

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ

Национальный авиационный университет

**С.С. Юцкевич, С.В. Хижняк**

**КОНСТРУКЦИЯ КОНКРЕТНОГО ТИПА ВОЗДУШНОГО  
СУДНА. САМОЛЕТ АН-140**

Киев 2013

УДК 629.735.02:629.735.035.3(075.8)

ББК О535.13.12я7

Ю948

*Рецензент:* *А.В. Бильчук* – директор департамента летной годности Государственной авиационной службы Украины;  
*Е.А. Сикорский* – канд. техн. наук, советник ГП «Завод 410 ГА»;  
*А.В. Баишта* – канд. техн. наук, доц. кафедры машиноведения Национального авиационного университета

*Утверждено методическим редакционным советом  
Национального авиационного университета  
(протокол № 7/13 от 14.11.2013 г.)*

Ю 948 **Юцкевич С.С., Хижняк С.В.**

**Конструкция конкретного типа воздушного судна. Самолет Ан-140** : учеб. пособ. / С. С. Юцкевич, С. В. Хижняк. – К. : НАУ, 2013. – 160 с.

В учебном пособии приведены основные летно-технические характеристики самолета Ан-140. Описаны конструкция планера, принцип построения и работа основных функциональных систем самолета.

Для иностранных студентов, которые обучаются по направлению 6.051101 «Авиа- и ракетостроение».

УДК 629.735.02:629.735.035.3(075.8)

ББК О535.13.12я7

Ю948

(с) Юцкевич С.С., Хижняк С.В., 2014

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	6
1. Общие сведения.....	7
1.1. Аэродинамическая компоновка.....	7
1.2. Летно-технические данные.....	9
1.3. Экипаж, пассажиры.....	12
1.4. Вопросы для самоконтроля.....	13
2. Фюзеляж.....	14
2.1. Общие сведения.....	14
2.2. Носовая часть фюзеляжа.....	16
2.3. Средняя часть фюзеляжа.....	18
2.4. Хвостовая часть фюзеляжа.....	21
2.5. Законцовка фюзеляжа.....	21
2.6. Двери, люки.....	22
2.7. Вопросы для самоконтроля.....	24
3. Крыло.....	25
3.1. Общие сведения.....	25
3.2. Кессон центроплана.....	27
3.3. Кессон отъемной части крыла.....	29
3.4. Вспомогательные конструкции крыла.....	32
3.5. Вопросы для самоконтроля.....	34
4. Оперение.....	35
4.1. Общие сведения.....	35
4.2. Конструкция стабилизатора.....	37
4.3. Конструкция киля.....	39
4.4. Конструкция форкиля.....	43
4.5. Вопросы для самоконтроля.....	45
5. Шасси.....	46
5.1. Общие сведения.....	46
5.2. Взаимодействие шасси с системами самолета.....	49
5.3. Описание конструкции опор шасси.....	50
5.4. Конструкция колес основной опоры шасси.....	54
5.5. Конструкция пневматической шины.....	57
5.6. Конструкция и работа амортизатора шасси.....	59
5.7. Вопросы для самоконтроля.....	62
6. Топливная система.....	63



6.1. Общие сведения.....	63
6.2. Размещение топлива.....	64
6.3. Система дренажа.....	66
6.4. Система выработки топлива.....	68
6.5. Элементы топливной системы.....	71
6.6. Вопросы для самоконтроля.....	74
7. Гидравлическая система.....	75
7.1. Общие сведения.....	75
7.2. Работа сети источников давления.....	76
7.3. Размещение элементов сети источников давления.....	82
7.4. Элементы гидравлической системы.....	84
7.5. Вопросы для самоконтроля.....	90
8. Система управления.....	91
8.1. Общие сведения.....	91
8.2. Система управления элеронами.....	94
8.3. Система управления рулем высоты.....	95
8.4. Система управления рулем направления.....	97
8.5. Система управления закрылками.....	99
8.6. Система управления интерцепторами.....	101
8.7. Конструкция командных органов управления.....	103
8.8. Конструкция рулевых поверхностей.....	108
8.9. Конструкция элементов механизации крыла.....	113
8.10. Конструкция триммера и триммера-сервокомпенсатора....	118
8.11. Вопросы для самоконтроля.....	119
9. Высотная система.....	120
9.1. Общие сведения.....	120
9.2. Система подготовки воздуха.....	121
9.3. Система охлаждения.....	124
9.4. Система распределение воздуха.....	128
9.5. Система обогрева подпольного пространства.....	129
9.6. Система автоматического регулирования давления.....	130
9.7. Система рециркуляции.....	131
9.8. Система автоматического регулирования температуры.....	133
9.9. Кислородное оборудование.....	134
9.10. Вопросы для самоконтроля.....	137
10. Противообледенительная система.....	138

10.1. Природа обледенения и ее влияние на летательный аппарат.....	138
10.2. Противообледенительная система: основные сведения	139
10.3. Подсистемы противообледенительной системы.....	140
10.4. Вопросы для самоконтроля.....	149
11. Пожарное оборудование.....	150
11.1. Общие сведения.....	150
11.2. Функции пожарного оборудования.....	150
11.3. Система пожаротушения.....	151
11.4. Система аварийного пожаротушения.....	154
11.5. Система пожаротушения в кабинах самолета.....	154
11.6. Система пожарной сигнализации багажно-грузовых отсеков.....	156
11.7. Вопросы для самоконтроля.....	158
Список литературы.....	159

## ВВЕДЕНИЕ

Турбовинтовой региональный самолет Ан-140 разработан Авиационным научно-техническим комплексом им. О.К. Антонова (АНТК "Антонов", Украина) в середине 1990-х гг. для замены флота авиалайнеров Ан-24 и Як-40, чьи летно-технические и экономические характеристики перестали отвечать современным требованиям.

Этапы разработки самолета Ан-140:

1993 год - начало разработки в АНТК "Антонов" нового регионального самолета.

1997 год, 17 сентября - первый полет опытного образца самолета Ан-140.

1999 год, 11 октября - первый взлет серийного самолета Ан-140 производства Харьковского государственного авиационного производственного предприятия (ХГАПП).

В 2000 году по итогам тестовой эксплуатации конструкция самолета была доработана - удлинено крыло и увеличена дальность полета. Новая модификация получила название Ан-140-100. Выданы Сертификат Авиационного регистра Межгосударственного авиационного комитета (АР МАК) одобрения производства самолета Ан-140 на ХГАПП и Сертификаты типа на самолет Ан-140-100 АР МАК и Государственным департаментом авиационного транспорта Украины.

2001 год - начало серийного выпуска самолета Ан-140 на ХГАППи регулярной эксплуатации.

2002 год - первые серийные Ан-140-100 вышли на воздушные линии.

В настоящее время самолет производится в Украине, России и Иране (где он получил название ИрАн-140) и эксплуатируется рядом авиакомпаний этих стран.

Самолет может изготавливаться двух типов: Ан-140 и Ан-140-100 (с удлиненным крылом).

## 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет типа Ан-140-100 предназначен для перевозки пассажиров, багажа, почты и грузов на региональных и ближних магистральных авиалиниях с возможностью эксплуатации как на искусственных, так и на грунтовых взлетно-посадочных полосах (рис. 1.1).

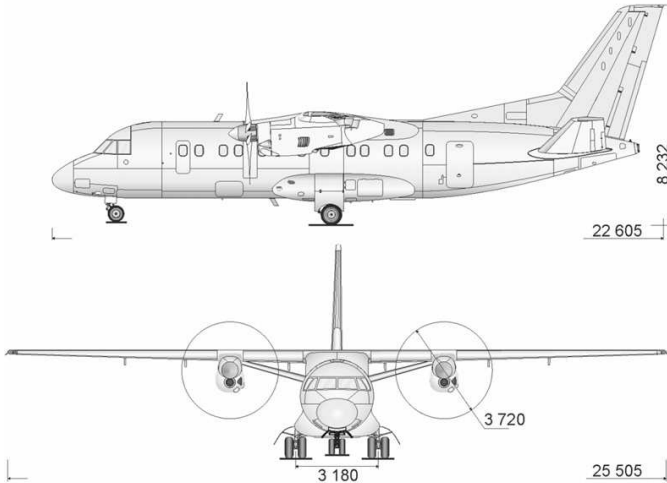


Рис.1.1. Общая схема самолета Ан-140-100

### 1.1. Аэродинамическая компоновка

Самолет представляет собой свободнонесущий моноплан с высококорасположенным прямым крылом большого удлинения трапецевидной формы в плане, однокилевым оперением с неподвижным стабилизатором, установленным на фюзеляже.

Силовая установка включает два турбовинтовых двигателя, расположенных в мотогондолах под крылом.

Воздушный винт – тянущий, шестилопастной, флюгерно-реверсивный.



Вспомогательная силовая установка – газотурбинный двигатель, расположенный в специальном отсеке хвостовой части фюзеляжа.

Шасси самолета – трехопорное, убирающееся в полете с передней опорой.

Основные геометрические данные и весовые характеристики самолета представлены в табл. 1.1 и табл.1.2.

*Таблица 1.1*

**Основные геометрические данные**

Наименование параметра	Модификация самолета	
	Ан-140	Ан-140-100
1	2	3
Длина самолета, м	22,605	22,605
Размах крыла, м	24,505	25,505
Высота (пустого самолета), м	8,225	8,225
Диаметр фюзеляжа, м	2,82	2,82
База шасси, м	8,125	8,125
Колея шасси, м	3,180	3,180
Размах горизонтального оперения, м	9,126	9,126
Длина фюзеляжа, м	21,57	21,57
Длина транспортной кабины, м	14,51	14,51
Объем транспортной кабины, м <sup>3</sup>	95	95
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	55	56,36
Входная дверь, мм	914x1680	914x1680
Грузовая дверь, мм	985x1290	985x1290
Служебная дверь, мм	622x1290	622x1290
Люк подпольного багажного отсека, мм	500x1012	500x1012
Бортовой аварийный люк, мм	1186x510	1186x510
Верхний аварийный люк, мм	510x510	510x510

Продолжение таблицы №1

1	2	3
Максимальная ширина транспортной кабины, м	2,6	2,6
Ширина транспортной кабины по полу, м	2,284	2,284
Высота транспортной кабины, м	1,9	1,9

Таблица 1.2

**Основные весовые данные**

Наименование параметра	Модификация самолета	
	Ан-140	Ан-140-100
Максимальный рулежный вес, кгс	21100	21600
Максимальный взлетный вес, кгс	21000	21500
Максимальный посадочный вес, кгс	21000	21500
Вес пустого самолета, кгс	12710	12810
Максимальный вес снаряженного самолета, кгс	19100	19200
Максимальный вес коммерческой нагрузки, кгс	6000	6000
Максимальный вес заправляемого топлива (удельный вес $\gamma=0,775$ кг/см <sup>3</sup> ), кгс	4370	4440
Вес снаряжения, кгс	400	400

**1.2. Летно-технические данные**

**Ожидаемые условия эксплуатации**

Температура воздуха у земли -55° ... +45°С.

Максимальные составляющие скорости ветра у земли при взле-

те и посадке:

- встречная составляющая - 30 м/с;
- попутная составляющая - 5 м/с;
- боковая составляющая (искусственная взлетно-посадочная полоса, коэффициент сцепления колес  $\mu \geq 0,6$ ) - 15 м/с.

Минимум для посадки – 1 категория ICAO (Международной организации гражданской авиации).

### ***Эксплуатационные факторы***

Максимальная высота аэродрома над уровнем моря - 2500 м.

Типы взлетно-посадочных полос: с искусственным и грунтовым покрытием.

Прочность грунтовой взлетно-посадочной полосы - не менее 6 кг/см<sup>2</sup>.

Минимальные размеры взлетно-посадочной полосы - 40x1350 м.

Предельно допустимые центровки (расположения центра масс самолета относительно начала средней аэродинамической хорды (САХ) крыла):

- передняя – 18%;
- задняя – 32%.

Взлетные и посадочные характеристики самолета при стандартных условиях показаны на рис. 1.2. Термины представлены в соответствии с правилами ICAO: TOW (англ. Take-Off Weight) - взлётный вес; ISA (англ. International Standart Atmospere) - Международная стандартная атмосфера (MCA); SL (англ. Sea Level) - уровень моря.

### ***Особенности применения самолета***

Разрешается выполнение полетов: по правилам визуального полета и полета по приборам, днем и ночью, по внутренним и международным воздушным трассам, над равнинной и горной местностью, над труднодоступными и малонаселенными районами, большими водными пространствами, в диапазоне от 55° южной широты до 70° северной широты.

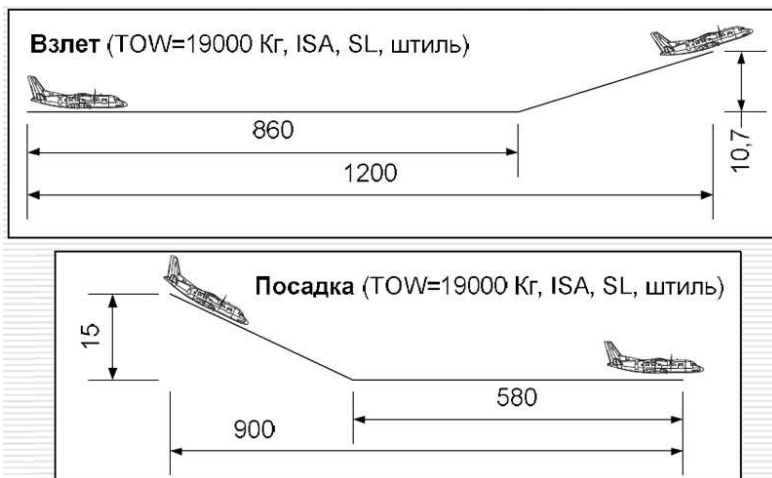


Рис. 1.2. Взлетно-посадочные дистанции самолета

### *Эксплуатационные данные*

Крейсерская скорость - 460 – 540 км/ч

Рабочий потолок - 7200 м

Максимальная высота полета – 7600 м

Максимальное число  $M_{\max \text{ } \varnothing} = 0,50$  ( $H > 5920$  м)

Максимальная скорость во взлетной конфигурации – 305 км/час.

Максимальная скорость в посадочной конфигурации – 275 км/час.

Перегрузки (min-max):

- с убранной механизацией  $n_{y \text{ пред.}} = 0 - 2,5$ ;
- с выпущенной механизацией  $n_{y \text{ пред.}} = 0 - 2,0$

Максимальные углы крена:

- набор высоты, крейсерский полет, снижение до  $H \geq 200$  м, полет по кругу –  $30^\circ$ ;
- взлет, полет на одном двигателе, полет в турбулентной атмосфере, экстренное снижение, посадка -  $15^\circ$

Необходимая длина ВПП (ISA,  $H = 0$ ) - 860 м

Удельный расход топлива - 24.4 г/пасс.-км (для Ан-140-100)

Часовой расход топлива - 560 кг/час

Перегоночная дальность - 3700 км

Практическая дальность полета самолета показана на рис. 1.3.

### 1.3. Экипаж, пассажиры

Минимальный состав экипажа:

- командир воздушного судна – 1;
- второй пилот – 1;
- бортпроводник – 1.

Максимальное число пассажиров – 52 человека.

В кабине экипажа предусмотрено место для проверяющего или сопровождающего.

На рис. 1.4 представлены варианты компоновки самолета.

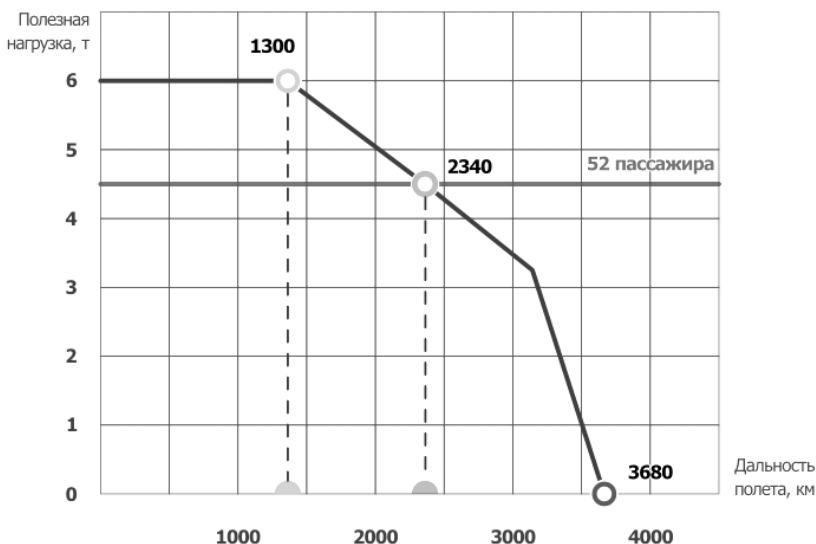


Рис. 1.3. Диаграмма «груз-дальность» для различных вариантов использования самолета

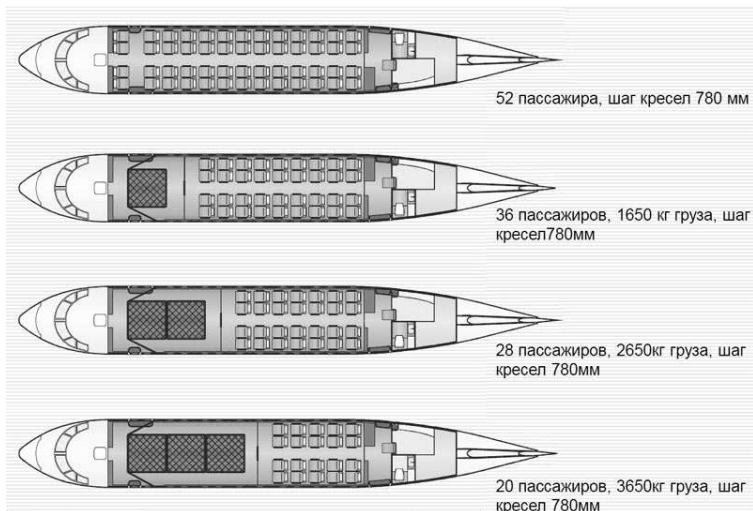


Рис. 1.4. Варианты компоновки самолета

### 1.4. Вопросы для самоконтроля

1. Опишите назначение самолета.
2. Что представляет собой аэродинамическая компоновка самолета?
3. Перечислите основные летно-технические характеристики самолета.
4. В чем заключается отличие самолета Ан-140 от Ан-140-100?
5. Как зависит дальность полета от коммерческой нагрузки?
6. Какие существуют варианты компоновки самолета?

## 2. ФЮЗЕЛЯЖ

### 2.1. Общие сведения

Фюзеляж самолета типа Ан-140 выполнен по полумонококовой конструкции и состоит из работающей обшивки, подкреплённой поперечным и продольным силовым набором. Работающая обшивка является непрерывной опорой для этого силового набора, обеспечивает не только создание удобообтекаемой аэродинамической формы, но и воспринимает все виды нагрузок, которые действуют на фюзеляж. Поперечный силовой набор состоит из нормальных, силовых и усиленных шпангоутов. Нормальные шпангоуты обеспечивают образование форм поперечных сечений фюзеляжа и являются опорой для продольного силового набора и обшивки. Силовые шпангоуты обеспечивают передачу сосредоточенных сил (от узлов крепления крыла, оперения и т.п.) на работающую обшивку в виде распределенных усилий. Усиленные шпангоуты окантовывают вырезы в панелях обшивки под двери и люки. Продольный силовой набор – стрингеры и балки (усиленные стрингеры). Фюзеляж длиной 21,57 м в поперечном сечении имеет круглую форму с диаметром миделя 2,82 м. Мидель (миделевое сечение) – это наибольшее по площади поперечное сечение тела, движущегося в воздухе. Фюзеляж имеет три технологических разъёма, которые условно делят его на носовую, среднюю, хвостовую части и законцовку.

В фюзеляже самолета находятся кабина экипажа, пассажирская кабина, включающая пассажирский салон и служебные помещения (бытовой и багажно-грузовой отсеки), отсек вспомогательной силовой установки (ВСУ). Под полом фюзеляжа размещены багажно-грузовой и технический отсеки, отсеки передней и основных опор шасси (рис. 2.1).

Часть фюзеляжа самолета, в которой находятся люди, выполнена герметичной. Эта зона ограничена шпангоутами № 1...38. Кабина экипажа расположена между шпангоутами № 1...7.

Пассажирский салон - между шпангоутами № 7...30. За пассажирским салоном до шпангоута № 38 находятся служебное поме-

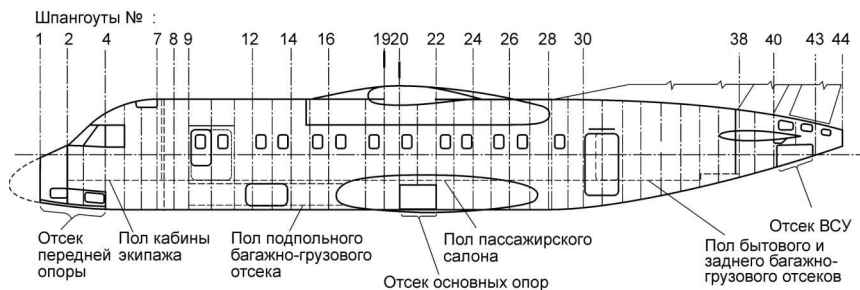


Рис.2.1. Схема фюзеляжа самолета Ан-140

шение (кухня), туалет и задний багажно-грузовой отсек.

В средней части фюзеляжа, между шпангоутами № 19...22 расположен центральный силовой отсек. В его зоне осуществляется крепление к фюзеляжу крыла и стоек основных опор шасси.

В законцовке фюзеляжа, между шпангоутами № 38...40 расположен силовой отсек крепления оперения самолета. Для доступа в отсек, в нижней части фюзеляжа, имеется эксплуатационный люк. За шпангоутом № 40 расположен отсек ВСУ со створками и эксплуатационными люками.

Продольный силовой набор состоит из отдельных панелей обшивки с приклепанными стрингерами (рис.2.2).

Стыки панелей расположены по стрингерам № 7, 15, 28. В зоне этих стрингеров расположены и стыки нормальных шпангоутов, что дает возможность установить их части на панели. Нумерация стрингеров осуществляется снизу влево и вправо. Вверху, по оси самолета, установлен стрингер № 34.

Силовые шпангоуты поперечного силового набора № 1, 4 (зона под полом кабины экипажа) и 38 выполнены герметическими и воспринимают избыточное давление воздуха в этой части фюзеляжа.

Силовые шпангоуты № 19 и 22 в верхней части имеют узлы для крепления центроплана крыла, а в нижней части шпангоутов № 20 и 22 находятся узлы крепления опор основного шасси. Силовые шпангоуты № 38 и 40 имеют узлы для крепления оперения самолета.



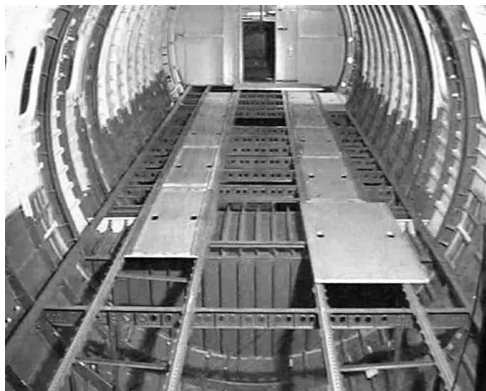


Рис.2.2. Продольный силовой набор фюзеляжа

Усиленные шпангоуты №№ 3, 9, 12, 14, 21, 30, 32, 41, 42 окантовывают вырезы в панелях обшивки под двери и люки. Шпангоуты № 41 и 42 дополнительно усилены накладками для крепления ВСУ и агрегатов системы управления самолетом.

## 2.2. Носовая часть фюзеляжа

В носовой части фюзеляжа расположены обтекатель, выполненный из радиопрозрачного материала, прикрывающий радиолокационную станцию, кабина пилотов, под которой находится ниша передней опоры шасси, закрывающейся двумя большими и двумя малыми створками трехслойной конструкции с сотовым наполнителем и обшивкой из композиционных материалов. Внизу имеется также отсек для оборудования с люком на обшивке.

Исходя из технологических соображений носовая часть фюзеляжа собирается из верхней и нижней частей. В верхней части размещены кабина пилотов, остекленный фонарь и верхний аварийный люк. Нижняя часть включает полы кабины пилотов, нишу передней опоры шасси и отсек для оборудования.

Фонарь кабины пилотов установлен между шпангоутами № 2...5 и представляет собой ферму, сваренную из стальных фре-

зерованных и штампованных из листов профилей, соединенных между собой накладками.

Остекление фонаря выполнено двумя типами стекол (рис.2.3). Лобовые стекла состоят из двух силикатных птичестойких стекол толщиной 15 мм с клеенным между ними прозрачным пленочным обогревателем и покровного стекла толщиной 5 мм. Стекла вмонтированы в ферму снаружи с целью восприятия аэродинамических нагрузок набегающего воздушного потока.

Стекла сдвижных форточек левого и правого пилотов и задние стекла выполнены из органического стекла АО-120, которые устанавливаются в фонарь изнутри – тем самым обеспечивается плотное прилегание стекол к ферме от действия избыточного давления в герметической кабине экипажа.

В нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 1 и 4 расположены продольные клепаные балки, образующие боковые стенки отсека передней опоры шасси, а в нижней части шпангоута № 4 по оси самолета установлен замок, удерживающий переднюю опору шасси в выпущенном положении. Нагрузка с замка передается на обшивку фюзеляжа при помощи балок, расположенных вдоль стрингера №1 между шпангоутами № 4 ... 6.



Рис. 2.3. Фонарь самолета и верхний аварийный люк кабины экипажа

Панели носовой части фюзеляжа представляет собой гнутые по контуру фюзеляжа обшивки с приклепанными катанными из листового материала стрингерами «Z»-образного поперечного сечения. Стыки панелей в продольном и поперечном направлениях (по стрингерам и по шпангоутам) выполнены клееклепаным способом.

На верхней панели между шпангоутами № 5...7 расположен аварийный люк для членов экипажа. Вырез в обшивке окантован подкладным листом.

От пассажирской кабины кабина пилотов отделена металлической перегородкой с дверью, установленной на шпангоуте № 7 (рис. 2.4).

### 2.3. Средняя часть фюзеляжа

Средняя часть фюзеляжа расположена между шпангоутами № 8...28. В ней расположены пассажирская кабина и подпольный багажно-грузовой отсек.

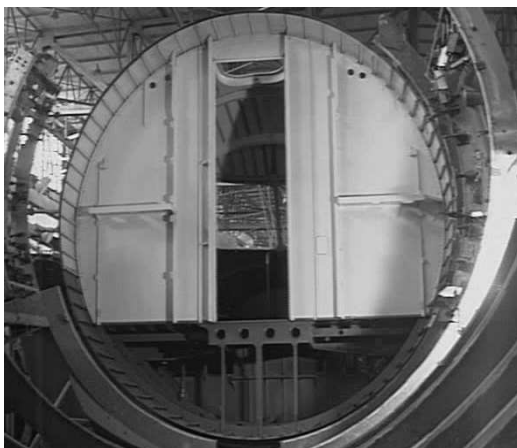


Рис. 2.4. Шпангоут №7 (вид сзади)

С левой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 9...10 установлен боковой аварийный люк. По правому борту, между шпангоутами № 9...11, расположена грузовая дверь с двумя иллюминаторами, которая также является аварийным выходом. По левому борту между шпангоутами № 12...14 ниже уровня пола пассажирской кабины установлен люк подпольного багажно-грузового отсека.

В нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 18 и 25, установлена центральная продольная балка, которая совместно с обтекателями основных опор шасси образует нишу для их размещения.

Продольный силовой набор состоит из панелей: верхних (передней и задней), боковых, центральных и задних (правых и левых). В плоскостях вращения воздушных винтов для защиты металлических конструкций фюзеляжа от действия акустических нагрузок применено защитное покрытие из органопластика толщиной 1,5 мм, установленного на резиновых прокладках.

Центроплан крыла крепится к верхним частям силовых шпангоутов № 19 и 22, выполненными из фрезерованных алюминиевых штамповок. В нижней части фюзеляжа на силовые шпангоуты № 20 и 22 навешиваются опоры основных стоек шасси.

Нормальные шпангоуты «Z»-образного поперечного сечения выполняются в виде гнутых из алюминиевого листа профилей, отдельные части которых стыкуются при сборке (рис. 2.5 а). Для прохода стрингеров в нормальных шпангоутах выполняются просечки (рис. 2.5 б).

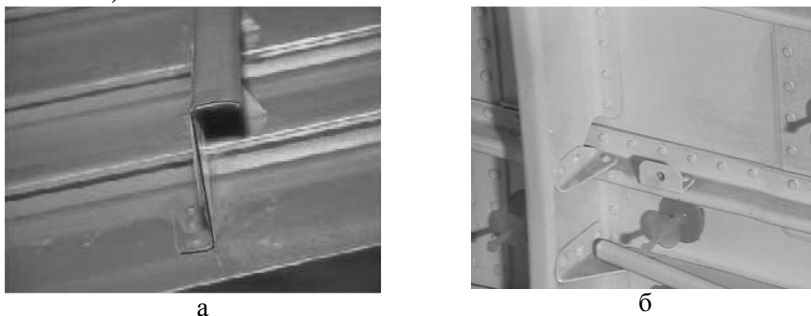


Рис.2.5. Шпангоут «Z»-образного сечения (а) с просечкой для прохода стрингера (б)

Вырез в обшивке фюзеляжа под центроплан крыла окантован с обоих бортов подцентроплановыми балками уголкового сечения. Балки выполнены из алюминиевого листа толщиной 2 мм методом размерного травления. Балки крепятся к фюзеляжу болтами и заклепками, с кронштейнами центроплана – болтами-заклепками.

Снизу по оси симметрии самолета, между шпангоутами № 17...26 установлена центральная балка, которая воспринимает силы сжатия между носовой и хвостовой частями фюзеляжа.

На боковых панелях между шпангоутами № 9 и 28 размещены иллюминаторы прямоугольной формы со скругленными углами. С целью экономии веса иллюминаторы сделаны по два в блоке (рис. 2.6).

Обшивка фюзеляжа в местах вырезов под иллюминаторы усилена приклеенными изнутри подкладными листами. Вокруг вырезов приклепаны штампованные чашки.

Иллюминатор представляет собой блок, состоящий из двух органических стекол, заклеенных по периметру резиновым обтюратором. Между наружным и внутренним стеклами образована герметичная полость, которая для предотвращения запотевания стекол заполнена осушенным воздухом.

С целью выполнения требований по обеспечению нормируемых значений по шуму в кабинах самолета наружные стекла иллюминаторов выполняются различной толщины - 5, 8 и 12 мм.



Рис. 2.6. Исполнение вырезов под иллюминаторы

Каркас пола силовой, представляет собой поперечные балки по шпангоутам и четыре продольных рельса для крепления пассажирских кресел.

Над нишей основных опор шасси пол выполнен в виде герметичного настила.

## **2.4. Хвостовая часть фюзеляжа**

Хвостовая часть фюзеляжа размещается между шпангоутами № 28...38 и предназначена для размещения служебного помещения (кухни), туалета и заднего багажно-грузового отсека.

Между шпангоутами № 30...32 по левому борту размещена входная дверь-трап. В этой зоне в полу пассажирской кабины также образована герметическая ниша, в которой размещены узлы и механизмы навески входной двери-трапа. Для загрузки бортового питания для пассажиров и багажа с правой стороны напротив входной двери-трапа размещена служебная дверь, которая, как и входная дверь-трап, является также аварийным выходом.

Продольный силовой набор хвостовой части фюзеляжа состоит из панелей и рельсов пола пассажирской кабины. Конструкция панелей выполнена по типу панелей средней части фюзеляжа.

Каркас пола хвостового отсека выполняется из поперечных балок шпангоутов и продольных рельсов. В силовую схему включена конструкция герметической ниши.

## **2.5. Законцовка фюзеляжа**

Законцовка фюзеляжа негерметическая, в ней между шпангоутами № 38...40 находится силовой отсек для крепления оперения самолета, а за шпангоутом № 40 размещается отсек ВСУ и агрегаты системы управления рулем направления и рулем высоты. Створки отсека ВСУ выполнены из стеклопластика с рифтами из

пенополиуретана и в закрытом положении крепятся друг с другом натяжными замками. На шпангоуте № 44 установлено выхлопное сопло ВСУ.

Шпангоут № 38 выполнен в виде плоской герметичной стенки, подкрепленной профилями и включает в себя узлы навески вертикального оперения (киля), горизонтального оперения (стабилизатора) и нижний силовой пояс.

Шпангоут № 40 воспринимает нагрузки от стабилизатора и кия и состоит из верхней и нижней частей. Верхняя часть представляет собой штампованную алюминиевую стенку с приливами для стыка с килем и стабилизатором. Нижняя часть ограничивает отсек ВСУ и состоит из титановых стенок, обода, набора горизонтальных профилей и вертикальных стоек.

Вдоль отсека размещена противопожарная перегородка, выполненная из титана. Для доступа воздуха к агрегату в перегородке выполнено отверстие.

## **2.6. Двери, люки**

На самолете установлены: входная дверь-трап, багажная дверь, боковой аварийный люк, служебная дверь, аварийный люк кабины экипажа, люк подпольного багажно-грузового отсека, дверь пилотской кабины, грузовая дверь, дверь в туалет (рис. 2.7).

Дверь-трап оснащена встроенными ступенями, поручнями и опорным колесом, а также оборудована механизмом запираения и механизмом двери. Поворот ступеней, поручней и опорного колеса при закрытии и открытии двери-трапа производится механизмом двери. Дверь-трап открывается наружу вручную наружной или внутренней ручками, приподнимаясь вверх, отходя от опорных площадок и поворачиваясь вокруг горизонтальной оси под действием собственного веса, демпфирование осуществляется двумя гидравлическими цилиндрами. Закрытие двери-трапа осуществляется этими же гидравлическими цилиндрами от линии нагнетания гидравлической системы самолета.

Крышка бокового аварийного люка может быть снята как изнутри, так и снаружи и только во внутрь фюзеляжа. Грузовая и служебная двери (рис. 2.8.) открываются наружу и могут быть открыты наружной или внутренней ручками. Крышка люка подпольного багажно-грузового отсека открывается во внутрь отсека. Дверь-трап, служебная и грузовая двери, а также боковой аварийный выход оснащены системой сигнализации незакрытого состояния.

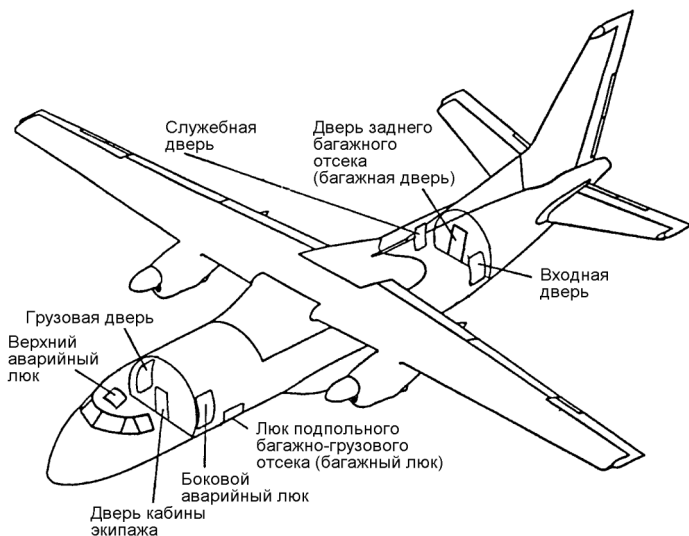


Рис.2.7. Схема размещения дверей и люков



а



б

Рис. 2.8. Служебная (а) и грузовая (б) двери



## 2.7. Вопросы для самоконтроля

1. По какой конструкции выполнен фюзеляж самолета?
2. Из чего состоит силовой набор фюзеляжа?
3. Какие кабины и отсеки находятся в фюзеляже самолета?
4. Какие отсеки самолета являются герметичными и почему?
5. Из каких элементов состоит каркас фюзеляжа? Их назначение.
6. Опишите особенности конструкции фюзеляжа в местах различных вырезов.
7. Перечислите и охарактеризуйте типы шпангоутов фюзеляжа.
8. Опишите конструкцию фонаря кабины пилотов и остекления пассажирской кабины.
9. Укажите назначения различных дверей самолета и их конструктивные особенности.

## 3. КРЫЛО

### 3.1. Общие сведения

Крыло самолета – высокорасположенное, свободнонесущее, прямолинейной формы в плане на участке между нервюрами №3 и трапецевидной формы на участке от нервюра №3 до законцовок. Внешние обводы крыла по сечениям образованы набором аэродинамических профилей различной толщины. Поперечное  $V$  крыла (угол между плоскостью хорд крыла и поперечной осью самолета) прямое, т.е. концы крыла приподняты вверх, равно  $+1^\circ$ . Прямое поперечное  $V$  способствует увеличению поперечной устойчивости самолета.

