

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

---

Кафедра технической механики и инженерной графики

М.А. Киселев, Ю.В. Петров

# ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

## Учебник

*Допущено Федеральным учебно-методическим объединением в системе высшего образования по укрупненной группе специальностей и направлений подготовки 25.00.00 «Аэронавигация и эксплуатация авиационной и ракетно-космической техники» в качестве учебника для студентов образовательных организаций высшего образования, обучающихся по образовательным программам высшего образования – программам бакалавриата по направлениям подготовки 25.03.01 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», 25.03.02 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов», 25.03.03 «Аэронавигация», 25.03.04 «Эксплуатация аэропортов и обеспечение полетов воздушных судов» и программам специалитета по специальности 25.05.05 «Эксплуатация воздушных судов и организация воздушного движения».*

Москва  
ИД Академии Жуковского  
2021

УДК 629.7.06  
ББК 052-04  
К44

Печатается по решению редакционно-издательского совета  
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

Самойленко В.М. (МГТУ ГА) – д-р техн. наук, профессор;  
Калугин В.Т. (МГТУ им. Баумана) – д-р техн. наук, профессор;  
Серебрянский С.А. (МАИ НИУ) – канд. техн. наук, доцент

**Киселев М.А.**

К44      Функциональные системы воздушных судов [Текст] : учебное пособие /  
М.А. Киселев, Ю.В. Петров. – М. : ИД Академии Жуковского, 2021. – 304 с.

ISBN 978-5-907490-00-0

В учебнике рассмотрены назначение, архитектура, принципы функционирования, конструктивные особенности и перспективы развития основных функциональных систем воздушного судна: гидравлической, топливной, противообледенительной и противопожарной, а также системы кондиционирования воздуха и системы автоматического регулирования давления.

Учебник соответствует актуальным требованиям Федерального государственного образовательного стандарта высшего образования и предназначен для студентов всех форм обучения по направлениям подготовки 23.03.01, 25.03.01, 25.03.02, 25.05.05, изучающих дисциплины «Гидромеханические системы ЛА», «Летательные аппараты и авиационные двигатели». Учебник будет полезен студентам и другим направлениям авиационных специальностей высших и средних учебных заведений, а также сотрудникам эксплуатирующих и ремонтных организаций, научным работникам авиационной отрасли.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры Аэродинамики, конструкций и прочности ЛА 05.03.2020 г. и методического совета Механического факультета 26.11.2020 г.

**УДК 629.7.06**

**ББК 052-04**

Св. тем. план 2021 г.  
поз. 6

**КИСЕЛЕВ Михаил Анатольевич, ПЕТРОВ Юрий Владимирович**  
**ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Учебное пособие

*В авторской редакции*

Подписано в печать 27.05.2021 г.

Формат 60х84/16    Печ. л. 19    Усл. печ. л. 17,67

Заказ № 774/0429-УП07    Тираж 35 экз.

Московский государственный технический университет ГА  
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского

125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (495) 973-45-68    E-mail: zakaz@itsbook.ru

**ISBN 978-5-907490-00-0**

© Московский государственный технический  
университет гражданской авиации, 2021

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ .....</b>	<b>6</b>
<b>ВВЕДЕНИЕ.....</b>	<b>8</b>
<b>РАЗДЕЛ I. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО СУДНА ....</b>	<b>10</b>
Глава 1. Энергетические системы воздушного судна и их сравнительный анализ.....	10
Глава 2. Общая характеристика гидравлической системы .....	13
Глава 3. Блоки питания гидравлических систем .....	15
3.1. Структурная схема блока питания .....	15
3.2. Система обеспечения бескавитационного режима работы источников энергии .....	15
3.3. Система источников энергии, система управления, контроля и индикации .....	20
3.4. Отличительные особенности блоков питания гидравлических систем современных самолетов .....	36
Глава 4. Функциональная подсистема управления воздушного судна .....	38
4.1. Назначение и состав системы управления ВС.....	38
4.2. Структурная схема системы управления ВС .....	38
4.3. Конструкция и работа элементов гидроусилителя и загрузочного механизма .....	41
4.4. Назначение, конструкция и работа типовой системы управления ВС .....	48
4.5. Назначение, конструкция и работа типовой системы управления механизацией крыла .....	51
Глава 5. Функциональные подсистемы шасси .....	54
5.1. Подсистема уборки и выпуска шасси.....	54
5.2. Подсистема управления поворотом передней опоры шасси .....	65
5.3. Система торможения колес .....	74
Глава 6. Особенности гидравлической системы вертолета .....	86
Глава 7. Конструкция и работа агрегатов гидравлических систем .....	93
7.1. Аксиально – поршневые насосы .....	93
7.2. Электромагнитный кран .....	97
7.3. Предохранительный клапан .....	97
7.4. Гидроаккумулятор .....	101
7.5. Челночный клапан .....	102
7.6. Дроссель.....	102
7.7. Фильтр гидравлический .....	103
Глава 8. Основные направления совершенствования гидравлических систем .....	105
<b>РАЗДЕЛ II. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА.....</b>	<b>113</b>

