультов управления индикацией КСЭИС в МНРЛС поступает дискретные данные по диапазону дальности для масштабирования радиолокационного изображения метеорЛС на индикаторах КСЭИС.

Интегрированный радиоэлектронный комплекс навигации и посадки ИРК-2-21

ИРК-2-21 обеспечивает:

а) определение навигационных параметров по сигналам СНС GALILEO/GPS/ГЛОНАСС;

б) определение навигационных параметров по сигналам СНС с использованием функциональных дополнений GBAS/GRAS, далее по тексту GBAS;

в) определения навигационных параметров по сигналам СНС с использованием функциональных дополнений SBAS (EGNOS, WAAS, MSAS, СДКМ);

г) определение параметров для информационного обеспечения заходов на посадку по категориям I, II, APV-II, APV-I по сигналам СНС с использованием функциональных дополнений GBAS;

д) определение параметров для информационного обеспечения заходов на посадку по категории I, APV-II, APV-I по сигналам СНС с использованием функциональных дополнений SBAS (EGNOS, WAAS, MSAS, СДКМ);

На самолете устанавливается 2 к-та ИРК-2-21

Состав ИРК-2-2:

- блок навигации и посадки;
- антенна многочастотная;
- усилитель антенный.

Аппаратура навигации и посадки VIM-95-11

VIM-95-11 предназначен для обеспечения воздушных судов навигационной информацией радиомаяков VOR при выполнении маршрутного полета и информацией радиомаяков ILS при выполнении предпосадочного маневра и захода на посадку.

VIM-95-11 является радиотехническим средством метрового диапазона волн, состоящим из устройства приема, обработки и преобразования

информации радиомаяков в цифровые и аналоговые сигналы, соответствующие:

- азимуту радиомаяка VOR;
- отклонению воздушного судна от заданного азимута;
- направлению полета «НА» радиомаяк или «ОТ» радиомаяка VOR;
- отклонению ВС от линии заданного курса E_k ;
- отклонению ВС от глиссады снижения E_r ;
- пролету маркерных радиомаяков;
- сигналам опознавания радиомаяков.

Приемник VIM включает в себя:

- приемник курсовой;
- приемник глиссадный;
- приемник маркерный.

На самолете установлен комплект аппаратуры в составе пяти приемников VIM-01.

Состав аппаратуры VIM-95-11:

- пять приемник VIM-01;
- антенна курсонавигационная АКН-005;
- антенна глиссадная АГ-006;
- антенна маркерная АБ-045;
- антенна АУ-003М.

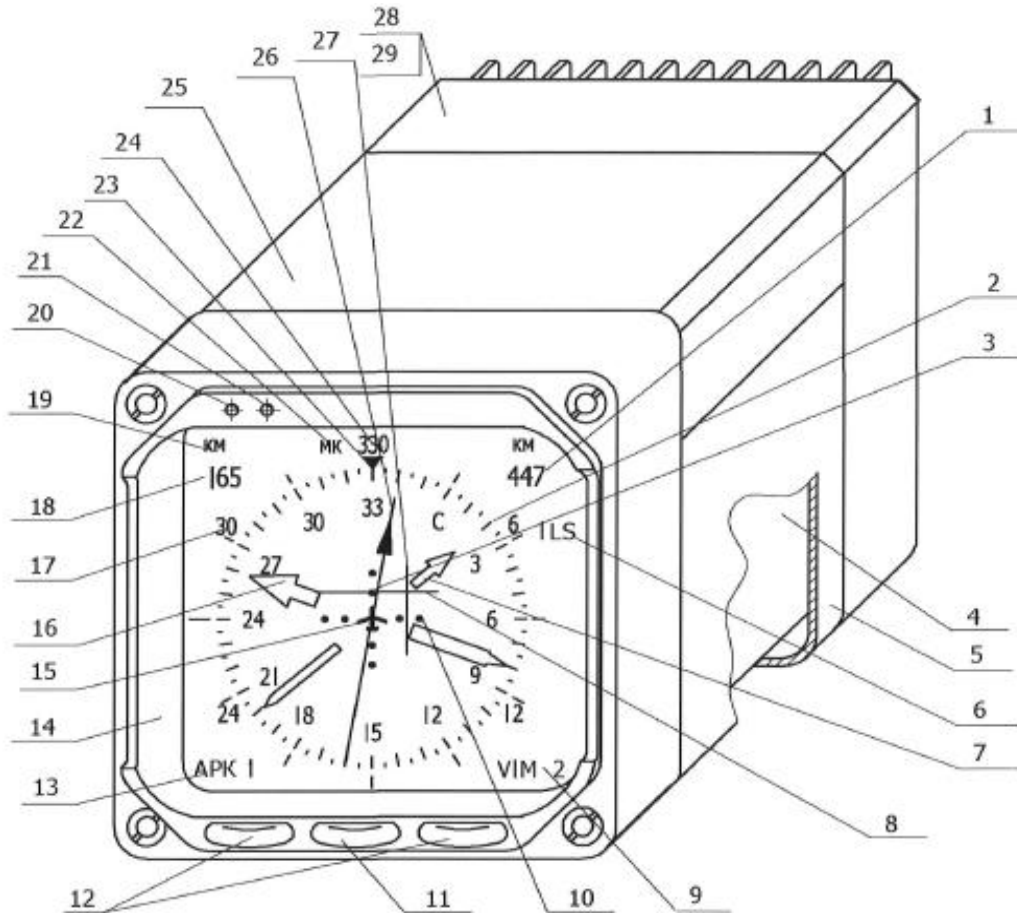
Радиодальномер ДМЕ/Р-85

Радиодальномер ДМЕ/Р-85 предназначен для измерения наклонной дальности самолёта относительно наземных радиомаяков ДМЕ, TACAN, ДМЕ/Р и выдачи сигналов, пропорциональных дальности, в систему комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦПНО).

Радиодальномер состоит из одинаковых комплектов ДМЕ1 и ДМЕ2, каждый из них имеет приёмопередатчик и антенну.

Индикатор НПИ-В-112

НПИ-В-112 предназначен для представления экипажу визуальной информации о навигационных параметрах полёта, а также параметров отклонения от требуемых курса и глиссады при заходе на ВПП на этапе посадки.



- | | |
|--|---|
| 1 – дальность DME2; | 15 – символ самолета; |
| 2 – шкала текущего курса; | 16 – стрелка РТС навигации (2й канал); |
| 3 – шкала Ег; | 17 – неподвижные цифры и метки шкалы КУР; |
| 4 – узел вычислителя; | 18 – дальность DME1; |
| 5 – кожух; | 19 – признак системы счисления; |
| 6 – обозначение РТС посадки; | 20 – фотодатчик; |
| 7 – стрелка РТС навигации (1й канал); | 21 – светосигнализатор отказа; |
| 8 – планка Ег; | 22 – признак индицируемого курса; |
| 9 – обозначение РТС навигации (2й канал); | 23 – значение текущего курса; |
| 10 – шкала Ек; | 24 – нулевой индекс шкалы КУР; |
| 11 – кнопка выбор; | 25 – корпус; |
| 12 – функциональные кнопки; | 26 – стрелка курса ВПП; |
| 13 – обозначение РТС навигации (1й канал); | 27 – планка Ек; |
| 14 – узел индикации; | 28 – узел питания; |
| | 29 – разъем Х1; |

Рис. 41.2 Индикатор НПИ-В-112

Радиовысотомер А-053-08.07

Радиовысотомер А-053 предназначен для измерения истинной высоты полёта самолёта в диапазоне высот от 0 до 1500 м.

На самолёте установлено три комплекта радиовысотомеров А-053.

Каждый комплект радиовысотомера А-053 включает:

- приемопередатчик А-053-1-02;
- антенна передающая А-053-2;
- антенна приемная А-053-2.

Информация о высоте полёта самолёта от радиовысотомеров поступает в систему электронной индикации (СЭИ) для отображения на экранах КПИ командира воздушного судна и второго пилота.

Кроме этого, информация о высоте поступает в вычислительную систему управления полётом (ВСУПТ), вычислительную систему самолетовождения (ВСС), систему предупреждения критических режимов (СПКР), систему предупреждения приближения земли и вычислитель системы TCAS.

Радиовысотомеры связаны с системой ССЛО, от которой они получают сигнал «функциональный тест» на проведение расширенного наземного контроля.

Автоматический радиокompас АРК-32

АРК-32 предназначен для определения курсового угла (КУР) приводных и широкополосных радиостанций в диапазоне частот 150-1750 кГц (с дискретностью 0,5 кГц).

На самолете установлены два комплекта АРК-32.

Состав АРК-32:

- приемник АРК-32-1;
- антенный блок АРК-32-2.

Взаимный обмен связи АРК и ВСС осуществляется по двум автономным каналам.

От ВСС в АРК выдаются сигналы выбора частоты и режимов работы (как при автоматическом, так и при ручном управлении).

От АРК в ВСС выдается информация о КУР, а также о работоспособности АРК.

В систему КСЭИС (через блок БВС1) и на РМИ от АРК выдается информация о КУР и работоспособности АРК, а в систему «АВСА-21» - сигнал для прослушивания позывных наземных приводных радиостанций.

Интегрированная система резервных приборов ИСРП-4

ИСРП-4 предназначена для обеспечения экипажа и самолетных систем критичной информацией о пространственном положении и высотно-скоростных параметрах движения летательного аппарата.

ИСРП-4 представляет собой моноблок, который предназначен для:

- корректировки измеряемых параметров в рабочем режиме при отображении формата «Выставка»;
- отображения в рабочем режиме пилотажной информации на формате «Комплексная пилотажная информация»;
- отображения и корректировки измеряемых параметров в режиме технологического обслуживания на формате «Юстировка»;
- отображения тестовой информации в режиме расширенного контроля на формате «Наземный расширенный контроль».

ИСРП-4 выполняет свои функции при поступлении входных аналоговых сигналов:

- статическое давление (ПСД);
- полное давление (ППД).

Входная информация ИСРП-4 от ИНС:

- угол тангажа
- угол крена.