Крыло установлено на фюзеляже по схеме верхнеплана и при помощи четырех узлов крепится к силовым шпангоутам №19 и №22 фюзеляжа. На крыле установлены два турбовинтовых двигателя. Крыло имеет механизацию: закрылки, элероны, интерцепторы (рис.3.1).

При выпуске закрылков увеличивается кривизна профиля крыла и, следовательно, увеличивается и подъемная сила. Возросшая подъемная сила позволяет самолету лететь без сваливания при меньшей скорости. Таким образом, снижаются взлётная и посадочная скорости, взлётные и посадочные дистанции. При посадке самолета выпуск закрылков приводит к увеличению аэродинамического сопротивления крыла, что способствует эффективному торможению самолета при пробеге.

Элероны обеспечивают крен самолёта, при этом элероны отклоняются дифференциально, то есть в противоположные стороны: для крена самолёта вправо правый элерон поворачивается вверх, а левый — вниз; и наоборот. Расположенные на элероне триммер и сервокомпенсатор служат для регулирования усилий на органах управления самолетом, идущих от управляющей поверхности.

Интерцепторы — поверхности на верхней части крыла, отклоняемые автоматически вверх при отказе двигателя. Интерцепторы отклоняются на той части крыла, где нет отказа двигателя. В ре-

в результате отклонения интерцептора происходит уменьшение подъемной силы и крена самолета в сторону отказавшего двигателя, а также обеспечивается его поперечная управляемость.

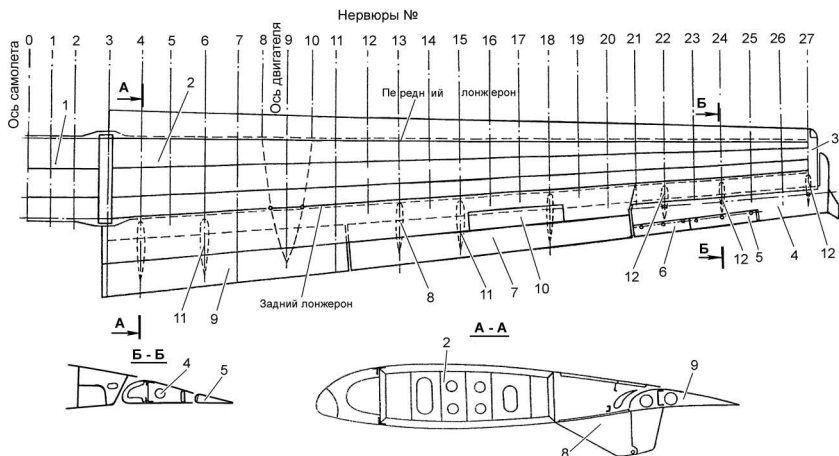


Рис. 3.1. Общий вид крыла

1 – центроплан; 2 – отъемная часть; 3 – законцовка; 4 – элерон; 5 – сервокомпенсатор; 6 – триммер элерона; 7 – закрылок (секция № 2); 8 – обтекатель механизма навески закрылков; 9 – закрылок (секция № 1); 10 – интерцептор; 11 – обтекатель подъемника закрылка; 12 – обтекатель кронштейнов навески элерона.

По размаху крыло делится на центроплан и две отъемные части (ОЧК).

Конструктивно крыло состоит из частей:

- носовой;
- кессонной;
- хвостовой.

Кессонная часть является силовой частью крыла и состоит из продольного и поперечного силовых наборов.

Продольный силовой набор состоит из:

- переднего и заднего лонжеронов;
- верхней и нижней панелей.

Поперечный силовой набор – из набора нервюр.

В кессонах ОЧК, между нервюрами №3...25, размещается весь запас топлива, поэтому стыки ОЧК в кессонах выполнены герметичными.

Центроплан и ОЧК соединены между собой фланцевыми стыками.

Поверхности управления самолетом расположены на крыле вдоль заднего лонжерона. В хвостовой части крыла имеются двухцелевые (с фиксированным дефлектором) поворотные закрылки. Первая секция закрылков расположена между нервюрами №3...11, вторая – между нервюрами №11...21. Интерцепторы расположены в районе нервюр №16...18. Элерон с роговой и осевой компенсацией расположен от нервюры №21 до законцовки крыла.

Роговой компенсатор - это часть элерона, вынесенная перед его осью вращения и расположенная у его края. Осевая компенсация представляет собой часть элерона, расположенную впереди оси вращения по всей его длине. Таким образом, нагрузка, действующая на компенсатор, дает относительно оси вращения момент, противоположно направленный моменту нагрузки на элерон.

На верхних и нижних поверхностях крыла имеются эксплуатационные и технологические люки, предназначенные для обслуживания систем и агрегатов крыла. Люки выполнены в виде откидных и съемных панелей (рис. 3.2).

В нижней поверхности крыла имеются дренажные отверстия для стока конденсата.

### **3.2. Кессон центроплана**

Центроплан кессонной конструкции состоит из лонжеронов, панелей и нервюр (нервюры № 1 и № 2 находятся слева и справа от оси самолета, а нулевая нервюра - на оси самолета).

Силовой набор состоит из продольного и поперечного наборов.

Продольный силовой набор центроплана образован передним 14 и задним 5 лонжеронами, силовыми панелями 1, 2, 7...11 (рис. 3.3).

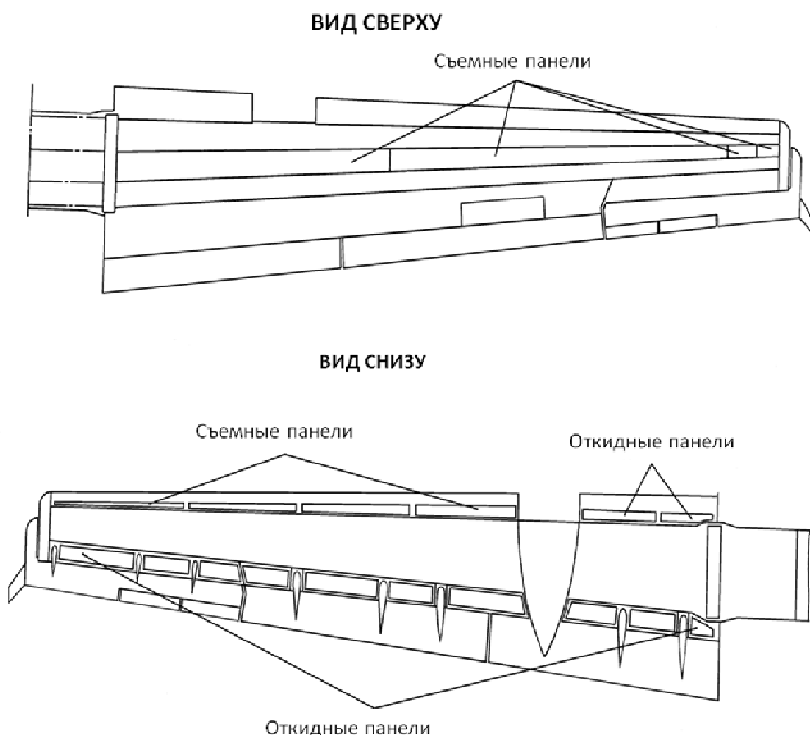


Рис. 3.2. Схема расположения откидных и съемных панелей крыла

Между нервюрой №2 и плоскостью стыка с ОЧК на лонжеронах установлены кронштейны 6 и 12 для осуществления фланцевого стыка с силовыми шпангоутами фюзеляжа. На развитых вертикальных полках этих кронштейнов имеются отверстия для стыковки с лонжеронами ОЧК.

На стенках переднего и заднего лонжеронов, между левой и правой нервюрами № 2, установлены дуги 15 для крепления с обшивкой фюзеляжа.

Верхняя панель центроплана выполнена из трех прессованных панелей. Средняя панель, расположенная между стрингерами №4...8, - съемная и крепится на болтах с анкерными гайками.

Нижняя панель состоит из пяти прессованных панелей. Снизу по нервюре №2 на нижней поверхности центроплана установлен профиль для крепления продольной балки фюзеляжа.

Поперечный силовой набор состоит из нервюр балочной конструкции. По нервюрам №0 и №1 имеются кронштейны, к которым крепятся дуги 15 лонжеронов. Каждая нервюра состоит из поясов, стенок, профилей и стоек.

Нервюры крепятся поясами к поперечным ребрам панелей.

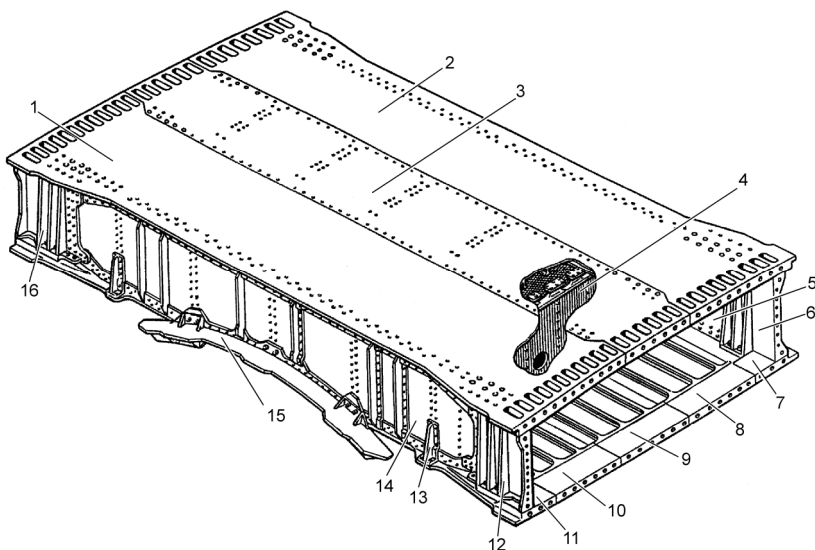


Рис.3.3. Кессон центроплана

1, 2 – верхняя панель; 3 – съемная панель; 4 – нервюра; 5 – задний лонжерон; 6, 12, 13, 16 – кронштейн; 7, 8, 9, 10, 11 – нижняя панель; 14 – передний лонжерон; 15 – дуга.

### 3.3. Кессон отъемной части крыла

Кессон каждой ОЧК состоит из следующих отсеков:

- предрасходного (топливного), расположенного между нервюрами №3 и №13;

- расходного (топливного), расположенного между нервюрами №15 и №25;
- насосного (топливного), расположенного между нервюрами №13-№15;
- дренажного, расположенного между нервюрами №25 и №26;
- "сухого" отсека, расположенного между нервюрами №26 и №27.

Силовой каркас ОЧК состоит из продольного и поперечного силовых наборов (рис.3.4).

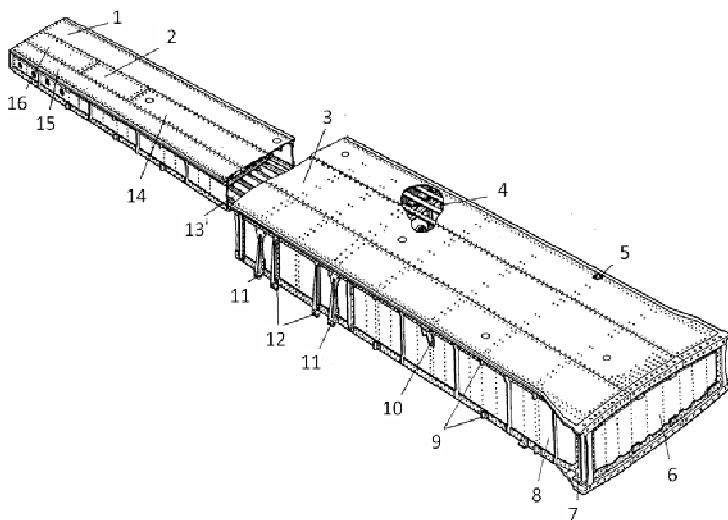


Рис.3.4. Кессон отъемной части крыла

1, 15 – верхняя панель; 2, 3, 14, 16 – съемная панель; 4 – нервюра; 5 – страховочный узел; 6 – нервюра №3; 7, 9 – кронштейн; 8 – передний лонжерон; 10 – такелажный узел; 11, 12 – кронштейн крепления силовой установки; 13 – нижняя панель.

К продольному силовому набору относятся верхняя и нижняя панели и лонжероны.

Поперечный набор ОЧК составляют 25 нервюр – от №3 до №27.

Лонжероны (передний и задний) ОЧК – клепаной конструкции, аналогичны лонжеронам центроплана. На стенках лонжеронов де-

лаются отверстия для монтажа топливной системы.

На заднем лонжероне крепятся кронштейны для установки механизмов навески закрылков и элеронов.

Верхняя панель ОЧК состоит из набора панелей, средняя 3 - съемная. Несъемные панели имеют стык обшивок по нервюрам №18, съемная панель состоит из отдельных панелей: съемных панелей на участке между нервюрами №3...№13, №13...№24 и №26...№37.

На верхней панели расположены лючки топливной системы.

Нижняя панель имеет стык обшивок по нервюре № 18. На нижней панели выполнены люки для установки и демонтажа топливных насосов.

Конструкция верхней и нижней панелей сборная, состоит из прессованных стрингеров, обшивок, профилей разъема и окантовок, склепанных между собой.

Поперечной набор состоит из нервюр балочной конструкции, усиленных накладками, профилями и фитингами. В стенках нервюр выполнены отверстия для перетекания топлива, отверстия для фланцев и переходников трубопроводов и агрегатов топливной системы.

Нервюры крепятся к верхним и нижним панелям и лонжеронам болтами и заклепками при помощи стоек, книц и компенсаторов.

По назначению нервюры подразделяются на силовые, герметичные и типовые.

Силовые нервюры устанавливаются в местах крепления механизмов навески закрылков, кронштейнов навески двигателей, кронштейнов навески элерона.

К силовым относятся нервюры №№ 4, 6, 8, 9, 10, 13, 18, 21, 26 и 27. Силовые нервюры - сборной конструкции.

Герметичные нервюры являются стенками топливных баков и воспринимают давление топлива. К герметичным нервюрам относятся нервюры №№ 3, 13, 15, 25 и 26.

Остальные нервюры типовые, в них выполнены отверстия облегчения для перетекания топлива.

Стык центроплана с ОЧК осуществляется: по верхней панели двадцатью шестью болтами диаметром 15 мм; по нижней панели



двадцатью четырьмя болтами диаметром 17 мм; по первому лонжерону первый и одиннадцатый болты имеют диаметр 10 мм, а со второго по десятый – диаметр 8 мм; по второму лонжерону – первый и девятый болты имеют диаметр 10 мм, а со второго по восьмой – диаметр 8 мм.

После установки болтов и затяжки гаек колодцы верхней панели заполняются пенопластовыми вкладышами с капроновой лентой, зазоры заполняются смазкой.

В полете колодцы по верхним и нижним панелям центроплана и ОЧК закрыты перекрывающимися лентами, изготовленными из угле-ткани. Перекрывающиеся ленты крепятся винтами к шайбам под головками болтов.

Стык центроплана с силовыми шпангоутами фюзеляжа осуществляется: по переднему лонжерону - двумя болтами диаметром 18 мм и двумя болтами диаметром 14 мм (слева и справа); по заднему лонжерону – четырьмя болтами диаметром 18 мм слева и справа от осей лонжерона (рис 3.5).

### **3.4. Вспомогательные конструкции крыла**

Вспомогательные конструкции придают крылу обтекаемую форму и служат для размещения различного оборудования.

Вспомогательные конструкции крыла включают в себя:

- носовую часть;
- хвостовую часть;
- законцовки крыла;
- обтекатели механизмов навески закрылка;
- обтекатели подъемников закрылка;
- обтекатели кронштейнов навески элерона.

Носовая часть расположена перед передним лонжероном ОЧК и крепится к переднему лонжерону. Носовая часть крыла состоит из двух частей: корневой и концевой.

Хвостовая часть расположена за задним лонжероном. Она де-

лится на две части, соответствующие расположению элементов механизации, которые крепятся к ее силовым элементам.

В хвостовой части размещены тяги системы управления самолетом, трубопроводы систем и электрожгуты.

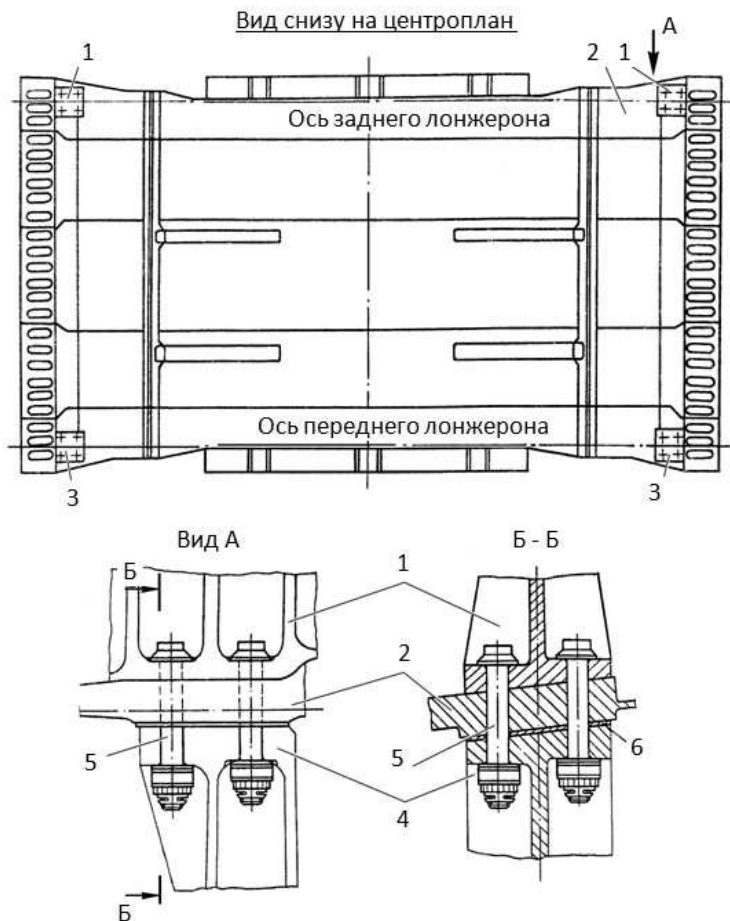


Рис. 3.5. Стык центроплана с фюзеляжем

1 – кронштейн; 2 – полка лонжерона; 3 – кронштейн; 4 – стояк шпангоута; 5 – болт; 6 – прокладка

Законцовки крыла установлены на торцах консолей, в них расположены обтекатели бортовых аэронавигационных огней (БАНО).

Обтекатели кронштейнов навески закрылков закрывают подвижные и неподвижные части кронштейнов навески (рис.3.6).

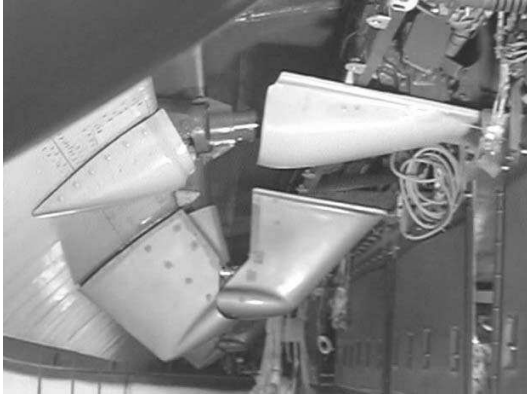


Рис.3.6. Обтекатели кронштейнов навески закрылков

### **3.5. Вопросы для самоконтроля**

1. Как расположено крыло по отношению к фюзеляжу?
2. На какие основные части делится крыло?
3. Что входит в силовой набор крыла?
4. Перечислите основные подвижные элементы крыла. Каково их назначение?
5. Опишите конструкцию топливного кессона.
6. Каково назначение откидных люков и дренажных отверстий на крыле?
7. Как осуществляется стык центроплана с отъемной частью крыла?
8. Как осуществляется стык центроплана с фюзеляжем?
9. Назовите элементы вспомогательной конструкции крыла.
10. Перечислите характерные нервюры крыла. Каково их назначение?

## 4. ОПЕРЕНИЕ

### 4.1. Общие сведения

Оперение самолета – свободнонесущее, т.е. не имеющее внешних силовых элементов (подкосов, стоек, растяжек), крепящих его к фюзеляжу (рис.4.1). Состоит из горизонтального оперения, установленного на фюзеляже, и вертикального оперения, расположенного в плоскости симметрии самолета.

Горизонтальное оперение состоит из неподвижных поверхностей — двух консолей стабилизатора - и шарнирно подвешенных к ним рулей высоты. Горизонтальное оперение предназначено для

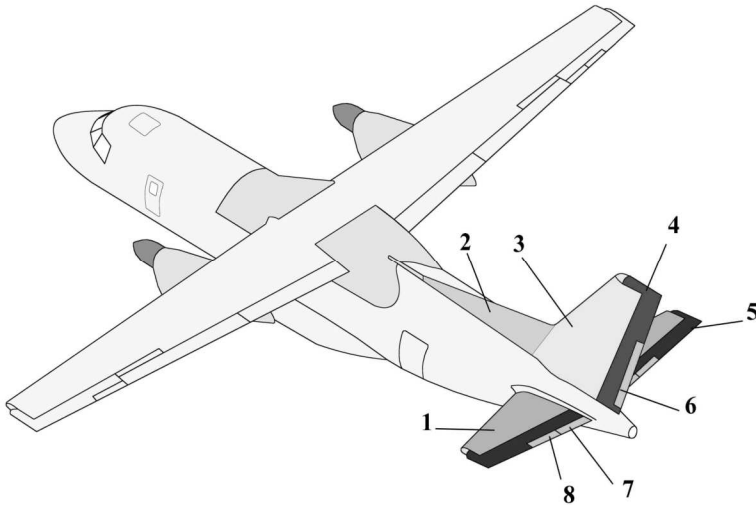


Рис. 4.1. Элементы хвостового оперения самолета.

1 – консоль стабилизатора; 2 – форкиль; 3 – киль; 4 – руль направления; 5 – руль высоты; 6 – триммер-сервокомпенсатор руля направления; 7 – внутренний триммер-сервокомпенсатор руля высоты; 8 – внешний триммер-сервокомпенсатор руля высоты.

обеспечения устойчивости, управляемости и балансировки самолета в вертикальной плоскости (по тангажу), т.е. для сохранения и изменения углового движения самолета относительно его поперечной оси. Угол тангажа — угол между продольной осью самолета и горизонтальной плоскостью. При отклонении руля высоты вверх полет самолета происходит с увеличением угла тангажа (подъемом носа самолета) и называется кабрированием, а с уменьшением угла (опусканием носа) — пикированием.

Вертикальное оперение включает неподвижные поверхности - форкиль, киль - и шарнирно подвешенный к нему руль направления. Вертикальное оперение предназначено для обеспечения путевой устойчивости, управляемости и балансировки самолета в горизонтальной плоскости (по курсу), т.е. для сохранения и изменения углового движения самолета относительно его вертикальной оси. Угол курса - угол между продольной осью самолета и вертикальной плоскостью. При отклонении руля направления влево полет самолета происходит с изменением угла курса влево.

На рулях высоты и руле направления расположены триммеры – сервокомпенсаторы, которые предназначены для регулирования усилий на органах управления самолетом, идущих от управляющей поверхности.

Форкиль – вспомогательная аэродинамическая поверхность, предназначенная для повышения путевой (боковой) статической устойчивости самолёта. С целью парирования момента от вращения воздушных винтов киль повернут вправо на  $1,5^\circ$  относительно продольной оси самолета.

Зализ кия и обтекатель стабилизатора устанавливаются для снижения сопротивления интерференции между оперением и фюзеляжем в зоне стыка.

Руль высоты и руль направления имеют роговую и осевую компенсацию, которые служат для уменьшения шарнирного момента от аэродинамических нагрузок на этих рулевых поверхностях. В носках рулей и триммеров-сервокомпенсаторов размещены балансирующие грузы.

Стыковка хвостового оперения с фюзеляжем осуществляется узлами, расположенными на усиленных шпангоутах № 38 и 40.

## 4.2. Конструкция стабилизатора

Стабилизатор представляет собой металлическую конструкцию, состоящую из лонжеронов, нервюр и панелей обшивки (рис. 4.2). К переднему лонжерону крепится обогреваемый носок противообледенительной системы. Хвостовая часть стабилизатора выполнена из стеклопластика. На нервюрах №№2, 5, 9,13 установлены узлы навески руля высоты.

Лонжероны стабилизатора представляют собой балки, состоящие из верхнего и нижнего поясов двутаврового сечения с переменным размером по размаху, стенок и подкрепляющих стоек. Стенки выполнены из листов алюминиевого сплава переменной толщины. Узлы навески стабилизатора изготовлены конструктивно на поясах лонжеронов в виде фланцев.

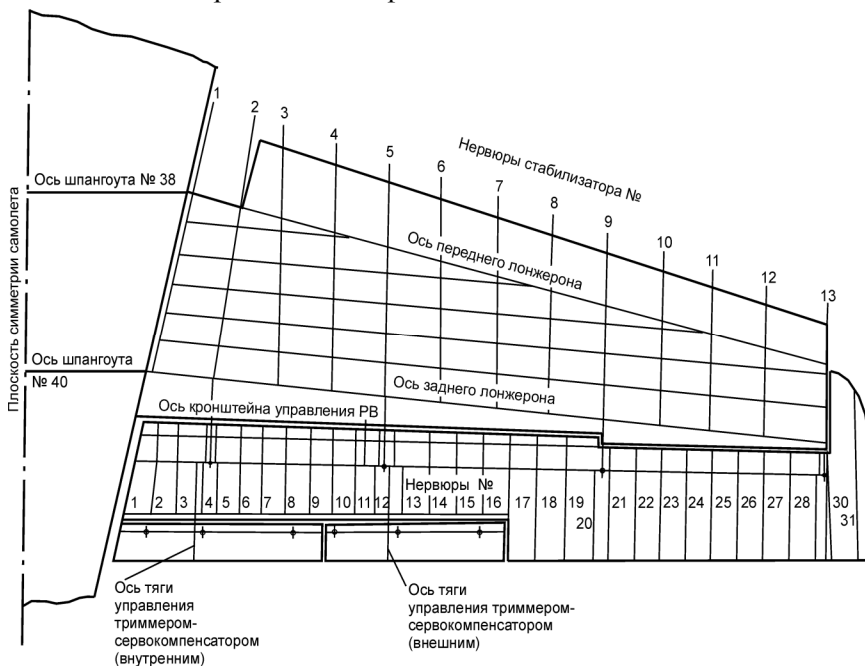


Рис. 4.2. Схема горизонтального оперения

Усиленные нервюры выполнены из стенок, подкрепленных стойками, поясом и компенсатором. В зоне установки съемной панели стабилизатора установлены анкерные гайки, в прочих местах соединение выполнено заклепками.

Типовые нервюры стабилизатора выполнены из стенки с отбортованными отверстиями, поясом и компенсатором. Нервюры носовой части выполнены из листа с окнами облегчения и поясов таврового сечения.

Каждая консоль стабилизатора имеет верхнюю и нижнюю панели (рис. 4.3).

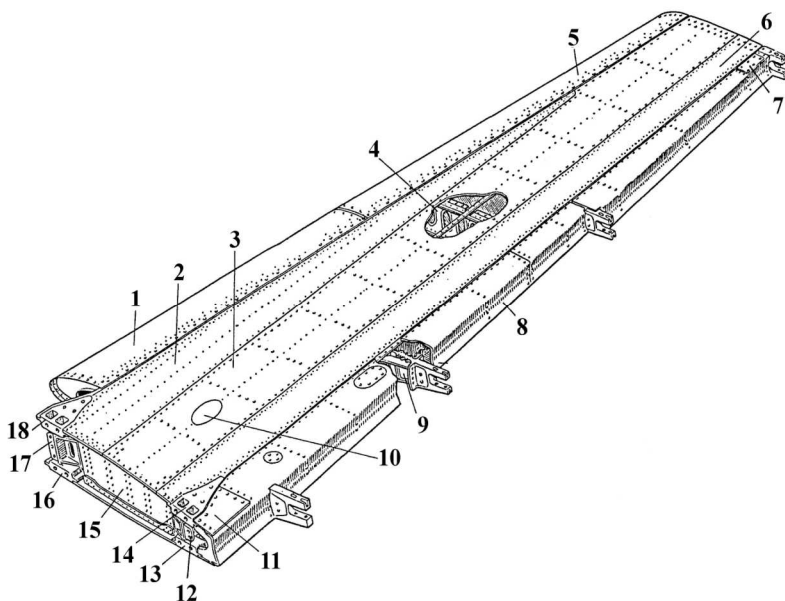


Рис. 4.3. Консольная часть стабилизатора

1 - первая секция носка; 2 - передняя панель; 3 - съемная панель; 4 - нервюра; 5 - вторая секция носка; 6 - задняя панель; 7, 11 - крышка; 8 - хвостовая часть; 9 - кронштейн узла навески руля высоты; 10 - фара подсвета государственного знака на киле; 12, 17 - фитинг нервюры №1; 13 - нижний пояс заднего лонжерона; 14 - верхний пояс заднего лонжерона; 15 - нервюра №1; 16 - нижний пояс переднего лонжерона; 18 - верхний пояс переднего лонжерона.

На верхней панели имеется съемная технологическая панель, расположенная между первым и третьим стрингерами, которая устанавливается на анкерных гайках. Обшивка верхней панели состоит из трех частей: передней, средней и задней. Все листы выполнены из алюминиевого сплава. Нижняя панель – цельная, несъемная, установлена на анкерных гайках по всему размаху.

Обогреваемый носок стабилизатора выполнен из алюминиевого сплава и состоит из трехслойной обшивки, подкрепленной диафрагмами, с проложенным между слоями стеклотекстолитом.

На верхней панели имеются пять стрингеров, из которых два усиленные, несущие анкерные гайки для установки средней обшивки. Стрингеры и обшивка имеют соединение заклепками в один ряд по типовым стрингерам и двухрядный шов по стрингерам № 1 и 3.

Съемная панель обеспечивает доступ к заклепкам в процессе сборки и препятствует распространению трещин вдоль хорды стабилизатора.

Хвостовая часть стабилизатора представляет собой конструкцию из неметаллической обшивки, подкрепленной диафрагмами. На нижней поверхности стабилизатора имеются дренажные отверстия для стока конденсата.

Узлы навески рулей высоты представляют собой штампованные кронштейны, расположенные на усиленных нервюрах (рис. 4.4.).

Узлы навески триммера и триммера - сервокомпенсатора выполнены из штамповки.

### **4.3. Конструкция киля**

Киль металлической конструкции, состоит из двух лонжеронов с узлами в нижней части для соединения с фюзеляжем по шпангоутам №38 и 40, нервюр и стрингеров, подкрепляющих обшивку (рис. 4.5). Соединение элементов конструкции киля выполнено на болтах и заклепках. Сверху киля установлен обтекатель, выполненный из стеклоткани с шиной молниезащиты.



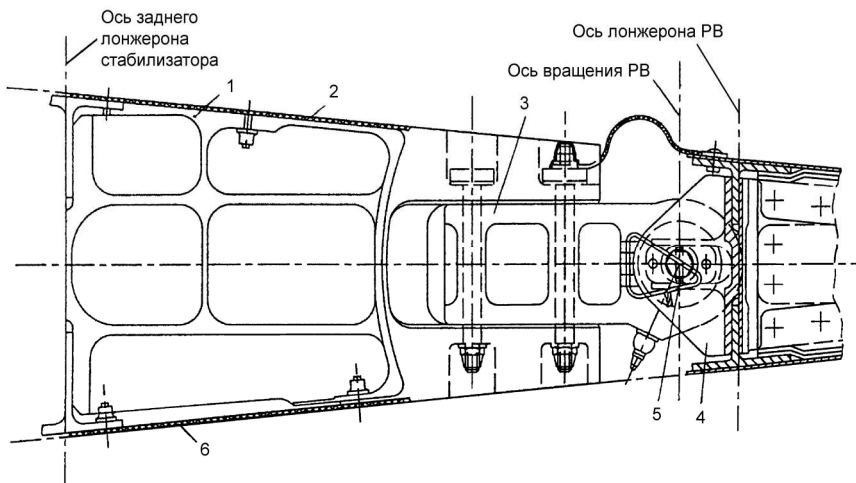


Рис. 4.4. Узел навески руля высоты

1 – кронштейн стабилизатора; 2 – верхняя панель хвостовой части стабилизатора; 3 – серьга; 4 – кронштейн; 5 – шарнирный болт; 6 – крышка.

Лонжероны киля имеют двутавровое сечение, образованное поясами и стенками, подкрепленными стойками из профилей. Для сборки киля, монтажа радиоантенных устройств и осмотра внутреннего набора в стенках лонжеронов по всей длине сделаны люки, большей частью закрытые крышками на болтах с анкерными гайками.

Пояса переднего и заднего лонжеронов изготавливаются из обработанного профиля переменного сечения по размаху и несут выполненные неразъемными с поясами стыковые узлы. Стенки лонжеронов, выполненные из алюминиевого листа, стыкуются с фюзеляжем через стыковой фитинг, изготовленный из профиля. На стенке заднего лонжерона и по нервюрам №2, 3, 7, 8, 12 и 13 установлены кронштейны для крепления диафрагм узлов навески руля направления.

Узлы навески руля направления на киль идентичны по конструкции и состоят из замкнутого контура, образованного лонжероном, диафрагм, представляющих собой балку из листовой стенки с окнами, подкрепленной стойками и поясами из профиля.

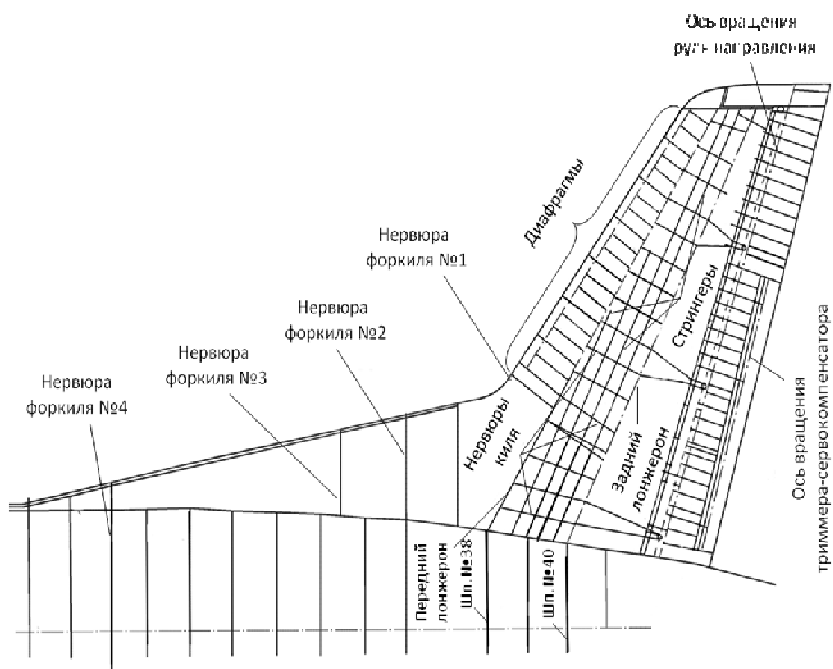


Рис. 4.5. Схема вертикального оперения

Нервюры киля по конструкции подобны нервюрам стабилизатора.

Носовая часть киля (рис. 4.6) – съемная, представляет собой клееклепанный носок, состоящий из обогреваемой части 7, диафрагм 4, профилей 5, обшивки 6 и продольных поясов для крепления носка к поясам переднего лонжерона киля на болтах и анкерных гайках. В обогреваемой части носка имеются элементы противообледенительной системы.

Носовая часть киля подкреплена нервюрами и диафрагмами.

Панели киля представляет собой обшивку, выполненную из алюминиевого сплава, и подкрепленную стрингерами. В местах установки антенны панели усилены подкладками.

Панели устанавливаются на болтах и заклепках.

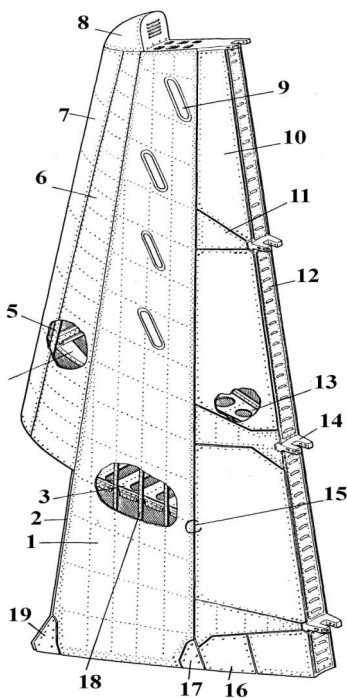


Рис. 4.6. Киль

- 1 - левая панель;
- 2 - передний лонжерон;
- 3 - нервюра;
- 4 - диафрагма носка;
- 5 - профиль;
- 6 - обшивка носка;
- 7 - обогреваемая часть носка;
- 8 - законцовка;
- 9 - антенна;
- 10 - панель хвостовой части;
- 11 - балочная конструкция под узел навески руля направления;
- 12 - задняя стенка;
- 13 - диафрагма хвостовой части;
- 14 - кронштейн;
- 15 - задний лонжерон;
- 16, 17, 19 - крышка;
- 18 - стрингер

Хвостовая часть киля состоит из панелей 10 хвостовой части киля, клепаных пространственных балочных конструкций 11 под узлы навески руля направления и задней стенки 12.