Глава 9. Системы кондиционирования воздуха .....	113
9.1. Влияние условий полета на организм человека .....	113
9.2. Требования нормативных документов к системам жизнеобеспечения воздушного судна .....	115
9.3. Гермокабина. Программа регулирования давления в гермокабине ...	116
9.4. Назначение, общие принципы функционирования и структура СКВ	118
9.5. Система отбора воздуха от двигателей, предварительного охлаждения и регулирования .....	122
9.6. Система основного охлаждения и регулирования .....	126
9.7. Система распределения воздуха в гермокабине .....	142
9.8. Назначение, конструкции и работа основных агрегатов СКВ .....	152
Глава 10. Система автоматического регулирования давления .....	159
10.1. Назначение и архитектура САРД .....	159
10.2. Назначение, конструкция и работа агрегатов САРД .....	163
10.3. Особенности систем жизнеобеспечения вертолетов .....	169
10.4. Основные направления совершенствования СКВ и САРД .....	174
<b>РАЗДЕЛ III. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО СУДНА .....</b>	<b>177</b>
Глава 11. Структура топливной системы ВС .....	177
Глава 12. Подсистема размещения топлива на ВС .....	177
Глава 13. Подсистема дренажа топливных баков .....	183
Глава 14. Подсистема подкачки топлива к двигателю и ВСУ .....	188
Глава 15. Подсистема заправки топливных баков .....	200
Глава 16. Подсистема перекачки топлива .....	207
Глава 17. Подсистема кольцевания .....	213
Глава 18. Подсистема слива топлива .....	215
Глава 19. Подсистема удаления воды из топливных баков .....	218
Глава 20. Особенности конструкции топливной системы вертолета .....	219
Глава 21. Основные направления совершенствования топливной системы самолета .....	231
<b>РАЗДЕЛ IV. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО СУДНА .....</b>	<b>237</b>
Глава 22. Основные понятия и определения .....	237
Глава 23. Датчики обледенения .....	241
Глава 25. Примеры типовых противообледенительных систем современных самолетов .....	246
Глава 26. Особенности ПОС вертолетов .....	258
Глава 27. Основные направления совершенствования ПОС ВС .....	269
<b>РАЗДЕЛ V. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО СУДНА .....</b>	<b>272</b>
Глава 28. Основные понятия и определения .....	272

Глава 29. Системы обнаружения и сигнализации о возникновении пожара и дыма .....	274
Глава 30. Система пожаротушения .....	286
Глава 31. Особенности противопожарных систем вертолетов.....	292
Глава 32. Основные направления совершенствования противопожарных систем.....	302
<b>ЛИТЕРАТУРА .....</b>	<b>304</b>

## СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АП	–	авиационные правила;
БГО	–	багажно-грузовой отсек;
БРУС	–	боковая ручка управления самолётом;
БУТС	–	блок управления топливной системой;
ВВТ	–	воздухо-воздушный теплообменник;
ВНА	–	входной направляющий аппарат;
ВС	–	воздушное судно;
ВСУ	–	вспомогательная силовая установка;
ГК	–	герметичная кабина;
ГС	–	гидравлическая система;
ДГС	–	дублирующая гидравлическая система;
ЗВК	–	заслонка вентиляторного контура;
ЗМ	–	загрузочный механизм;
КАУ	–	комбинированный агрегат управления;
КВД	–	компрессор высокого давления;
КПД	–	коэффициент полезного действия;
КСКВ	–	комплексная система кондиционирования воздуха;
ЛА	–	летательный аппарат;
МСА	–	международная стандартная атмосфера;
НВ	–	несущий винт;
ОГС	–	основная гидравлическая система;
ОЖ	–	омывающая жидкость;
ОКПД	–	обратный клапан промежуточного давления;
ООШ	–	основные опоры шасси;
ОРЗ	–	отсечная регулирующая заслонка;
ОУ	–	орган управления;
ПВД	–	приемник воздушного давления;
ПЗУ	–	пылезащитные устройства;
ПОС	–	противообледенительная система;
ПОШ	–	передняя опора шасси;
ППД	–	приемник полного давления;
ППОС	–	пневматическая противообледенительная система;
ППС	–	противопожарная система;
ПС	–	пневматическая система;
РУД	–	рычаг управления двигателем;
САРД	–	система автоматического регулирования давления;
СКВ	–	система кондиционирования воздуха;
СОВ	–	система отбора воздуха;
СУ	–	система управления;
СУПК	–	система управления поворотом колес;
ТС	–	топливная система;

ТХУ	– турбохолодильная установка;
УВШ	– уборка и выпуск шасси;
УОВ	– установка охлаждения воздуха;
ЦСО	– центральный сигнальный огонь;
ШВМ	– шарико-винтовой механизм;
ЭГК	– электрогидрокран;
ЭДСУ	– электродистанционная система управления;
ЭИПОС	– электроимпульсная противообледенительная система;
ЭМК	– электромагнитный клапан;
ЭС	– электрическая система;
ЭТПОС	– электротепловая отивообледенительная система.

## ВВЕДЕНИЕ

Техническое совершенство воздушного судна (ВС) в целом и эффективность его эксплуатации в частности во многом определяются совершенством его функциональных систем. Стремление снизить взлетную массу ВС, стоимость и объемы технического обслуживания и ремонта привели в последние годы к значительным изменениям в конструкции основных функциональных систем. Примером тому может служить уменьшение количества централизованных гидравлических систем ВС, появление новых типов рулевых приводов, создание систем кондиционирования без отбора воздуха от маршевых двигателей. Активное развитие функциональных систем стало одной из причин подготовки данного учебника, в котором раскрыты архитектура, принципы функционирования, конструктивные особенности и перспективы развития основных функциональных систем ВС.

Первый раздел учебника посвящен гидравлической системе (ГС) ВС. Представлен сравнительный анализ особенностей различных энергетических систем ВС, показаны области рационального применения ГС. Проанализированы возможные структурные схемы ГС. Особое внимание уделено конструкции и принципам работы блоков питания систем, а также основных функциональным подсистем ВС, использующих энергию ГС (системе управления ЛА и подсистеме шасси). Подробно рассмотрены назначение, конструкция и функционирование типовых агрегатов ГС, включая приводные насосы, насосные станции, клапаны, фильтры и гидроаккумуляторы.

Второй раздел посвящен системам жизнеобеспечения ВС. Приведены требования нормативных документов к указанным системам. Рассмотрены принципиальные схемы систем кондиционирования и систем автоматического регулирования давления в гермокабине ВС. Описаны конструкция и работа типовых агрегатов, включая турбохолодильную установку, теплообменник, заслонки, клапаны. Выделены основные направления совершенствования систем жизнеобеспечения ВС.

Третий раздел посвящен топливной системе (ТС) ВС, которая рассмотрена как совокупность взаимосвязанных подсистем (дренажа, подкачки топлива, заправки, перекачки и других), обеспечивающих бесперебойное питание двигателей и вспомогательной силовой установки на всех этапах эксплуатации ВС. Рассмотрены конструкция и работа основных агрегатов ТС. Проанализированы основные направления исследований по совершенствованию ТС.

Четвертый и пятый разделы, соответственно, посвящены противообледенительной и противопожарной системам ВС. Проанализированы компоновочные схемы, используемые на современных ВС, описана работа систем в целом и отдельных их типовых агрегатов. Приведены результаты перспективных исследований, направленных на повышение эксплуатационной надежности и технологичности указанных систем.