Входные параметры ИСРП-4:

- абсолютная барометрическая высота Набс;

- относительная барометрическая высота Нотн;
- приборная скорость $V_{пр}$;
- максимальная эксплуатационная приборная скорость;
- число Маха;
- вертикальная скорость V_y ;
- угол крена;
- угол тангажа.

Радиосвязное оборудование

Контур радиосвязи обеспечивает в составе комплекса авионики самолета Ил-96-400М двухстороннюю связь с диспетчерскими службами с помощью радиостанций МВ, ДКМВ диапазона и станции спутниковой связи системы ИНМАРСАТ.

Контур радиосвязи самолета обеспечивает ведение симплексной речевой связи:

- с пунктами УВД в МВ диапазоне в пределах прямой видимости;
- с пунктами УВД в ДКМВ (HF) диапазоне в пределах дальности полета самолета;
- с пунктами УВД в МВ (VHF) и ДКМВ (HF) диапазонах в режиме селективного вызова (Selcall);
- по каналу спутниковой связи обеспечивается глобальная связь, за исключением полярных широт (более 70°).

В любой момент полета обеспечивает:

- двухстороннюю связь в пределах прямой радиовидимости с диспетчерской службой аэродрома, на котором самолет предусматривает совершить взлет или посадку;
- двухстороннюю связь, по крайней мере, с одной наземной авиационной радиостанцией;

- прием метеорологических сводок или специальных извещений, передаваемых метеослужбами или диспетчерскими службами аэродромов по трассе полета.

Контур радиосвязи самолета обеспечивает на стоянке аэродрома и при движении самолета по аэродрому ведение двухсторонней связи между членами летного экипажа и службами аэродрома и авиакомпаниями.

В состав контура радиосвязи входят три высокочастотных блока радиостанций МВ (МВ-21Д № 1, № 2, № 3), высокочастотные блоки радиостанций ДКМВ диапазона (ДКМВ-21Д № 1, № 2), станция спутниковой связи MCS-7200, радиосвязное оборудование внутренней связи (АВСА) и блоки вычислительных систем БВС1-10СК1 № 1, № 2, № 3, № 4 с модулями функционального программного обеспечения радиостанций (МФПОУМР-МВ, МФПОУМР-ДКМВ), АВСА и модулем функционального программного обеспечения управления и маршрутизации радиосвязи (МФПОУМР-М).

Взаимодействие основных компонентов РСО осуществляется по авиационной полнодуплексной сети обмена данными (AFDX) согласно ARINC 664. Функцию коммутатора AFDX выполняет модуль сетевого коммутатора в составе бортовой вычислительной системы БВС1-10СК1 (БВС), который обеспечивает надежную пересылку пакетов данных в режиме реального времени одновременно по множеству виртуальных соединений между блоками. Для каждого виртуального соединения гарантируется заданная пропускная способность передачи данных.

Сопряжение комплекта АВСА-21 по аналоговым линиям связи с радионавигационными устройствами (РНУ), датчиками специальных сигналов (ДСС), аппаратурой документирования (АД) осуществляется через блок сопряжения с аналоговыми интерфейсами (блок САИ), который обеспечивает преобразование аналоговых низкочастотных сигналов в цифровой сигнал и передачу пакетных данных по сети AFDX, а также преобразование принимаемых по сети AFDX пакетных данных в аналоговый вид. Для

сопряжения с приборами БВ23А наземного обслуживающего персонала (НОП) дополнительно используется блок Б38-Кс411.

Сопряжение РСО с цифровыми бортовыми системами организуется через БВС либо по сети AFDX (если это поддерживается бортовой системой), либо по каналам ARINC 429 и с помощью разовых команд. В составе БВС имеется модуль сетевого коммутатора AFDX, а также вычислительно-интерфейсный модуль (ВИМ).

Состав радиосвязного оборудования:

№	Наименование	Обозначение	кол-во
1	Аппаратура внутренней связи:		
1.1	Комплект АВСА-21 в составе:	ИСКМ.465277.027	1
1.1.1	Пульт летного экипажа (Блок Б7А-ИКБО)	ИСКМ.468382.091 ¹⁾	4
1.1.2	Пульт бортпроводника (Блок Б7Б-ИКБО)	ИСКМ.468382.092	9
1.1.3	Усилитель мощности-ИКБО, включая 30 звуковых колонок	ИСКМ.468731.020-01 ¹⁾	2
1.1.4	Блок сопряжения с аналоговыми интерфейсами (Блок сопряжения-ИКБО)	ИСКМ.468364.085-01	2
1.1.5	Выносной микрофон	УМ-9Э-1	3
1.1.6	Трубка бортпроводника	МТТ-УК	9
1.1.7	Блок Б38-Кс411	ИСКМ.468363.055 ¹⁾	1
1.2	Бортовой коммутатор AFDX (БВС1-10СК1)	СТИК.466535.001-10.01 ¹⁾	4
2	Аппаратура МВ-связи:		
2.1	Радиостанция МВ-21Д в составе:	ИСКМ.464414.016-01	3
2.1.1	Блок ВЧ-МВ	ИСКМ.464514.006	3

№	Наименование	Обозначение	КОЛ-ВО
2.1.2	МФПОУМР-МВ	ИСКМ.00476-03 ²⁾	3
2.2	Блок Б10А-ИКБО (рама с вентиляторами для МВ-21Д)	ИСКМ.469447.022	3
2.3	Антенна МВ-диапазона АМЗ-МВ-05 (верхняя)	ИСКМ.464641.005-05	1
2.4	Антенна МВ-диапазона АМЗ-МВ-06 (нижняя)	ИСКМ.464641.005-06	2
3	Аппаратура ДКМВ-связи:		
3.1	Радиостанция ДКМВ-21Д в составе:	ИСКМ.464521.046-01	2
3.1.1	Блок Б5-ИКБО	ИСКМ.468567.050	2
3.1.2	Блок ВЧ-ДКМВ	ИСКМ.464521.037	2
3.1.3	МФПОУМР-ДКМВ	ИСКМ.00476-04 ²⁾	2
3.2	Рама амортизационная блока ВЧ-ДКМВ (Блок Б10Б-ИКБО)	ИСКМ.469447.023	2
4	МФПОУМР-М	ИСКМ.00476-02 ²⁾	2
5	Станция спутниковой связи	MCS-7200 ф. Honeywell ¹⁾	1

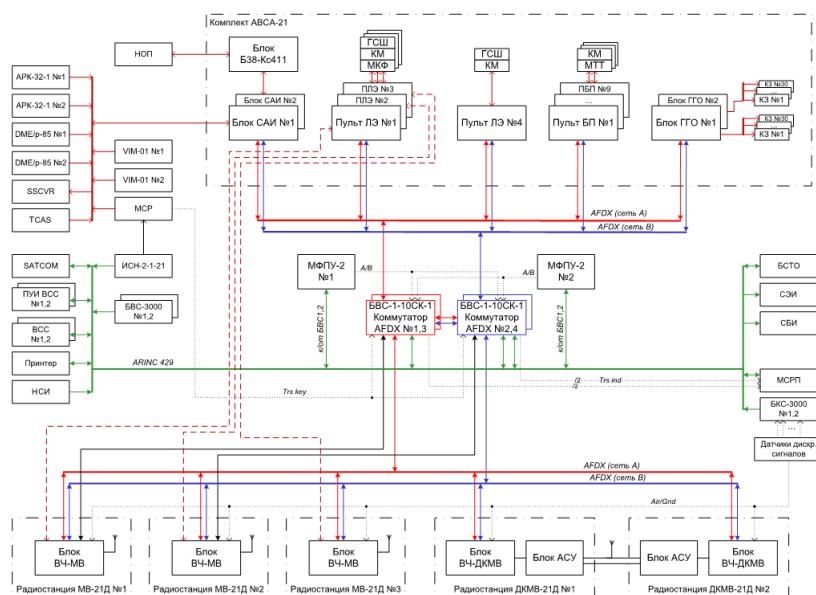


Рис. 41.3 Структурная схема контура радиосвязи

Внутренняя связь

Внутренняя связь между членами экипажа ВС организуется на основе сети AFDX и протоколов IP-телефонии SIP, RTP, SNMP. Блоки комплекта АВСА-21 и подключаемые к ним устройства выступают в качестве абонентов сети внутренней связи. Центральными элементами сети внутренней связи являются БВС и пульта летного экипажа (ЛЭ).

Два пульта ЛЭ (№ 1 и № 2) дополнительно к функции абонентов сети внутренней связи выполняют функцию SIP-серверов, которые управляют соединениями между абонентами.

Для обеспечения бортпроводников внутренней связью между собой и с каждым из членов летного экипажа, а также для громкоговорящего оповещения пассажиров используется пульт бортпроводника.

Блок вычислительных систем БВС– 1-10СК-1 (коммутатор)

БВС предназначена для организации локальной вычислительной сети (ЛВС) AFDX стандарта ARINC 664, а также для использования в качестве вычислительно-интерфейсной платформы функциональных систем в составе ИКБО самолёта.

БВС совмещает в себе коммутатор ЛВС AFDX и вычислительно-интерфейсный ресурс с открытой архитектурой, обеспечивающий выполнение нескольких независимых функциональных программных приложений (функций), разработанных в соответствии с требованиями ARINC 653, и взаимодействие с бортовым оборудованием по сетевому интерфейсу AFDX и стандартным авиационным интерфейсам.

БВС подключается к самолетному фидеру через внешний разъём (соединитель) типа ARINC 600, имеющий специальные вставки с контактами необходимого типа, соответствующего характеристикам передаваемых сигналов, в том числе: по интерфейсам AFDX, ARINC 429, CAN, Ethernet, RS-232 и разовых команд.