Панели хвостовой части киля – клееные, трехслойной конструкции с металлической обшивкой и сотовым наполнителем. Балочные конструкции 11 состоят из поясов, диафрагм, стоек и кронштейнов 14 узлов навески руля направления. К нижнему узлу навески крепятся кронштейны системы управления рулем направления.

Киль стыкуется с фюзеляжем по шпангоутам № 38 и 40, как это показано на рис. 4.7.

Пояса 1 лонжеронов имеют колодцы под стыковочные болты 4 и стыкуются со шпангоутом 5 фюзеляжа болтовыми соединениями с тарированной затяжкой. Имеются также болты 6 для крепления фитинга 7 пояса 8 нервюры № 1 киля со шпангоутом 5.

Стыковые колодцы заполнены смазкой АМС-3 и закрыты крышками 2.

#### **4.4. Конструкция форкиля**

На форкиле имеются два отсека: передний и корневой. Конструкция состоит из обшивки, подкрепленной нервюрами, диафрагмами и стрингерами (рис. 4.8).

Обшивка корневого отсека выполнена из алюминиевого листа. Стыковка листов обшивки по оси самолета осуществляется заклепками. На правом борту между диафрагмами №3 и 4 установлено остекление. На левом борту, между нервюрами № 2 и 3 установлен лючок для доступа к оборудованию.

Поперечное сечение стрингеров - углубульбовое.

Диафрагмы - листовые с отбортовкой по контуру. Нервюры - сборные со стенкой из листового материала с отбортованными отверстиями, подкрепленной стойками.

Корневой отсек имеет радиопрозрачную панель из неметаллического материала и служит для размещения антенны радиостанции.

Обшивка отсека состоит из нескольких деталей: обтекателя, выполненного из стеклоткани, радиопрозрачной панели, обшивки из алюминиевого листа, сваренного по оси самолета. На участке от первой нервюры форкиля до корневой нервюры киля устанавливается щелевая лента.

Диафрагма отсека выполнена из листа с отбортовкой. Стыковка отсеков форкиля между собой, а также форкиля с килем производится по нервюрам. При этом корневой отсек устанавливается на анкерных гайках. Стыковка с фюзеляжем осуществляется через стыковочный профиль, выполненный из алюминиевого листа.

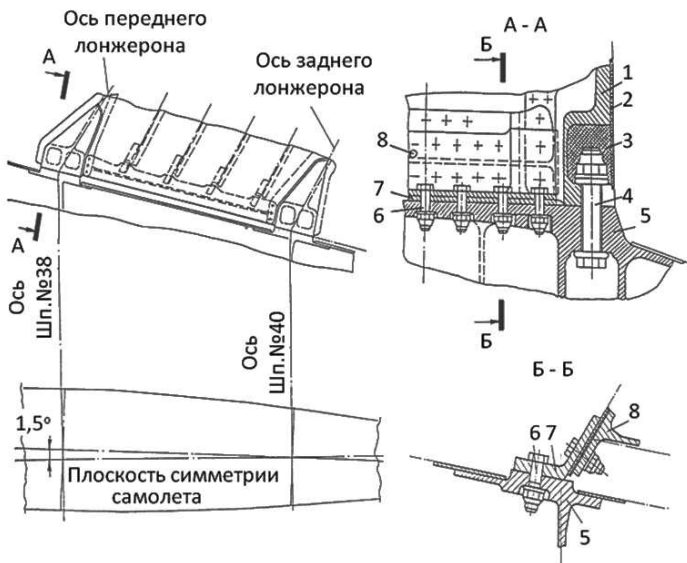


Рис. 4.7. Стык киля с фюзеляжем

1 - пояс лонжерона; 2 - крышка; 3 - смазка АМС-3; 4 - стыковочный болт; 5 - шпангоут фюзеляжа; 6 - болт; 7 - фитинг; 8 - пояс нервюры № 1 киля.

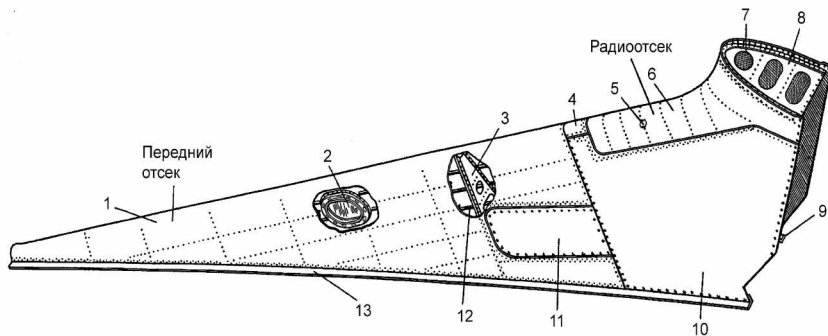


Рис. 4.8. Форкиль

1 - обшивка переднего отсека; 2 - фара подсветки носка стабилизатора; 3, 8 - нервюры; 4 - обтекатель; 5 - диафрагма; 6 - обшивка; 7, 9, 13 - профиль; 10 - панель радиоотсека; 11 - крышка; 12 - стрингер.

#### 4.5. Вопросы для самоконтроля

1. Перечислите основные элементы хвостового оперения. Каково их назначение?
2. Каким образом обеспечивается регулировка усилий на органах управления?
3. Из каких элементов состоит стабилизатор? Каковы их особенности?
4. Назначение съемных панелей стабилизатора.
5. Перечислите характерные нервюры стабилизатора. Каково их назначение?
6. Из каких элементов состоит киль? Каковы их особенности?
7. Перечислите характерные нервюры киля. Каково их назначение?
8. Из каких элементов состоит форкиль?
9. В чем заключаются особенности выполнения корневого отсека форкиля?

## 5. ШАССИ

### 5.1. Общие сведения

Шасси предназначено для обеспечения стоянки самолета на земле, движения во время взлёта, посадки и руления, а также для поглощения кинетической энергии при посадке и торможении.

Самолет оборудован трёхопорным убирающимся в полете шасси (рис. 5.1.), которое состоит из:

- одностоечной передней опоры с управляемыми колесами;
- двух одностоечных основных опор с тормозными колесами;
- механизмов управления створками отсеков основных и передней опор.

Стойки передней и основных опор - двухколесные.

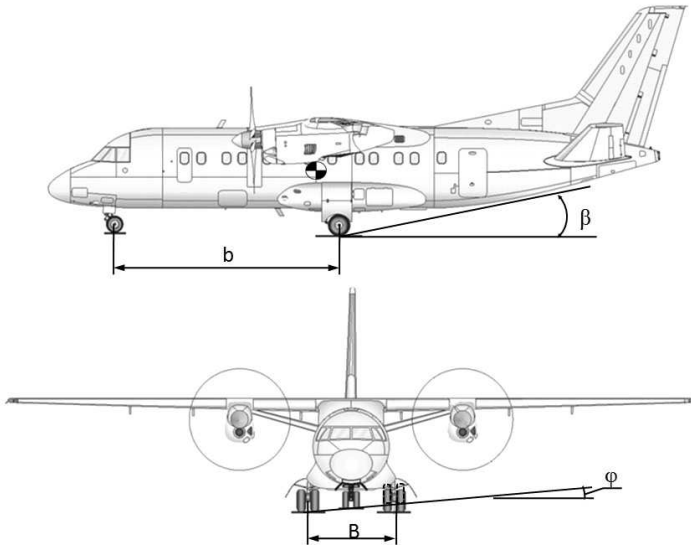


Рис. 5.1. Общая схема шасси самолета

Основные геометрические параметры шасси самолета:

- колея (В) - расстояние между плоскостями симметрии колес главных опор шасси в стояночном положении самолета - 3,18 м;
- база (b) - 8,125 м;
- максимальный угол отрыва ( $\beta$ ) -  $21^\circ$ ;
- боковой угол опрокидывания ( $\varphi$ ) -  $9,1^\circ$ .

Система управления поворотом колес передней опоры шасси позволяет развернуть самолет на  $180^\circ$  при минимальной ширине взлетно-посадочной полосы, равной 19,8 м (рис. 5.2).

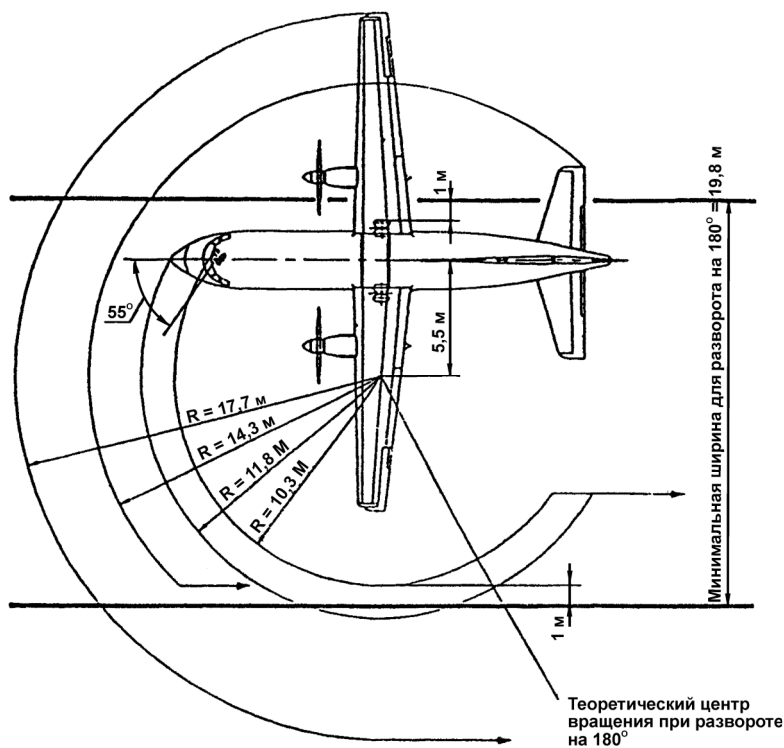


Рис. 5.2. Схема разворота самолета на  $180^\circ$



Колеса передней опоры разворачиваются относительно продольной оси самолета на углы:

- $\pm 10^\circ$  - взлетно-посадочный режим;
- $\pm 55^\circ$  - рулежный режим.

Главные стойки шасси размещены за центром тяжести самолета таким образом, чтобы стояночная нагрузка носовой стойки составляла (7,1...11,6)% от веса самолета, а остальная воспринималась основными опорами.

При относительно большой базе шасси уменьшается нагрузка на переднюю опору и ее масса. Уменьшается опасность опрокидывания самолета вокруг оси, соединяющей переднюю и основные опоры, а также уменьшается раскачивание самолета в вертикальной плоскости при рулении, особенно при торможении колес и изменении тяги двигателей. В то же время с увеличением базы шасси и уменьшением нагрузки на переднюю опору ухудшается управляемость самолета при рулении, при взлете и посадке.

Ширина колеи шасси влияет на поперечную и путевую устойчивость и путевую управляемость самолета при движении по аэродрому. При относительно узкой колее шасси улучшается путевая устойчивость, т.к. с ее увеличением самолет становится более чувствительным к лобовым ударам в колеса основных опор – в результате затрудняется прямолинейное движение по неровному аэродрому. Поэтому для самолетов, которые предназначены для эксплуатации с грунтовых аэродромов колею шасси желательно иметь меньшую, чем для самолетов, которые эксплуатируются только с взлетно-посадочных полос с твердым покрытием. Однако при небольшой колее шасси и при сильном боковом ветре усложняется взлет и посадка самолета из-за опасности касания концом крыла земли, а при интенсивном торможении при посадке со скольжением (боковым сносе) может произойти опрокидывание самолета вокруг оси, соединяющей основную и переднюю опоры.

Трёхопорная схема шасси с передней опорой:

- обеспечивает хорошую устойчивость самолета при разбеге и пробеге, а также управляемость при рулении;
- позволяет эффективно использовать тормоза колес, не опасаясь

- ясь капотирования;
- обеспечивает хороший обзор из кабины пилотов и комфортабельность для пассажиров на земле.

## 5.2. Взаимодействие шасси с системами самолета

Работу шасси обеспечивает гидравлическая система, которая функционирует на авиационном гидравлическом масле АМГ-10 (или аналогах) под давлением  $150 \text{ кгс/см}^2$  (15 МПа).

Шасси самолета взаимодействует с рядом систем (рис. 5.3).



Рис.5.3. Взаимодействие шасси с системами самолета

Система уборки-выпуска предназначена для уборки, выпуска и фиксации стоек шасси в крайних положениях. При отказе гидросистемы система уборки-выпуска обеспечивает механический выпуск стоек шасси путем ручного открытия замков убранного положения.

Система торможения самолета обеспечивает основное, аварийное и стояночное торможение колес, их автоматическое послевзлётное затормаживание, блокировку торможения колес до их раскрутки или до обжатия амортизаторов основных опор, защиту от юза.

Система управления рулежным устройством обеспечивает управление самолетом в рулежном и взлетно-посадочном режимах, работу рулежного устройства в режиме "ориентирование", а также демпфирование (совместно с рулежным устройством) колебаний передней опоры на указанных режимах.

Системы шасси оснащены блокировкой, позволяющей исключать:

- уборку шасси на земле (при обжатых амортизаторах);
- уборку передней опоры, если не выключено рулежное устройство;
- посадку самолета на заторможенные колеса.

Кроме того, системы шасси оснащены предупреждающей сигнализацией, позволяющей предотвратить:

- посадку самолета с убранными шасси;
- посадку самолета с отключенным рулежным устройством.

На самолете предусмотрена двухканальная электрическая система сигнализации положения шасси.

### **5.3. Описание конструкции опор шасси**

Передняя опора шасси (рис. 5.4) расположена в плоскости симметрии самолета и крепится цапфами 13 на боковых стенках ниши шасси между шпангоутами №3 и 4 фюзеляжа. Опора снабжена двумя нетормозными колесами 8 типа КН44 с бескамерными шинами размером 600×220 мм. Номинальное давление в шинах составляет 5 кгс/см<sup>2</sup>. Заправка шин осуществляется азотом или воздухом.

Передняя опора шасси включает в себя телескопическую стойку 7 полурычажного типа, которая убирается в направлении полета в нишу носовой части фюзеляжа, расположенную под полом кабины экипажа между шпангоутами №1...4. Ниша шасси при убранной стойке закрывается двумя парами створок, связанных двухплечными качалками и тягами со стойкой. При выпущенной стойке малые створки остаются в открытом положении.

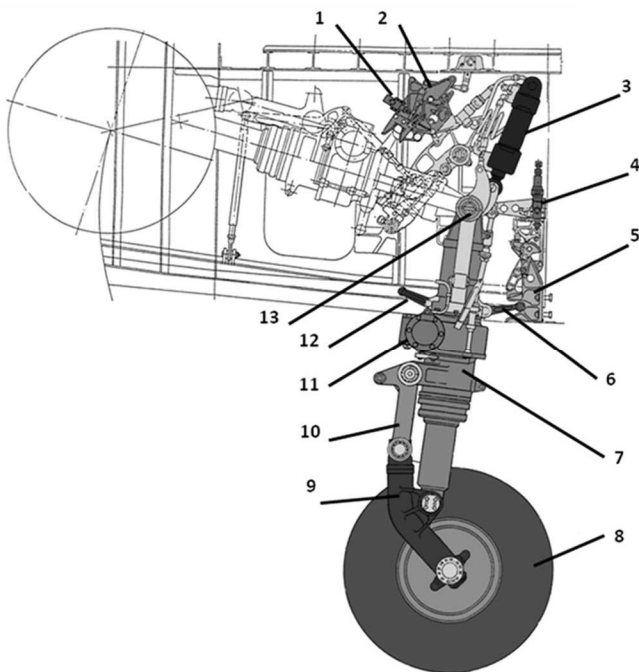


Рис. 5.4. Передняя опора шасси

1 – блок микровыключателей замка убранного положения; 2 – замок убранного положения; 3 – цилиндр уборки-выпуска; 4 – блок микровыключателей замка выпущенного положения; 5 – замок выпущенного положения; 6 – подвеска замка выпущенного положения; 7 - стойка с амортизатором; 8 – колесо типа КН44; 9 – рычаг; 10– звено; 11 – рулевой механизм; 12 - подвеска замка убранного положения; 13 – цапфа

В крайних положениях стойка фиксируется замками убранного и выпущенного положений.

В убранном положении подвеска замка убранного положения 12 входит в замок убранного положения 2 и тем самым фиксирует стойку. При этом микровыключатель 1 обеспечивает подачу сигнала

ла в кабину пилотов о том, что передняя опора шасси находится в убранном положении. В выпущенном положении подвеска замка выпущенного положения *б* входит в замок выпущенного положения *5*, а микровыключатель *4* обеспечивает сигнализацию в кабине пилотов о положении передней опоры шасси.

Основная опора (рис. 5.5.) состоит из стойки рычажного типа с жидкостно-газовым амортизатором *13* и двух тормозных колес *1* типа КТ-231А.

Стойки опор навешены при помощи цапф *5*, *11* на балках силовых шпангоутов № 20, 22 и жестко фиксируются в продольном направлении раскосом *12*, шарнирно соединенным с задней цапфой стойки и силовым элементом на шпангоуте № 24 фюзеляжа.

В выпущенном положении стойка жестко фиксируется складывающимся подкосом *4* с встроенным в него замком выпущенного положения. Нижнее звено складывающегося подкоса *4* шарнирно закреплено на приливе траверсы *10*. Верхнее звено складывающегося подкоса *4* крепится к узлу шпангоута № 20 с помощью кардана.

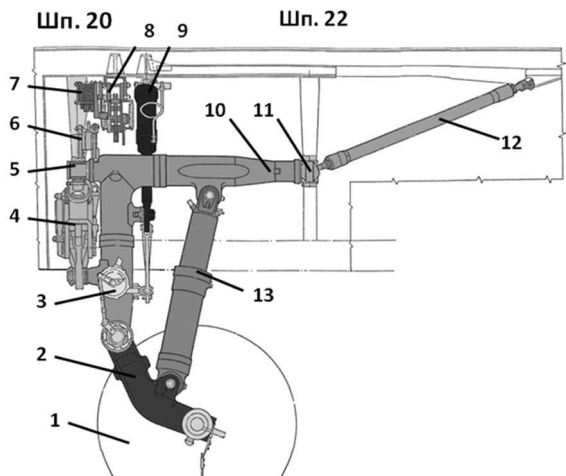
Каждая опора включает в себя гидроцилиндр уборки-выпуска *9*, который крепится на приливе траверсы *10*.

Каждая стойка основных опор оснащена замком убранного положения *8*, приводом створки, механизмом управления замком выпущенного положения *3*, блоками микровыключателей *3*, обеспечивающих сигнализацию положений стойки и блокировку системы.

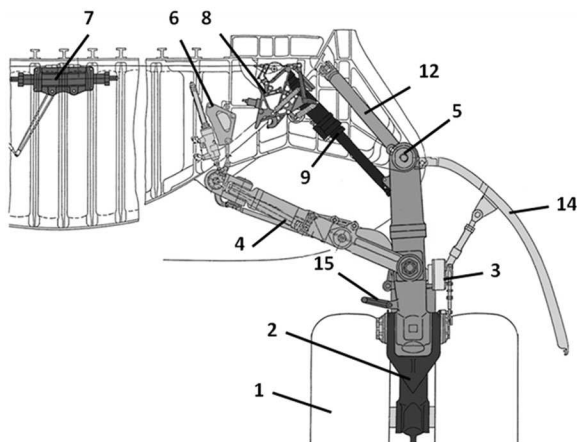
Обе основные опоры снабжены единой системой механического выпуска стоек.

Исполнительным механизмом системы управления поворотом колес передней опоры является рулевой механизм, который предназначен для разворота поворотной части стойки передней опоры шасси при движении самолета по земле (рис. 5.6).

Например, для осуществления поворота самолета вправо после нажатия пилотом правой педали гидравлическая жидкость через угольник *1* попадает в цилиндр *2*, поршень *3* приведет к перемещению рейки *7* вправо. В свою очередь рейка *7* приведет во вращение зубчатый сектор *8* по часовой стрелке и повороту колес вправо.



а



б

Рис. 5.5. Основная опора шасси: вид сбоку (а), вид спереди (б)  
 1 - тормозное колесо типа КТ231А; 2 - рычаг; 3 - блок микропереключателей; 4 - складывающийся подкос; 5 - цапфа; 6 - механизм управления замком выпущенного положения; 7 - механизм управления замком убранного положения; 8 - замок убранного положения; 9 - гидроцилиндр уборки-выпуска; 10 - траверса; 11 - цапфа; 12 - раскос; 13 - амортизатор; 14 - створка; 15 - подвеска замка убранного положения.

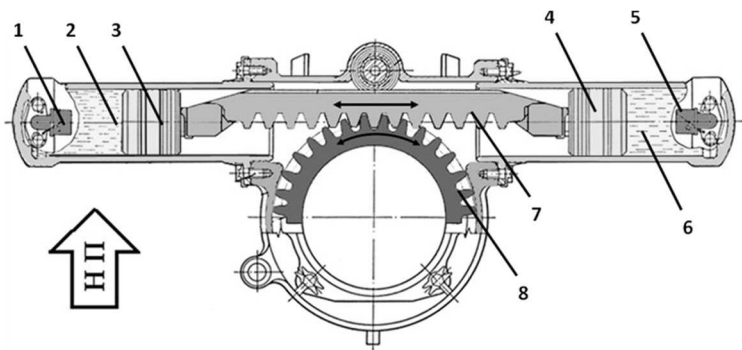


Рис. 5.6. Рулевой механизм в разрезе

1 – угольник; 2, 6 – цилиндр; 3, 4 – поршень; 5 - угольник; 7 – зубчатая рейка; 8 - зубчатый сектор

#### 5.4. Конструкция колес основной опоры шасси

Каждое из колес (рис. 5.7) основных опор шасси состоит из двух боковин 2, 3, изготовленных из алюминиевого сплава АК-6, стянутых между собой девятью болтами. По ободу боковины уплотняются резиновым кольцом, которые обеспечивают герметичность бескамерной шины. Такие шины более безопасны в эксплуатации и обеспечивают большие скорости движения самолета во время разбега и пробега. Во внешней боковине установлен вентиль 4 с золотником для зарядки шины.

Во внутренней боковине размещены:

- девять направляющих для зацепления с дисками тормоза;
- три легкоплавкие пробки 1, предупреждающие разрушение шины от перегрева колеса;
- три термосвидетеля для контроля за перегревом колеса и шины в эксплуатации.

Колесо вращается на двух конических радиально-упорных подшипниках 7. С внешней стороны подшипники защищены от вытекания смазки манжетами, установленными в обоймы.

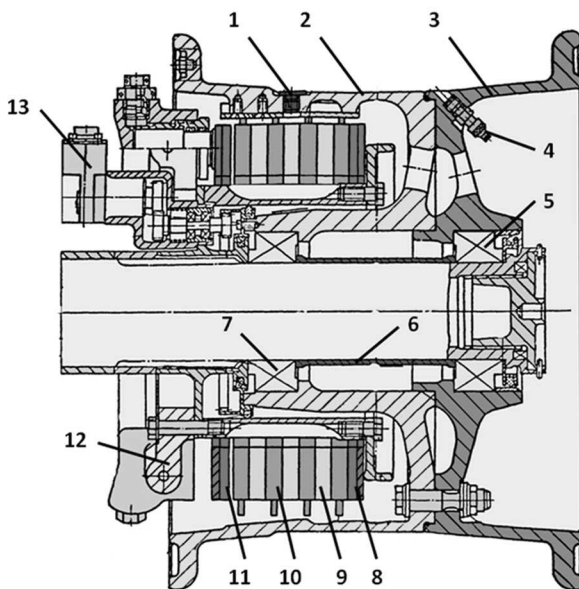


Рис. 5.7. Конструкция дискового тормоза

1 – пробка легкоплавкая; 2, 3 - боковина; 4 - корпус зарядного вентиля; 5, 7 - подшипник; 6 – втулка распорная; 8, 11 – диск нажимной опорный; 9 – диск невращающийся; 10 – диск вращающийся; 12– блок цилиндров; 13 – датчик частоты вращения.

Гидравлический дисковый тормоз располагается во внутренней полости боковины и состоит из:

- корпуса;
- двух нажимных опорных дисков 8, 11;
- четырех вращающихся дисков 10;
- трех невращающихся дисков 9;
- опорного фланца;
- блока цилиндров 12 с размещенными в нем шестью поршневыми узлами.



Тормоз с осью основной опоры шасси имеет шлицевое соединение.

Чрезмерное увеличение тормозного момента приводит к увеличению относительного проскальзывания, уменьшению коэффициента трения и к последующей полной блокировке колеса — юзу, что, в свою очередь, может вызвать разрушение пневматика.

С целью обеспечения наибольшей эффективности торможения, исключения юза, а также для предохранения пневматиков колес от разрушения в случае посадки самолета с заторможенными колесами на торцевой части внутренней боковины установлена шестерня для соединения с двухканальным датчиком частоты вращения 13. Один концевой выключатель датчика срабатывает от инерционного датчика ускорения и растормаживает колеса, предотвращая тем самым юз колеса, а второй выдает сигнал о раскрутке колеса.

Вращающиеся диски установлены между невращающимися дисками и своими поверхностями образуют фрикционные пары трения. Все диски, кроме опорного фланца, могут перемещаться в осевом направлении.

На корпусе тормоза имеется кронштейн для установки датчика частоты вращения колеса.

В корпусе датчика частоты вращения (рис. 5.8) вращается валик с малой шестерней. Эта шестерня входит в зацепление с большой шестерней, закрепленной на корпусе колеса.

При вращении колеса валик датчика вращается со скоростью в несколько тысяч оборотов в минуту. На валике 2 устанавливается маховик 3, который соединяется с валиком подпружиненными фрикционными накладками 7. Силы трения в этих накладках раскручивают маховик, и он вращается совместно с валиком.

При возникновении юза колеса (прекращении его вращения) угловая скорость вращения колеса и валика 2 уменьшаются. Маховик 3 за счет сил инерции преодолевает силы трения во фрикционных накладках 7, проворачивается относительно валика 2 и за счет наклонных скосов валика перемещается вдоль его оси.

Это движение используется для включения микровыключателя 5 и подачи сигнала в электроклапан, который обеспечивает сброс давления в системе торможения колес.

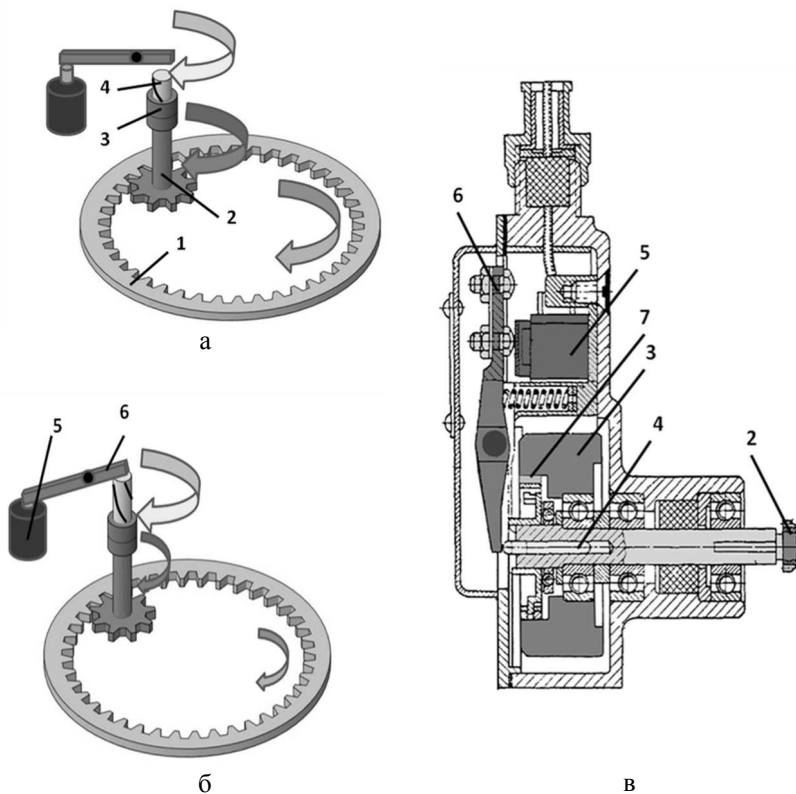


Рис. 5.8. Принципиальная схема работы датчика антиюзовой автоматики при вращении колеса (а), при юзе колеса (б) и его конструкция (в)  
 1 - большая шестерня; 2 - валик с малой шестерней; 3 - маховик; 4 - толкатель; 5 - микровыключатель; 6 - рычаг, 7- фрикционные накладки.

### 5.5. Конструкция пневматической шины

Пневматическая шина воспринимает тяговые и тормозные усилия и обеспечивает сцепление колеса с поверхностью взлетно-посадочной полосы. Покрышка – упругая резинокордовая часть

пневматической шины. Основными элементами покрышки являются каркас, протектор, боковины и борта (рис. 5.9).

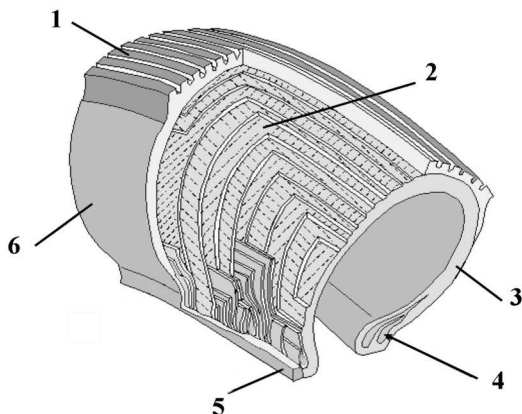


Рис. 5.9. Конструкция пневматика колес

1 – протектор; 2 - слои корда; 3 – каркас; 4 – бортовое кольцо; 5 – борт; 6 – боковина

Протектор *1* представляет собой внешнее покрытие шины из профилированной резины, непосредственно находящиеся в контакте с поверхностью взлетно-посадочной полосы. Протектор передает прилагаемые к шине усилия на ее поверхность, защищает каркас от повреждений.

Боковина *6* - часть шины, представляющая собой относительно тонкий слой эластичной резины, являющийся продолжением протектора на боковых стенках каркаса и предохраняющий его от влаги и механических повреждений. На боковинах нанесены обозначения и маркировки шин

Борт *5* - жесткая часть шины, служащая для ее крепления и герметизации (в случае бескамерной) на ободе колеса.

Бортовое кольцо *4* - это основание любой конструкции шины, которое в сочетании со слоями корда образует каркас шины. Бортовое кольцо состоит из практически не растягивающего проводочного сердечника и обеспечивает надежное крепление шины на

ободу колеса, фиксирует ее положение и обеспечивает ее герметизацию.

Слой корда каркаса 2 - воспринимает все нагрузки: статическую от веса самолета и груза, тормозные, тяговые и рулевые усилия. Слои корда соединены между собой резиновыми прослойками и вместе с бортовыми кольцами образуют каркас шины.

## 5.6. Конструкция и работа амортизатора шасси

Амортизатор стойки основной опоры шасси (рис. 5.10) - выносной, жидкостно-газовый, выполнен по схеме "штоком вверх", предназначен для поглощения энергии ударов и толчков за счет перетекания гидрожидкости в рабочем объеме амортизатора через дроссельные отверстия и дополнительного сжатия азота.

### Основные данные

Рабочая жидкость .....	... гидравлическое масло АМГ-10 (аналоги)
Рабочий газ .....	технический азот
Зарядное давление газа .....	(54±2) кгс/см <sup>2</sup>
Максимальный ход штока .....	227 мм

Амортизатор стойки передней опоры шасси (рис. 5.10) - жидкостно-газовый, двухкамерный. Газовые камеры амортизатора имеют гидравлическую связь.

Амортизатор имеет камеру обратного торможения, которая обеспечивает торможение штока на обратном ходе.

### Основные данные

Рабочая жидкость .....	... гидравлическое масло АМГ-10 (аналоги)
Рабочий газ .....	технический азот
Зарядное давление газа:	
- в камере I .....	(10±0,5) кгс/см <sup>2</sup>
- в камере II .....	(54±2) кгс/см <sup>2</sup>
Максимальный ход штока .....	176 мм

Принципиальная схема жидкостно-газового амортизатора и его работа показаны на рис. 5.11.

Амортизатор состоит из цилиндра (корпуса) 11 и штока (поршня) 10. Движение штока в цилиндре направляется верхней 6 и нижней 13 буксами.

Внутри цилиндра 11 укреплен цилиндрический плунжер 2 с отверстиями 1 в стенке. В доньшке 4 плунжера 2 имеется калиброванное отверстие 3.

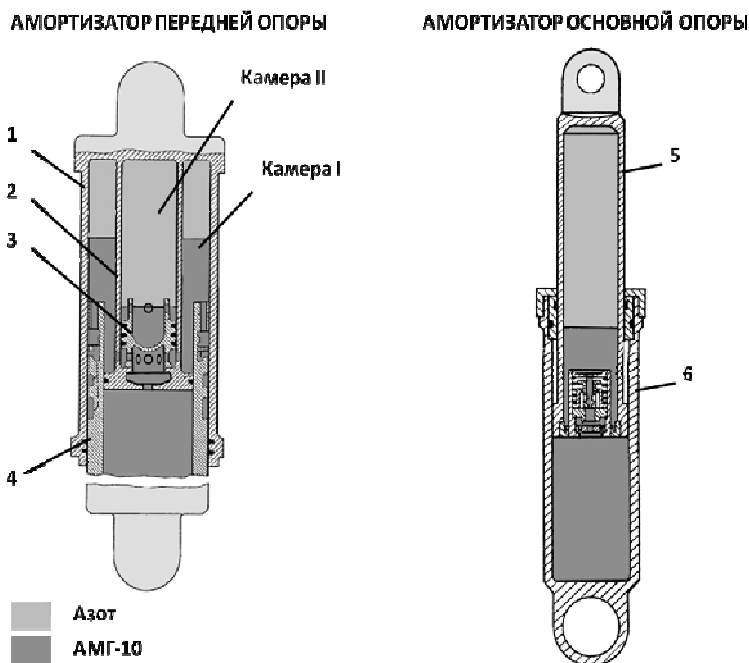


Рис. 5.10. Схема амортизаторов передней и основной опор шасси  
1 - цилиндр; 2 - траверса; 3 - плавающий поршень; 4 - шток; 5 – шток; 6 – цилиндр

В верхней буксе 6, неподвижно связанной со штоком, также имеются калиброванные отверстия 7. На упоре 9 штока установлен свободноплавающий клапан торможения обратного хода 8.

В амортизатор заливают определенное количество рабочей жидкости и заряжают его сжатым газом. Упоры 12 неподвижно закреплены на штоке 10 и, опираясь на нижнюю буксу 13, не позволяют сжатому газу вытеснить шток 10 из полости цилиндра при отсутствии внешней нагрузки на шток. Герметичность телескопического (подвижного в осевом направлении) соединения штока 10 с нижней буксой 13 обеспечивают уплотнительные манжеты 14. Уплотнение 5 обеспечивает герметичность телескопического соединения плунжера 2 и штока 10.

Прямой (а) и обратный (б) ход штока показаны при условно неподвижном корпусе амортизатора. Стрелками обозначено движение жидкости. Стрелки на плоскости раздела жидкости и газа показывают давление в газовой полости амортизатора.

Такое устройство амортизатора обеспечивает поглощение работы удара или инерционных сил за счет сжатия газа (азота) и сопротивления вязкой жидкости (АМГ-10) при продавливании ее через калиброванные отверстия.