Отличительной особенностью учебника является наличие описаний конкретных архитектурных и конструктивных решений, реализованных на современных отечественных и зарубежных самолетах транспортной категории. Кроме того, в каждом разделе помимо самолетных рассмотрены особенности вертолетных функциональных систем, проанализированы их структурные и компоновочные схемы, описана работа типовых агрегатов.

Учебник предназначен для студентов авиационных специальностей высших и средних учебных заведений. Также учебник может быть полезен сотрудникам эксплуатирующих и ремонтных организаций, научным работникам авиационной отрасли.

## РАЗДЕЛ I. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО СУДНА

### Глава 1. Энергетические системы воздушного судна и их сравнительный анализ

Источниками энергии на борту воздушного судна (ВС), необходимыми для отклонения аэродинамических рулей и взлетно-посадочной механизации, выпуска и уборки шасси, создания комфортных условий в кабине и т.п. являются энергетические системы ВС: гидравлическая (ГС), пневматическая (ПС) и электрическая (ЭС), которые в качестве рабочего тела, передающего энергию потребителям (гидравлическим и пневматическим приводам, электродвигателям, заслонкам, устройствам охлаждения воздуха и т.п.), используют, соответственно, гидравлическую жидкость, газ (например, воздух или азот) и электрический ток.

В свою очередь, для указанных энергосистем основным источником энергии является маршевый двигатель ВС. Механическую энергию двигателя через коробку самолетных агрегатов потребляют гидравлическая (посредством гидронасосов) и электрическая (посредством электрогенераторов) системы. Энергию сжатого воздуха, отбираемого от компрессора, использует пневмосистема. Самым крупным потребителем энергии на борту ВС является система кондиционирования воздуха (СКВ) – система жизнеобеспечения, ответственная за создания на борту ВС комфортных по температуре, влажности и давлению условий для экипажа, пассажиров и оборудования, основным источником энергии которой является сжатый воздух.

К основным потребителям гидросистемы относятся исполнительные приводы системы управления самолетом, а также системы шасси. Авионика, электродвигатели, обогреватели противообледенительной системы электрического типа, оборудование кухни – это основные потребители электросистемы. На современном ВС типа Airbus (Аэробус) A330 или Boeing (Боинг) B777 для питания энергетических систем расходуется порядка 4% вырабатываемой двигателями мощности. Из них большая часть (более 70%) в виде пневматической энергии потребляется СКВ. Оставшуюся часть гидравлическая и электрическая системы делят примерно поровну: 14% и 12%, соответственно. На отдельных ВС, например, Boeing B787, спроектированным в соответствии с концепцией более электрического самолета, соотношение мощностей энергосистем может быть существенно иным. Так, на B787 основной по вырабатываемой мощности энергетической системой является электросистема с генерируемой мощностью 1450 кВт (на обычных ВС схожей размерности генерируется менее 400 кВт). Отбор сжатого воздуха от двигателей на B787 не производится, а источником сжатого воздуха для системы кондиционирования служат электрические компрессоры, сжимающие забортный воздух, поступающий через специальные воздухозаборники.

Каждая из энергетических систем имеет свои достоинства и недостатки. С изменением уровня развития техники будут меняться и сами системы, и области их применения. Следует понимать, что при проектировании ВС архитектура его энергетических систем определяется не столько исходя из показателей эффективности энергосистемы или, тем более, ее отдельных элементов, а также исполнительных устройств, но из эффективности ВС в целом. Так, например, СКВ на самолете В787 тяжелее, чем на других самолетах такого класса. Однако за счет отказа от отбора воздуха на нужды СКВ, удалось уменьшить массу и расход топлива двигателей и спроектировать конкурентоспособный самолет.

Следует подчеркнуть, что современные энергетические системы ВС обычно являются системами смешанного типа. Так, например, для дренажа, наддува, привода турбонасосных установок в ГС используется пневматическая энергия. Для измерения и индикации параметров, передачи управляющего сигнала в ГС и ПС используется электрическая энергия. Однако классификация таких систем происходит по типу основного рабочего тела, обеспечивающего передачу подавляющего объема энергии потребителям.

Рассмотрим достоинства и недостатки указанных энергетических систем [10].