Комплект АВСА-21

АВСА-21 (совместно с авиагарнитурами, телефонными трубками) предназначен для:

- обеспечения всех членов летного экипажа (в том числе бортпроводников) внутренней избирательной и циркулярной связью;
- обеспечения всех членов летного экипажа (за исключением бортпроводников) внешней радиосвязью через бортовые радиостанции (до 6 радиостанций);
- предоставления всем членам летного экипажа (за исключением бортпроводников) возможности прослушивания сигналов РНУ и датчиков специальных сигналов;
- обеспечения наземного обслуживающего персонала (НОП) внутренней телефонной связью со всеми членами летного экипажа (через блок Б38 и приборы БВ23А) – до 3-х точек подключения;
- приема (прослушивания) сигналов:
 - до 12 радионавигационных устройств (одновременное прослушивание);
 - до 10 датчиков специальных сигналов;
 - сигналов аварийных приемников - до 2 каналов;
- передачи (выдачи) аналоговых низкочастотных сигналов в аппаратуру документирования – до 3 каналов;
- громкоговорящего оповещения (ГГО) пассажиров и членов экипажа в кабине и в салоне (салонах) воздушного судна (ВС)

Состав комплекта АВСА-21

В состав комплекта АВСА-21 входят:

- блок Б7А-ИКБО;
- блок Б7Б-ИКБО;
- блок сопряжения-ИКБО;
- усилитель мощности-ИКБО.

Радиостанция МВ-21Д

МВ-21Д МВ диапазона предназначена для оснащения самолетов гражданской авиации.

МВ-21Д обеспечивает:

- двухстороннюю симплексную речевую связь экипажа с наземными службами УВД и между экипажами самолетов в воздухе;
- сопряжение со смежным оборудованием по каналам AFDX/Ethernet;
- обмен пакетными данными, содержащими речевую и управляющую информацию с компонентами комплекта АВСА-21 ИСКМ.46277.027 по каналам AFDX/Ethernet;
- непрерывный прием аварийных сигналов на частоте 121,5 МГц без нарушения основных функций связи и управления;
- прием и распознавание сигналов SELCAL;
- автоматический и автоматизированный контроль технического состояния составных частей радиостанции с выдачей результатов контроля в систему технического обслуживания самолета.

Состав радиостанции МВ-21Д

В состав радиостанции МВ-21Д входят:

- блок ВЧ-МВ ИСКМ;
- модуль функционального программного обеспечения управления и маршрутизации радиосвязи-МВ (МФПОУМР-МВ).

Блок ВЧ-МВ

Блок ВЧ-МВ предназначен для:

- приема высокочастотного сигнала от антенно-фидерного устройства (АФУ), цифровой обработки его и передачи через БВС комплекту АВСА-21 в виде пакетных данных;
- приёма от комплекта АВСА-21 пакетных данных, их обработки, усиления и передачи АФУ высокочастотного сигнала.

Основные технические характеристики блока:

Диапазон рабочих частот:

- от 118,000 до 136,9917 МГц с шагом сетки частот 8,33 кГц (в полосе модулирующих частот от 300 до 2500 Гц);
- от 118,000 до 136,975 МГц с шагом сетки частот 25 кГц (в полосе модулирующих частот от 300 до 3400 Гц).
- Класс излучения – А3Е.

МФПОУМР-МВ

Модуль функционального программного обеспечения управления и маршрутизации радиосвязи в составе радиостанции МВ-21Д предназначен для управления работой и обеспечения контроля блока ВЧ-МВ, сопряжения с комплектом аппаратуры внутренней связи АВСА-21, а также для организации обмена данными с другими самолетными системами.

Операционной средой выполнения МФПОУМР-МВ является вычислительная платформа БВС1-10СК1.

МФПОУМР-МВ в составе радиостанции МВ-21Д обеспечивает выполнение следующих функций:

- управление режимами работы радиостанции МВ-21Д согласно ARINC 750-4 по командам от многофункциональных пультов управления, пультов летного экипажа АВСА-21, модуля технического обслуживания и МФПОУМР-М;
- сопряжение с комплектом АВСА-21 и другими самолетными системами по каналам AFDX/Ethernet;

Радиостанция ДКМВ-21Д

ДКМВ-21Д ДКМВ диапазона предназначена для оснащения магистральных самолетов гражданской авиации.

ДКМВ-21Д обеспечивает:

- двухстороннюю симплексную речевую связь экипажа с наземными службами УВД и между экипажами самолетов в воздухе;
- сопряжение со смежным оборудованием по каналам AFDX/Ethernet;

- обмен пакетными данными, содержащими речевую и управляющую информацию с компонентами комплекта АВСА-21 ИСКМ.46277.027 по каналам AFDX/Ethernet;
- прием и распознавание сигналов SELCAL;
- автоматический и автоматизированный контроль технического состояния составных частей радиостанции с выдачей результатов контроля в систему технического обслуживания самолета.

В состав ДКМВ-21Д входят:

- блок ВЧ-ДКМВ ИСКМ;
- блок Б5-ИКБО ИСКМ (антенно-согласующее устройство);
- модуль функционального программного обеспечения управления и маршрутизации радиосвязи-ДКМВ (МФПОУМР-ДКМВ).

Блок ВЧ-ДКМВ

Блок ВЧ-ДКМВ предназначен для:

- приема высокочастотного сигнала от антенно-согласующего устройства, цифровой обработки его и передачи через БВС комплекту АВСА-21 в виде пакетных данных;
- приёма от комплекта АВСА-21 пакетных данных, их обработки, усиления и передачи антенно-согласующему устройству высокочастотного сигнала.

Основные технические характеристики блока ВЧ-ДКМВ

Диапазон рабочих частот:

- от 2,0000 до 29,9999 МГц на дискретных частотах с интервалом 100 Гц.

Классы излучения:

- J3E – амплитудно–модулированное излучение на верхней боковой полосе частот с подавленной несущей по отношению к пиковой мощности не менее 40 дБ;

- НЗЕ/АЗЕ – передача амплитудно–модулированного излучения на верхней боковой полосе частот с полным уровнем несущей / прием амплитудно-модулированных сигналов (АМ);

- Н2В – прием сигналов SELCAL.

Блок Б5-ИКБО

Блок Б5-ИКБО представляет собой антенное согласующее устройство (АСУ), предназначенное для автоматического согласования импеданса бортовых антенн типа «Щель» с волновым сопротивлением коаксиального кабеля (50 Ом).

Блок Б5-ИКБО обеспечивает настройку и работу в режиме передачи на эквивалент антенны И82.243.108 в диапазоне частот от 2,0 до 29,9999 МГц.

МФПОУМР-ДКМВ

Модуль функционального программного обеспечения управления и маршрутизации радиосвязи в составе радиостанции ДКМВ-21Д предназначен для управления работой и обеспечения контроля блока ВЧ-ДКМВ, сопряжения с комплектом аппаратуры внутренней связи АВСА-21, а также для организации обмена данными с другими самолетными системами.

Операционной средой выполнения МФПОУМР-ДКМВ является вычислительная платформа БВС1-10СК1.

МФПОУМР-ДКМВ в составе радиостанции ДКМВ-21Д обеспечивает выполнение следующих функций:

- управление режимами работы радиостанции ДКМВ-21Д согласно ARINC 753-3 по командам от многофункциональных пультов управления, пультов летного экипажа АВСА-21 и модуля технического обслуживания и МФПОУМР-М;

- сопряжение с комплектом АВСА-21 и другими самолетными системами по каналам AFDX/Ethernet;

Модуль функционального программного обеспечения управления и маршрутизации МФПОУМР-М

МФПОУМР предназначен для использования на самолётах и вертолётах гражданской и военно-транспортной авиации, эксплуатирующихся в сетях ГА, с целью автоматического и автоматизированного обмена цифровыми данными по каналам связи «воздух-земля» с использованием линий передачи данных (ЛПД) VDL-2, ACARS, HFDL, SATCOM.

МФПОУМР-М обеспечивает выполнение следующих функций:

- управление режимами работы радиостанции МВ-21Д согласно ARINC 750-4 по командам от многофункциональных пультов управления, пультов летного экипажа АВСА-21, модуля технического обслуживания и модуля маршрутизации радиосвязи;
- сопряжение с комплектом АВСА-21 и другими самолетными системами по каналам AFDX/Ethernet;
- формирование и выдача по каналам AFDX/Ethernet в блок ВЧ-МВ следующих команд:
 - команд управления режимами и контроля состояния,
 - команд режима «Речь»,
 - команд режима «Данные».

ПО устройства управления-ДКМВ

- управление режимами работы радиостанции ДКМВ-21Д согласно ARINC 753-3 по командам от многофункциональных пультов управления, пультов летного экипажа АВСА-21, модуля технического обслуживания и модуля маршрутизации радиосвязи;
- сопряжение с комплектом АВСА-21 и другими самолетными системами по каналам AFDX/Ethernet;
- формирование и выдача по каналам AFDX/Ethernet в блок ВЧ-ДКМВ следующих команд:
 - команд управления режимами и контроля состояния,

- команд режима «Речь»,
- команд режима «Данные».

Станция спутниковой связи

Услуги спутниковой связи на самолете реализуются при помощи станции спутниковой связи MCS-7200 (ф. Honeywell) на основе спутниковых каналов связи системы ИНМАРСАТ (SBB – SwiftBroadBand и АЭРО Н+).

Станция спутниковой связи обеспечивает:

- телефонную связь летного экипажа со службами УВД и другими абонентами по спутниковому каналу;
- каналы передачи данных для связи с диспетчером УВД по каналу передачи данных (CPDLC), а также данных системы ADS для передачи координат места воздушного судна в районах над океаном без радиолокационного обслуживания;
- телефонную связь в салоне бизнес класса;
- услуги связи, включающие доступ в сеть Интернет по спутниковому каналу при использовании проводного и беспроводного подключения (Wi-Fi) устройства доступа в Интернет (ноутбук, планшет и т.п.), видеоконференцсвязь (ВКС) и спутниковую телефонную связь.

Станция MCS-7200 работает в частотном диапазоне L (1626,5 ÷ 1660,5 МГц) с минимальным разнесением каналов связи 17,5 кГц. Частота настройки приемо-передающих устройств станции устанавливается с учетом скорости движения воздушного судна. Необходимая для компенсации доплеровского сдвига информация поступает на MCS-7200 от навигационной системы самолета. MCS-7200 является дуплексной системой, в которой передаваемые и принимаемые сигналы обрабатываются одновременно.

Станция спутниковой связи MCS-7200 состоит из антенной подсистемы, блока SDU, блока HSU и усилителя НРА.