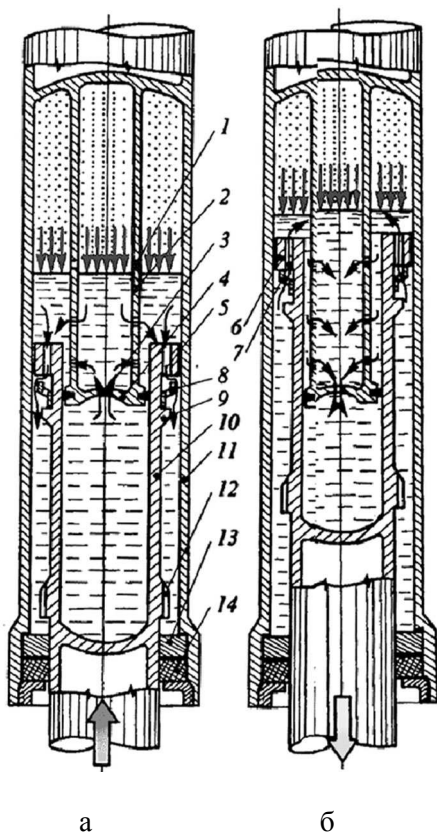


Рис.5.11. Схема работы жидкостно-газового амортизатора: прямой ход (а) и обратный ход (б)

## 5.7. Вопросы для самоконтроля

1. Опишите схему шасси, применяемую на самолете, и перечислите ее преимущества.
2. В чем заключается отличие режима поворота передней опоры во взлетно-посадочном и рулежном режимах?
3. С какими системами самолета взаимодействует шасси?
4. Из чего состоит передняя стойка шасси?
5. Как происходит уборка и выпуск, а также фиксация передней стойки в выпущенном и убранном положениях?
6. Опишите принцип работы рулевого механизма передней стойки шасси.
7. Из чего состоит основная стойка шасси?
8. Из каких элементов состоит колесо основной опоры. Каково назначение этих элементов?
9. Из каких элементов состоит пневматик колеса? Каково их назначение?
10. Каково назначение датчика частоты вращения? Опишите принцип его работы.
11. В чем заключается разница между амортизатором передней и основной опорами шасси?
12. Опишите принцип работы жидкостно-газового амортизатора.

## 6. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

### 6.1. Общие сведения

Топливная система (ТС) самолета предназначена для размещения топлива и подачи его к двигателям и вспомогательной силовой установке (ВСУ) на всех режимах эксплуатации самолета (рис. 6.1).



Рис. 6.1. Состав топливной системы самолета

Топливная система включает в себя:

- топливные баки;
- систему дренажа баков;
- систему централизованной заправки;
- систему выработки топлива;
- систему слива топлива;
- топливоизмерительную систему;
- органы управления и контроля.

Применяемые топлива: ТС-1 (основное), РТ (дублирующее) и их зарубежные аналоги. Допускается смешивание топлив ТС-1 и РТ в любых пропорциях.

Для предотвращения образования кристаллов льда и растворения инея в топливо непосредственно при заправке самолета вво-



дятся противоводокристаллизационные присадки (до 0,3% в зависимости от температуры топлива). В качестве таких присадок широко используют этилцеллозольв (жидкость "И"), тетрагидрофуруриловый спирт (ТГФ) и их 50%-ные смеси с метанолом (присадки И-М и ТГФ-М). Их вводят преимущественно в зимнее время, а летом - в тех случаях, когда продолжительность полета превышает 5 часов и топливо успевает охладиться до отрицательных температур.

При заправке авиационных топлив в результате непредсказуемости процесса разрядов статического электричества создается потенциальная возможность его воспламенения и взрыва. Для повышения пожаровзрывобезопасности, увеличения скорости налива в топлива добавляют антистатическую присадку Сигбол в количестве 0,003-0,001 % от массы заправляемого топлива.

Централизованная заправка самолета топливом осуществляется при открытом электроуправляемом кране через штуцер, установленный в носовой части правого обтекателя шасси, а открытая – через заливные горловины на верхней части крыла.

Электропитание топливной системы производится от наземных или бортовых источников электропитания постоянного тока напряжением 27 В.

## **6.2. Размещение топлива**

Топливо на самолете размещается в двух крыльевых баках-кессонах, по одному в каждом полукрыле (рис. 6.2). Топливные баки-кессоны представляют собой герметичные отсеки силовой конструкции крыла, образованные лонжеронами, обшивкой и нервюрами крыла.

Баки расположены в отъемных частях крыла между нервюрами № 3 и № 25. Кессоны между нервюрами № 25 и № 26 для размещения топлива не используются, а служат в качестве дренажных отсеков для дренажа топливных баков.

Каждый бак нервюрами № 13 и № 15 разделен на три отсека:

предрасходный, насосный и консольную часть расходного отсека. Насосный отсек вместе с консольной частью расходного отсека составляют расходный отсек.

Внутри баков проходят трубопроводы топливной системы, трубопроводы с электропроводами подвода питания к топливным насосам, электропровода от датчиков топливоизмерительной системы и датчиков свободной воды.

В баках установлены топливные насосы, поплавковые клапаны системы дренажа, струйные насосы, датчики топливоизмерительной системы и датчики свободной воды, клапаны слива конденсата, обратные клапаны.

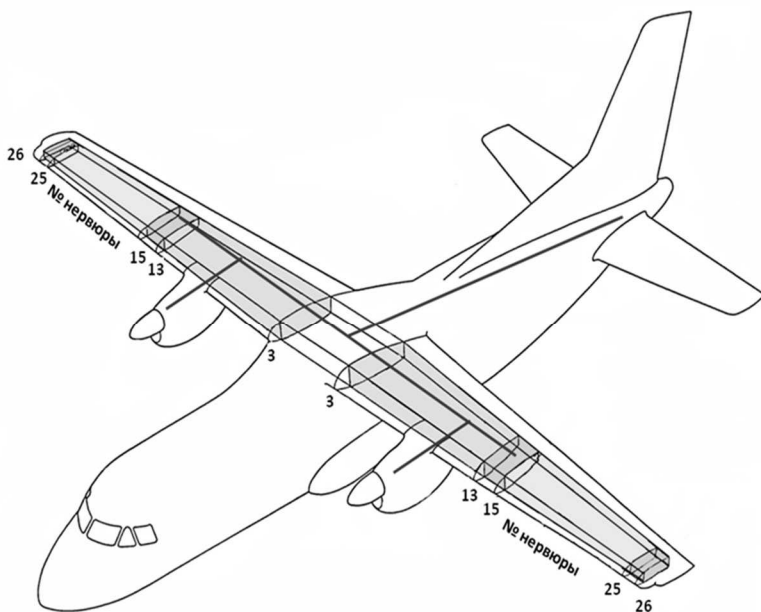


Рис. 6.2. Схема размещения топлива на самолете и его подача к потребителям

Вместимость предрасходного, расходного и насосного отсеков кессон-баков при централизованной заправке и заправке топливом через заливные горловины приведены в табл. 6.1.

Таблица 6.1.

**Вместимость отсеков кессон-баков**

Заправляемые топливом отсеки	Вместимость в литрах	
	При централизованной заправке	При заправке через заливные горловины до уровня горловины
Предрасходный	$2 \times 1750 = 3500$	$2 \times 1820 = 3640$
Расходный (консольная часть + насосный)	$2 \times 1045 = 2090$	$2 \times 1045 = 2090$
Насосный (для справки)	$2 \times 260 = 520$	$2 \times 260 = 520$
Всего	5590	5730

**6.3. Система дренажа**

Система дренажа предназначена для предохранения топливных баков от разрушения, обеспечения нормальной работы системы централизованной заправки и выработки топлива путем выравнивания давления воздуха в баках с атмосферным давлением за бортом во всех возможных условиях эксплуатации (выработке и заправке топлива, изменение высоты полета и т.д.).

На самолете выполнены две симметричные автономные системы дренажа: для левого и правого топливных баков.

Система включает в себя (рис. 6.3):

- дренажный отсек;
- воздухозаборник 4;
- блок клапанов 5, включающий вакуумный и клапан избыточного давления;
- поплавковый клапан 7;
- обратный клапан 1;
- дренажные отверстия 2 в верхней части нервюр №15 и трубопровод дренажа;
- трубопроводы и соединения.

Работа системы дренажа обеспечивается дренажным отсеком, в нижней части которого установлены воздухозаборники, через которые отсек постоянно сообщается с атмосферой.

При левом крене самолета поплавковый клапан 7 заливается топливом и перекрывает патрубок 6. Дренаж предрасходного отсека осуществляется через открытый конец трубопровода у нервюры №3. При правом крене, когда топливом заливается конец трубопровода у нервюры №3, поплавковый клапан открывается и дренаж осуществляется через открытый конец патрубка. Дренаж консольного отсека осуществляется посредством трубопровода, соединяющего его с предрасходным отсеком и проложенным вдоль переднего лонжерона крыла. Дренаж насосного отсека обеспечивают дренажные отверстия 2, расположенные в верхней части нервюр №15, а также межбаковые обратные клапаны 1, установленные в нижних частях нервюр №13 и 15.

Блок обратных клапанов 5 предохраняют топливные емкости от повреждения при выработке и заправки самолета топливом и при закупорке воздухозаборника дренажного отсека.

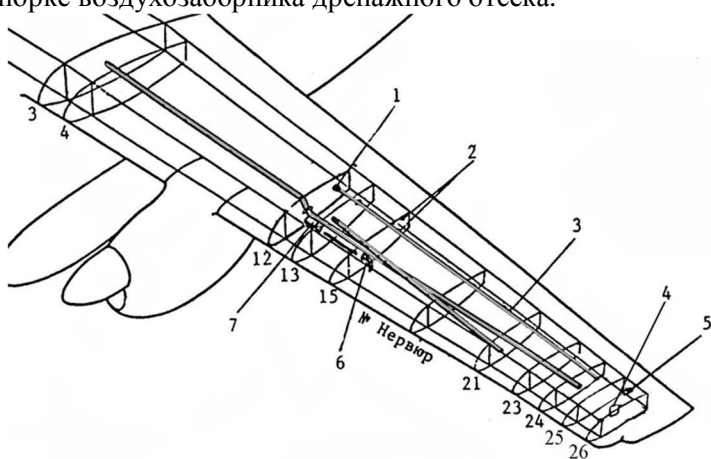


Рис. 6.3. Система дренажа топливных баков

1 - обратный клапан; 2 - дренажные отверстия; 3 - трубопровод слива; 4 - воздухозаборник дренажа; 5 - блок обратных клапанов (вакуумный и клапан избыточного давления); 6 - патрубок трубопровода заправки; 7 - поплавковый клапан

## 6.4. Система выработки топлива

Система выработки топлива состоит из двух аналогичных систем, расположенных в левом и правом полукрыльях и объединенных трубопроводом с краном кольцевания. В правом полукрыле установлен насос питания ВСУ и перекрывной (пожарный) кран ВСУ.

В систему выработки топлива входят (рис. 6.4):

- подкачивающие электроприводные насосы ЭЦН-75Б;
- перекачивающие струйные насосы;
- сигнализаторы давления топлива;
- перекрывные электроуправляемые краны;
- обратные клапаны;
- трубопроводы.

При работе двигателей топливо перекачивается струйным насосом 3 через обратный клапан 13, трубопровод магистрали централизованной заправки из предрасходного отсека 22 в консольную часть расходного отсека 19, а из него струйным насосом 16 в насосный отсек 20. Подача топлива струйными насосами 3 и 16 осуществляется за счет энергии активного потока жидкости от электрических центробежных насосов 14, которые также обеспечивают подачу топлива из насосного отсека 20 к двигателям. Прекращение подачи топлива к двигателям осуществляется перекрытием пожарных кранов 1, а контроль давления топлива – сигнализаторами давления б.

Топливные магистрали питания левого и правого двигателей соединены между собой краном кольцевания 28, который при нормальной работе топливной системы находится в закрытом положении. В случае отказа одного из двигателей кран открывается и обеспечивает подачу топлива к исправному двигателю из обеих консолей крыла – тем самым обеспечивается равномерная подача топлива из всех отсеков и предотвращается крен самолета в сторону неисправного двигателя.

Питание топливом ВСУ обеспечивается электрическим центробежным насосом 14, установленном в правой консоли крыла, при

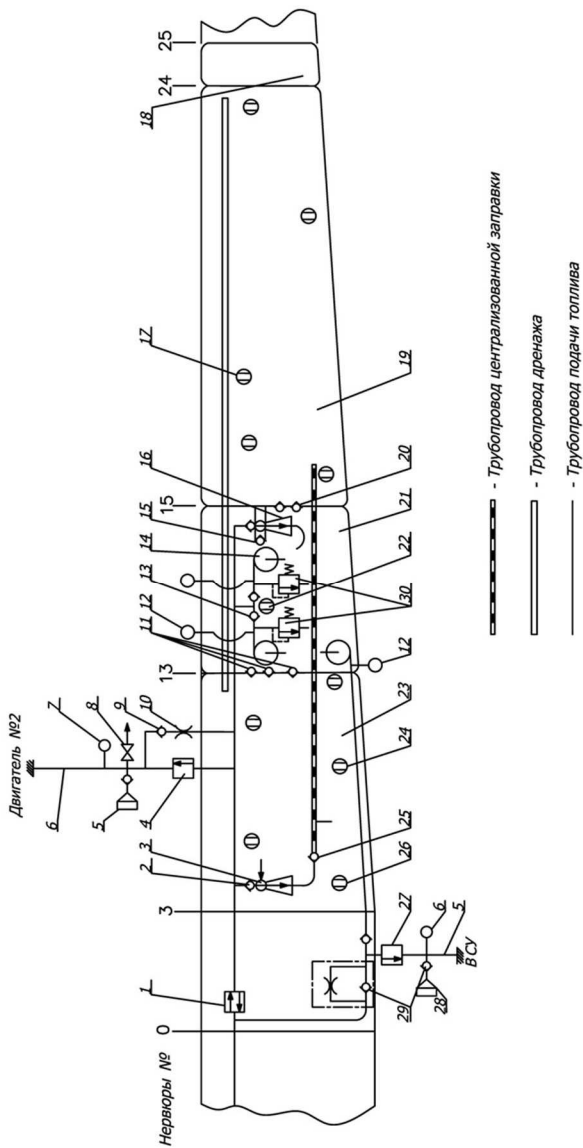


Рис. 6.4. Схема топливной системы самолета (наименование позиций приведены в табл. 6.2)

Таблица 6.2.

## Элементы топливной системы

№	Наименование	№	Наименование
1	Пожарный кран двигателя	15	Межбаковый обратный клапан
2	Обратный клапан	16	Струйный насос
3	Струйный насос	17	Датчик топливомера
4	Штуцер консервации	18	Дренажный отсек
5	Трубопровод с ограниченно-подвижными соединениями	19	Консольная часть расходного отсека
6	Сигнализатор давления топлива	20	Насосный отсек (составная часть расходного отсека)
7	Кран слива топлива	21	Датчик топливомера с сигнализатором резервного остатка топлива, компенсатором и датчиком температуры
8	Обратный клапан	22	Предрасходный отсек
9	Жиклер	23	Датчик топливомера с сигнализаторами
10	Межбаковый обратный клапан	24	Датчик топливомера с компенсатором и датчиком температуры
11	Межбаковый обратный клапан	25	Пожарный кран ВСУ
12	Сигнализатор давления	26	Обратный клапан
13	Обратный клапан	27	Штуцер консервации
14	Электрический центробежный насос ЭЦН-75Б	28	Кран кольцевания

открытом пожарном кране 25. Однако при отказе этого насоса предусмотрена возможность подачи топлива к ВСУ от электрических центробежных насосов, установленных в насосных отсеках, при открытии крана кольцевания 28.

Пожарные краны 1 и 25 оборудованы обратными клапанами 8 и 26 терморазгрузки, которые обеспечивают перепуск топлива в отсеки при температурном расширении топлива в системах питания двигателей и ВСУ, когда пожарные краны 1 и 25 закрыты.

Для консервации двигателей и ВСУ имеются штуцера 4 и 27, а слив топлива из топливных отсеков в топливозаправщик может

быть осуществлен открытием кранов слива топлива 7 и включением электрических центробежных насосов 14. Контроль за работой топливной системы осуществляется с помощью датчиков 17, 21, 23, 24.

## 6.5. Элементы топливной системы

### *Электроприводной насос ЭЦН-75Б*

В топливной системе самолета применяются электроприводные насосы ЭЦН-75Б (рис. 6.5). Насосы установлены по два в насосных отсеках левого и правого баков. В правом баке рядом с ними установлен третий насос ЭЦН-75Б для питания топливом ВСУ.



Рис. 6.5. Электроприводной насос ЭЦН-75Б

Насос состоит из насосной части и электродвигателя, смонтированных совместно. Насосная часть включает в себя корпус со спиралеобразным каналом, крыльчатку, крышку и уплотнения. Крыльчатка насоса закрытого типа, крепится на валу электродвигателя. При вращении вала электродвигателя топливо попадает на крыльчатку насоса, которое подает топливо в спиралеобразный канал корпуса, где его давление возрастает. Из канала топливо попадает в топливные магистрали самолета.

Каждый насос установлен в монтажном устройстве, которое обеспечивает замену насоса без слива топлива из топливного отсека.



### ***Струйный насос***

Струйный насос (рис. 6.6.) представляет собой агрегат, в котором энергия активного потока жидкости передается потоку перекачиваемой жидкости.

Насос состоит из корпуса, сопла и смесителя.

При подаче активного топлива от насосов через сопло, топливо, находящееся в баке, где установлен смеситель, увлекается активным топливом и перекачивается в другой бак.

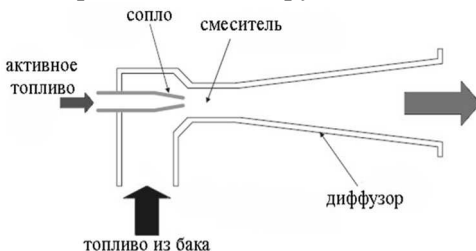


Рис. 6.6. Схема струйного насоса

### ***Межбачковые обратные клапаны***

Межбачковые обратные клапаны (рис. 6.7) предназначены для обеспечения перетекания топлива в насосный отсек из предрасходного и консольной части расходного отсека при заправке топливом и эволюциях самолета.

Клапан состоит из корпуса с впрессованными в него упорами. На упорах закреплена ось, на которой вращается заслонка.

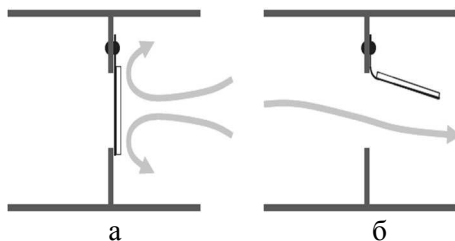


Рис. 6.7. Межбачковый обратный клапан в закрытом (а) и открытом (б) состоянии

### ***Поплавковый клапан***

Поплавковый клапан обеспечивает работу дренажной системы самолета и служит для предотвращения попадания топлива в трубопроводы дренажной системы при эволюциях самолета. Принцип работы клапана показан на рис. 6.8.

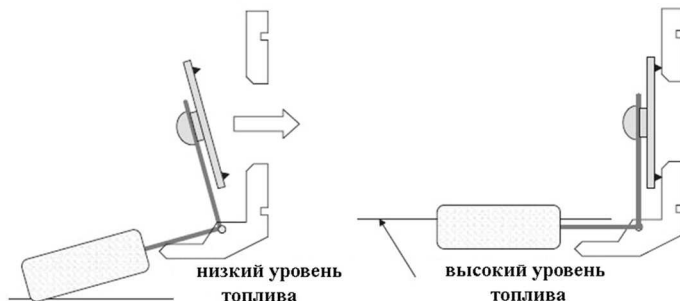


Рис.6.8. Поплавковый клапан

### ***Вакуумный и предохранительный клапан***

На заднем лонжероне крыла, между нервюрами № 25 и № 26 левой и правой консольных частей, установлены вакуумный и предохранительный клапаны, объединенные одним корпусом (рис. 6.9). Клапаны сообщены трубопроводом с дренажным отсеком.

Вакуумный клапан, рассчитанный на перепад давлений  $\Delta P = 0,005$  МПа ( $0,05$  кгс/см<sup>2</sup>), предохраняет баки от смятия атмосферным давлением в случае закупорки воздухозаборников дренажа при выработке топлива.

Предохранительный клапан, рассчитанный на перепад давлений  $\Delta P = 0,012$  МПа ( $0,12$  кгс/см<sup>2</sup>), предохраняет баки от разрушения избыточ-



Рис. 6.9. Вакуумный и предохранительный клапан

ным давлением воздуха надтопливного пространства при заправке баков в случае закупорки воздухозаборников дренажа.

### ***Трубопроводы топливной системы***

Трубопроводы топливной системы изготовлены из алюминиевых сплавов АМг-2М, АМг-3М и нержавеющей стали 12Х18Н10Т. Трубопроводы диаметром от 4 до 50 мм – цельнотянутые или сварные с толщиной стенки 1 мм. Трубопроводы из нержавеющей стали установлены в пожароопасных отсеках в магистралях питания топливом двигателей и ВСУ.

## **6.6. Вопросы для самоконтроля**

1. Что включает в себя топливная система самолета?
2. Какие марки топлива и присадки применяются в топливной системе самолета?
3. Где размещается топливо на самолете? Дайте классификацию топливных баков и опишите их особенности.
4. Каково назначение системы дренажа топливной системы? Опишите принцип работы и назначение агрегатов системы дренажа.
5. Что входит в систему выработки топлив?
6. Как осуществляется подача топлива к маршевому двигателю и вспомогательной силовой установке?
7. Как осуществляется подача топлива в случае отказа одного из двигателей?
8. Каково назначение клапана терморазгрузки?
9. В чем заключается отличие в принципе работы электроприводного насоса ЭЦН-75Б и струйного насоса?
10. Какие клапаны применяются в топливной системе самолета? Опишите их назначение.

## 7. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

### 7.1. Общие сведения

Гидравлическая система самолета Ан-140 обеспечивает работу ряда функциональных подсистем (рис. 7.1). Основные характеристики гидравлической системы самолета приведены в таблице 7.1.



Рис. 7.1. Состав гидравлической системы самолета

Таблица 7.1.

#### Техническая характеристика гидросистемы

Наименование	Параметры
1	2
Номинальное давление	150 кгс/см <sup>2</sup>
Производительность насосной станции при давлении нагнетания 140 кгс/см <sup>2</sup>	не менее 7 л/мин.
Рабочая жидкость	АМГ-10
Общее количество жидкости в гидросистеме	22 л
Диапазон эксплуатационных температур - окружающей среды - рабочей жидкости	±60 °С от -60 °С до +100 °С
Давление начальной зарядки гидроаккумуляторов техническим азотом	60±5 кгс/см <sup>2</sup>
Давление открытия предохранительного клапана в блоке фильтров	180±5 кгс/см <sup>2</sup>

1	2
Давление открытия термодатчиков	190+7 кгс/см <sup>2</sup>
Давление в сети наддува гидробака	1,7...2,6 кгс/см <sup>2</sup>

На рис. 7.2. приведена функциональная схема гидравлической системы самолета.

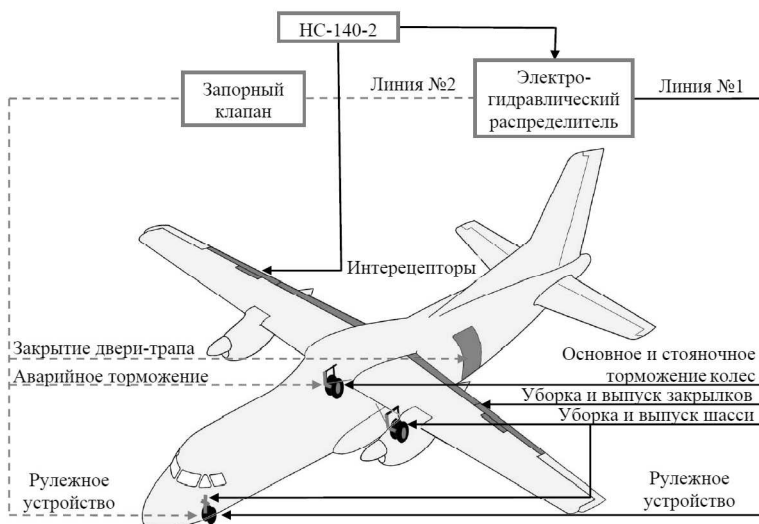


Рис. 7.2. Функциональная схема гидравлической системы

## 7.2. Работа сети источников давления

Источник давления в гидросистеме - электроприводная насосная станция – устройство, преобразующее подводимую к нему механическую энергию в энергию потока рабочей жидкости (рис. 7.3).

Распределение давления от насосной станции осуществляет встроенный в блок фильтров электрогидравлический распределитель, который делит напорную магистраль на две линии - № 1 и №2.

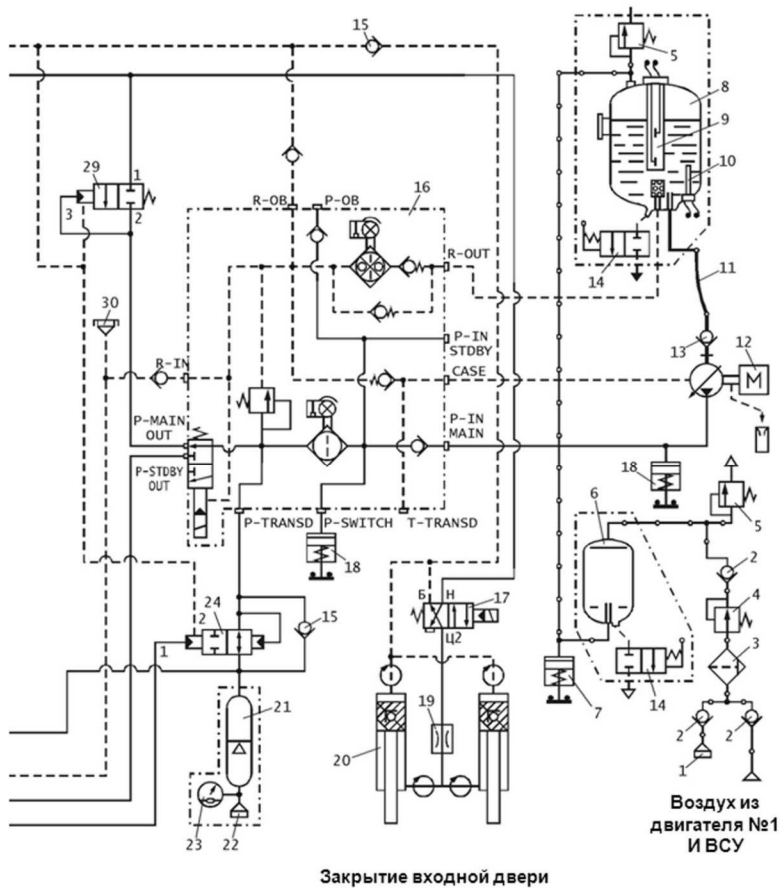


Рис. 7.3. Принципиальная схема гидросистемы (лист 1 из 4).  
(наименование позиций приведены в табл. 7.2)

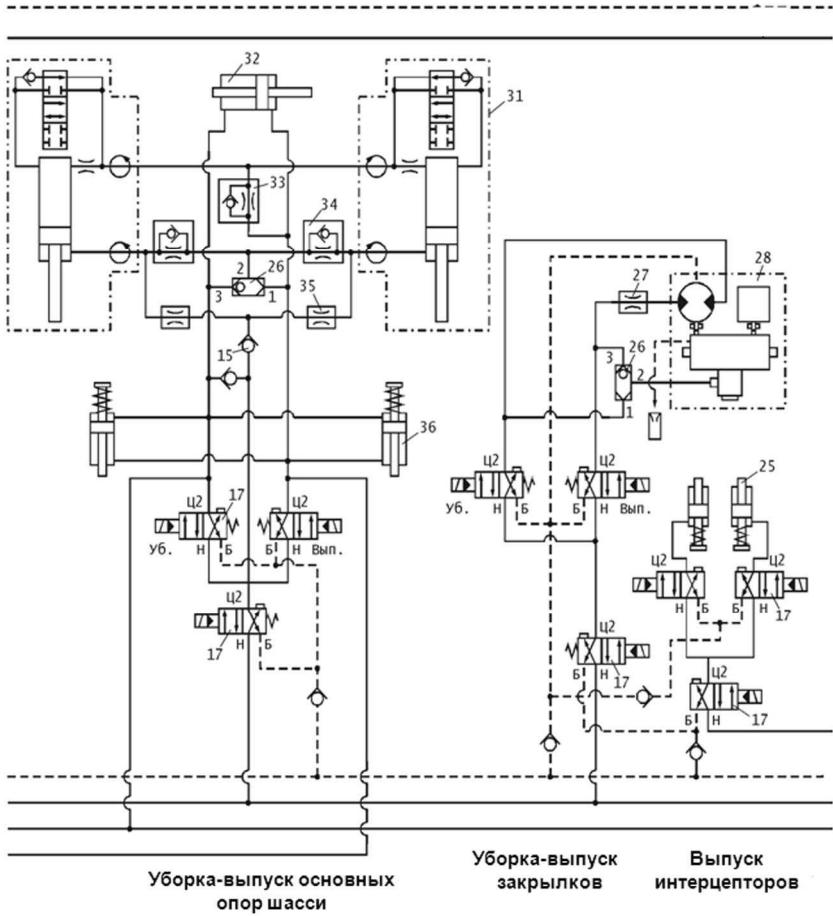
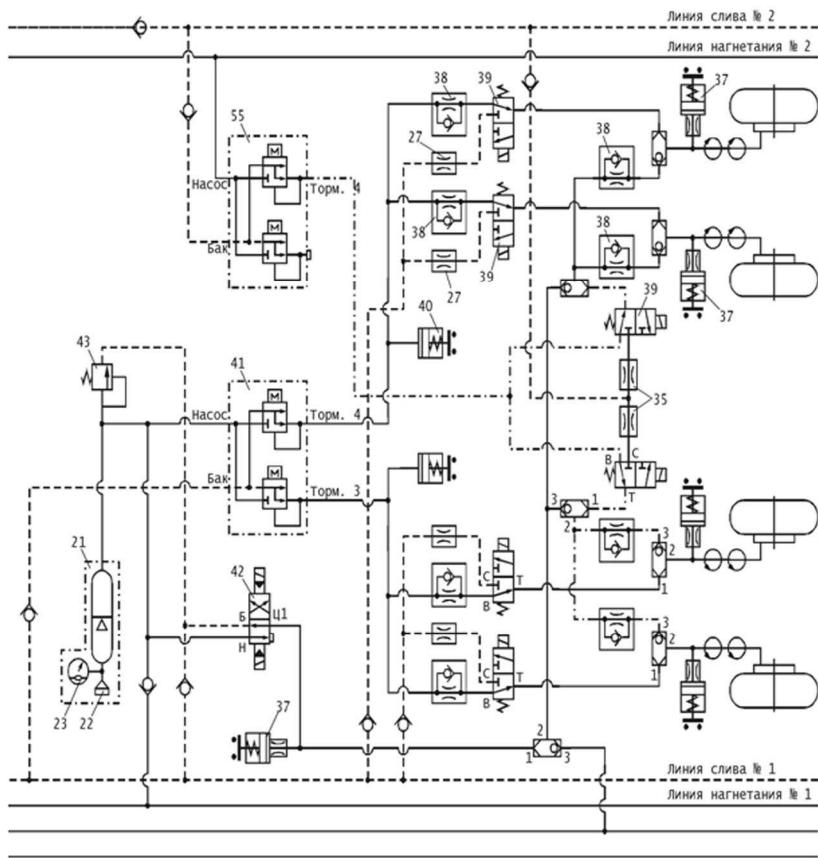


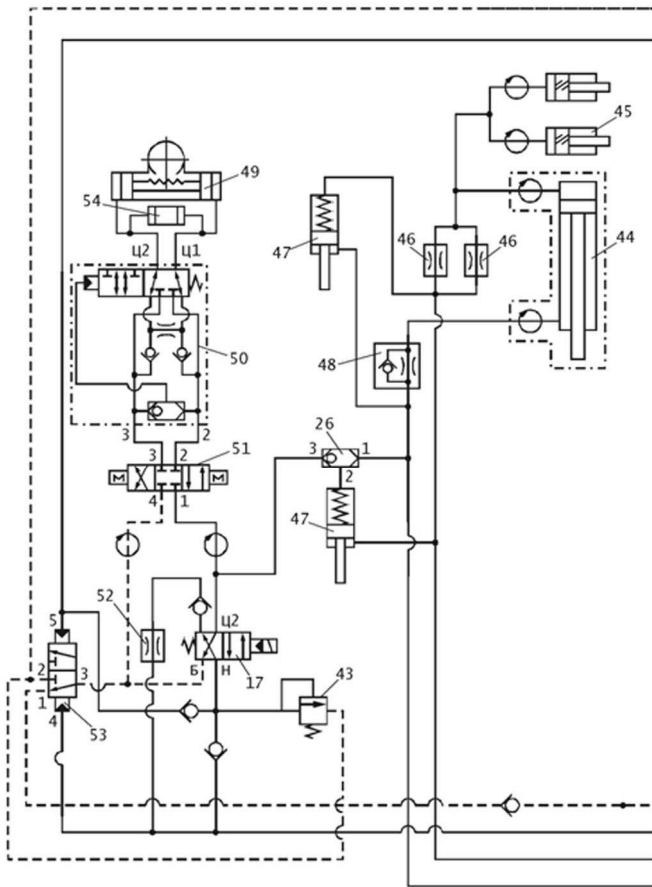
Рис. 7.3. Принципиальная схема гидросистемы (лист 2 из 4).



Торможение колес шасси

Рис. 7.3. Принципиальная схема гидросистемы (лист 3 из 4).





**Рулевое устройство    Уборка-выпуск передней  
Опоры шасси**

Рис. 7.3. Принципиальная схема гидросистемы (лист 4 из 4)

Таблица 7.2.

## Элементы гидравлической системы

№	Наименование	№	Наименование
1	Бортовой штуцер наддува	29	Запорный клапан
2	Обратный клапан	30	Бортовой клапан заправки
3	Фильтр-осушитель	31	Силовой гидроцилиндр
4	Редукционный клапан	32	Гидроцилиндр замка убранного положения
5	Предохранительный клапан	33	Односторонний дроссель
6	Дренажный бак	34	Односторонний дроссель
7	Сигнализатор давления СДГ-1,25	35	Двухсторонний дроссель
8	Гидробак	36	Гидроцилиндр
9	Сигнализатор уровня ДСМКЗ-2Т	37	Сигнализатор давления СДВ-40А
10	Датчик температуры П-109	38	Односторонний дроссель
11	Рукав	39	Распределитель УГ135
12	Насосная станция НС140-2	40	Гидравлический выключатель УГ34/6
13	Гидравлический разъем	41	Агрегат торможения АТК-02
14	Сливной кран	42	Распределитель КЭ75-2
15	Обратный клапан	43	Предохранительный клапан
16	Блок фильтров QA 08077	44	Силовой гидроцилиндр
17	Распределитель КЭ94	45	Гидроцилиндр подтяга створок
18	Сигнализатор давления СДМ-80	46	Двухсторонний дроссель
19	Двухсторонний дроссель	47	Гидроцилиндр замка
20	Гидроцилиндр	48	Односторонний дроссель
21	Гидроаккумулятор	49	Рулежный механизм
22	Зарядный клапан	50	Кран включения КВ-38
23	Датчик давления ДАТ250КС-2	51	Кран поворота КП-38А
24	Перекрывной клапан	52	Двухсторонний дроссель
25	Гидроцилиндр	53	Переключатель слива
26	Челночный клапан	54	Демпфер
27	Двухсторонний дроссель	55	Агрегат аварийного торможения АТК-02-01
28	Привод закрылков КПМ-02		

При включенном распределителе жидкость подается в линию № 1, от которой питаются сети:

- уборки и выпуска шасси;
- уборки и выпуска закрылков;
- основного и стояночного (стартового) торможения колес основной опоры шасси;
- рулежного устройства передней опоры шасси.

При выключенном распределителе жидкость подается в линию № 2, от которой питаются сети:

- аварийного торможения колес основной опоры шасси;
- резервного управления рулежным устройством передней опоры шасси;
- закрытия входной двери-трапа.

Жидкость поступает в линию № 2 через запорный клапан, который предотвращает потерю жидкости в случае разгерметизации линии № 2 на участке за запорным клапаном, при отключенной насосной станции.

Клапан закрывается при давлении жидкости на входе менее 9...15 кгс/см<sup>2</sup>.

Сеть управления интерцепторами питается от общей напорной магистрали.

Управление распределителем автоматическое, включается одновременно с включением насосной станции. Выключение распределителя (при работающей насосной станции) происходит в случаях: аварийного торможения колес; закрытия двери-трапа; снижения давления после насосной станции ниже 80 кгс/см<sup>2</sup>; уменьшения уровня рабочей жидкости в гидробаке ниже критического.

### **7.3. Размещение элементов сети источников давления**

Основные агрегаты сети источников давления сосредоточены в отсеке питания гидравлической системы, в правом обтекателе шасси, в зоне, расположенной между шпангоутами № 22...24 (рис. 7.4).