### **Гидравлическая система**

#### *Преимущества:*

- высокая массовая эффективность, особенно для резервированных (или дублированных) гидроприводов в системе управления, так как резервирование обеспечивается установкой нескольких гидроприводов, работающих совместно. Масса ГС составляет всего 1-2% взлетной массы современных самолетов;

- широкий диапазон бесступенчатого регулирования скорости выходного звена (например, диапазон регулирования частоты вращения гидромотора может составлять от 30-40 до 2500 об/мин, а в некоторых случаях, у гидромоторов специального исполнения, доходит до 1-4 об/мин, что для электромоторов трудно реализуемо);

- самосмазываемость трущихся поверхностей при применении минеральных и синтетических масел в качестве рабочих жидкостей;

- гидравлические силовые приводы при передаче больших мощностей с выходными скоростями, потребными для привода рулевых поверхностей, конструктивно значительно проще электромеханических;

- высокий уровень надежности;

- жесткость нагрузочных характеристик, т.е. скорость движения выходного звена изменяется в ограниченных пределах при изменении нагрузки на выходное звено;

- точность позиционирования, т.е. достаточно простая (с учетом фактической несжимаемости рабочего тела) конструктивная реализация промежуточных положений исполнительных устройств;

- простота осуществления различных видов движения: поступательного, вращательного;
- возможность частых и быстрых переключений при возвратно-поступательных и вращательных прямых и реверсивных движениях.

*Недостатки:*

- нестабильность характеристик рабочей жидкости при изменении температуры и механических воздействиях;
- сложность в обеспечении внутренней и внешней герметичности;
- необходимость фильтрации рабочей жидкости;
- пожароопасность;
- необходимость защиты гидросистемы от проникновения в неё воздуха, наличие которого приводит к нестабильной работе гидропривода, большим гидравлическим потерям и нагреву рабочей жидкости;
- сложность эффективной передачи гидравлической энергии на большие расстояния вследствие больших гидравлических потерь.

### **Электрическая система**

*Преимущества:*

- самая высокая (из рассматриваемых систем) скорость передачи информационного сигнала - до  $3 \cdot 10^3$  м/с (в ГС -  $1 \cdot 10^3$  м/с);
- системы удобны при монтаже и обслуживании, имеют достаточно высокий общий КПД;

*Недостатки:*

- резервирование электропривода с целью достижения заданного уровня надежности приводит к большему увеличению массы системы по сравнению с аналогичной по характеристикам ГС;
- большая инерционность (т.е. велико время выхода на режим и остановки привода после отключения питания, малы предельные угловые скорости при разгоне);
- недостаточная жёсткость характеристик системы, т.е. скорость перемещения выходного звена при увеличении нагрузки недопустимо снижается;
- меньшая по сравнению с гидравлическими системами надёжность, силовая напряжённость и точность позиционирования.

### **Пневматическая система**

*Преимущества:*

- сравнительно высокая массовая отдача;
- пожаробезопасность (рабочее тело – воздух, азот);
- характеристики рабочего тела незначительно меняются с изменением его температуры;
- развивают большую разовую мощность.

*Недостатки:*

- трудность фиксации промежуточных положений;

- ударный характер работы в конце хода;
- запаздывание в передаче энергии;
- сложность герметизации;
- образование конденсата.

Следует отметить, что среди энергетических систем ВС, питающих исполнительные устройства, на сегодняшний день объективно доминируют ГС. ЭС используются как системы малых мощностей (до 3,5 – 4 кВт), когда не важна инерционность и жесткость характеристик органов управления. ПС используются в основном как аварийные, системы малых мощностей и при разовых кратковременных воздействиях.

## **Глава 2. Общая характеристика гидравлической системы**

Гидравлическая система – совокупность устройств, обеспечивающих энергией потребителей посредством передачи к ним рабочей жидкости под давлением.

Гидравлическая система современного самолета относится к числу наиболее сложных, разветвленных и ответственных функциональных систем. Типовая ГС структурно состоит из нескольких независимых гидросистем, каждая из которых самостоятельно или совместно с другими независимыми ГС обеспечивает функционирование большого числа потребителей гидравлической энергии – приводов, агрегатов и устройств. С методической точки зрения полезно рассматривать ГС совместно с ее потребителями (гидроприводами, гидроцилиндрами и т.п.), трансформирующими гидравлическую энергию в поступательное или вращательное движение аэродинамических поверхностей ВС, опор шасси и т.п. Поэтому расширим понятие ГС и далее под ГС будем понимать, как блок источников энергии (блок питания), так и блок функциональных подсистем (по сути – потребителей ГС).