Блок SDU станции MCS-7200 реализует все функции, связанные с модуляцией и демодуляцией, коррекцией ошибок, переключением скоростей

передачи и частот каналов и передачу по семи системным однополосным каналам связи. Семь однополосных каналов блока SDU – это семь одновременных дуплексных соединений контурного режима для передачи речи и один канал пакетной передачи.

Радиосвязь

Речевая радиосвязь обеспечивается с помощью современных программно определяемых радиостанций МВ-21Д и ДКМВ-21Д. Кроме того, с помощью данных радиостанций обеспечивается передача данных в режимах VDL-A, VDL-2 и HFDL. Перепрограммируемые приемопередатчики радиостанций позволяют наращивать функциональность радиостанций (в т.ч. предоставляется возможность адаптации к будущим формам сигналов) без внесения каких-либо конструктивных изменений.

Радиостанции МВ-21Д, ДКМВ-21Д состоят из приемопередатчика (блок ВЧ), антенно-согласующего устройства (только ДКМВ-21Д) и функционального ПО управления радиостанциями (МФПОУМР-МВ, МФПОУМР-ДКМВ), загружаемого в БВС.

Блоки ВЧ соединяются с БВС с помощью интерфейса AFDX/Ethernet. МФПОУМР-МВ, МФПОУМР-ДКМВ в составе БВС обеспечивает сопряжение радиостанций с комплектом АВСА-21, пультами управления МФПУ-2 и другими самолетными системами. Антенно-согласующее устройство подключается непосредственно к блоку ВЧ-ДКМВ.

Управление радиостанциями

Управление параметрами работы радиостанций МВ-21Д и ДКМВ-21Д в речевом режиме осуществляется через две БВС от двух многофункциональных пультов управления радиотехническими системами (МФПУ-2-1).

Взаимодействие радиосвязного оборудования с другим БО

Радиостанции МВ-21Д, ДКМВ-21Д взаимодействуют с:

МФПУ-2-1 №1, №2;

АВСА-21;

МСР;

МФПОУМР-М;

КИСС;

ССЛО;

МСРП;

БВС-3000 №1, №2;

датчиками дискретных сигналов.

Станция спутниковой связи MCS-7200 взаимодействует с:

ПУИ ВСС;

МФПОУМР-М через БВС1-10СК1;

ТЛФ трубками в кабине экипажа;

Салонным оборудованием ИНТЕРНЕТ, видеоконференцсвязи и телефонной связи (через бортовой маршрутизатор CNX);

ИНС;

КИСС;

ССЛО;

датчиками дискретных сигналов.

Станция спутниковой связи MCS-7200 обеспечивает взаимодействие с ПУИ ВСС с выдачей на экран ПУИ ВСС страниц меню для контроля выбора режимов связи, контроля состояния и переключения каналов связи, контроля состояния станции.

МФПОУМР-М взаимодействует со станцией спутниковой связи для передачи данных ACARS по спутниковому каналу связи.

На телефонные трубки в кабине экипажа выдаются сигналы вызова на телефонную связь, с их помощью обеспечивается передача речи по спутниковому каналу связи, а также обеспечивается набор номера для связи с абонентами стационарной и мобильной телефонной сети на земле. Возможно подключение MCS-7200 к АВСА-21 для обеспечения телефонной связи через гарнитур, при этом набор номера осуществляется со страниц меню

спутниковой станции, а сигнализация вызовов на телефонную связь может осуществляться с помощью системы КИСС.

Для обеспечения в салоне услуг ИНТЕРНЕТ, видеоконференцсвязи и телефонной связи по спутниковому каналу салонное оборудование подключается к MCS-7200 через бортовой маршрутизатор CNX.

АВСА-21 взаимодействует с:

- радиостанциями;
- радионавигационными устройствами;
- МСР;
- регистратором ЗБН.

Взаимодействие АВСА с радиостанциями производится через БВС1-10СК1.

С радионавигационных устройств на АВСА-21 выдаются уведомляющие, предупреждающие и аварийные речевые сообщения, а также информационные звуковые сигналы, которые принимаются аппаратурой АВСА и прослушиваются пилотами.

С системы АВСА-21 на регистратор ЗБН-1 передается речевая и звуковая информация для сбора, синхронизации её с текущим бортовым временем, накопления и сохранения на случай летного происшествия.

Модуль функционального программного обеспечения управления и маршрутизации радиосвязи МФПОУМР-М взаимодействует с:

- ПУИ ВСС;
- радиостанциями;
- МФПУ-2-1 №1, №2;
- КИСС;
- ССЛО;
- регистратором ЗБН;
- БВС-3000 № 1, № 2;
- датчиками дискретных сигналов.

МФПОУМР-М через БВС1-10СК1 взаимодействует с панелями управления и индикации ПУИ ВСС № 1, № 2.

МФПОУМР-М обеспечивает постоянную выдачу через блок БВС1-10СК1 в систему ССЛО с момента включения питания, на земле и в полёте, слов состояния и служебных слов техобслуживания. МФПОУМР-М функционирует в режимах текущего (непрерывного) контроля и наземного расширенного контроля.

Через блок БВС1-10СК1 на регистрацию в ЗБН-1 (с каналом регистрации DataLink) МФПОУМР-М обеспечивает выдачу сообщений, поступающих по каналу «Борт-Земля_Борт».

От датчиков дискретных сигналов на МФПОУМР-М передается информация о состоянии шасси, тормоза, дверей и люков самолета для формирования и передачи по каналам связи сообщений «Убытие», «Взлет», «Посадка», «Прибытие».

Аварийно-спасательные системы «КОСПАС-САРСАТ»

Автоматический переносной радиомаяк АРМ-406П

Автоматический переносной радиомаяк АРМ-406П предназначен как для передачи радиосигналов через искусственные спутники Земли системы «КОСПАС-САРСАТ» на станции приема и обработки информации, по которым осуществляется:

Идентификация аварийного самолета по принадлежности к конкретному потребителю;

Определение координат местоположения потерпевшего аварию самолета, так и для привода к месту аварии поисковых аварийно – спасательных средств.

Радиомаяк АРМ-406П содержит два передатчика (передатчик спутникового канала и передатчик ближнего привода), работающих на одну антенну.

Передатчик спутникового канала с интервалом ≈ 50 с излучает информационные, повторяющиеся по содержанию посылки длительностью 0,44 с на частоте 406,025 МГц.

Пролетающий в зоне радиовидимости передатчика низкоорбитальный спутник системы «КОСПАС – САРСАТ» производит измерение частоты каждой посылки передатчика с учетом доплеровского сдвига частоты. После обработки полученных данных по измерению частоты и содержанию информационной посылки на наземном приемном пункте производится решение задачи определения координат передатчика и идентификация объекта, которому он принадлежит.

Передатчик ближнего привода непрерывно излучает амплитудно – модулированный сигнал, прерывающийся только на время работы передатчика спутникового канала на частоте 121,5 МГц.

Радиомаяк АРМ-406П рассчитан на работу как на борту самолета, так и вне его.

На работу самолета радиомаяк работает на самолетную антенну, а вне его – на собственную.

Радио маяк АРМ-406П состоит:

- моноблока «П»;
- пульта дистанционного управления ПДУ406;
- антенны АНТ-406В.

На самолете также предусмотрен **переносной радиомаяк ПАРМ-406А.**

Радиостанция Р-855А1

Радиостанция Р-855А1 предназначена для двухсторонней телефонной радиосвязи членов экипажа самолета, потерпевшего аварию или вынужденную посадку, с самолетами и вертолетами спасательной службы и привода их к месту нахождения радиостанции, работающей в режиме «Маяк».

Радиостанция обеспечивает двухстороннюю симплексную телефонную радиосвязь с использованием внутреннего микротелефона на аварийных частотах 121,5 и 243 МГц.

Дальность двухсторонней связи между двумя однотипными радиостанциями, расположенными на открытой местности на высоте 1,5м – не более 800и.

Дальность привода на радиостанцию Р-855А1, работающую в режиме «Маяк» поисковых самолетов и вертолетов, оборудованных радиокompасом АРК-УД и выполняющих полет на высоте 3000м – не менее 70 км.

42 Кислородное и дымозащитное оборудование

Кислородное и дымозащитное оборудование состоит из:

- кислородного и дымозащитного оборудования летного экипажа;
- кислородной системы бортпроводников и пассажиров;
- переносного кислородного и дымозащитного оборудования летного экипажа, бортпроводников и пассажиров.

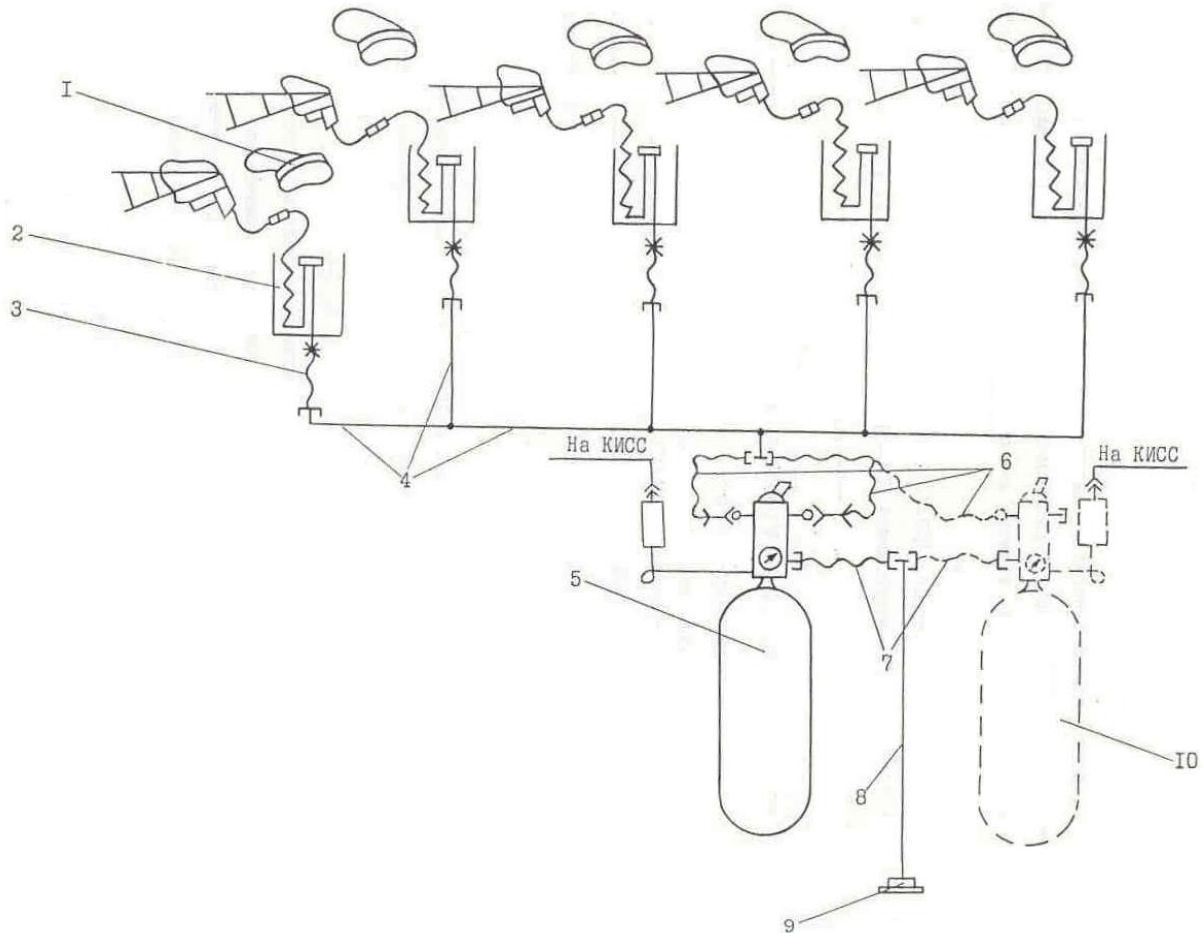
Кислородное и дымозащитное оборудование предназначено для:

- питания кислородом экипажа, бортпроводников и пассажиров при аварийной разгерметизации кабины экипажа и пассажирской кабины и экстренном снижении до безопасной высоты;
- защиты органов дыхания и зрения членов экипажа и бортпроводников от дыма и токсичных газов при появлении дыма в кабине;
- профилактического питания кислородом летного экипажа;
- для оказания медицинской помощи пассажирам.

В кислородном оборудовании применяется кислород медицинский сорт 1 ГОСТ 5583-78.

Кислородная система пассажиров предназначена для питания кислородом пассажиров и бортпроводников от химических источников кислорода в случае аварийной разгерметизации на высоте выше 4500 м.

При разгерметизации пассажирской кабины автоматически открываются крышки аварийных кислородных блоков (АКБ) и каждый пассажир имеет возможность взять кислородную маску и дышать кислородом. При необходимости система может быть включена вручную из кабины экипажа при любом барометрическом давлении.



- 1-дымозащитные очки;
- 2-блок кислородного оборудования;
- 3,6-рукава подачи;
- 4-бортовой трубопровод;
- 5-блок кислородного питания;
- 7-рукав сброса;
- 8-бортовой трубопровод линии сброса;
- 9-штуцер сброса;
- 10-дополнительный блок, устанавливаемый эксплуатирующей организацией.

Рис. 42.1 Схема кислородной системы летного экипажа

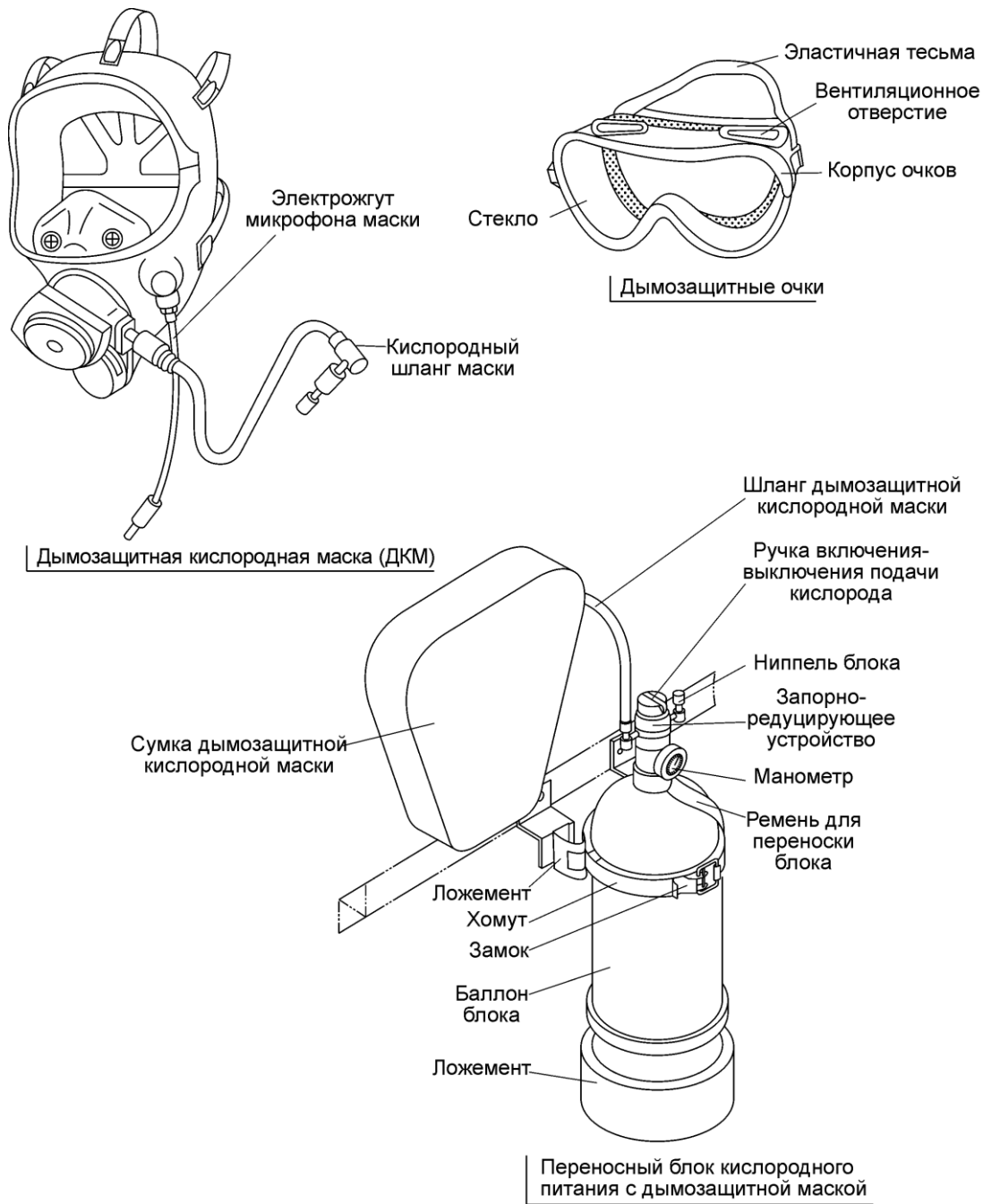
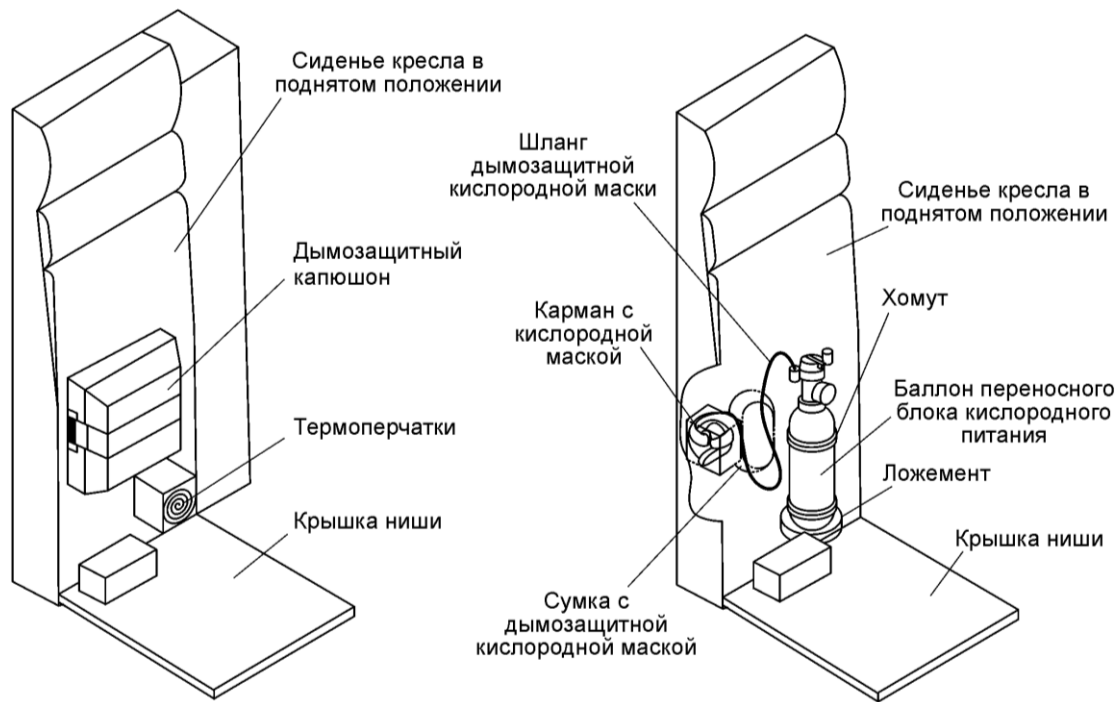
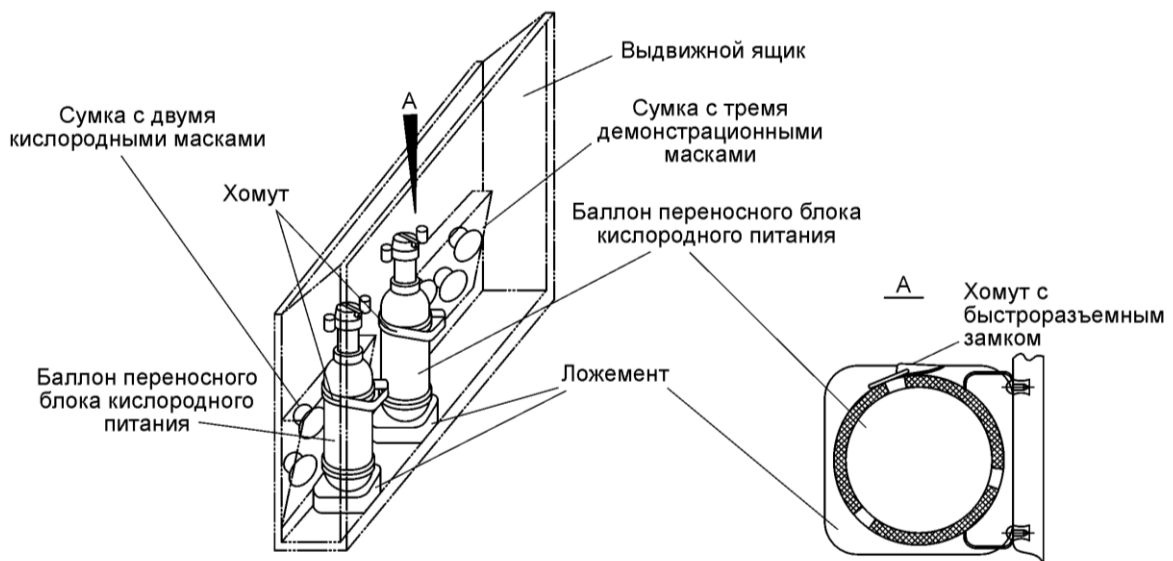