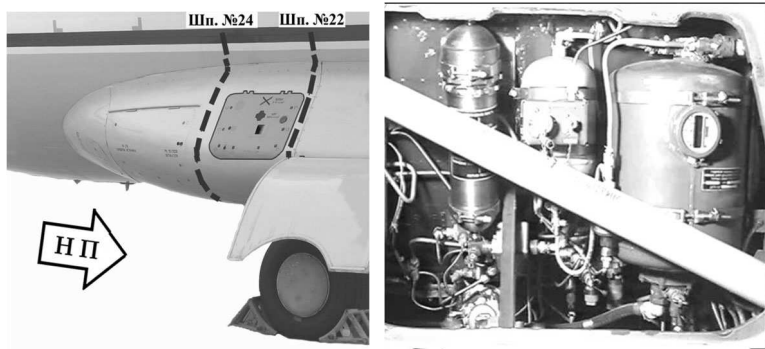


Рис. 7.4. Размещение элементов источников питания в отсеке питания гидросистемы

В этом отсеке установлены:

- насосная станция;
- блок фильтров (линии давления и слива) с электромагнитным распределителем;
- гидравлический бак с уровнемером, датчиком критического уровня, предохранительным клапаном наддува, датчиком температуры и сливным краном;
- гидравлический аккумулятор общей сети с датчиком давления;
- перекрывной клапан;
- дренажный бак со сливным краном;
- сигнализаторы давления (3 шт.);
- запорный клапан линии давления № 2.

В этой же зоне (между шпангоутами № 22...24), справа под полом фюзеляжа установлены агрегаты сети наддува гидравлического бака:

- фильтр-осушитель;
- редукционный клапан;
- предохранительный клапан;
- обратный клапан.

Управление распределителем автоматическое, включается одновременно с включением насосной станции. Выключение распре-

делителя (при работающей насосной станции) происходит в случаях:

- аварийного торможения колес;
- закрытия двери-трапа;
- в случае снижения давления после насосной станции ниже  $80 \text{ кгс/см}^2$ ;
- в случае уменьшения уровня рабочей жидкости в гидравлическом баке ниже критического.

#### 7.4. Элементы гидравлической системы

##### *Электроприводная насосная станция*

Насосная станция НС-140 (рис.7.5) предназначена для подачи рабочей жидкости в гидросистему самолета и поддержания давления в гидросистеме в заданном диапазоне -  $150_{-5}^{+10} \text{ кгс/см}^2$ .

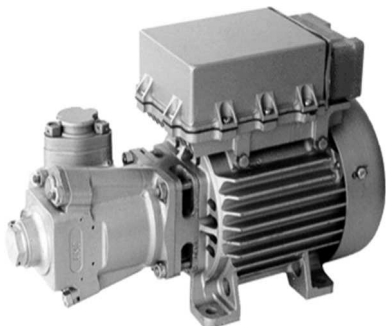


Рис. 7.5. Гидравлическая насосная станция

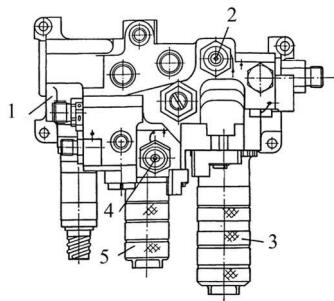
Гидравлическая насосная станция регулируемой подачи с приводом от электродвигателя постоянного тока (27 В). Состоит из насоса переменной подачи, насоса подкачки с принудительным охлаждением электродвигателя воздухом окружающей среды.

## Блок фильтров

Блок фильтров QA 08077 (рис. 7.6) - многофункциональный агрегат. В конструкцию блока входят фильтры напорной и сливной магистралей гидравлической системы, перепускной клапан фильтра сливной магистрали, предохранительный клапан, обратные клапаны и электрогидравлический распределитель.

Рис. 7.6. Блок фильтров QA 08077

1 – корпус; 2 - сигнализатор засорения фильтра сливной магистрали; 3 - фильтр сливной магистрали; 4 - сигнализатор засорения фильтра напорной магистрали; 5 - фильтр напорной магистрали.



Фильтрами обеспечивается очистка всей рабочей жидкости, подаваемой в систему от насосной станции, а также всей жидкости, поступающей в гидробак, в том числе и закачиваемой в систему при заправке (дозаправке) гидробака. Номинальная тонкость фильтрации фильтроэлемента линии нагнетания - 15 мкм, фильтроэлемента линии слива - 3 мкм. Оба фильтра снабжены механическими сигнализаторами засорения. Сигнализаторы срабатывают при перепаде давлений на фильтроэлементах (5,27...7,13) кгс/см<sup>2</sup>.

Предохранительный клапан предназначен для защиты гидросистемы от чрезмерного повышения давления в случае отказа регулирующего устройства насосной станции. Клапан пропускает жидкость с избыточным давлением в линию слива гидравлической системы. Давление начала открытия клапана - (180+5) кгс/см<sup>2</sup>. Кроме того, в обеих линиях давления установлены предохранительные термоклапаны, которые срабатывают при нагреве жидкости и повышении давления больше 190 кгс/см<sup>2</sup>.

Электрогидравлический распределитель разделяет напорную магистраль гидравлической системы на две линии - №1 и №2, к которым подключены потребители гидравлической системы. При

включенном распределителе рабочая жидкость подается в линию №1, при отключенном - в линию №2.

### *Гидравлический бак*

Гидравлический бак (гидробак) - резервуар, в котором хранится необходимое для системы количество жидкости (рис. 7.7). Из бака жидкость поступает к насосу, после которого под необходимым давлением жидкость поступает к потребителям, а затем возвращается в бак.

Назначение гидробака:

- удовлетворение рабочих потребностей системы;
- восполнение жидкости, потерянной из-за утечки;
- компенсация увеличения объема гидрожидкости, вызванное тепловым расширением.



Рис.7.7. Гидробак

Для обеспечения безкавитационной работы насосной станции в гидробаке создается избыточное давление воздуха от сети наддува. Воздух отбирается от компрессора левого двигателя системы подготовки воздуха или от ВСУ с давлением (5...7) кгс/см<sup>2</sup>, проходит через фильтр-осушитель и через редукционный клапан, понижающий его до давления 1,7...2,6 кгс/см<sup>2</sup>. С таким давлением воздух через обратный клапан заполняет дренажный бак и далее заполняет верхнюю воздушную

полость гидробака. В сети наддува, перед дренажным баком и на гидробаке, установлены предохранительные клапаны, рассчитанные на давление 3 кгс/см<sup>2</sup>.

### ***Запорный клапан***

Запорный клапан служит для предотвращения потери жидкости из гидросистемы в случае разгерметизации линии нагнетания № 2 на участке за запорным клапаном при отключенной насосной станции. Клапан закрывается при давлении жидкости на входе в клапан меньше (9-15) кгс/см<sup>2</sup>.

### ***Перекрывной клапан***

Перекрывной клапан предназначен для отключения гидроаккумулятора общей сети от напорной магистрали на период уборки шасси с целью обеспечения требуемого времени уборки шасси.

При уборке шасси клапан под действием давления из линии уборки закрывается, прекращая доступ давления из напорной магистрали в гидроаккумулятор. В этом случае энергия гидроаккумулятора, в дополнение к подаче давления насосной станцией, используется для уборки шасси. Закрытие клапана происходит при достижении давления жидкости в линии уборки шасси больше 60-70 кгс/см<sup>2</sup>.

### ***Гидравлический аккумулятор***

Гидравлический аккумулятор (гидроаккумулятор) — емкость, предназначенная для аккумулярования и возврата энергии рабочей жидкости, находящейся под давлением, вследствие сжатия и расширения газа (рис. 7.8).

Гидроаккумулятор состоит из цилиндра, крышки и поршня. Поршень свободно перемещается внутри цилиндра и является перегородкой, разделяющей жидкостную и газовую камеры гидроаккумулятора.

Гидроаккумулятор, установленный в общей напорной магист-

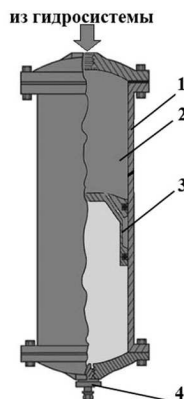


Рис. 7.8. Гидроаккумулятор  
1 - цилиндр; 2 - жидкостная камера; 3- поршень; 4- газовая камера



рали гидравлической системы, предназначен для обеспечения кратковременных повышенных расходов рабочей жидкости в системе в момент срабатывания исполнительных механизмов, а также для гашения забросов давления при резких уменьшениях расхода жидкости в момент остановки исполнительных механизмов. Кроме того, в линии нагнетания № 1 гидравлической системы установлен автономный гидроаккумулятор (далее гидроаккумулятор тормозов), который от общей линии нагнетания отсечен обратным клапаном для длительного сохранения в нем давления при отключенной насосной станции. Гидроаккумулятор тормозов является основным источником давления для стояночного торможения колес шасси, и резервным источником питания для основной системы торможения колес.

Газовые полости гидроаккумуляторов заряжаются техническим азотом до давления  $(60+5)$  кгс/см<sup>2</sup> через зарядные клапаны, установленные на гидроаккумуляторах. Стравливание давления из газовой полости гидроаккумулятора производится также через зарядный клапан.

### *Гидравлический цилиндр*

Гидравлический цилиндр (гидроцилиндр) — объёмный гидравлический двигатель, преобразующий энергию потока рабочей жидкости в механическую работу возвратно-поступательного движения исполнительного механизма (рис. 7.9.).

В гидроцилиндре одностороннего действия (рис. 7.9.а) выдвижение штока осуществляется за счёт создания давления рабочей жидкости в поршневой полости, а возврат в исходное положение - от усилия пружины.

Усилие, создаваемое гидроцилиндрами данного типа, при прочих равных условиях меньше усилия, создаваемого гидроцилиндрами двустороннего действия, за счёт того, что при прямом ходе штока необходимо преодолевать силу упругости пружины.

Гидроцилиндры двустороннего действия бывают двух типов (рис. 7.9.б и 7.9.в). Как при прямом, так и при обратном ходе поршня, усилие на штоке гидроцилиндра создаётся за счёт созда-

ния давления рабочей жидкости, соответственно, в поршневой и штоковой полости.

Однако в случае конструктивного исполнения гидроцилиндра, как показано на рис. 7.9.б, следует иметь в виду, что при прямом ходе поршня усилие на штоке несколько больше, а скорость движения штока меньше, чем при обратном ходе - за счёт разницы в площадях, к которым приложена сила давления рабочей жидкости.

В случае же исполнения гидроцилиндра, как показано на рис.7.9.в процесс передвижения поршня в обе стороны будет одинаковый.

Гидроцилиндры обеспечивают уборку-выпуск опор шасси, управление интерцепторами и устройством поворота передней опоры шасси при движении по земле, закрытие входной двери-трапа.

### **Гидравлический мотор**

Гидравлический мотор (гидромотор) преобразует энергию потока рабочей жидкости в механическую работу вращательного движения исполнительного механизма, т.е. для сообщения выходному звену вращательного движения (рис. 7.10). Гидромотор обеспечивает уборку-выпуск закрылков самолета.

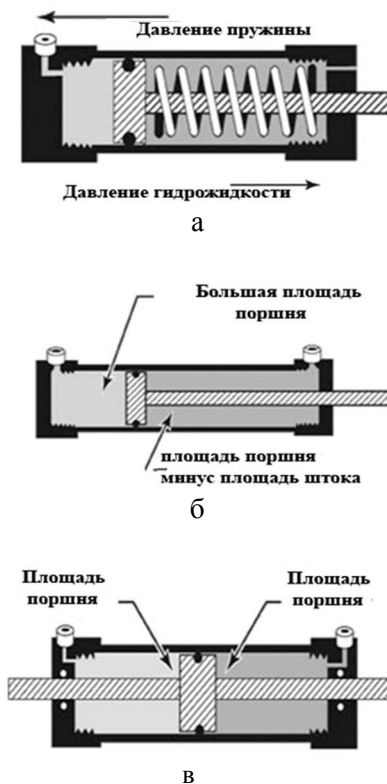


Рис.7.9. Гидроцилиндр одностороннего (а) и двустороннего (б, в) действия

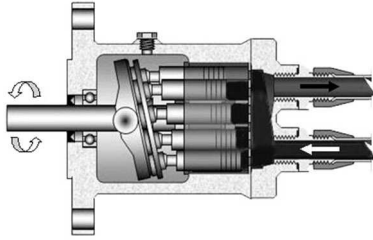


Рис. 7. 10. Схема аксиально-плунжерного гидромотора

### ***Трубопроводы***

Трубопроводы гидравлической системы обеспечивают связь между ее элементами и изготавливаются из материалов:

- сталь 12Х18Н10Т - линии высокого давления;
- алюминиевый сплав АМГ-2М - линии низкого давления.

### **7.5. Вопросы для самоконтроля**

1. С какими системами самолета взаимодействует гидравлическая система?
2. Каковы основные технические характеристики гидравлической системы самолета?
3. Где размещаются основные агрегаты источников давления? Перечислите основные агрегаты сети источников давления.
4. Какое давление поддерживает электроприводная насосная станция НС-140? Как осуществляется ее привод?
5. Каково назначение блока фильтров QA 08077?
6. Каково назначение распределителя гидравлической жидкости?
7. В чем заключается разница между запорным и перекрывающим клапаном?
8. Перечислите гидродвигатели, которые используются в системе и отметьте их положение на принципиальной схеме (рис. 7.3).
9. Какие материалы используются в трубопроводах системы? Чем обусловлен такой выбор?

## 8. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

### 8.1. Общие сведения

Система управления самолетом представляет собой совокупность устройств, обеспечивающих необходимую траекторию его движения в воздухе и на земле.

Система управления самолетом разделяется на: основную и вспомогательную. К основной системе управления относятся системы управления рулем высоты (РВ), рулем направления (РН) и элеронами.

Вспомогательное управление - управление интерцепторами, триммерами рулей, средствами механизации крыла, шасси, тормозами и т. д.

Система управления обеспечивает управление ряда устройств (рис.8.1)



Рис. 8.1. Элементы системы, обеспечивающие управление самолетом

Расположение органов управления самолетом (рулевых поверхностей) показано на рис. 8.2.

Управление элеронами и рулем высоты осуществляется командиром или вторым пилотом вручную (без бустеров, т. е. без примене-

ния гидравлических или иных усилителей) от штурвальных колонок или по командам системы автоматического управления полетом. Управление рулем направления - с помощью педалей.

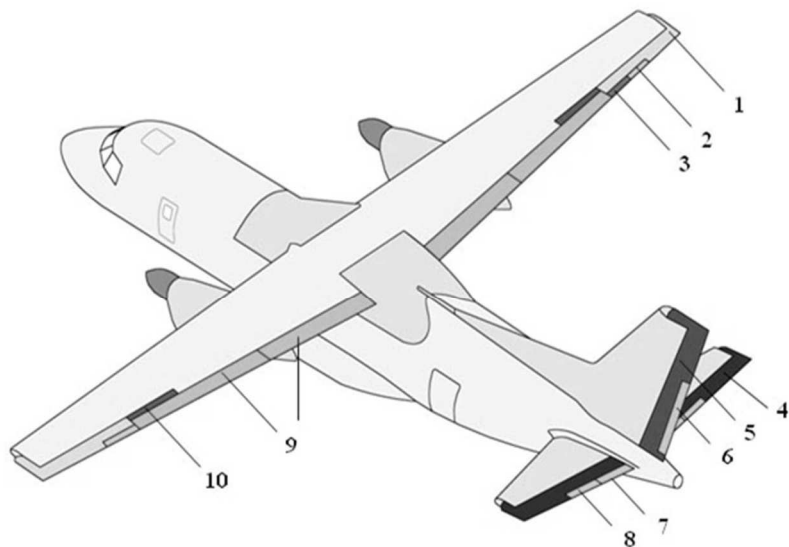
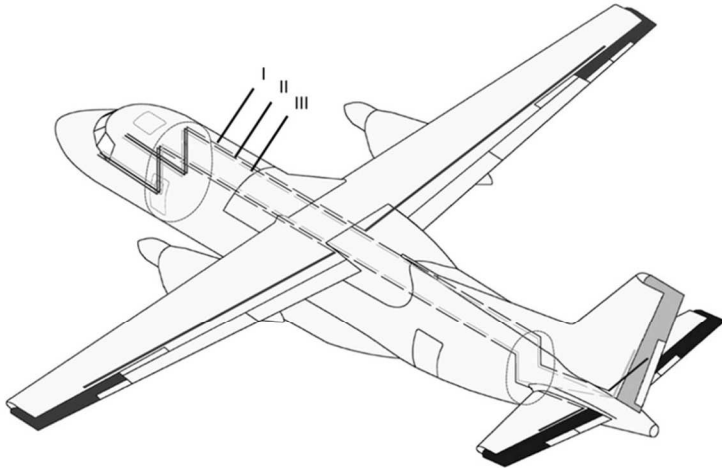


Рис. 8.2. Расположение поверхностей управления

1 – элерон; 2 – сервокомпенсатор элерона; 3 – триммер элерона; 4 – руль высоты; 5 – руль направления; 6 – триммер-сервокомпенсатор руля направления; 7 – триммер руля высоты; 8 – триммер-сервокомпенсатор руля высоты; 9 – закрылки; 10 – интерцептор

Каналы основного управления показаны на рис. 8.3. Управление закрылками осуществляется пилотами от рукоятки управления закрылками. Управление интерцепторами - автоматическое, выпуск интерцептора обеспечивается по сигналу об отказе двигателя при выпущенных закрылках и отклоненных рукоятках управления двигателями (РУД).

На рис. 8.4. показано расположение командных рычагов управления в кабине пилотов.



	Канал управления	Командный рычаг	Рулевая поверхность	Маневр
I	Поперечный	Штурвал	Элероны	Крен
II	Продольный	Штурвал	Руль высоты	Тангаж
III	Путевой	Педали	Руль направления	Рысканье

Рис. 8.3. Каналы основного управления самолетом

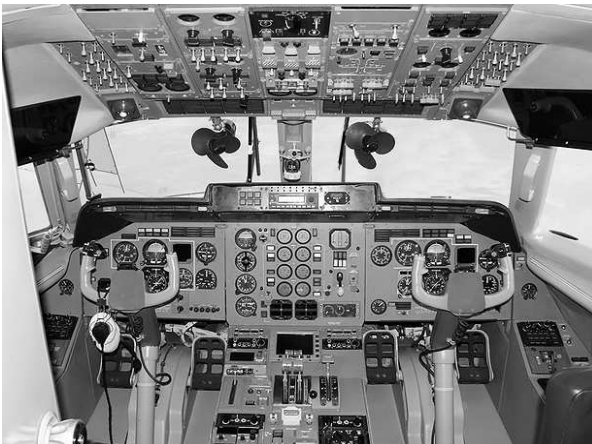


Рис. 8.4. Расположение командных рычагов управления в кабине пилотов

## 8.2. Система управления элеронами

Система управления элеронами (рис. 8.5) обеспечивает попережное управление самолетом при помощи двух элеронов - левого и правого.

Управление элеронами осуществляется через механическую проводку, от штурвалов левого и правого летчиков, или от системы автоматического управления (САУ), рулевая машина которой подсоединена к механической проводке.

Механическая проводка - комбинированная: в фюзеляже – тросовая (пунктирная линия I на рис. 8.3.), в крыле она выполнена с помощью тяг и качалок (сплошная линия I на рис. 8.3.).

Для уменьшения шарнирного момента элеронов, обусловленного действием на них аэродинамических нагрузок, и усилий, передающихся от элеронов на штурвалы, левый и правый элероны снабжены кинематическим сервокомпенсатором.

Кроме того, на правом элероне установлен триммер, который позволяет пилотам дополнительно дискретно регулировать усилия на штурвалах. Управление триммером - электродистанционное, осуществляется импульсным нажатием переключателя, расположенного на центральном пульте. Исполнительным устройством является электромеханизм, шток которого кинематически соединен с триммером элерона и приводится в движение электродвигателем через встроенный в него редуктор.

Штурвальная колонка левого летчика связана механической проводкой с левым элероном, штурвальная колонка правого летчика - с правым элероном. Управление от обеих колонок синхронизировано с помощью разъединительной муфты.

В чрезвычайных ситуациях, например, при отказе одной из проводки управления, расположенной по левому или правому борту самолета, предусмотрена возможность разъединения их жесткой кинематической связи – в этом случае управление самолетом будет осуществляться только исправной проводкой управления от правого или левого штурвала.

С целью исключения повреждения элеронов и проводки управ-

ления от ветровых нагрузок на стоянке самолет оснащен электро-дистанционной системой стопорения рулей и элеронов на земле. Взлет самолета с застопоренными рулями и элеронами исключен применением механической блокировки перемещения РУД во взлётное положение.

Управление элеронами в режиме автоматического управления полетом выполняется САУ посредством рулевой машинки автопилота, кинематически связанной с механической проводкой по правому борту. При включении САУ ручное триммирование блокируется.

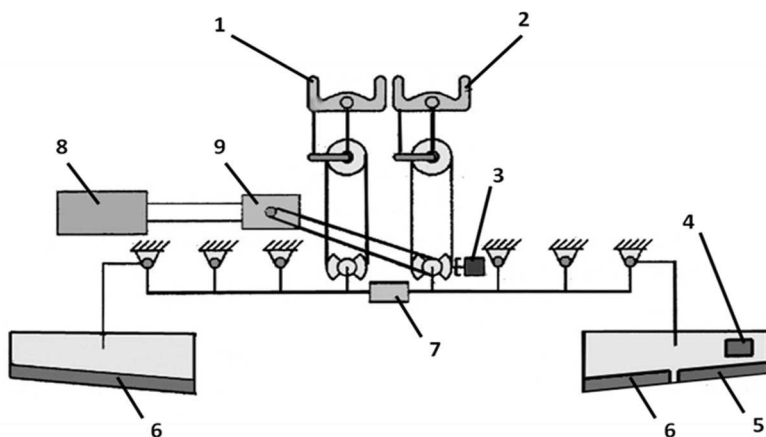


Рис. 8.5. Принципиальная схема управления элеронами  
 1 - левый штурвал; 2 - правый штурвал; 3 - механизм стопорения; 4 - механизм триммирования; 5 –триммер; 6 – сервокомпенсатор; 7 - механизм разъединения бортов; 8 - САУ; 9 - рулевая машинка автопилота

### 8.3. Система управления рулем высоты

Система управления рулем высоты (рис. 8.6) обеспечивает продольное управление самолетом при помощи руля высоты, который состоит из двух половин - левой и правой.



Управление рулями высоты осуществляется вручную, от штурвалов левого и правого летчиков, или от САУ, рулевая машина которой подсоединена к механической проводке.

Механическая проводка - комбинированная: в фюзеляже – тросовая (пунктирная линия II на рис. 8.3.), в хвостовой части фюзеляжа и в горизонтальном оперении она выполнена с помощью тяг и качалок (сплошная линия II на рис. 8.3.).

Штурвальная колонка левого летчика связана механической проводкой с левой половиной руля высоты, штурвальная колонка правого летчика - с правой половиной руля высоты. Управление от обеих колонок синхронизировано с помощью разъединительной муфты. В чрезвычайных ситуациях, также как и в канале управления элеронами предусмотрена возможность разъединения их жесткой кинематической связи.

Для уменьшения шарнирного момента каждая половина руля высоты снабжена триммером и триммером-сервокомпенсатором. Управление триммерами электродистанционное и осуществляется от кнопок, расположенных на штурвалах пилотов. В двух резервных режимах отклонение триммеров-сервокомпенсаторов как триммеров осуществляется импульсным нажатием одного из переключателей, расположенных на центральном пульте.

С целью обеспечения однообразия усилий на штурвалах летчиков вне зависимости от центровки самолета, т.е. положения центра масс самолета относительно средней аэродинамической хорды крыла, при различных вариантах загрузки, предусмотрена установка триммеров в нейтральное или отклоненное положение перед взлетом самолета.

Штурвальные колонки оборудованы тактильной сигнализацией о превышении самолетом допустимого угла атаки - механизмами тряски штурвала, на которые поступают сигналы от системы ограничительных сигналов.

Предусмотрено также стопорение руля высоты на земле и разъединение левого и правого бортов проводки управления.

Управление РВ в режиме автоматического управления полетом выполняется с помощью САУ посредством рулевой машинки автопилота, кинематически связанной с механической проводкой по

левому борту. При включении САУ ручное триммирование блокируется.

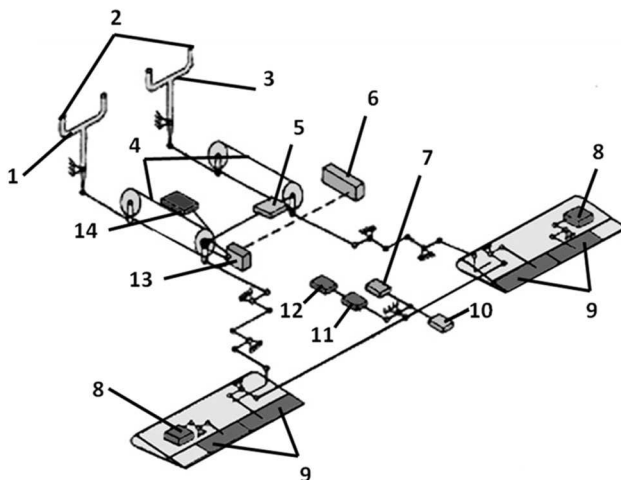


Рис.8.6. Принципиальная схема управления рулями высоты  
 1 - левая штурвальная колонка; 2 - кнопка триммирования; 3 - правая штурвальная колонка; 4 - тросовая проводка; 5 - механизм рассоединения бортов; 6 - САУ; 7 - МКВ управления; 8,14 - электромеханизм триммера-сервокомпенсатора; 9 - триммер-сервокомпенсатор; 10 - МКВ сигнализации триммирования; 11 - механизм резервного триммирования; 12 - механизм основного триммирования; 13 - рулевая машинка автопилота; 14 - механизм стопорения

#### 8.4. Система управления рулем направления

Система управления рулем направления (рис. 8.7) обеспечивает путевое управление самолетом.

Управление рулем направления осуществляется педалями одновременно двумя пилотами или одним из них, или от САУ, рулевая машина которой подсоединена к механической проводке. Предусмотрена электродистанционная регулировка педалей в соответствии с ростом летчиков.

Механическая проводка - комбинированная: в фюзеляже – тросовая (пунктирная линия III на рис. 8.3.), в хвостовой части фюзеляжа и в вертикальном оперении она выполнена с помощью тяг и качалок (сплошная линия III на рис. 8.3.).

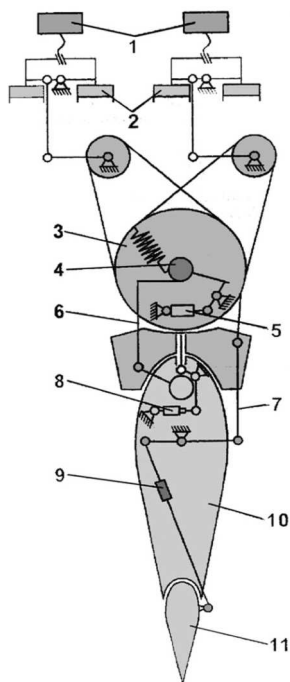


Рис. 8.7. Принципиальная схема управления рулем направления

1- механизм регулировки педалей под рост летчика; 2- педали; 3 - механизм управления триммером-сервокомпенсатором; 4 - механизм управления  $\kappa_{ш}$  РН; 5 - электромеханизм  $\kappa_{ш}$  РН; 6- тяга управления РН; 7- тяга управления триммером-сервокомпенсатором; 8 - электромеханизм стопорения; 9 - электромеханизм триммирования; 10 - триммер-сервокомпенсатор; 11 - руль направления

Функции триммирования и аэродинамической сервокомпенсации выполняются совмещенным триммером-сервокомпенсатором. При отклонении руля направления триммер-сервокомпенсатор отклоняется как сервокомпенсатор в сторону, противоположную отклонению руля направления. Триммирование - электродистанционное, осуществляется импульсным нажатием переключателя, расположенного на центральном пульте, при этом триммер-

сервокомпенсатор отклоняется как триммер вне зависимости от положения руля направления.

В канале управления рулем направления установлен электромеханизм изменения  $k_{ш}$ , ограничивающий угол отклонения триммера-сервокомпенсатора в зависимости от скорости полета самолета. В результате изменения передаточного отношения от рулевой поверхности к педалям достигается однообразие усилий на педалях летчиков вне зависимости от режима полета самолета.

Также, как и в канале управления элеронами и рулем высоты, предусмотрено стопорение руля направления на земле.

## **8.5. Система управления закрылками**

Система управления закрылками (рис. 8.8) электродистанционная и обеспечивает:

- выпуск-уборку закрылков в двух режимах (основном и резервном),
- индикацию положения закрылков;
- индикацию отказов системы управления закрылками;
- защиту от асимметричного выпуска (уборки) закрылков в основном и резервном режимах
- информацию о характерных положениях закрылков для взаимодействующих систем.

Система управления закрылками осуществляет управление двумя парами симметричных секций закрылков, связанных с комбинированный привод механизации (КПМ). Силовой привод КПМ - комбинированный, включает гидромотор (основной режим) и электродвигатель постоянного тока (резервный режим).

Выпуск-уборка закрылков осуществляется шариковинтовыми подъемниками, вращение от привода на подъемники передается с помощью трансмиссии, которая состоит из карданных валов и опор. По концам трансмиссии установлены противооборочные тормоза (ПУТ), датчики обратной связи и датчики асимметрии положения закрылков.

В основном режиме управление осуществляется рукояткой управления закрылками (РУЗ), расположенной на центральном пульте. При этом перемещение закрылков выполнено следящим за положением РУЗ. В резервном режиме управление осуществляется от нажимного переключателя на этом же пульте.

В основном режиме работы системы гидромотор привода КПП управляется от блока управления и контроля, связанного с датчиками положения РУЗ. Положение закрылков контролируется по индикатору положения механизации на средней панели приборной доски.

В основном режиме управления осуществляется контроль состояния системы и симметричности положения левого и правого закрылка.

При отсутствии сигналов управления вал гидравлического мотора заторможен гидравлическим тормозом, а вал электродвигателя - электромагнитным тормозом.

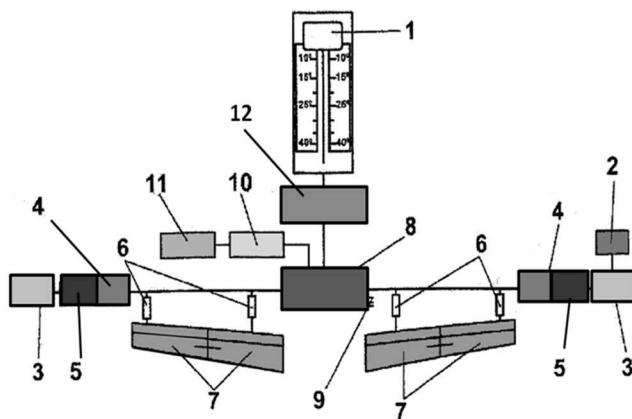


Рис. 8.8. Принципиальная схема управления закрылками

1 - рукоятка управления закрылками; 2 - пульт растормаживания; 3 - противоуборочный тормоз; 4 - датчик обратной связи; 5 - датчик асимметрии положения закрылков; 6 - шариковинтовой подъемник закрылков; 7 - закрылки; 8 - комбинированный привод механизации; 9 - подвод гидрожидкости от гидросистемы № 2; 10 - релейная коробка закрылков; 11 - переключатель резервного выпуска-уборки закрылков; 12 - блок управления и контроля закрылков.

При рассогласовании величин сигналов больше максимально допустимого значения происходит автоматический останов привода и фиксация трансмиссии с помощью ПУТ. Растормаживание ПУТ происходит только на земле от пульта растормаживания ПУТ, установленного в правом зализе крыла с фюзеляжем.

Механическая часть системы управления закрылками (рис. 8.9) расположена на заднем лонжероне крыла и включает в себя КПМ 2, шариковинтовые подъемники 5, 10, муфты ограничения момента 4 и редукторы 11, 14. Вращение от выходного вала привода 2 на агрегаты передается трансмиссией, состоящей из карданных валов 3 и опор 1, 6, 9. Карданные валы поддерживаются опорами.

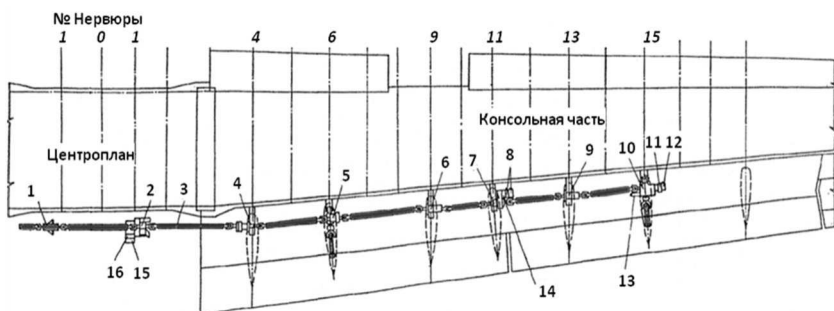


Рис. 8.9. Схема размещения элементов системы управления закрылками 1, 6, 9 – опора; 2 – комбинированный привод механизации; 3 – карданные валы; 4 – муфта ограничения момента; 5 – подъемник № 1; 7, 11 – редуктор; 8, 16 – механизм конечных выключателей; 10 – подъемник № 2; 12, 15 – блок резисторов; 13 – электрический противоуборочный тормоз; 14 – редуктор

## 8.6. Система управления интерцепторами

Система управления интерцепторами (рис. 8.10) при отказе двигателя и положении обеих рукояток управления двигателями (РУД) на режиме максимально продолжительном и выше  $\alpha_{руд} \geq 96^\circ$  по индикатору крутящего момента и положения рычага топлива

(ИКМРТ) обеспечивает автоматическое отклонение интерцептора на полукрыле с исправным двигателем на угол  $30^\circ$  в целях:

- автоматического уменьшения крена самолета при выпущенных закрылках в диапазоне углов от  $2^\circ$  до  $21^\circ$ ;
- обеспечения поперечной управляемости самолета при уходе на второй круг при выпущенных закрылках в диапазоне углов от  $19^\circ$  до  $40^\circ$ .

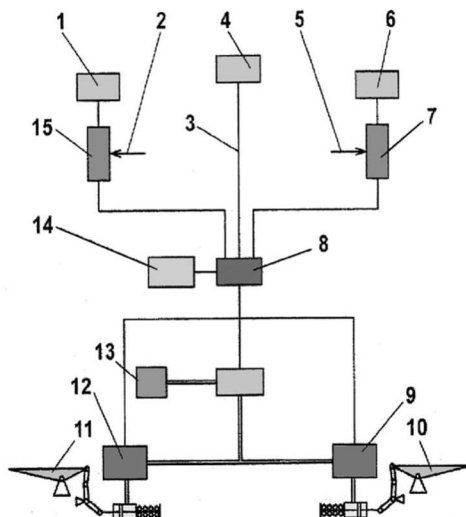


Рис. 8.10. Принципиальная схема управления интерцепторами  
 1 - РУД левого двигателя  $\alpha_{руд} \geq 96^\circ$ ; 2 - сигнал отказа левого двигателя;  
 3 - положение закрылков; 4 - закрылки; 5 - сигнал отказа правого двигателя;  
 6 - РУД правого двигателя  $\alpha_{руд} \geq 96^\circ$ ; 7 - блок коммуникации и запуска правого двигателя;  
 8 - устройство управления; 9 - распределитель правого интерцептора; 10 - интерцептор правый;  
 11 - интерцептор левый; 12 - распределитель левого интерцептора; 13 - линия нагнетания 1; 14 - переключатель уборки (автомат - принудительная); 15 - блок коммуникации и запуска левого двигателя

Автоматический выпуск интерцептора происходит спустя 1,5 - 2 с после отказа двигателя.

Исполнительными органами системы являются гидроцилиндры выпуска и уборки (по одному на каждый интерцептор). Выпуск

интерцептора осуществляется за счет давления рабочей жидкости, подаваемой в гидроцилиндры из общей напорной магистрали гидравлической системы самолета.

## **8.7. Конструкция командных органов управления**

### ***Пульт ножного управления***

Пульт ножного управления (рис. 8.11) предназначен для управления рулем направления, поворота колес передней опоры шасси и торможения колес основных опор.

Пульт состоит из двух частей - левой и правой. Обе части аналогичны по конструкции и смонтированы на кронштейнах, которые крепятся к каркасу пола кабины летчиков.

Правая 14 и левая 9 педали посажены своими осями в цапфы рычагов 2 и 15 на подшипниках. На этих же осях закреплены рычаги 12 и 13, к которым подсоединены тяги системы торможения колес.

Рычаги 12 и 15 шарнирно закреплены на кронштейне 1 и соединены тягами 5 и 11 с двуплечей качалкой 7. Ось 8 двуплечей качалки выполнена в виде Г-образной качалки, вертикальное плечо которой установлено на подшипниках, закрепленных на кронштейнах 3 и 6. На оси жестко сидит качалка 4, соединенная посредством тяги 16 с ведущим сектором тросовой проводки управления РН. К уху качалки 4 присоединена тяга проводки системы управления поворотом колес передней опоры.

Установка педалей 9 и 14 по росту летчиков осуществляется электродистанционно с помощью механизма регулировки педалей, закрепленного на оси 8.

### ***Штурвальная колонка***

Для управления рулем высоты и элеронами в кабине летчиков установлены две штурвальные колонки со штурвалами. Штурвальная колонка (рис. 8.12) состоит из головки 10 и вертикальной тру-



бы 8. На верхний и нижний концы трубы 8 насажены головка 10 и качалка 1. Головка зафиксирована на трубе штифтами 30, а качалка - болтами. К сферической части ступицы качалки 1 присоединен кожух 7.

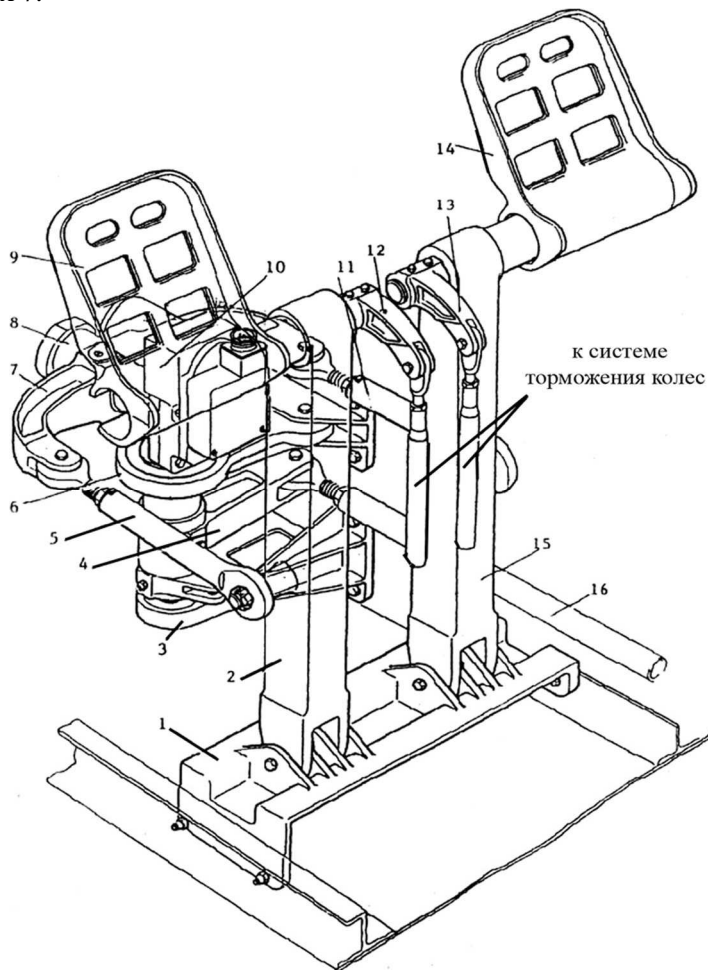


Рис. 8.11. Левая часть пульта ножного управления  
 1, 3, 6 – кронштейн; 2, 12, 13, 15 – рычаг; 4 – качалка; 5, 11, 16 – тяга;  
 7 – двуплечая качалка; 8 – ось; 9 – левая педаль;  
 10 – элекромеханизм; 14 – правая педаль

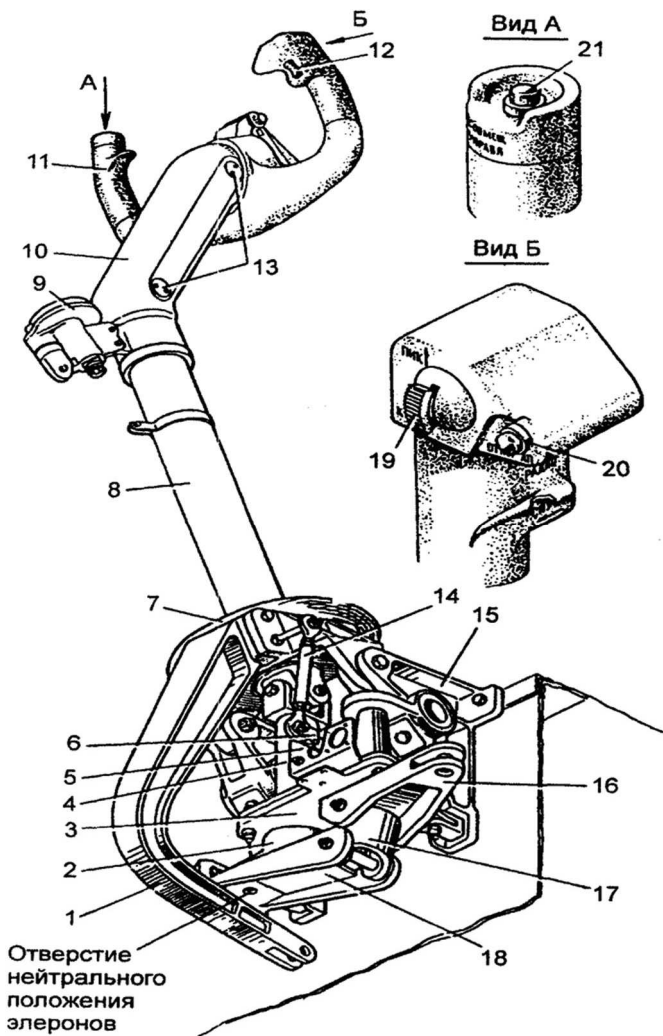


Рис. 8.12. Левая штурвальная колонка

1, 2, 16, 18 – качалка; 3 – шаровая опора; 4 – карданный вал; 5 – кронштейн с датчиком; 6 – рычаг; 7 – кожух; 8 – труба; 9 – механизм тряски штурвала; 10 – головка; 11 – штурвал; 12 – кнопка "РАДИО-СПУ"; 13 – пробки; 14 – тяга; 15 – кронштейн; 17 – серьга; 19 – кнопка "ПИК.-КАБР."; 20 – кнопка "ОТКЛ.-АП"; 21 – кнопка "СОВМЕЩ.-УПР."

Качалка 1 шарнирно закреплена в кронштейне 15 и связана с тягой проводки управления рулем высоты. Кронштейн 15 крепится болтами к каркасу пола кабины летчиков. Качалка 1 и кронштейн 15 закрыты съемным кожухом подпедальной площадки.

Штурвал 11 представляет собой полый каркас. На левой рукоятке левого штурвала и правой рукоятке правого штурвала установлены кнопка 12 "РАДИО-СПУ (самолетное переговорное устройство)", кнопка 20 "ОТКЛ. АП (автопилота)" и кнопка 19 "ПИК. (пикирование) – КАБР. (кабрирование)". На правой рукоятке левого штурвала и левой рукоятке правого штурвала установлена кнопка "СОВМЕЩ. УПР. (совмещенное управление)".

Для предупреждения пилотов о подходе самолета к критическим углам атаки и возможности сваливания штурвальная колонка снабжена механизмом тряски штурвала.

### ***Блок рукоятки управления закрылками***

Блок рукоятки управления закрылками (рис. 8.13) предназначен для выдачи управляющих сигналов в основном режиме управления закрылками.

Рукоятка управления закрылками крепится четырьмя болтами к каркасу центрального пульта с правой стороны. В корпусе 3 рукоятки управления закрылками выполнена прорезь, в которой размещается рычаг 8.

Перемещение рычага 8 передается на блок резисторов 14 посредством редуктора, состоящего из сектора 13, узла шестерни 1 и шестерни 2. Рычаг 8 соединен с сектором 13.

Блок резисторов 14 крепится на корпусе 3. Доступ к блоку резисторов осуществляется при снятой правой боковой панели центрального пульта.

Рычаг 8 фиксируется в положениях 0°, 10°, 15°, 25° и 40°. Для перевода рычага 8 из одного фиксированного положения в другое, необходимо оттянуть рукоятку 7 вверх, при этом держатель 11 выходит из пазов сектора с пазами 4.

Промежуточный упор 15 предназначен для исключения проскакивания фиксированных положений закрылков "25°" и "10°" в процессе уборки из положений "40°" или "25°".

При уборке рычага 8, выполняемой с оттянутой вверх рукояткой 7, после соприкосновения держателя 11 с зубом упора 15, необходимо отпустить рукоятку 7. При продолжении уборки рычага 8 держатель 11 попадает в паз сектора 4, соответствующий положению рычага 8 на отметках "25°" или "10°".

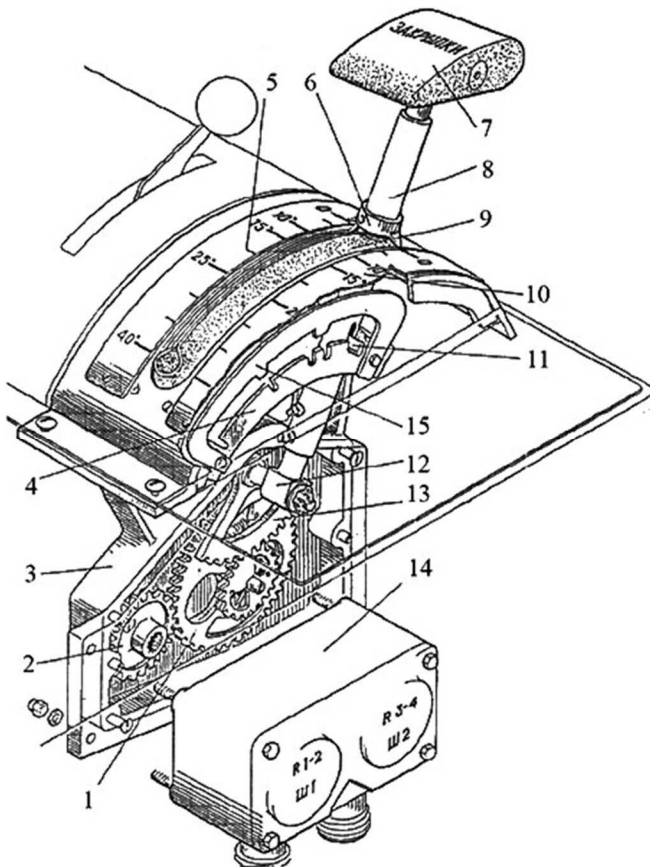


Рис. 8.13. Блок рукоятки управления закрылками

1 – узел шестерни; 2 – шестерня; 3 – корпус; 4 – сектор с пазами; 5 – лимб; 6 – указатель; 7 – рукоятка; 8 – рычаг; 9 – уплотнение; 10 – лимб; 11 – держатель; 12 – крестовина; 13 – сектор; 14 – блок резисторов; 15 – промежуточный упор

## 8.8. Конструкция рулевых поверхностей

### *Элерон*

Элероны (рис. 8.14) трехпорные с роговой и осевой компенсацией являются органами поперечного управления самолетом.

Элерон имеет однолонжеронную конструкцию с носовой и хвостовой частями.

Лонжерон элерона балочного типа. Он состоит из верхнего и нижнего поясов, и стенки с вертикальными стойками. На правом лонжероне в районе нервюры №3 установлены штампованные кронштейны под агрегат управления триммера.

Носовая часть элерона состоит из съемных обшивок, стрингеров, нервюр носовой части и диафрагм, расположенных между нервюрами. Нервюры носовой части расположены у нервюр № 4, 10 и 19 элерона и окантовывают вырезы в носке под кронштейны навески элерона, установленные на лонжероне крыла.

Хвостовая часть элерона состоит из верхней и нижней обшивки с набором нервюр.

Нервюры, кроме силовых нервюр, установленных по узлам навески элерона, являются типовыми и изготавливаются штамповкой из листового материала. Для облегчения в стенках нервюр выполнены вырезы, усиленные отбортовкой.

Силовые нервюры №4, 10 и 19 выполнены штампованными и состоят из 2-х симметричных кронштейнов, стыкующихся в плоскости оси нервюр.

На участке установки сервокомпенсатора и триммера установлена продольная балочка из листа швеллерного сечения. На этой балочке осуществляется крепление нервюр и устанавливаются узлы навески сервокомпенсатора и триммера.

В хвостовой части установлены законцовочные ножи.

С внешней стороны элерона установлены нервюры №20 и 21, на которых крепится концевая часть элерона и балансировочный груз (роговая компенсация). Нервюры №20 и 21 однотипны по конструкции и состоят из верхнего и нижнего поясов, выполненных из пресованных профилей уголкового и таврового сечений и стенки

из листового материала. В носовой части между нервюрами №20 и 21 установлен составной балансировочный груз. Балансировка элерона достигается изменением массы сменных грузов.

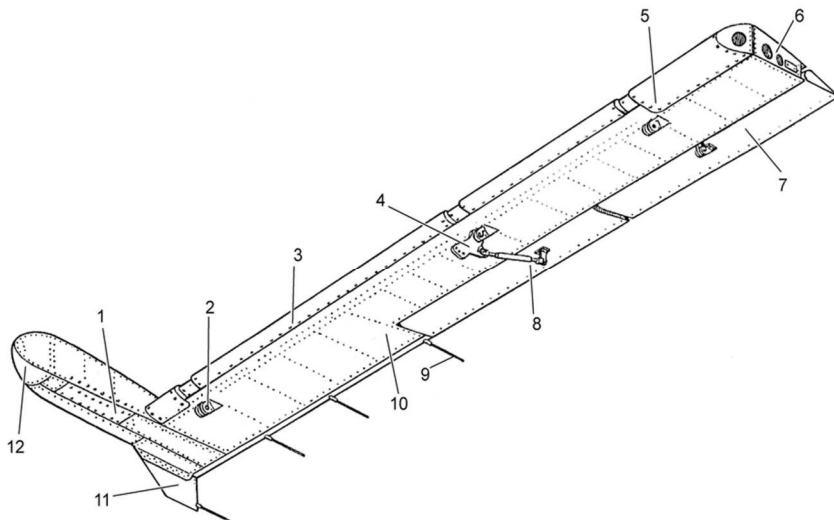


Рис. 8.14. Элерон

1 – роговой компенсатор; 2 – вилка силовой нервюры; 3 – носок; 4 – серьга; 5 – крышка люка; 6 – торцевая нервюра; 7 – триммер (только на правом элероне); 8 – сервокомпенсатор; 9 – статический разрядник электричества; 10 – нижняя обшивка; 11 – пластина концевой аэродинамической поверхности; 12 – носок рога элерона.

Узлы навески элерона закрыты обтекателями, состоящими из двух частей, и выполненные из стеклоткани цельноклееной конструкции. Передняя часть обтекателей жестко крепится к кронштейнам навески элеронов, установленных на втором лонжероне крыла и является неподвижной. Задняя часть обтекателя жестко крепится к элерону и отклоняется вместе с ним.

На левом и правом элеронах установлены сервокомпенсаторы, на правом дополнительно установлен триммер.

Конструктивно эти агрегаты однотипны и представляют собой неметаллическую обшивку, склеенную с сотовым наполнителем. В носовой части, под обшивкой, вклеены металлические пластины для обеспечения весовой балансировки. Здесь же вклеены и узлы навески агрегата на элерон, которые соединяют в одно целое вклеенные балансировочные пластины. Хвостовая часть агрегата оклеена законцовочным профилем. В торцах триммера и сервокомпенсатора установлены диафрагмы, в которых имеются регулируемые балансировочные грузы. На обшивке в районе вырезов установлены усиливающие накладки.

### ***Руль высоты***

Руль высоты имеет весовую и аэродинамическую (за счет рогового компенсатора) балансировку (рис. 8.15).

На каждой половине руля высоты установлены внешний и внутренний триммер-сервокомпенсатор.

Руль высоты состоит из лонжерона, нервюр, триммерной балочки, законцовочного профиля и грузов. К лонжерону между нервюрами крепятся кронштейны узлов навески руля высоты к стабилизатору.

Роговой компенсатор образован удлиненными нервюрами №30, 31. В носовой съемной части рогового компенсатора размещены стальные грузы весовой балансировки.

Между нервюрами №28 и 30 имеется законцовочный профиль. Между нервюрами №1 - 17 установлена балочка для навески внешнего и внутреннего триммера - сервокомпенсатора.

Лонжерон руля высоты представляет собой балку, выполненную из стенки, подкрепленной стойками, и поясов из профиля переменного по размаху сечения. На лонжерон установлены кронштейны навески руля высоты на стабилизатор.

Нервюры руля высоты листовые. Нервюры №30 и 31 – усиленные. Носок нервюры №30 с нервюрой №31 образуют роговой компенсатор. Конструктивно нервюра №31 состоит из стенки, подкрепленной стойками из профиля. В носовой части установлен кронштейн, на который перестыковывается балансировочный груз.

Носок нервюры №25 по конструкции представляет собой стенку из алюминиевого листа с поясами из профиля.

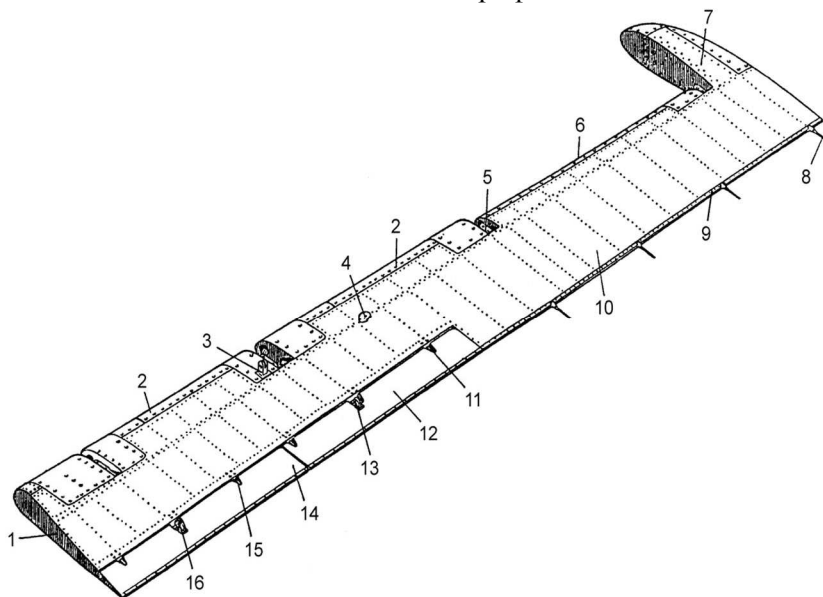


Рис. 8.15. Руль высоты

1 – нервюра № 1; 2 – груз; 3 – кронштейн узла управления рулем высоты; 4 – лонжерон; 5 – кронштейн узла навески руля высоты; 6 – гнутая обшивка; 7 – роговый компенсатор; 8 – статический разрядник электричества; 9 – законцовка; 10 – верхняя обшивка; 11 – узел навески триммера-сервокомпенсатора; 12 – триммер-сервокомпенсатор (внешний); 13 – кронштейн узла управления триммером-сервокомпенсатором; 14 – триммер-сервокомпенсатор (внутренний); 15 – узел навески триммера-сервокомпенсатора; 16 – кронштейн узла управления триммером-сервокомпенсатором

### ***Руль направления***

Руль направления - однолонжеронной конструкции с триммерной балочкой, представляющей собой швеллер, гнутый из листа с



отверстиями под тяги управления, служащий для установки узлов навески триммера – сервокомпенсатора (рис. 8.16). Обшивка подкреплена нервюрами, выполненными аналогично по типу нервюруля высоты. В носке рогового компенсатора установлен балансировочный груз.

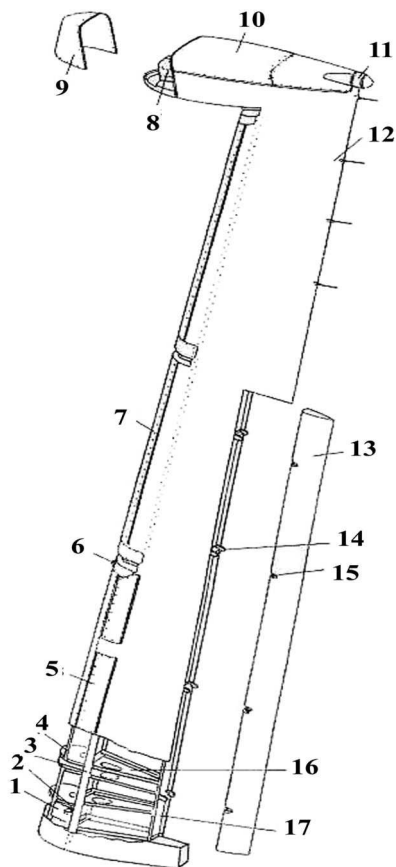


Рис. 8.16. Руль направления.

- 1 – диафрагма;
- 2 – кронштейн узла навески РН; 3 – лонжерон;
- 4 – профиль;
- 5 – откидная панель;
- 6 – кронштейн управления;
- 7 – обшивка носовой части;
- 8 – груз;
- 9 – обтекатель;
- 10 – законцовка;
- 11 – габаритный огонь;
- 12 – обшивка;
- 13 – триммер-сервокомпенсатор;
- 14 – кронштейн;
- 15 – кронштейн;
- 16 – нервюра;
- 17 – триммерная балочка

Между нервюрами № 23 и 37 установлен профиль, на который установлен стекатель статического электричества.

Лонжерон руля направления представляет собой двутавровую балку, образованную поясами из профилей с переменными разме-

рами по размаху, полученными механической обработкой, листовой стенкой, подкрепленной стойками.

На законцовке руля направления установлен кронштейн для установки бортового аэронавигационного огня.

Узлы навески руля направления на киль выполнены аналогично узлам руля высоты.

Узлы навески триммера – сервокомпенсатора выполнены аналогично узлам навески триммера - сервокомпенсатора на руле высоты.

## 8.9. Конструкция элементов механизации крыла

### *Интерцептор*

В хвостовой части крыла установлен интерцептор системы автоматического управления креном (рис. 8.17). Интерцептор срабатывает автоматически от датчика оборотов двигателя при закрылках, выпущенных на угол не менее чем на  $15^{\circ}$ .

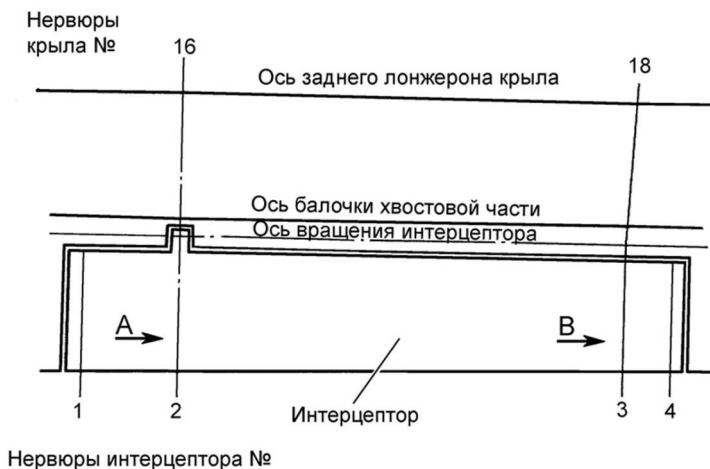


Рис. 8.17. Установка интерцептора

Интерцептор выполненный из композитов, расположен на верхней хвостовой панели в районе нервюр № 16 - 18 крыла. По нервюре №16 крыла узел навески установлен на втором лонжероне крыла, у нервюры №18 узел навески связан с верхней балкой хвостовой части (рис. 8.18).

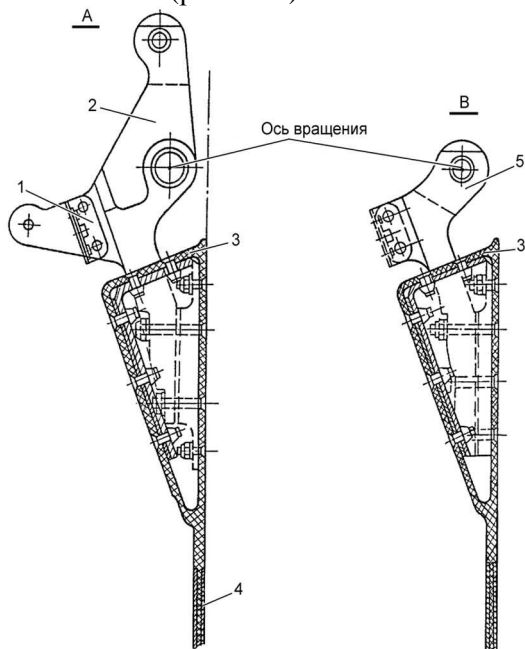


Рис. 8.18. Узлы навески интерцептора

- 1 – кница;
- 2 – кронштейн;
- 3 – панель интерцептора;
- 4 – законцовка;
- 5 – кронштейн

### **Закрылки**

Закрылки самолета двухшелевые с фиксированным дефлектором, поворотные, расположены в хвостовой части крыла (рис. 8.19) и состоят из двух секций: первой – расположенной от нервюры №3 до нервюры №11; второй – на участке между нервюрами №11 и №21 крыла. Каждая секция состоит из основного звена и дефлектора, жестко связанных между собой с приводом по нервюрам №6 и №15.

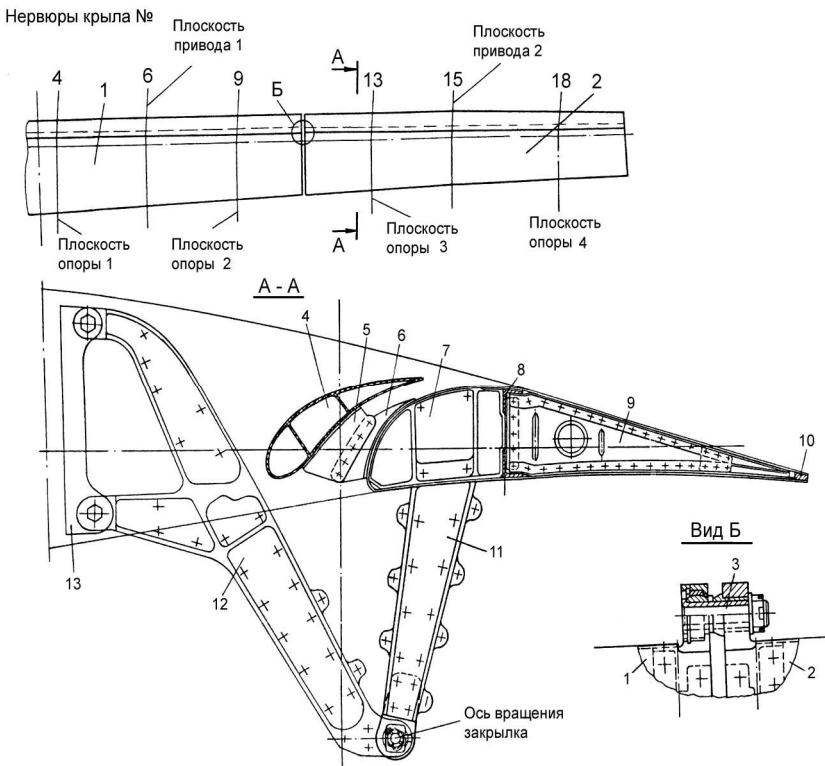


Рис. 8.19. Закрылки

1 – секция №1 закрылка; 2 – секция №2 закрылка; 3 – болт; 4 – дефлектор; 5, 6 – профиль; 7 – носок; 8 – лонжерон; 9 – хвостовая нервюра; 10 – законцовка; 11 – кронштейн; 12 – опора; 13 – кронштейн заднего лонжерона крыла

Конструкция закрылков является сборно-клепанной, однолонжеронной. Дефлектор закрылка выполнен из композиционных материалов.

Основное звено состоит из лонжерона, нервюр, верхней и

нижней обшивок, обшивки носка и законцовочного профиля.

Хвостовые, носовые части нервюр, кроме силовых, выполнены штампованными из листа с выштамповками жесткости.

Носовые части силовых нервюр №5, 12, 20, 31, 37, 45 выполнены штампованными и состоят из симметричных кронштейнов, состыкованных цельными в плоскости оси нервюр.

Дефлекторы закрылка выполнены цельноклеевой конструкции из углеволокна методом намотки, по торцам дефлекторов вклеены заглушки (нервюры) из стеклоткани.

Первая и вторая секции закрылка соединяются между собой болтом.

На каждой секции закрылка имеется по два кронштейна навески и по одному кронштейну крепления привода. Кронштейны крепления привода установлены снаружи, изготовлены из штамповки и состоят из трех частей, состыкованных между собой болтами с натягом.

К кронштейнам навески закрылка крепятся серьги, шарнирно соединенные по оси вращения закрылков с ответными кронштейнами, установленными на втором лонжероне крыла.

Крепление их к лонжерону осуществляется болтами при помощи раскосов.

Узлы навески закрылка закрыты обтекателями (рис. 8.20), состоящими из двух частей, которые выполнены из стеклоткани цельноклеевой конструкции. Передняя неподвижная часть обтекателя жестко крепится к кронштейнам навески закрылков, установленным на втором лонжероне крыла и к хвостовой части крыла. Задняя часть обтекателя жестко крепится к закрылку и к кронштейну навески закрылка и отклоняется вместе с ним.

Приводы закрылков также закрыты обтекателями, выполненными из стеклоткани и состоящими из двух частей. Передняя часть неподвижна, она закрывает редуктор привода закрылка и крепится ко второму лонжерону крыла и к балкам хвостовой части. Задняя подвижная часть установлена на закрылке, закрывает кронштейн крепления привода закрылка и отклоняется вместе с ним.

На рис. 8.21. приведена схема, отображающая положение закрылка в выпущенном и убранном состоянии.

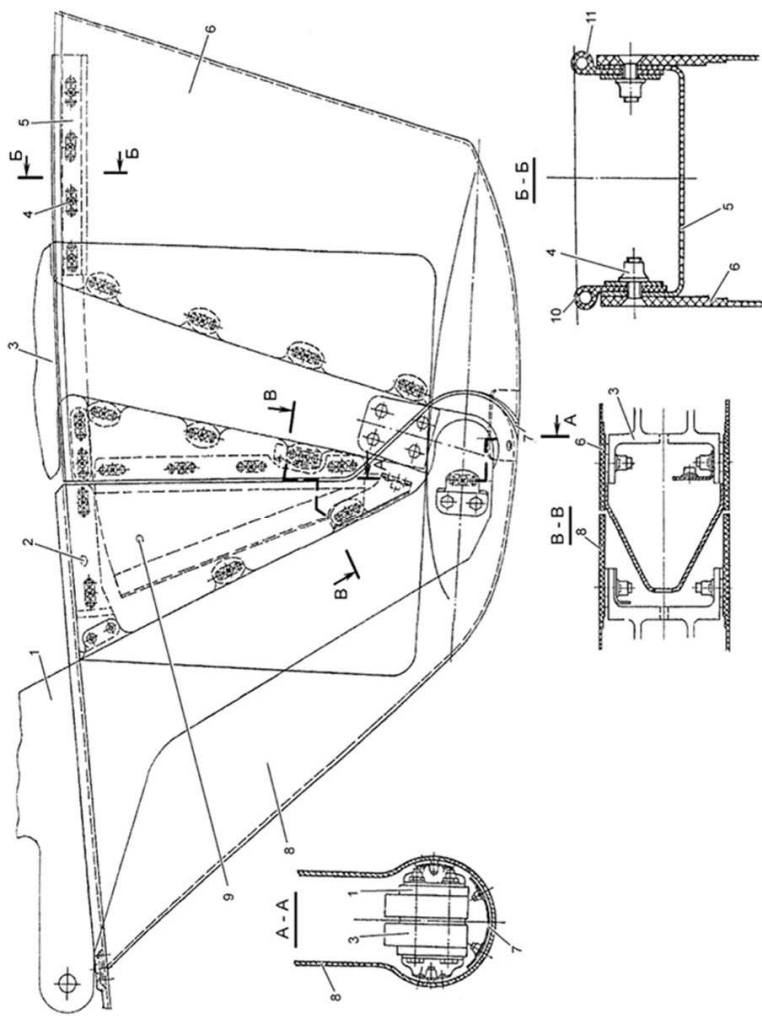


Рис. 8.20. Обтекатели закрылков

1 - опора; 2 - диафрагма; 3 - кронштейн закрылка; 4 - болт с анкерной гайкой; 5 - накладка; 6 - хвостовая часть обтекателя; 7 - щиток; 8 - носовая часть обтекателя; 9 - вставка; 10 - профиль; 11 - профиль

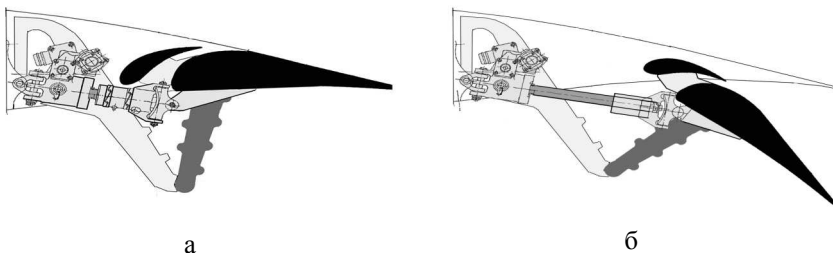


Рис. 8.21 Убранное (а) и выпущенное (б) положения закрылков

### 8.10. Конструкция триммера и триммера - сервокомпенсатора

Триммер и триммер-сервокомпенсатор - вспомогательная рулевая поверхность, которые выполнены подобными и представляют собой сотовую конструкцию с обшивкой и сотами из неметаллов.

В носке триммера и триммера - сервокомпенсатора под обшивкой установлен металлический груз, по торцам установлены нервы, выклеенные из ткани заполненные пенополиуретаном.

Узлы навески триммера и триммера-сервокомпенсатора (рис.8.22) выполнены из вилки и серьги. Серьга (кронштейн) выполнена из штамповки, вилка – из титанового прутка, ось - стальная.

Кронштейны для установки узлов навески вклеены под обшивкой. Во всех узлах с подшипниками установлены пресс-масленки.



Рис. 8.22. Крепление триммера-сервокомпенсатора к рулю высоты

## 8.11. Вопросы для самоконтроля

1. Какие элементы системы обеспечивают управление самолетом?
2. Какой тип проводки используется в основных каналах системы управления самолетом?
3. Как взаимосвязаны штурвальные колонки и элероны?
4. За счет чего и как обеспечивается защита элеронов, рулей и проводки управления от ветровых нагрузок во время стоянки самолета?
5. Как осуществляется управление рулями высоты?
6. За счет чего происходит уменьшение шарнирного момента рулей высоты?
7. За счет чего выполняется управление полетом самолета в автоматическом режиме?
8. Каким образом осуществляется тримирование руля направления?
9. За счет чего достигается однообразие усилий на педалях при разных скоростях полета?
10. Каким образом исключается возможность взлета самолета с застопоренными рулями и элеронами?
11. Каковы функции электродистанционной системы управления закрылками?
12. В чем заключается отличие управления закрылками в основном и резервном режимах?
13. Поясните назначение противоуборочного тормоза закрылков.
14. В каких случаях происходит выпуск интерцепторов?
15. Как осуществляется установка педалей по росту летчика?
16. Назначение тактильной сигнализации (механизма тряски), установленной на штурвальной колонке?
17. В какие фиксированные положения можно переводить ручку управления закрылками?
18. Из каких силовых элементов состоит конструкция рулевых поверхностей?
19. Типы балансировки рулевых поверхностей.
20. Опишите особенности конструкции закрылка.



## 9. ВЫСОТНАЯ СИСТЕМА

### 9.1. Общие сведения

Организм человека привык к нормальным атмосферным условиям (давлению, температуре, влажности воздуха, составу воздуха), которые близки к одной атмосфере (760 мм рт. ст.), температуре (20÷25)°С.

С подъемом же на высоту атмосферное давление падает, температура понижается и, кроме того, в воздухе уменьшается процентное содержание кислорода.

Поэтому для обеспечения необходимых условий в гермокабине самолета для жизнедеятельности экипажа и пассажиров существует высотное оборудование.

Высотное оборудование самолета Ан-140 состоит из кислородного оборудования (КО) и комплексной системы кондиционирования воздуха (КСКВ), в которую входят ряд систем (рис. 9.1).



Рис.9.1. Состав высотной системы самолета

КСКВ служит для создания и поддержания в кабинах самолета необходимых условий жизнедеятельности.

КСКВ состоит из двух независимых подсистем: левой и правой, обеспечивающих кондиционирование кабин самолета.

Температурный режим кабины экипажа обеспечивает правая подсистема, пассажирской кабины – левая подсистема.

При отказе одной подсистемы, другая обеспечивает кондиционирование обеих кабин.

## 9.2. Система подготовки воздуха

Система подготовки воздуха (СПВ) предназначена для:

- отбора воздуха от маршевых двигателей или ВСУ;
- доставки воздуха к потребителям.