Рис. 42.2 Кислородное и дымозащитное оборудование экипажа



Варианты укомплектования кресел бортпроводников



В выдвижном ящике

Рис. 42.3 Переносные блоки кислородного питания бортпроводников и пассажиров

43 Аварийно-спасательное оборудование

Аварийно-спасательное оборудование самолета предназначено для спасения пассажиров, бортпроводников и членов летного экипажа в случаях вынужденной посадки самолета на сушу или на воду.

В составе аварийно-спасательного оборудования имеются:

- основное и вспомогательное аварийно-спасательное оборудование для эвакуации из самолета;
- дополнительное аварийно-спасательное оборудование.

Кроме того, в аварийно-спасательных целях используется часть наружного и внутреннего освещения, самолетное переговорное и громкоговорящее устройство, форточки кабины экипажа и привязные ремни кресел.

Основным оборудованием для эвакуации из самолета являются все восемь бортовых дверей пассажирской кабины, из которых передняя и средняя левые двери используются, кроме того, для входа в самолет и выхода из него в нормальных условиях эксплуатации, по этому их применению эти две двери называются входными, остальные аварийными. Конструкция входных и аварийных дверей однотипна.

Вспомогательное аварийно-спасательное оборудование для эвакуации из самолета:

- каждая из восьми бортовых дверей пассажирской кабины оборудована трап-плотом.
- над каждой из двух форточек кабины экипажа установлено по одному аварийно-спасательному канату.

Дополнительное аварийно-спасательное оборудование

Для проникновения личного состава спасателей в кабины самолета в том случае, когда изнутри не открыты выходы для эвакуации, на левом и правом бортах пассажирской кабины выделено по две зоны, которые обозначены на

наружной стороне обшивки фюзеляжа контрастно окрашенными уголками и надписями «CUT HERE IN EMERGENCY».

Вскрывается фюзеляж в этих местах личным составом отряда спасателей с применением технических средств отряда.

Для радиосвязи с поисковыми средствами и для обозначения радиомаяком места пребывания эвакуированных из самолета в составе аварийно-спасательного оборудования имеются одна аварийная радиостанция Р-855А1 МВ диапазона и два радиомаяка АРМ-406П и АРМ-406АС1.

Для оказания медицинской само- и взаимопомощи на самолете имеются две аптечки АБ-3 для экипажа и три медицинские аптечки АБ-100М для пассажиров.

Для подачи команд в процессе эвакуации из самолета и последующего лагерного пребывания имеются два электромегафона.

Для открывания заклинившихся дверей и разрушения остекления заклинившихся форточек установлен один аварийный топор. Для предохранения от падения за борт работающих у открытых бортовых дверей пассажирской кабины, у проема каждой двери имеется лента безопасности.

Для полетов над тропической, пустынной или арктической местностью на самолет вместо блоков снятых пассажирских кресел устанавливаются упаковки аварийного снаряжения на случай вынужденной посадки в соответствующих условиях.

Для спасения пассажиров и экипажа в случае вынужденной посадки на воду на самолете имеются аварийно-спасательные плавательные средства.

Для кратковременного поддержания на плаву эвакуирующихся из самолета на воду имеются спасательные жилеты, детские спасательные жилеты, детские спасательные люльки.

Для длительного поддержания на плаву эвакуированных из самолета на воду используются трап-плоты.

Спасательные плавательные средства выбирает и приобретает эксплуатант.

В аварийно-спасательных целях из состава других систем используются светосигнальные табло, освещение трапов и местности, на которую они опираются, самолетные переговорное и громкоговорящее устройства, привязные ремни кресел. Дверь из кабины экипажа в кабину пассажиров, которая оборудована запором и оптическим глазком. В случае не открытия бортовых дверей пассажирской кабины, для эвакуации используются обе форточки в кабине экипажа. На самолете имеются световые дорожки по проходам между креслами до аварийных выходов и самосветящиеся указатели.

Кресла бортпроводников у аварийных выходов комплектуются дымозащитным капюшоном. В нишах помещены термоперчатки, снаружи приставок связи закреплены переносные аккумуляторные фонари.

На нижней палубе в грузовом отсеке № 3 под его потолком между шпангоутами № 83 и 84 установлен локализатор энергии взрыва обнаруженного на самолете, изъятого и помещенного в локализатор террористического взрывного устройства с тротильным эквивалентом не более 0,5 кг – локализатор «Фонтан-3МК».