Потребителями воздуха являются:

- системы КСКВ кабины экипажа и пассажирской кабины (СКВ);
- система обогрева подпольного пространства;
- система обогрева ВСУ;
- система наддува блоков радиоэлектронного оборудования (РЭО);
- система наддува гидробака;
- воздушный турбостартер (ВТС) маршевых двигателей.

Отбор воздуха для СПВ (рис. 9.2 - 9.3) осуществляется от IX ступени компрессора высокого давления (КВД) каждого двигателя. При необходимости отбор воздуха может осуществляться от XII ступени компрессора каждого двигателя.

В линии отбора воздуха от XII ступени КВД установлена электроприводная заслонка 3236А. Она открывается в полете при режимах работы двигателей ниже 70° РУД и закрывается при более высоких режимах, а также на земле.

На земле заслонка заблокирована с шасси, поэтому отбор на земле может происходить только от IX ступени КВД.

В линии отбора воздуха от IX ступени КВД установлен обратный клапан 5499Т, закрывающийся при работе системы от XII

ступени КВД.

Максимальные параметры отбираемого воздуха на земле у фланца отбора от IX ступени КВД:

- давление (избыточное):  $7,5 \text{ кгс/см}^2$ ;
- температура:  $+280 \text{ }^\circ\text{C}$ ;

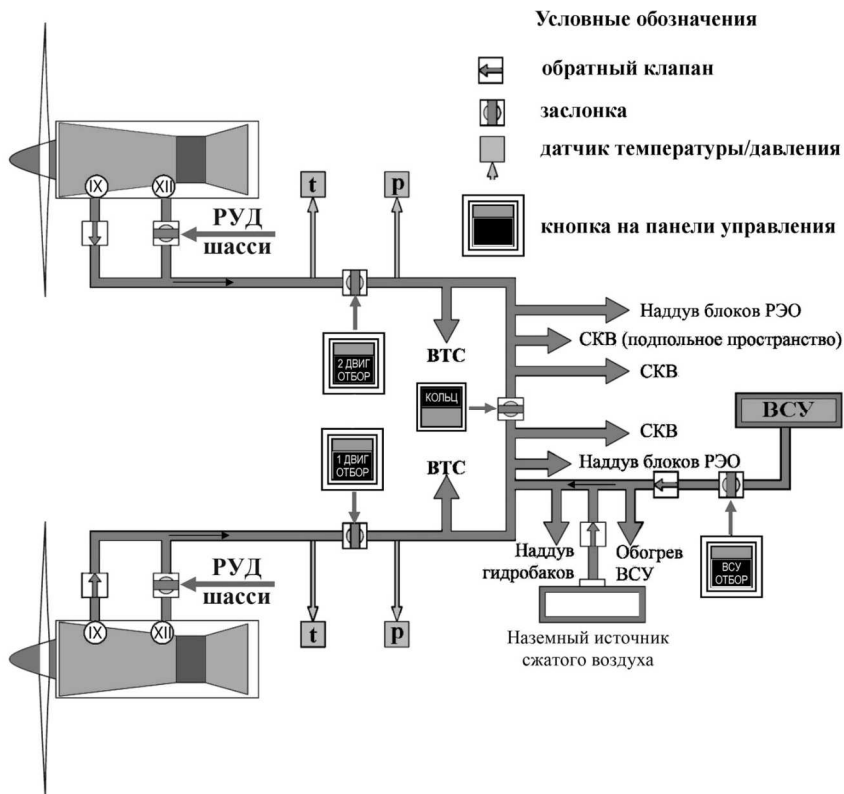


Рис. 9.2. Принципиальная схема системы подготовки воздуха

От XII ступени при работе двигателя на режиме ниже  $70^\circ$  РУД параметры близки к параметрам воздуха от IX ступени.

При нажатии кнопок «1 ДВИГ. ОТБОР» и «2 ДВИГ. ОТБОР» открываются заслонки 3236А, воздух от IX ступени КВД по трубопроводу через обратный клапан 5499Т поступает в систему.

При повышении давления воздуха в системе отбора от 1-го двигателя или от 2-го двигателя свыше  $7,5 \text{ кгс/см}^2$  на пульт летчикам выводится световая сигнализация.

Если произойдет повышение температуры более  $300 \text{ }^\circ\text{C}$  в системе СПВ, то сработает термореле 7049А-300, что также сопровождается световой сигнализацией на пульте летчика.

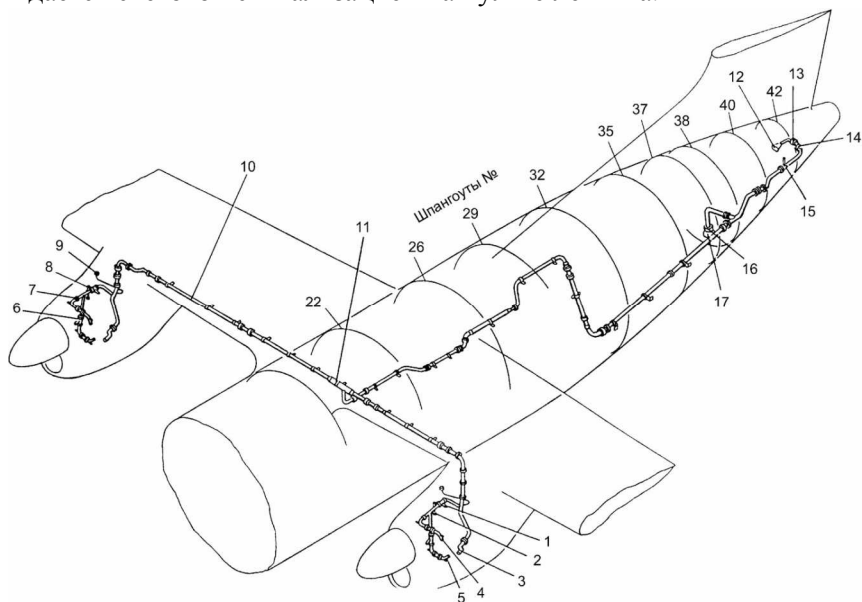


Рис. 9.3. Монтажная схема системы подготовки воздуха

1 - заслонка 3236А; 2 - термореле 7049А; 3 - подвод воздуха к турбостартеру; 4 - штуцер отбора от IX ст. компрессора; 5 - штуцер отбора от XII ст. компрессора; 6 - заслонка 3236А; 7 - обратный клапан 5499Т; 8 - приемник температуры П-109; 9 - сигнализатор давления МСТ-7.5А; 10 - трубопровод кольцевания; 11 - заслонка кольцевания 3407; 12 - фланец отбора от ВСУ; 13 - заслонка 3407; 14 - обратный клапан 3204Н; 15 - трубопровод отбора горячего воздуха на обогрев ВСУ; 16 - обратный клапан 5499Т; 17 - штуцер подсоединения наземного источника сжатого воздуха

Кран кольцевания открывается при нажатии кнопки «КОЛЬЦ.» на пульте при:

- запуске двигателей от ВСУ;
- запуске двигателей от наземного источника сжатого воздуха;
- запуске двигателя от запущенного двигателя;
- работе СКВ от ВСУ.

Перед включением СКВ кран должен быть закрыт. Работа двух систем от одного двигателя запрещена.

### **9.3. Система охлаждения**

Воздух для правой и левой СКВ поступает соответственно из правой и левой СПВ.

Состав и работа правой и левой СКВ (до раздачи воздуха) одинаковы. Поэтому дальше речь пойдет о левой СКВ (рис. 9.4).

Для включения в работу правой и левой СКВ необходимо на пульте управления КСКВ нажать кнопки-табло «ЛЕВ. ТХУ», «ПРАВ. ТХУ». При этом открывается заслонка 3236А 1. Воздух через заслонку 1 попадает в трубку Вентури 2. Трубка Вентури совместно с заслонкой 3236А 1 являются исполнительными элементами автоматики регулирования расхода воздуха.

Для дальнейшего охлаждения воздух по трубопроводам поступает в теплообменник воздухо-воздушный (ТВВ) 6842 3 и турбохолодильник 6904 4.

Теплообменник воздухо-воздушный или воздухо-воздушный радиатор (ВВР) 3 является первичной ступенью охлаждения воздуха в системе СКВ.

ВВР имеет вид прямоугольного блока, собранного из трубок, через которые проходит горячий воздух. Продувочный (охлаждающий) воздух из атмосферы проходит между трубками в перпендикулярном направлении.

После охлаждения воздуха в теплообменнике воздух попадает в

турбохолодильник 6904 4, установленный рядом с теплообменником.

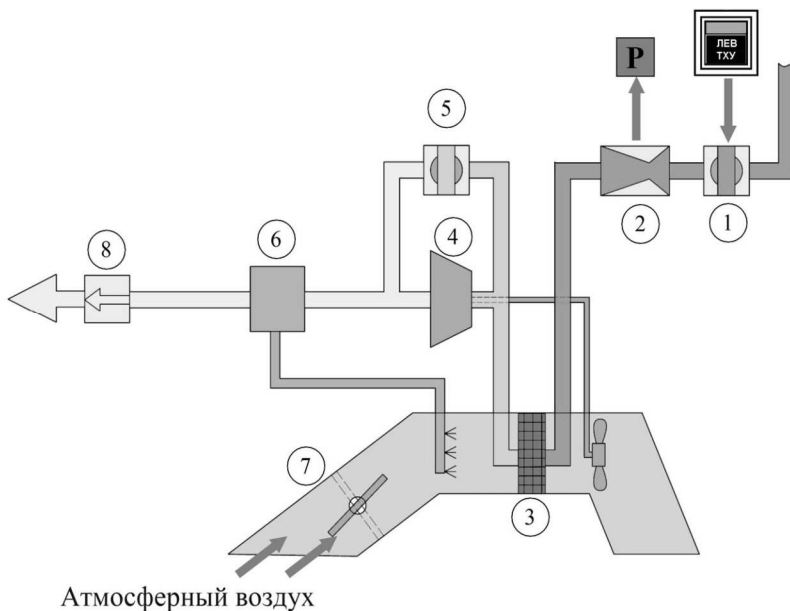


Рис. 9.4. Принципиальная схема левой системы охлаждения  
1, 5 - заслонка; 2 - трубку Вентури; 3 - воздухо-воздушный теплообменник; 4 - турбохолодильник; 6 - влагоотделитель; 7 - заслонка воздухозаборника; 8 - обратный клапан

Турбохолодильник имеет два назначения:

- охлаждает воздух, поступающий из ВВР, являясь второй ступенью охлаждения;
- просасывает продувочный воздух через ВВР при работе системы кондиционирования на земле.

Турбохолодильник состоит из турбины и компрессора, связанных между собой общим валом. Турбина и компрессор смонтированы в одном корпусе.

Воздух в турбохолодильнике поступает в сопловый аппарат, где

потенциальная энергия воздуха преобразуется в кинетическую. Поступая с большой скоростью на лопатки турбины, воздух приводит их во вращение. При этом кинетическая энергия воздуха превращается в механическую работу. Совершив работу на лопатках турбины, воздух выходит из турбохолодильника. Температура снижается в пределах  $+25\text{ }^{\circ}\text{C} \dots -15\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

В полете продувочный воздух для охлаждения теплообменника поступает из атмосферы за счет скоростного напора. Воздух из атмосферы попадает в управляемый воздухозаборник 7. Он регулирует количество продувочного воздуха, проходящего через теплообменник.

В полете продувочный воздух, пройдя теплообменник, сбрасывается в атмосферу через блок обратных клапанов.

На земле, при отсутствии скоростного напора охлаждения воздуха в теплообменнике происходит за счет атмосферного воздуха, нагнетаемого винтами двигателя и подсасываемого вентиляторным контуром.

Охлажденный воздух после турбохолодильника 4 попадает во влагоотделитель 6917 б. Влага поступает в корпус канала продувки, где она разбрызгивается на теплообменник 3, создавая дополнительное охлаждение.

В системе имеется байпасная (обводная) линия с регулирующей заслонкой 3454 5, которая обеспечивает проход теплого воздуха, минуя турбохолодильник 4.

В системе установлены две зонные линии с регулирующими заслонками 3410, обеспечивающие подачу горячего воздуха непосредственно в трубопровод подачи воздуха в кабину экипажа или в транспортную кабину.

После влагоотделителя правая и левая системы трубопроводом соединены между собой.

Воздух из правой системы поступает в кабину экипажа, а из левой системы - в пассажирскую кабину. В этих трубопроводах, при прохождении их через обшивку фюзеляжа установлены обратные клапана 3262 8. Обратные клапана предотвращают разгерметизацию кабины в случае отключения системы СКВ.

Общий вид системы кондиционирования приведен на рис. 9.5.

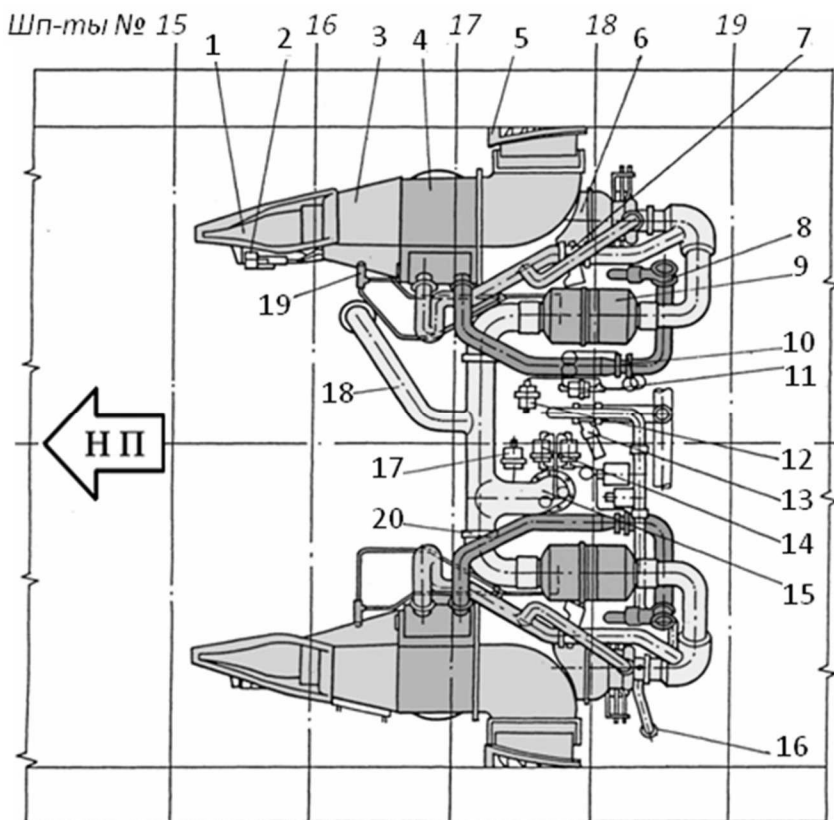


Рис.9.5. Принципиальная схема системы охлаждения

1 - воздухозаборник; 2 - электромеханизм заслонки воздухозаборника; 3 - входной канал продувки воздухо-воздушного теплообменника; 4 - теплообменник воздухо-воздушный 6842; 5 - выходной канал продувки теплообменника; 6 - турбохолодильник; 7 - заслонка 3454 байпасной линии; 8 - заслонка 3236А; 9 - вентури; 10 - сопло Вентури; 11, 12, 14, 17 - измерительный комплекс давлений; 13 - заслонка 3410 обогрева; 15 - трубопровод подачи кондиционного воздуха в транспортную кабину; 16 - трубопровод обогрева подпольного пространства; 18 - трубопровод подачи кондиционного воздуха в кабину экипажа; 19 - магистраль подачи воды в эжектор из влагоотделителя; 20 - обратный клапан



## 9.4. Система распределение воздуха

Воздух в кабине экипажа распределяется по нижним и верхним коробам (рис.9.6).

Воздух через нижние короба выходит свободно, без регулировки. В трубопроводе, подводящем воздух в нижние короба, между шп. №5 и №6 по правому и левому борту установлен электронагреватель 7064, обеспечивающий дополнительный подогрев воздуха.

От трубопровода, подающего воздух на нижние короба, ответвляется трубопровод, подающий воздух на обдув остекления.

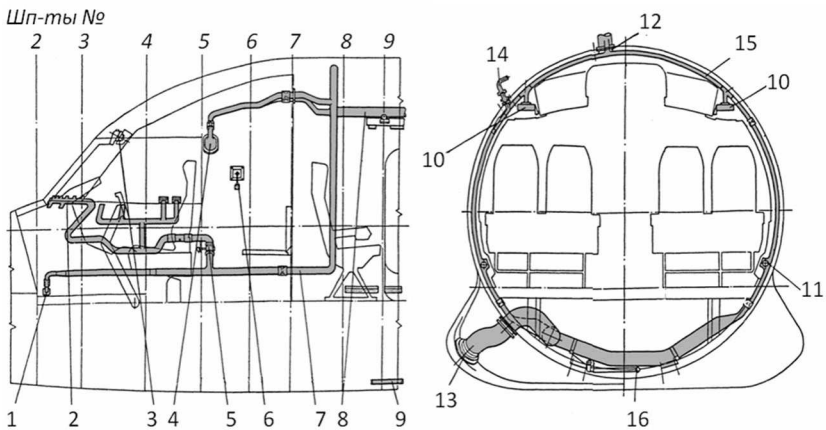


Рис. 9.6. Схема системы распределения воздуха в кабине экипажа и пассажирском салоне

1, 11 - нижние короба кабины экипажа; 2 - коллектор обдува стекла; 3 - вентилятор; 4 - верхние короба кабины экипажа; 5 - заслонка обдува остекления; 6 - приемник температуры; 7, 8 - трубопровод подачи воздуха в кабину экипажа; 9, 16 - трубопровод обогрева подпольного пространства; 10 - верхние короба; 12 - фланец отбора воздуха для транспортной кабины; 13 - штуцер подсоединения наземного кондиционера; 14 - трубопровод подачи воздуха на обогрев подпольного пространства; 15 - трубопровод распределения воздуха в короба

Для обдува боковых стекол от трубопровода, проложенного в нижней части стекол, отведены патрубки. Для передних стекол подвод воздуха осуществляется по трубопроводу, в котором для выхода воздуха выполнены отверстия типа жалюзи.

Воздух в пассажирской кабине распределяется по верхним коробам (вентиляции) и нижним трубопроводам с раструбами (обогрева).

При температуре подаваемого воздуха более 25 °С воздух подается и в верхние и в нижние короба.

При температуре подаваемого воздуха ниже 25 °С воздух подается только через нижние короба. К системе трубопроводов, подающих воздух в короба, подключена система наземного кондиционера.

## **9.5. Система обогрева подпольного пространства**

От трубопровода горячей линии в зализе центроплана с фюзеляжем отбирается воздух для обогрева подпольного пространства. Отбор осуществляется от правой системы.

Подвод воздуха в подполье происходит между шп. №18...№19 и здесь же трубопровод разделяется на два: один уходит в переднюю часть фюзеляжа (шп. №7...№19), второй – в хвостовую часть (шп. №19...№34).

Вдоль всего трубопровода просверлены отверстия диаметром 1,5 мм с шагом ~200 мм для выхода воздуха.

Систему обогрева подпольного пространства необходимо включать при отрицательных температурах наружного воздуха.

Горячий воздух от заслонки 3410 проходит через регулятор давления 6416, где давление понижается до расчетного, и поступает в трубопроводы, из которых, через имеющиеся отверстия в подпольное пространство.

Сухой воздух системы обогрева подпольного пространства обеспечивает понижение влажности вблизи неизолированной обшивки и предотвращает намерзание конденсата.

## 9.6. Система автоматического регулирования давления

Система автоматического регулирования давления (САРД) предназначена для:

- автоматического регулирования давления в гермокабине;
- автоматического ограничения скорости изменения давления ("высоты") в гермокабине;
- настройки абсолютного давления в гермокабине на барометрическое или приведенное абсолютное давление аэродрома взлета и посадки;
- автоматического ограничения заданных значений эксплуатационного и максимального избыточных давлений;
- защиты гермокабины от разрежения (обратного перепада) при быстром снижении;
- аварийной разгерметизации кабины.

Гермокабина самолета объемом  $80 \text{ м}^3$  имеет наддув от СКВ и сброс воздуха в атмосферу посредством выпускного и предохранительных клапанов (рис. 9.7).

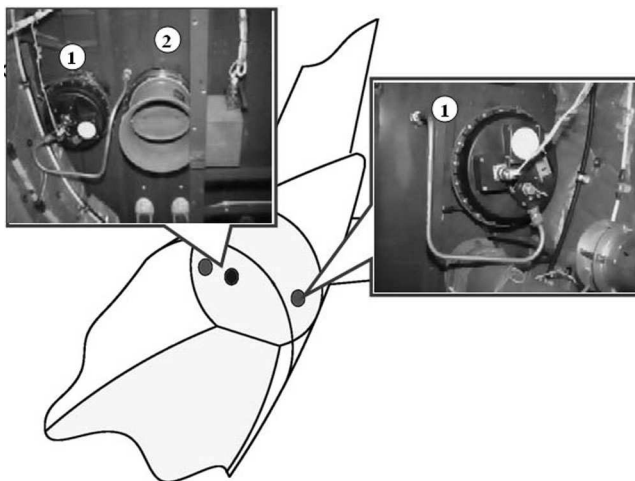


Рис. 9.7. Расположение клапанов на герметическом шпангоуте № 38  
1 - предохранительный клапан; 2 - выпускной клапана

Закон изменения давления в кабине самолета Ан-140 в полете приведен на рис. 9.8.

Основные характеристики САРД:

- номинальная подача воздуха от СКВ – 1200-1600 кг/час;
- максимальная высота полета, до которой высота в кабине не превышает 2400 м – 8000 м.

САРД поддерживает автоматически давление в кабине в соответствии с заданной программой при подачи воздуха в кабину от СКВ.

Точность поддержания абсолютного давления, устанавливаемого по задатчику на всех высотах  $\pm 15$  мм рт.ст. Система обеспечивает защиту гермокабины от разрежения, при этом обратный перепад давления не превышает значений  $0,02$  кгс/см<sup>2</sup>.

Система обеспечивает быструю (аварийную) за время  $\sim 20$  с разгерметизацию кабины до установления избыточного давления  $0,01$  кгс/см<sup>2</sup> с помощью переключателя аварийной разгерметизации без отключения подачи воздуха.

Регулирование давления в кабине заключается в:

- поддержании постоянной скорости изменения давления, не более  $0,18$  мм рт.ст./с;
- ограничении максимального рабочего избыточного давления в кабине  $0,42^{+0,02}_{-0,02}$  кгс/см<sup>2</sup>;
- автоматическом включении резервной подсистемы при перепаде давления  $0,45^{+0,02}_{-0,02}$  кгс/см<sup>2</sup>;
- или давлении в кабине  $530$  мм рт.ст.;
- срабатывании предохранительных устройств при перепаде давления  $0,48^{+0,02}_{-0,02}$  кгс/см<sup>2</sup>.

## 9.7. Система рециркуляции

Система рециркуляции обеспечивает более быстрое выравнивание температуры воздуха в гермокабине за счет интенсивного перемешивания воздуха. Осуществляется рециркуляция двумя

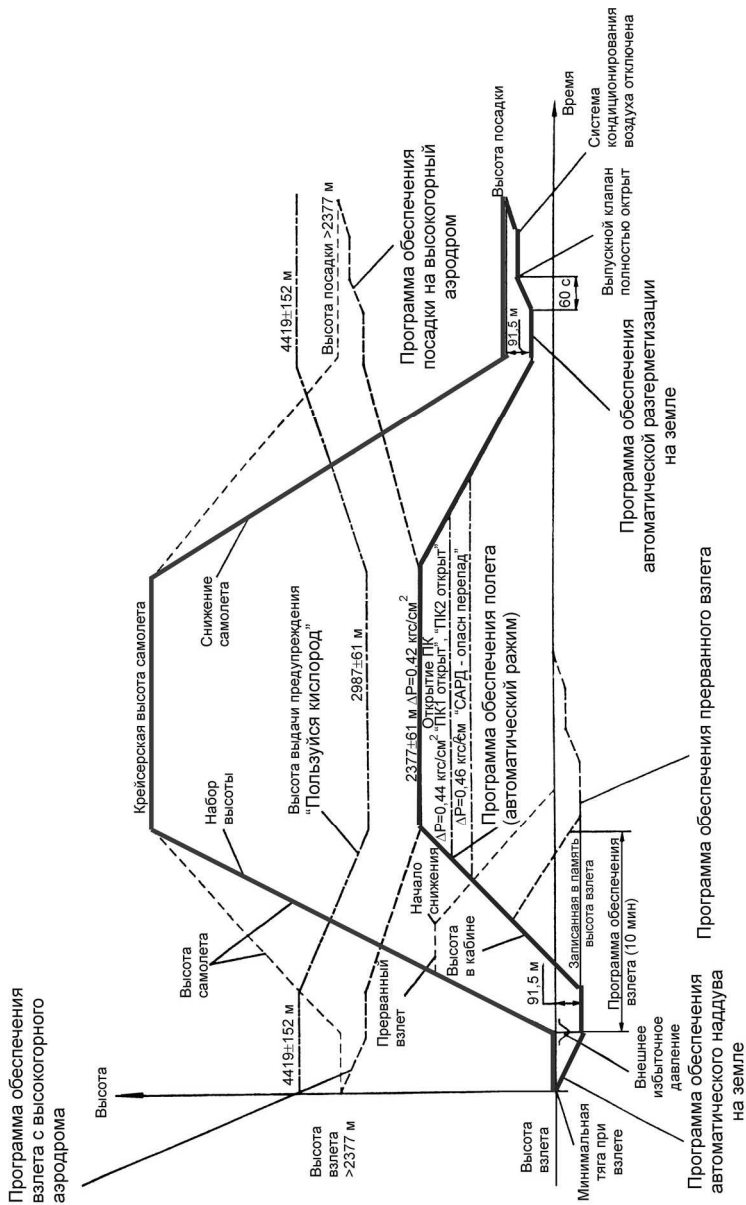


Рис. 9.8. Закон изменения давления в гермокабине в зависимости от высоты полета

вентиляторами, установленными под потолком транспортной кабины (рис. 9.9).

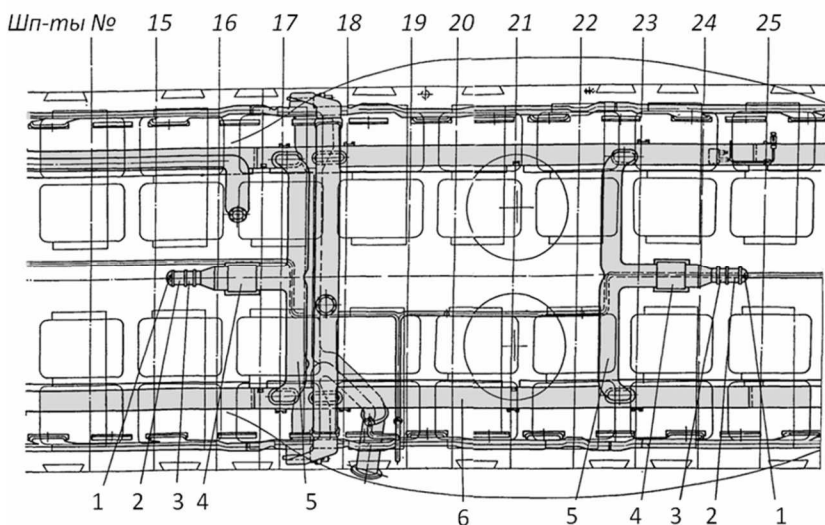


Рис. 9.9. Монтажная схема системы рециркуляции  
1 - фильтр; 2 - обратный клапан; 3 - вентилятор; 4 - фильтр;  
5 - трубопровод; 6 - верхний короб

## 9.8. Система автоматического регулирования температуры

Система автоматического регулирования температуры обеспечивает независимое регулирование температуры воздуха:

- в кабине экипажа;
- в транспортной кабине.

Режим регулирования - автоматический.

Контролируется температура воздуха:

- в трубопроводах отбора;
- за ТХУ;
- в трубопроводах подачи в кабины;
- в кабинах.

При понижении температуры воздуха в кабине по отношению к заданной регулирование осуществляется в сторону повышения температуры подаваемого в кабину воздуха, при повышении - в сторону понижения температуры подаваемого воздуха. При этом автоматически ограничивается по верхнему (95°C) и нижнему (3°C) пределам температура подаваемого в кабину воздуха.

Температура подаваемого в кабины воздуха и собственно температура воздуха в кабинах контролируется по индикатору. При превышении допустимого значения (110°C) загорается соответствующий индикатор.

## **9.9. Кислородное оборудование**

Кислородное оборудование самолета предназначено для обеспечения кислородом членов экипажа при падении барометрического давления в герметической кабине, а также для защиты органов дыхания от дыма и токсичных газов. Предусмотрено терапевтическое питание кислородом больных пассажиров и пассажиров, ощущающих кислородное голодание во время нормального полета в загерметизированной кабине.

Кислородное оборудование состоит из стационарного и переносного.

Стационарное кислородное оборудование предназначено для питания кислородом членов экипажа и бортпроводника на рабочих местах. Переносное кислородное оборудование предназначено для питания членов экипажа и бортпроводника в случае необходимости их передвижения при разгерметизации кабины или при возникновении пожара, а также для питания пассажиров до достижения самолетом безопасной высоты полета.

При повышении барометрической высоты герметической кабины больше 3000 м в кабине экипажа выдается сигнал «Пользуйся кислород» и звучит звуковой сигнал у бортпроводника.

Кислородное оборудование (рис. 9.10-9.11) самолета состоит из:

- блоков кислородного оборудования членов экипажа;

- дымозащитных очков;
- дымозащитного капюшона;
- блоков кислородного питания пассажиров;
- кислородного баллона;
- запорно-редуцирующего устройства;
- штуцеров зарядки и сброса кислорода;
- рукавов зарядки.

Блок кислородного оборудования членов экипажа представляет собой контейнер, в котором размещена кислородная маска для обеспечения дыхания членов экипажа кислородно-воздушной смесью или чистым кислородом. Кислородная маска снабжена оголовьем для ее фиксации и прилегания к лицу, а также органами управления и контроля.

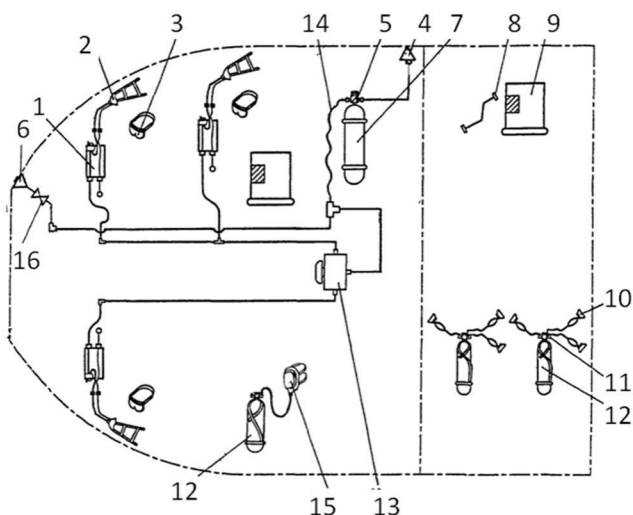


Рис.9.10. Принципиальная схема кислородного оборудования

1 - блок кислородного оборудования; 2 - кислородная маска; 3 - очки дымозащитные; 4 - штуцер сброса; 5 - вентиль; 6 - штуцер зарядки; 7 - кислородный баллон; 8 - рукав зарядки; 9 - дымозащитный капюшон; 10 - кислородная маска пассажира; 11 - тройник; 12 - блок кислородного питания; 13 - запорно-редуцирующее устройство; 14 - рукав зарядки; 15 - дымозащитная кислородная маска; 16 - вентиль



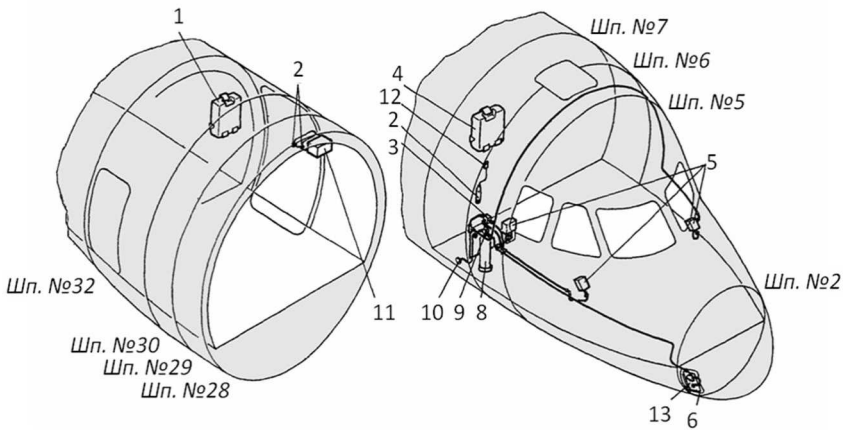


Рис. 9.11. Монтажная схема кислородного оборудования

1 - дымозащитный капюшон; 2 - блоки кислородного питания; 3- запорно-редуцирующее устройство; 4 - дымозащитный капюшон; 5 - блок кислородного оборудования; 6 - лючок доступа к штуцеру зарядки кислородом; 7 - штуцер зарядки; 8 - кислородный баллон; 9 - вентиль; 10 - штуцер сброса; 11 - контейнер о кислородными масками; 12 - дамозащитная кислородная маска; 13 - щиток зарядки

Дымозащитные очки предназначены для защиты глаз пилотов от дыма и токсичных газов, имеют антиабразивное покрытие снаружи и противотуманное – внутри.

Переносные дымозащитные капюшоны регенерационного типа предназначены для защиты органов дыхания и зрения от дыма и токсичных газов и могут одеваться поверх кислородной маски.

Блоки кислородного питания пассажиров состоят из баллона, на котором установлены запорно-редуцирующее устройство з зарядным штуцером, предохранительным клапаном, манометром и ремнем для переноски. К каждому блоку питания через тройник могут быть подсоединены три кислородные маски для подачи обогащенного кислородом воздуха пассажирам.

Кислородный баллон относится к стационарному оборудованию. В его верхней части установлен манометр, предохранительное устройство и вентиль, выполняющий функцию запорно-

редуцирующего устройства. Минимально допустимое давление перед взлетом должно быть не меньше  $150 \text{ кгс/см}^2$ , максимальное рабочее –  $210 \text{ кгс/см}^2$ . Штуцер зарядки кислородного баллона на земле расположен по правому борту фюзеляжа в районе шпангоута №2.

Штуцер сброса обеспечивает сброс кислорода за борт при срабатывании плавкого предохранителя при температуре  $95 \dots 100 \text{ }^\circ\text{C}$ .

### **9.10. Вопросы для самоконтроля**

1. Что входит в состав высотной системы самолета?
2. Сформулируйте назначение системы подготовки воздуха? Каковы потребители данной системы?
3. Опишите принцип работы системы подготовки воздуха. Какие параметры у отбираемого воздуха?
4. Каково назначение системы охлаждения? Перечислите основные элементы системы.
5. Опишите принцип работы системы охлаждения воздуха.
6. Каково назначение системы распределения воздуха? Как происходит распределения воздуха в кабинах?
7. Каково назначение системы обогрева подпольного пространства самолета?
8. Каково назначение системы автоматического регулирования давления?
9. Как происходит изменение давления в гермокабине при полете?
10. Как происходит регулирование давления в кабине?
11. Каково назначение системы рециркуляции, поясните, каким образом она осуществляется?
12. Назовите функции системы автоматического регулирования температуры.
13. Как происходит контроль температуры воздуха? Какие предельные значения температуры могут быть достигнуты?
14. Каково назначение кислородного оборудования? Что входит в его состав?

## 10. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

### 10.1. Природа обледенения и ее влияние на летательный аппарат

Обледенение – это процесс образования льда на поверхностях агрегатов летательного аппарата. В большинстве случаев обледенение летательных аппаратов происходит при полете в атмосфере, содержащей переохлажденные капли воды, т. е. воды в жидкой фазе при отрицательной температуре. При столкновении с лобовыми поверхностями агрегатов летательного аппарата переохлажденные капли воды быстро кристаллизуются, образуя ледяные наросты различной формы и размеров.

Опыт эксплуатации авиационной техники показывает, что обледенение наряду с турбулентностью атмосферы, электрическими разрядами, возможностью столкновения с птицами является одним из наиболее опасных воздействий естественной внешней среды, которое существенно влияет на безопасность полета.

В условиях обледенения лед образуется на лобовых поверхностях крыльев, рулей высоты и направления, на воздушных винтах, воздухозаборниках, остеклении фонарей, на находящихся в потоке датчиках пилотажно-навигационных приборов и обтекателях антенн (рис. 10.1 а).

Обледенение несущих поверхностей приводит к увеличению веса самолета, искажению формы профиля и резкому ухудшению аэродинамических характеристик, что, в конечном счете, может привести к тряске самолета, нарушению продольной балансировки, потере устойчивости и сваливанию самолета.

Обледенение входных кромок воздухозаборников силовых установок (рис. 10.1 б) увеличивает неравномерность поля скоростей перед компрессором, что может вызвать помпаж (франц. *pompage* – откачка) – одну из форм автоколебаний, которая выражается в пульсации поступающего потока воздуха и, как следствие, к вибрации лопаток компрессора и всего двигателя, что может вызвать его разрушение. Сброс льда в каналах воздухозаборников приводит

к повреждению лопаток компрессоров.

Обледенение лобовых стекол фонарей кабины экипажа может резко ухудшить возможность визуального управления самолетом, а обледенение датчиков приборов систем навигации и управления является причиной их неправильной работы или отказа, что усложняет пилотирование.

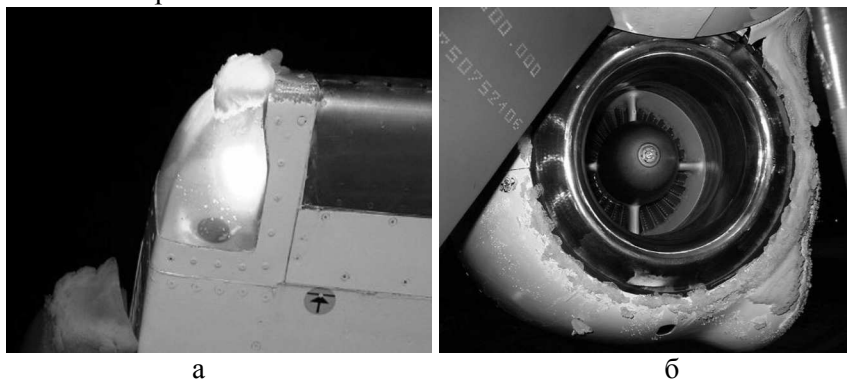


Рис. 10.1. Отложение льда: а - на крыле самолета в районе бортового аэронавигационного огня; б - на воздухозаборнике двигателя

## 10.2. Противообледенительная система: основные сведения

Состав противообледенительной системы и ее монтажная схема приведен на рис. 10.2 и рис. 10.3 соответственно.

Для борьбы с обледенением самолет оборудован противообледенительной системой (ПОС), которая состоит из: ПОС планера, лобовых стекол, лопастей винтов, обтекателей втулок винтов, приемника полного давления, воздухозаборников воздушно-масляного радиатора (ВМР) и входного направляющего аппарата (ВНА) двигателей, сигнализаторов обледенения.

ПОС обеспечивают защиту от обледенения до температуры наружного воздуха минус 30°C и состоит из воздушно-тепловой и электротепловой систем.



Рис. 10.2. Состав противообледенительной системы

### 10.3. Подсистемы противообледенительной системы

#### *Воздушно-тепловая ПОС*

Воздушно-тепловая (ВТ) ПОС предназначена для обогрева носка крыла. Горячий воздух для ПОС планера отбирается от XII ступени компрессора двигателя. Отбор воздуха разрешается на всех режимах работы двигателя от полетного малого газа до малого газа при температуре наружного воздуха  $10^{\circ}\text{C}$  и ниже.

Режим работы ВТ ПОС - циклический, продолжительность циклов (времени подачи горячего воздуха) автоматически регулируется устройством управления и контроля ПОС крыла УУКП-140 в зависимости от температуры наружного воздуха.

Передние кромки носовых частей крыла работают в режиме "теплого ножа" за счет небольшой постоянной подачи горячего воздуха, в то время как основная подача горячего воздуха осуществляется циклически.

В результате, лед в этих зонах быстрее и легче растаивает, как бы разрезается пополам и уносится набегающим потоком воздуха – тем самым облегчается процесс его удаления и уменьшаются энергзатраты.

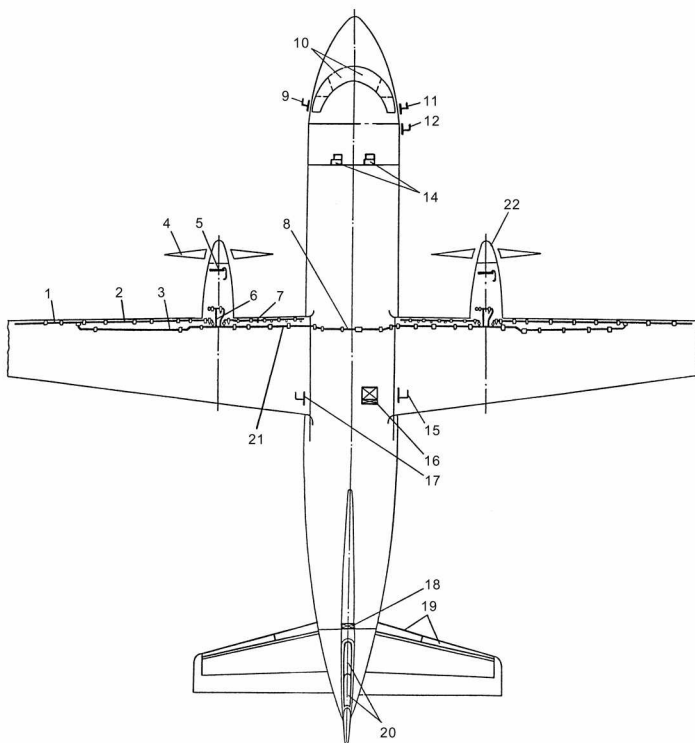


Рис. 10.3. Монтажная схема ПОС

1 – распределительная труба обогрева консольной части носка левой половины крыла; 2 – распределительная труба обогрева средней части носка левой половины крыла; 3 – трубопровод ПОС по переднему лонжерону крыла; 4 – нагревательные элементы лопастей винтов; 5 – носок воздухозаборника ВМР; 6 – трубопроводы ПОС в гондole двигателя; 7 – распределительная труба обогрева корневой части носка левой половины крыла; 8 – трубопровод ПОС в зализе центроплана; 9, 11 – сигнализатор обледенения EW-164; 10 – нагревательные элементы лобовых стекол; 12 – приемник полного давления; 14 – блоки УУТС-140; 15 – датчик температуры П-104М; 16 – блоки управления УУКП-140, УУКВ-140; 17 – датчик температуры П-104М; 18 – блок управления УУКО-140; 19 – электронагреватели носка правой консоли стабилизатора; 20 – электронагреватели киля; 21 – трубопровод ПОС в корневой части носка левой половины крыла; 22 – электронагреватель кока винта

Горячий воздух подводится через микроэжекторные трубы (рис. 10.4), которые проложены в носках крыла, и распределяется равномерно по всей длине носков.

Микроэжекторная система работает по рециркуляционному принципу. Горячий воздух после выхода из микроэжекторных труб смешивается с воздухом, подсасываемым из полости носка, и поступает на обогрев обшивки.

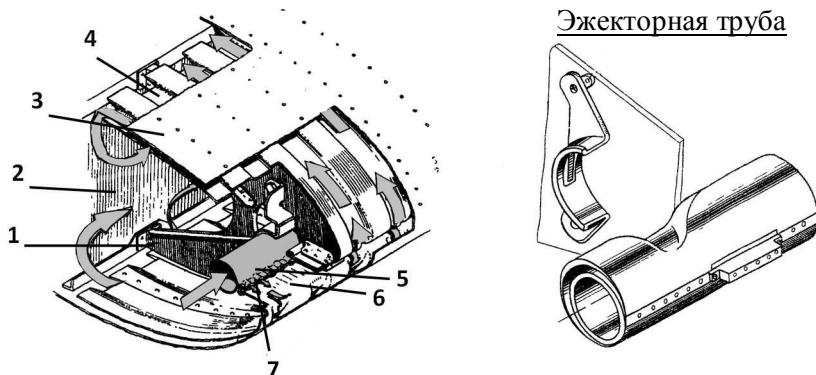


Рис.10.4. Воздушно-тепловая ПОС носка крыла

1 - носок нервюры; 2 - лонжерон; 3 - внешняя обшивка носка, 4 - гофрированная обшивка носка; 5 - прижим; 6 - вкладыш, 7 - микроэжекторная труба; 8 - плоская часть гофрированной обшивки; 9 - ребро трубы с микросоплами

Воздух по каналам противобледенителя движется от ребра атаки назад, нагревает обшивку и у переднего лонжерона выходит в полость носка. Отсюда часть воздуха повторно поступает в каналы противобледенителя, а часть выходит в атмосферу через отверстия в законцовках крыла и оперения.

### ***Электротепловая ПОС оперения***

Электротепловая ПОС оперения предназначена для удаления льда с носков кия и стабилизатора. Режим работы секций нагревателей хвостового оперения – циклический, продолжительность

циклов (времени подачи электропитания) автоматически регулируется устройством управления и контроля ПОС хвостового оперения з зависимости от температуры наружного воздуха.

Передние кромки носовых частей оперения также работают в режиме «теплого ножа» за счет постоянной подачи электропитания на нагревательный элемент, расположенный по передней кромке защищаемой поверхности вдоль размаха, а расположенные по сторонам секции нагревательных элементов работают циклически.

Нагревательные элементы размещены на панелях, которые крепятся к обшивке носовой части ГО и ВО (рис. 10.5). Каждая панель имеет клеммы для подсоединения проводов электропитания. Подключением питания управляет устройство управления и контроля оперения УУКО-140.

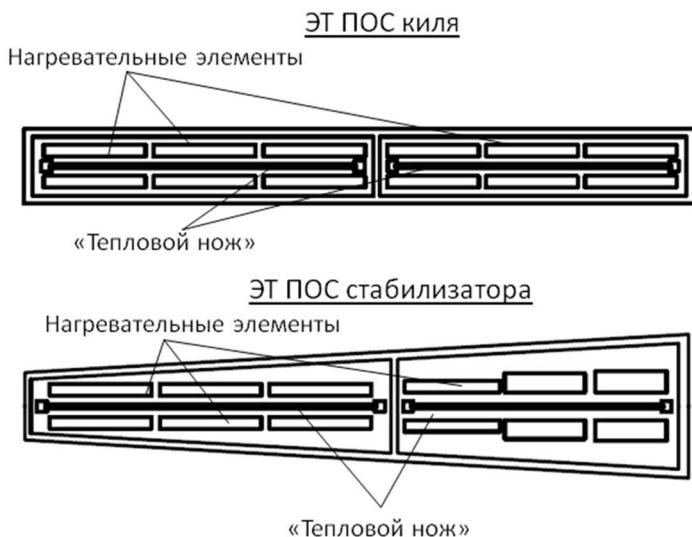


Рис. 10.5. Нагревательные элементы хвостового оперения

Типовой узел подвода электропитания к нагревательным элементам стабилизатора и кия показан на рис. 10.6.



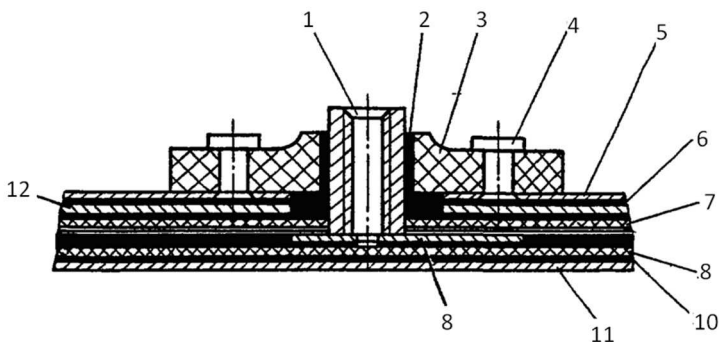


Рис. 10.6. Типовой узел подвода электропитания к нагревательным элементам стабилизатора и кия

1 - гнездо для винта подсоединения электропитания(гайка); 2, 10 - герметик; 3 - шайба-изолятор; 4 - заклепка; 5 - накладка; 6 - герметик; 7, 9 - ткань; 8 - нагревательный элемент; 11 - обшивка наружная; 12 - обшивка внутренняя.

### ***ПОС лопастей воздушных винтов и обтекателей втулок винтов***

ПОС лопастей винтов и обтекателей втулок винтов (кока) - электротепловая система, предназначенная для удаления льда с обогреваемых частей поверхности лопастей и обтекателей втулок винтов. Нагревательные элементы расположены в носках обогреваемых лопастей и обтекателей втулок винтов.

Режим работы секций нагревателей лопастей циклический, продолжительность циклов (времени подачи электропитания) автоматически регулируется устройством управления и контроля ПОС лопастей воздушных винтов УУКВ-140 в зависимости от температуры наружного воздуха. Секции нагревателей левого и правого винтов работают попеременно.

Монтаж панелей нагрева в обтекателях втулок винтов показан на рис. 10.7.

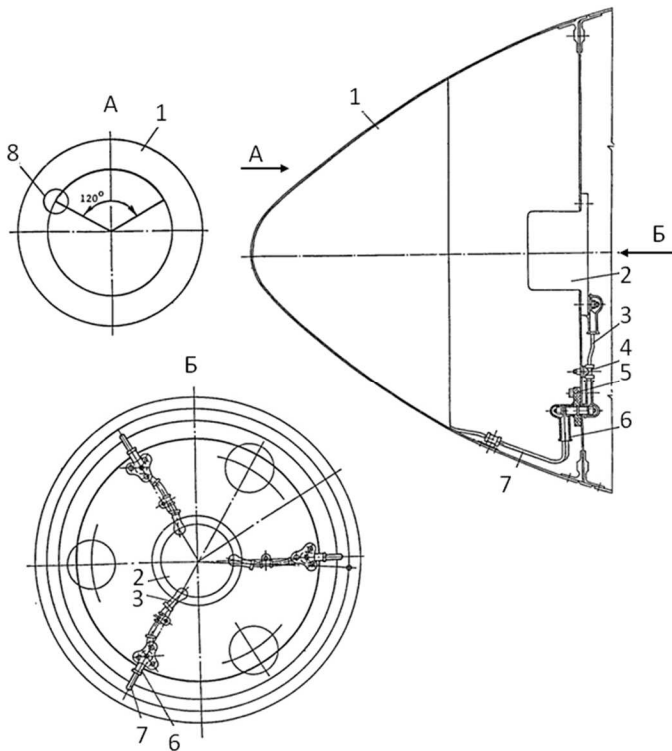


Рис.10.7. Монтаж нагревательных элементов в обтекателе втулки винта  
 1 – обогреваемая панель кока; 2 – коллектор; 3 – провод; 4 – хомут;  
 5 – колодка; 6 – колпачок; 7 – провод.

### ***ПОС воздухозаборников ВМР и ВНА двигателей***

ПОС воздухозаборников ВМР и ВНА двигателей - воздушно-тепловая. Режим работы - постоянный. Горячий воздух отбирается от XII ступени компрессора. Отбор воздуха разрешается на всех режимах работы двигателей при температуре наружного воздуха плюс 10 °С и ниже. ПОС ВНА является составной частью двигателя.

### ***ПОС лобовых стекол***

ПОС лобовых стекол кабины экипажа - электротепловая система циклического действия.

Нагревательные элементы расположены в левом и правом лобовых стеклах. Нагревательный элемент стекла состоит из трех изолированных друг от друга секций, внутри склеивающего слоя второй (средней) секции размещены два датчика температуры, из которых один - рабочий, второй - запасной.

Система управления обогревом для каждого стекла - автономная. Управление обогревом осуществляется устройством УУТС-140, обеспечивающим температурный режим стекла в диапазоне температур, соответствующем изменению величины сопротивления цепи датчика температуры от  $(144 \pm 0,5)$  Ом до  $(146 \pm 0,5)$  Ом.

Устройство УУТС-140 обеспечивает работу ПОС стекол в режимах:

- автоматического управления;
- ручного управления;
- контроля.

При автоматическом управлении обогрев стекол осуществляется в ослабленном и интенсивном режимах. При включении ПОС стекол обогрев производится в ослабленном режиме, при появлении условий обледенения - автоматически переключается с ослабленного на интенсивный режим.

В ослабленном режиме к нагревательным элементам стекол подключается напряжение 115 В, в интенсивном - 200 В.

При ручном управлении обогрев стекол осуществляется в интенсивном режиме.

### ***Стеклоочистители***

Стеклоочистители состоят из электропривода и поводково-щеточного механизма.

Установлены стеклоочистители слева и справа от оси симметрии самолета под лобовыми стеклами в районе шпангоута № 2 (рис. 10.8).

Электропривод обеспечивает качательное движение на выходном валу, на котором крепится поводок со щеткой. Щетка обеспечивает ометание наружной поверхности лобового стекла при включении электропривода.



Рис. 10.8. Ометаемый диапазон поверхности лобового стекла

Стеклоочиститель в зависимости от положения переключателя имеет два режима движения щеток. При малой скорости щетка совершает 60 двойных ходов, при большой скорости - 120 двойных ходов, в минуту.

Питание электродвигателя привода стеклоочистителя осуществляется напряжением 115/200 В трехфазного переменного тока частотой 400 Гц.

Электросистема управления обеспечивает:

- раздельное управление левым и правым стеклоочистителями;
- работу электропривода стеклоочистителя на малой и большой скоростях;
- останов и фиксацию щетки в исходном положении.

### ***Сигнализаторы обледенения***

Сигнализаторы обледенения (рис.10.9) предназначены для сигнализации льдообразования и выдачи команд на включение автоматического режима работы ПОС планера, двигателей, винтов, обте-

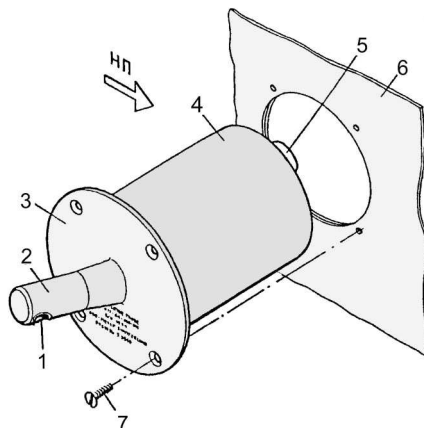
кателей втулок винтов и стекол, а также выдачи сигнала в бортовое устройство регистрации параметров работы систем самолета.

Работа сигнализатора обледенения основана на зависимости частоты выходного сигнала датчика от толщины пленки льда на мембране. При включении питания сигнализатора обледенения мембрана датчика производит колебания, частота которых определяется ее жесткостью. Жесткость мембраны повышается при оседании на ней льда, что приводит к увеличению частоты ее колебаний. При толщине льда от 0,3 мм и более, определяемой чувствительностью сигнализатора обледенения, частота колебаний мембраны достигает такой величины, при которой выдается сигнал на включение обогрева вибратора (для сброса льда), на светосигнализатор “ОБЛЕДЕНЕНИЕ” в кабину экипажа и в бортовой регистратор полета. После сброса льда с мембраны частота колебаний восстанавливается, сигнал исчезает, обогрев вибратора отключается.

Устройства управления и контроля ПОС предназначены для ручного и автоматического управления ПОС планера, оперения, винтов, втулок винтов, стекол по заданному закону в зависимости от температуры наружного воздуха, а также для контроля и формирования сигналов, характеризующих состояние ПОС.

Рис. 10.9 Сигнализаторы обледенения

- 1 – мембрана; 2 – сенсорная секция сигнализатора;
- 3 – фланец;
- 4 – корпус с электронной секцией;
- 5 – электрический разъем;
- 6 – обшивка самолета;
- 7 – винт



#### 10.4. Вопросы для самоконтроля

1. Чем грозит обледенение самолета?
2. Из чего состоит противообледенительная система самолета?
3. Каково назначение воздушно-тепловой противообледенительной системы?
4. Каково назначение "теплого ножа"?
5. Каким образом воздух подается к обогреваемым элементам конструкции самолет?
6. Каково назначение электротепловой противообледенительной системы? Как размещены нагревательные элементы на элементах хвостового оперения?
7. Как осуществляется обогрев лопастей и втулок воздушных винтов самолета?
8. Как осуществляется обогрев воздухозаборников воздушно-масляного радиатора и входного направляющего аппарата двигателя самолета?
9. Из чего состоит стеклоочиститель? Опишите принцип его работы. Что обеспечивает электросистема стеклоочистителей?
10. Опишите принцип работы сигнализатора обледенения.

# 11. ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

## 11.1. Общие сведения

Пожарное оборудование самолета (рис. 11.1) предназначено для обнаружения, сигнализации и ликвидации очагов пожара в отсеках двигателей и ВСУ, для сигнализации о наличии пожара в отсеке самолета, а также для тушения пожара в кабинах самолета.



Рис. 11.1. Группы пожарного оборудования самолета

## 11.2. Функции пожарного оборудования

Система пожарной сигнализации (СПС) обеспечивает:

- сигнализацию о возникновении и ликвидации пожара;
- сигнализацию о месте возникновения пожара;
- автоматическое включение огнетушителя первой очереди пожаротушения;
- ручное включение огнетушителей первой и второй очереди;
- автоматическое включение огнетушителей в отсеки гондол двигателей при посадке на фюзеляж;

- выдачу сигнала "ОТКАЗ СПС" при обрывах в цепях хотя бы одного канала светосигнализаторов пожара;
- автоматизированный контроль исправности каналов сигнализаторов пожара в полете;
- тестовый контроль исправности системы на земле;
- выдачу сигнализации об отказах в каналах сигнализаторов и цепях пиропатронов;
- сигнализацию о наличии пожара в переднем грузовом отсеке, багажно-грузовом отсеке и дыме в туалете.

### **11.3. Система пожаротушения**

Пожаротушение включает в себя систему пожаротушения защищаемых отсеков двигателей и ВСУ (рис. 11.2), а также средства для ликвидации пожара в кабинах самолета.

Система пожаротушения осуществляет подачу огнегасящего вещества в защищаемые отсеки:

- гондолы двигателей;
- отсек ВСУ.

В систему входят:

- два огнетушителя с тремя пироголовками каждый;
- трубопроводы подвода огнегасящего вещества в защищаемые отсеки;
- распылительные коллекторы.

В коллекторах с равномерным шагом выполнены отверстия диаметром 0,8 мм, обращенные в сторону вероятных очагов пожара. Для подачи огнегасящего вещества от огнетушителей к защищаемым отсекам на самолете применяются трубопроводы из алюминий-магниевого сплава АМг-2М и нержавеющей стали 12Х18Н10Т.

Система пожаротушения обеспечивает:

- тушение в автоматическом или ручном режиме пожара в защищаемых отсеках гондол двигателей и ВСУ;



- подачу огнегасящего вещества в защищаемые отсеки гондол двигателей при аварийной посадке самолета на фюзеляж (с невыпущенным шасси).

Система пожаротушения состоит из двух стационарных огнегасителей (рис. 11.3), установленных под левым и правым зализами крыла с фюзеляжем в районе шпангоутов №23, 24, трубопроводов и распылительных коллекторов.

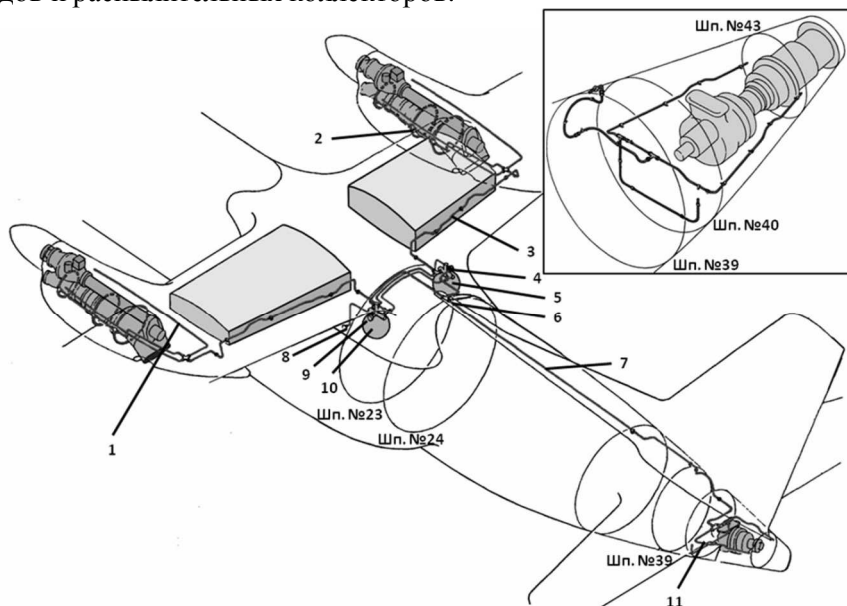


Рис.11.2.Монтажная схема пожаротушения

1 - линейный участок распылительного коллектора; 2 - кольцевой участок распылительного коллектора; 3, 7 – трубопровод; 4 - пироголовка; 5 - огнетушитель второй очереди; 6 – тройник; 8 - сигнальный диск саморазрядки; 9 - манометр ШМ-240; 10 - огнетушитель первой очереди; 11 - распылительный коллектор

При пожаре в отсеках гондол двигателей и ВСУ огнетушители срабатывают в две очереди, по одному огнетушителю в каждой.

Для сигнализации саморазрядки огнетушителей - по левому и правому бортам в районе шпангоута № 23 установлено по одному

красному сигнальному диску, отсутствие которого свидетельствует о саморазрядке огнетушителя, установленного в этом зале.

Контроль за работой системы пожарной защиты (СПЗ) и управление пожаротушением осуществляется с пульта управления и индикации. Информация о пожаре выводится в регистратор параметров полета, на табло "ПОЖАР" на пульт СПЗ и в виде звуковой сигнализации - в телефоны летчиков.

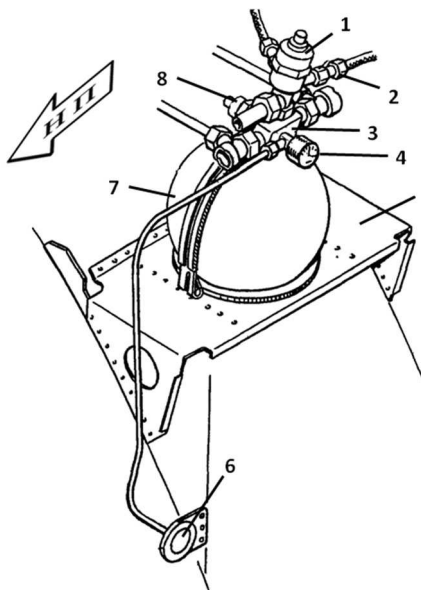


Рис.1.1.3. Внешний вид огнетушителя типа I:

1 – пироголовка; 2 – пирозапал;  
3 – переходник; 4 – манометр;  
5 – ложемент; 6 - сигнальный  
диск саморазрядки; 7 – баллон;  
8 - сигнализатор давления  
МСТВ-16Ш

Для уменьшения вероятности возникновения пожара и локализации возможных очагов пожара на самолете предусмотрены:

- рациональная компоновка агрегатов, систем и оборудования;
- применение огнестойких, огнестойких и самозатухающих материалов;
- электропроводка к сигнализаторам пожара выполнена из огнестойких материалов;
- дренаж мест возможного скопления горячих жидкостей;

- установка в топливных магистралях на входе в двигатели перекрывающих (пожарных) кранов;
- отделение пожароопасных отсеков от других отсеков противопожарными перегородками и экранами, выполненными из огнестойких материалов;
- уплотнение отверстий, выполненных в противопожарных перегородках.

#### **11.4. Система аварийного пожаротушения**

Система обеспечивает защиту от пожара отсеков гондол двигателей при аварийной посадке самолета на фюзеляж с невыпущенным шасси. Защита осуществляется автоматическим включением разрядки обоих огнетушителей в указанные отсеки в момент касания самолета о землю.

Датчиком включения системы в работу является механизм аварийного включения системы пожаротушения, который расположен в нижней части фюзеляжа в районе шпангоута №29. Датчик срабатывает при любом перемещении наконечника троса, установленного в сминаемом корпусе и соединенным с микровыключателем, в момент разрушения корпуса.

#### **11.5. Система пожаротушения в кабинах самолета**

Для ликвидации очагов пожара в кабинах самолета в них установлены переносные ручные огнетушители типа ОР1 и ОР2.

Для ликвидации пожара в кабинах самолета в пассажирском варианте самолета установлены четыре переносных ручных огнетушителя (рис. 11.4):

- огнетушитель ОР1-1 «ХЛАДОН» установлен в кабине экипажа на полу по левому борту в районе шпангоута № 6;

- огнетушитель ОР1-2 «ХЛАДОН» установлен в нише справа от входа в кабину экипажа на стенке шпангоута № 7;
- огнетушители ОР1-2 «ВОДА» (вверху) и ОР1-1 «ХЛАДОН» установлены один над другим в нише на шпангоуте № 32 по правому борту со стороны пассажирской кабины.

В грузо-пассажирском варианте самолета в транспортной кабине в районе шпангоута № 8 слева от входной двери на полу дополнительно установлены рядом огнетушители ОР2-6 «ВОДА» и ОР2-6 «ХЛАДОН».

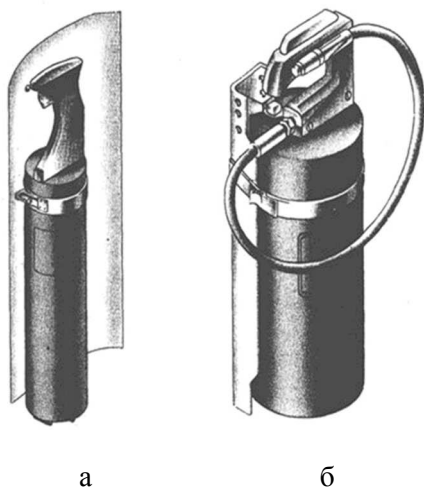


Рис. 11.4. Ручные огнетушители:  
ОР1-2 " ХЛАДОН " (а); ОР2-6 " ВОДА " (б)

Огнетушители с надписью «ВОДА» применяются для тушения тлеющих пожаров горящих конструкционных и отделочных материалов (тканей, ваты, резины, пластика и т.д.) при отсутствии в них электропроводки под напряжением. Огнетушители с надписью «ХЛАДОН» применяются для тушения любых горящих веществ, в том числе и находящихся под электрическим током, но они менее эффективны при тушении тлеющих веществ, чем огнетушители, заряженные водозатенгликолевой смесью.

## 11.6. Система пожарной сигнализации багажно-грузовых отсеков

Система предназначена для выдачи сигналов о появлении дыма в следующих отсеках самолета:

- туалете;
- заднем багажно-грузовом отсеке;
- переднем грузовом отсеке (при использовании самолета в грузовом и грузо-пассажирском варианте).

Система имеет встроенный контроль составных частей: блока сигнализации, датчиков дыма (ДД) и межблочных соединений.

Датчики дыма установлены:

- один в туалете, в нижней части стенки, на входе вентиляционного трубопровода;
- два в заднем багажно-грузовом отсеке, на потолке в районе шпангоута № 36 и в нижней части задней стенки отсека;
- три в переднем грузовом отсеке на потолочных панелях в плоскости симметрии самолета в районе шпангоутов № 11, 15 и 19.

Датчики дыма являются чувствительными элементами системы. При достижении величины задымленности воздуха вокруг датчика 10% он срабатывает и выдает сигнал на соответствующее световое табло. Принцип действия системы - оптический, основан на регистрации инфракрасного излучения, отраженного от частиц дыма (рис. 11.5).

Для повышения эффективности срабатывания датчика дыма на самолете в переднем грузовом отсеке установлена система продувки датчика. Система включает в себя трубопровод, соединяющий между собой кожухи трех датчиков дыма, находящихся в переднем грузовом отсеке. К трубопроводу через тройник подсоединен патрубок, выходящий через обшивку фюзеляжа в зализ крыла с фюзеляжем. За счет перепада давлений внутри фюзеляжа и за бортом в полете происходит постоянная продувка воздуха из переднего грузового отсека через указанные датчики в зализ. При появлении в воздухе дыма датчики срабатывают.

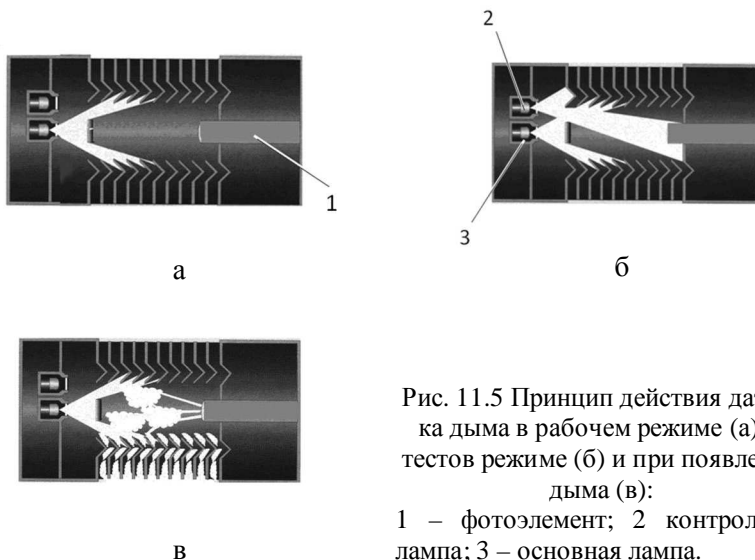


Рис. 11.5 Принцип действия датчика дыма в рабочем режиме (а), в тестовом режиме (б) и при появлении дыма (в):  
1 – фотозлемент; 2 – контрольная лампа; 3 – основная лампа.

Трубопровод системы продувки проложен за потолочными панелями между левыми стрингерами № 30, 31. От них через тройник в районе левого стрингера № 32 и шпангоута № 17 патрубков через обшивку фюзеляжа выведен в заліз (рис. 11.6).

Светосигнальные табло, на которые при срабатывании ДД выдает сигнал, расположены в кабине экипажа.

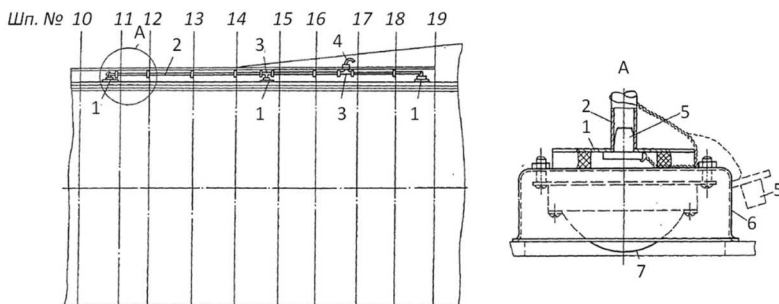


Рис.11.6. Система продувки дымосигнализаторов  
1 - фланец; 2 - трубопровод; 3 - тройник; 4 - трубопровод отсоса воздуха; 5 - резиновая заглушка; 6 - кожух; 7 - дымосигнализатор

### 11.7. Вопросы для самоконтроля

1. Каково назначение пожарного оборудования самолета?
2. На какие группы можно разделить пожарное оборудование самолета?
3. Что входит в систему пожаротушения самолета?
4. Что обеспечивает система пожаротушения? Опишите принцип ее работы.
5. Каково назначение воздушно-тепловой противообледенительной системы?
6. За счет каких инженерных решений уменьшена вероятность возникновения пожара на борту самолета?
7. Что входит в состав системы пожаротушения в кабине?
8. Опишите принцип работы пожарной сигнализации багажно-грузовых отсеков, отсеков двигателя и ВСУ.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Самолет Ан-140. Руководство по летной эксплуатации самолета. Книга 2 - К. : АНТК Антонов, 2000. - 698 с.
2. Самолет Ан-140. Руководство по летной эксплуатации самолета. Книга 3 - К. : АНТК Антонов, 1999. - 564 с.
3. Самолет Ан-140. Руководство по летной эксплуатации самолета. Книга 8 - К. : АНТК Антонов, 1999. - 312 с.
4. Самолет Ан-140. Руководство по летной эксплуатации самолета. Книга 9 - К. : АНТК Антонов, 1999. - 828 с.
5. Самолет Ан-140. Руководство по летной эксплуатации самолета. Книга 10 - К. : АНТК Антонов, 1999. - 504 с.
6. *Кузнецов А.Н.* Основы конструкции и технической эксплуатации воздушных судов. Учеб. для сред. спец. учеб. заведений / А.Н. Кузнецов - М. : Транспорт, 1990. - 294 с.



Навчальне видання

ЮЦКЕВИЧ Святослав Сергійович  
ХИЖНЯК Сергій Васильович

**КОНСТРУКЦІЯ КОНКРЕТНОГО ТИПУ ПОВІТРЯНОГО  
СУДНА. ЛІТАК АН-140**

Навчальний посібник

Технічний редактор  
Коректори  
Комп'ютерна верстка

Подп. к печати \_\_. \_\_. \_\_. Формат 60×84/16. Бумага офс.  
Офс. печать. Усл. печат. лист. \_\_\_\_. Уч.-изд. лит. \_\_\_\_\_.  
Тираж 100 экз. Заказ № \_\_\_\_\_

Видавництво НАУ  
03680, м. Київ – 680, проспект Космонавта Комарова, 1  
Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07.2002