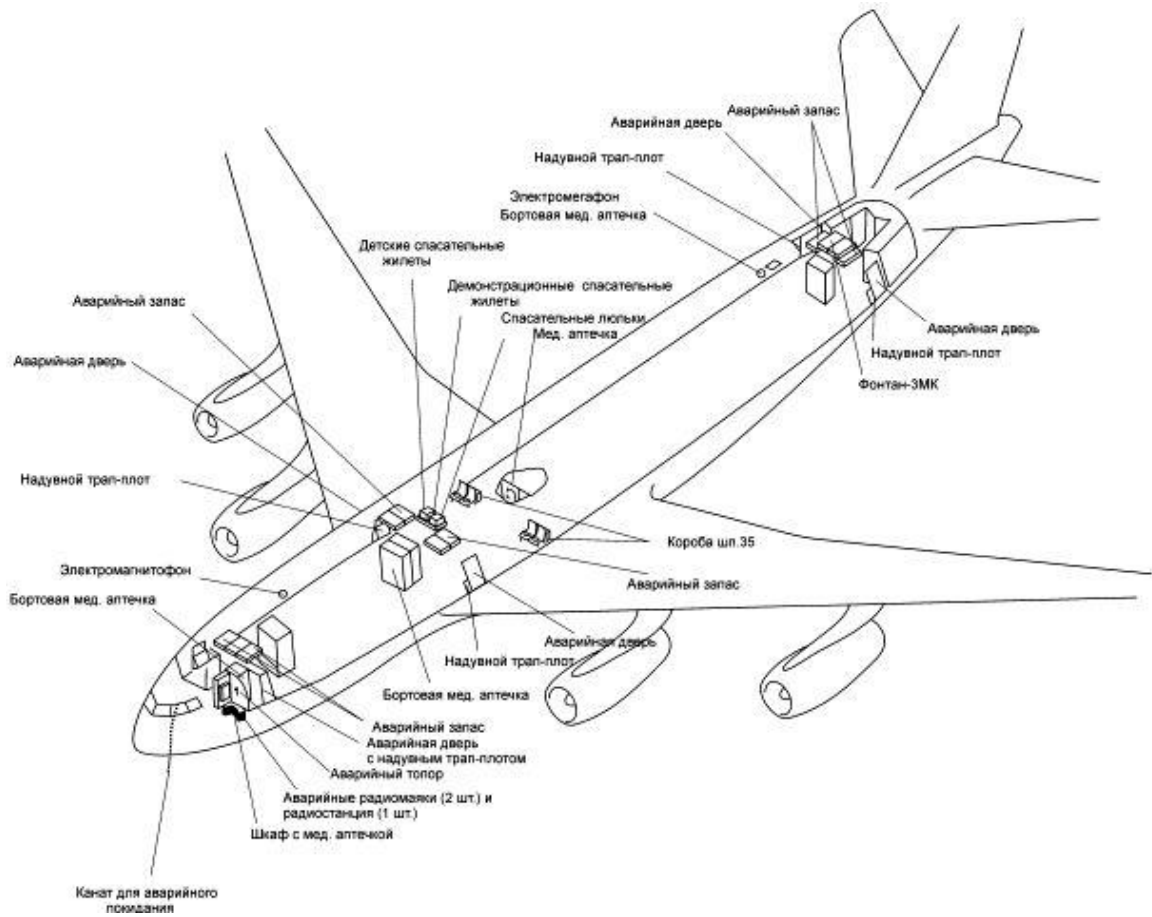


Рис. 43.1 Схема размещения АСО на самолете

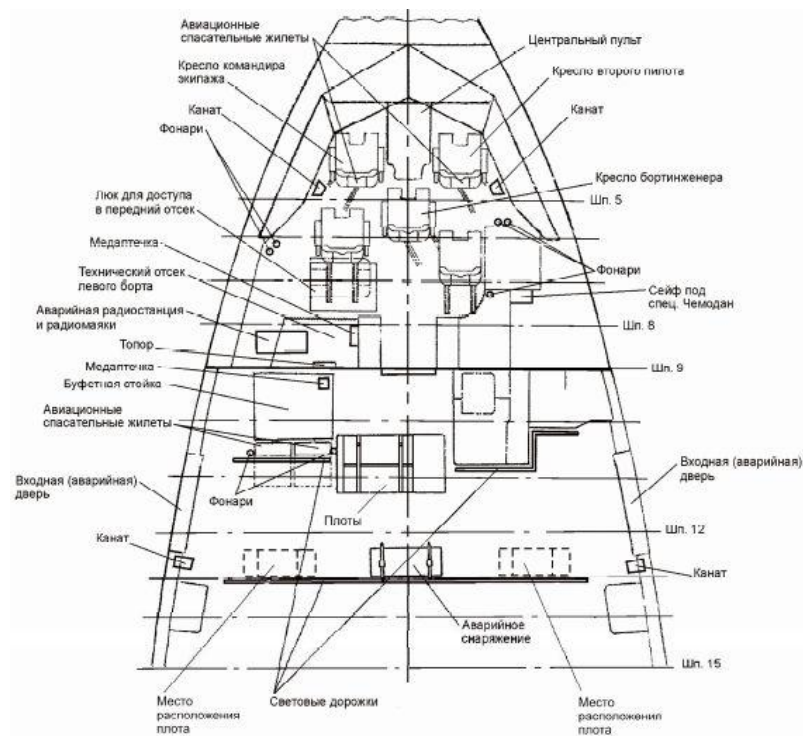


Рис. 43.2 Схема размещения АСО в кабине экипажа

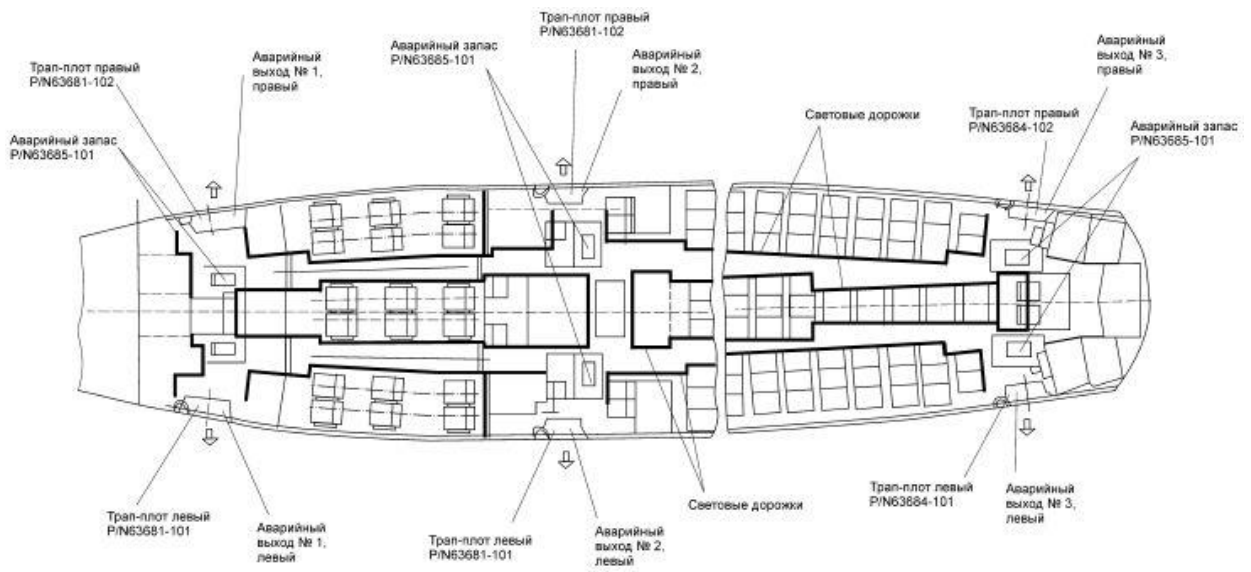


Рис. Схема размещения АСО в пассажирской кабине

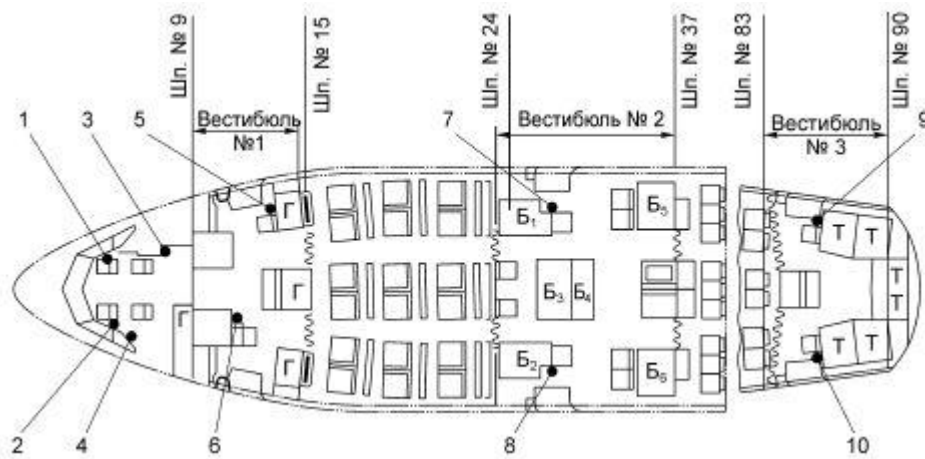


Рис. 43.3 Схема размещения АСО аварийных фонарей

44 Система послепродажного обеспечения эксплуатации и поддержания летной годности

В современных условиях, характеризующихся острой конкурентной борьбой на авиационном рынке при создании перспективных образцов авиационной техники одной из основных задач является разработка обоснованных требований к технике нового поколения, реализация которых, наряду с достижением высоких летно-технических и эксплуатационных характеристик, позволила бы минимизировать затраты на эксплуатационной стадии жизненного цикла летательного аппарата.

Принимая во внимание тот факт, что при интенсивной летной эксплуатации затраты на эксплуатационной стадии жизненного цикла летательного аппарата составляют более половины от общих расходов за жизненный цикл, экономическое обоснование требований к системе технического обслуживания и ремонта самолета, а также к его эксплуатационно-техническим характеристикам и ресурсным показателям позволит обеспечить существенное сокращение трудовых, материальных и финансовых затрат в процессе применения самолёта по назначению. Под стоимостью эксплуатации воздушного судна при это понимаются все виды материальных и финансовых средств, необходимых для поддержания в исправном состоянии, подготовки к применению и применения по назначению воздушного судна, то есть всех видов затрат на эксплуатационной стадии его жизненного цикла.

Самолет Ил-96-300, являющийся базовым, долгие годы находился в эксплуатации в Российских авиакомпаниях в настоящее время эксплуатируется в авиакомпании «Cubana de Aviacion S.A.» и ряде Госкомпаний РФ и опыт его эксплуатации представляет интерес.

Анализ результатов эксплуатации показал что:

- Степень надежности самолета Ил-96-300 и его систем соответствует зарубежному уровню, что позволило эксплуатировать его в ПАО «Аэрофлот» при суточном налёте до 14 часов.
- Эксплуатационные расходы самолета Ил-96-300 являются существенно (на ~20 %) меньшими, по сравнению с самолетом B767-300ER, за счет меньшей цены самолета.
- К концу эксплуатации самолетов Ил-96-300 в Авиакомпании «Аэрофлот» количество за год рейсов выросло в 3,6 раза и достигло величины 2506 одинарных рейсов.
- Процент исправности вырос с 43,7 % до 69,9 %.
- Простой при выполнении ТоиР сократился на 20 %.
- Количество съёмов с крыла авиационных двигателей ПС-90А сократилось на 45%.
- Был утверждён новый регламент ТОиР самолета Ил-96-300, который позволил снизить удельную трудоёмкость его обслуживания более чем на 20% и удельная трудоёмкость ТОиР самолёта Ил-96-300 составила 5,6 чел.ч/л.ч.

Всё изложенное было достигнуто успешной совместной деятельностью Разработчика, Изготовителя и Сервисных служб. Поэтому в основу дальнейшего совершенствования ТОиР и послепродажного обслуживания будут положены опыт поддержки эксплуатации самолета Ил-96-300, его модификации Ил-96-400Т и сложившаяся к настоящему времени кооперация участников в общей работе по поддержанию летной годности воздушных судов марки Ил.

Система технического обслуживания самолетов

Концепция технического обслуживания (ТО) - совокупность принятых принципов, правил и управляющих воздействий, методов технического

обслуживания, направленных на поддержание летной годности и надежности самолета.

Концепция ТО основывается на максимальном использовании запасов живучести конструкции планера, резервировании, дублировании и модульного построения функциональных систем и оборудования и на проведении необходимого (потребного) объема контрольных операций для оценки технического состояния и анализа изменения надежности.

Концепция ТО предусматривает эксплуатацию самолета по состоянию с выполнением объема работ по ТО, установленным Регламентом ТО.

Ресурс до первого ремонта и межремонтный ресурс (срок службы) для самолета Ил-96-400М не установлен. Взамен ремонта на самолете Ил-96-400М выполняются работы по определенной форме периодического обслуживания в соответствующий срок указанный в Регламенте, с целью определения его технического и коррозионного состояния и оценки возможности дальнейшей эксплуатации самолета.

Эксплуатационная технологичность

Эксплуатационная технологичность (ЭТ) характеризует приспособленность самолета к техническому обслуживанию и ремонту с минимальными затратами материальных, трудовых и временных ресурсов в ожидаемых условиях эксплуатации.

Основными направлениями повышения ЭТ являются:

- Сокращение объема и увеличение периода работ по техническому обслуживанию (ТО) за счет повышения надежности авиационной техники. В то же время, при установке на самолет элементов с ограниченным ресурсом (т.е. с невысокой надежностью) необходимо обеспечивать их максимальную эксплуатационную технологичность.

- Сокращение продолжительности и трудоемкости ТО за счет:

- обеспечение доступности, легкосъемности и взаимозаменяемости при ТО агрегатов планера и функциональных систем;

- сокращение трудозатрат на вспомогательные и подготовительные операции;
- обеспечение возможности одновременного выполнения (совмещения) большого количества операций ТО;
- обеспечение возможности автоматизированного обнаружения отказавшего конструктивно-съёмного блока КСБ в полете, хранения и передачи на землю информации об отказе.
- Оптимизацию и сокращение Регламента ТО с целью снижения объёмов ТО и сроков его выполнения на основе анализа данных эксплуатантов об отказах и неисправностях, накапливающихся в практике техобслуживания
- Корректировку и сопровождение графиков использования ВС при различных условиях эксплуатации.
- Корректировку и сопровождение перечней минимально допустимых неисправностей с целью максимально эффективного использования В.С.
- Разработку (по типу Ил-96-300 и Ил-96-400Т) главного перечня минимального состава оборудования для отправки самолета в рейс (ГПМО).
- Оптимизацию процесса ТО путем обеспечения реального необходимого числа персонала для выполнения конкретных задач.

Снижение удельной трудоемкости ТОиР в чел*час на летный час.

Плановое техническое обслуживание

Плановым техническим обслуживанием предусмотрено выполнение оперативного и периодического технического обслуживания.

Оперативное техническое обслуживание включает:

- работы по встрече самолета;
- работы по обеспечению стоянки самолета;
- форму «А - транзитную» («А1»);
- форму «А - базовую» («А2»);
- форму «Б»;

- работы по обеспечению вылета самолета.

Формы «А1», «А2» и «Б» являются формами по осмотру и обслуживанию планера и его систем, силовых установок, авиационного и радиоэлектронного оборудования.

Работы по осмотру и обслуживанию выполняются:

«А1»

- а) после каждой посадки самолета для обеспечения предстоящего полета, если не требуется выполнения более сложной формы техобслуживания;
- б) при очередной заправке самолета в процессе учебно-тренировочных полетов;
- в) повторно, перед полетом самолета, в случае переноса предыдущего запланированного полета на 12 часов и более;
- г) перед полетом самолета после периодического технического обслуживания.

«А2»

- а) перед полетом (после посадки) самолета в конечном или базовом аэропорту при планируемой стоянке 5 или более часов, если не требуется выполнения более сложной формы техобслуживания;
- б) после контрольного полета (облета);
- в) повторно, перед полетом самолета, в случае переноса предыдущего запланированного полета на 24 и более часов.

«Б»

- а) преимущественно в базовом аэропорту не реже 1 раза в 30 суток. При этом налет между соседними формами «Б» или периодическим обслуживанием и формой «Б» не должен превышать 275 часов;
- б) перед началом эксплуатации, после поступления самолета в авиапредприятие с завода-изготовителя или другого предприятия;

в) работы по оперативному обслуживанию двигателей ПС-90А, по форме «Б» выполняются без ограничения по календарному сроку с периодичностью не более 250 ± 50 летных часов наработки двигателей.

«Б четн» - при необходимости назначается форма «Б четн», выполняемая через форму «Б».

Работы по встрече выполняются непосредственно после каждой посадки при выполнении обычных рейсов и в случае очередной заправки топливом при выполнении учебно-тренировочных полетов. Работы по обеспечению стоянки – когда самолет принят от экипажа или при планируемой продолжительности стоянки самолета свыше 5 часов.

Работы по обеспечению вылета выполняются непосредственно перед каждым вылетом самолета:

- после выполнения на самолете работ по осмотру и обслуживанию (форм «А₁», «А₂» или «Б»);
- повторно при подготовке самолета к вылету в случае переноса предыдущего запланированного полета на время от одного до 12 часов.

Выполнение работ по осмотру и обслуживанию обеспечивает подготовленность самолета к полету с учетом последующего выполнения работ по обеспечению вылета:

- для формы «А1» в течение 12 часов;
- для форм «А2» и «Б» в течение 24 часов.

Работы по обеспечению вылета, встречи и стоянки являются общими для планера и систем, силовых установок, авиационного и радиоэлектронного оборудования.

Периодические формы (по налету планера в часах):

- форма «1» - через каждые (500 ± 50) часов налета;
- форма «2» - через каждые (1500 ± 50) часов налета;
- форма «3» - через каждые (3000 ± 50) часов налета;
- форма «4» - через каждые (20000 ± 1000) часов налета.

Отсчет выполнения дальнейшей формы «4» вести от фактической наработки выполнения предыдущей формы 4.

Периодические формы назначаются в зависимости от налета часов планера с начала эксплуатации самолета. Отсчет ведется от базовых цифр, кратных соответственно 500; 1500; 3000; 20000, не зависимо от того, с каким фактическим допуском производилось предыдущее периодическое техобслуживание.

При необходимости периодические формы «2», «3» и «4» могут выполняться поэтапным методом [через каждые (500 ± 50) часов налета, этапами равной трудоемкости или равной продолжительности].

В целях повышения исправности самолетов в летний период разрешается выполнять форму «2», «3», «4» с уменьшенной периодичностью. В таких случаях повышается удельная трудоемкость технического обслуживания и отсчет выполнения дальнейшей формы ведется не от базовых цифр, а от фактической наработки выполнения данного технического обслуживания.

Допускается выполнение увеличенных форм периодического технического обслуживания (по налету планера в часах):

- форма «1» – через каждые (1000 ± 50) часов налета;
- форма «2» – через каждые (3000 ± 50) часов налета;
- форма «3» – через каждые (20000 ± 1000) часов налета.

Отсчет выполнения дальнейшей формы «3» вести от фактической наработки выполнения предыдущей формы «3».

Условиями выполнения работ на ВСУ-10 с периодичностью 1000 ± 50 часов налета являются:

- участие в данных работах представителей изготовителя ВСУ-10;

- дополнительного проведения проверки технического состояния магнитных пробок по т/к 049.90.206 РЭ ВСУ-10 на каждой четной форме «Б» при наработке ВСУ-10 более 70 часов от предыдущего осмотра;
- проведение систематического контроля каждого полета по записям на МСРП параметров ВСУ-10 в соответствии с таблицей, приведенной на стр. 4 данного раздела. Примечание Рм берется с экрана КИСС при прогревом двигателе $T_m > 40^{\circ}\text{C}$.

Перед выполнением любой формы периодического технического обслуживания, имевшие место отказы за предшествующий этому техническому обслуживанию период, должны быть проанализированы по результатам обработки полетной информации МСРП-А-0,2.

Кроме оперативных и периодических форм технического обслуживания предусмотрено выполнение следующих видов технического обслуживания:

- календарное техническое обслуживание;
- техническое обслуживание при хранении самолета;
- техническое обслуживание при средней продолжительности полетов менее 5,0 часов;
- техническое обслуживание при выполнении учебно-тренировочных полетов;
- сезонное ТО;
- техническое обслуживание после особых случаев в полете или на земле (специальное техническое обслуживание).

При эксплуатации самолетов с относительно малым среднемесячным налетом их периодическое обслуживание производится по календарным срокам:

- по форме «1К» - через каждые 4 месяца ± 15 дней, если за данный период самолет налетал менее 110 часов;
- по форме «2К» - через каждые 12 ± 1 месяцев, если за данный период самолет налетал менее 500 часов;

- по форме «3К» - через каждые 24 ± 1 месяца, если за данный период самолет налетал менее 1500 часов;
- по форме «4К» - через каждые 48 ± 1 месяцев, если за данный период самолет налетал менее 3000 часов;
- по форме «5К» - через каждые 72 ± 1 месяцев, если за данный период самолет налетал менее 8000 часов.

При переводе самолета на обслуживание по календарным срокам календарный период исчисляется с начала эксплуатации для нового самолета, или от последней формы периодического технического обслуживания. Отсчет календарных периодов ведется от базовых сроков или от даты выполнения последнего технического обслуживания по форме «5К», кратных соответственно 4, 12, 24, 48, 72 месяцам.

Техническое обслуживание по календарным срокам включает работы по форме «Б».

При перерывах в летной эксплуатации самолета свыше 15 дней на самолете должно выполняться техническое обслуживание при хранении, которое состоит из следующих работ:

- работ по подготовке самолета к хранению;
- работ, выполняемых на самолете через каждые 10 дней, 30 дней, 3 месяца (в зависимости от срока хранения);
- работ по подготовке самолета к полетам после хранения.

При средней продолжительности полетов в период между периодическими формами менее 5,0 часов, а также при выполнении учебно-тренировочных полетов техническое обслуживание шасси, предкрылков, закрылков, тормозных щитков и интерцепторов следует производить не реже, чем:

- через каждые (100 ± 10) посадок в объеме формы «1»;
- через каждые (300 ± 10) посадок в объеме формы «2»;
- через каждые (600 ± 10) посадок в объеме формы «3»;

- через каждые (4000 ± 10) посадок в объеме формы «4».

При выполнении учебно-тренировочных полетов осмотр шасси следует производить после каждой посадки с учетом мер безопасности.

Самолет и его оборудование подлежат тщательному осмотру и проверке (дополнительно к очередной форме технического обслуживания) после любого из следующих особых случаев в полете или на земле:

- полета с превышением эксплуатационных перегрузок;
- грубой посадки;
- посадки с весом, большим максимального посадочного;
- воздействия на самолет атмосферного электрического разряда (по замечаниям экипажа или обнаружения следов воздействия на конструкцию и системы самолета, выявленных при обслуживании);
- попадания самолета в град;
- попадания самолета в пыльную бурю;
- прерванного взлета;
- полета с полностью или частично выпущенными шасси.

Результаты проверок должны быть оформлены техническим актом и записаны в формуляр самолета.

Сезонное техническое обслуживание выполняется при необходимости подготовки самолета к эксплуатации к весенне-летней навигации (ВЛН) или к осенне-зимней навигации (ОЗН). Перечень работ по подготовке самолета, его оборудования, средств наземного обслуживания, инструмента и приспособлений общего и специального назначения к смене сезонов уточняется и дополняется в зависимости от места и условий базирования.

Основные показатели системы ТОиР:

- Продолжительность транзитной стоянки должна составлять ~ 45 мин;

- Удельная суммарная трудоемкость с учетом плановых и ценовых работ должна составлять ~ 6 чел.ч./летний час.
- Суммарные простои на ТОиР не должны препятствовать достижению суточного налета 12-14 л.ч. и годового налета 4000 летн. час. При условии выполнения эксплуатантом требований ЭТД разработчика.

Главный конструктор

Терентьев
27.XI.17

В.И. Терентьев

Главный конструктор-начальник БЭП

Мартынов
27.11.17

И.А. Мартынов

Заместитель Главного конструктора

Мезенцев
22.11.17

С.Е. Мезенцев