В блок питания ГС входят:

- подсистема обеспечения бескавитационного режима работы источников энергии;
- емкости для размещения гидрожидкости (гидробаки);
- собственно источники энергии (приводные гидронасосы, насосные станции, турбонасосные установки, блоки передачи мощности и другие источники энергии);
- пассивные источники энергии (гидроаккумуляторы);
- устройства фильтрации в линиях нагнетания и слива;
- устройства подсоединения наземных источников энергии (бортовые клапаны всасывания и нагнетания);
- устройства управления, контроля и индикации (предохранительные, противопожарные, подпорные клапаны; гасители гидроудара; система обратных клапанов; датчики и сигнализаторы давления, температуры и др. устройства);

- сеть трубопроводов, связывающая агрегаты блока питания в заданной последовательности.

Функциональные подсистемы ГС предназначены для выполнения большого числа исключительно важных функций на борту ВС, таких как:

- управление уборкой и выпуском шасси;
- обеспечение питанием исполнительных устройств системы управления самолетом и взлетно – посадочной механизацией;
- управление тормозами колес;
- управление поворотом передней опоры шасси;
- управление дверями пассажирских салонов и грузовых отсеков;
- управление реверсом двигателей;
- управление стеклоочистителями и др.

Структурно каждая функциональная подсистема обычно включает:

- краны управления включением и выключением функциональных подсистем;
- исполнительные устройства (гидроцилиндры, приводы, агрегаты управления и др.);
- устройства управления, контроля и индикации;
- сеть трубопроводов, соединяющая агрегаты функциональной подсистемы в заданной последовательности.

В настоящее время принято классифицировать гидравлические системы по ряду важных признаков. Рассмотрим некоторые из них.

По характеру контакта рабочей жидкости в гидробаке с газом или отсутствием такового, системы делятся на:

- *системы открытого типа*, когда есть непосредственный контакт гидрожидкости с воздухом, как например, при наддуве гидробаков от системы кондиционирования воздуха (пневмосистемы) ВС;

- *системы закрытого типа*, когда контакта гидрожидкости с воздухом нет (Суперджет 100 [12]);

- *системы полужакрытого типа*, когда объём над жидкостью в баке заполнен инертным газом (азотом). Примером такой системы может служить гидросистема самолёта Ту-144, которая находится в сложных температурных условиях из-за аэродинамического нагрева. Системой полужакрытого типа является также система самолёта Ту-204 по основной схеме наддува. Азот снижает пожароопасность системы и исключает контакт рабочей жидкости с воздухом, который может вызывать её деструкцию.

Гидравлические системы звуковых транспортных самолётов обычно открытого типа, что упрощает конструкцию системы наддува и снижает вес.

Гидросистема может быть *централизованной*, обслуживающей ряд потребителей, или *автономной* – обслуживающей одного потребителя.

Гидросистемы также могут быть:

- *основными*, обслуживающими потребителей в нормальных условиях полёта;

- *резервными*, которые работают как основные в штатных условиях эксплуатации и могут при необходимости подключаться к потребителям других основных систем;

- *аварийными*, работающими лишь в аварийных ситуациях.

Для обеспечения заданного уровня надёжности ряд гидросистем в нормальных условиях могут одновременно обслуживать одних и тех же потребителей. Такие гидросистемы называются *кратными*.

## **Глава 3. Блоки питания гидравлических систем**

### **3.1. Структурная схема блока питания**

На самолетах используются два вида блоков питания в зависимости от типа потребителей. Если среди потребителей имеются постоянно действующие потребители (например, система управления самолетом), то в блоке питания ГС такого самолета обычно используется регулируемый насос (или насосы). Если же среди потребителей имеются лишь эпизодически действующие потребители (система уборки и выпуска шасси, система управления механизацией крыла и т.п.), то в блоке питания может быть нерегулируемый насос (насосы) с автоматом разгрузки и аккумулятором. Нерегулируемый насос в основном работает на холостом ходу, что увеличивает его ресурс в 2-3 раза. В обоих типах блоков используются аксиально-плунжерные или аксиально - поршневые насосы, т.к. другие типы насосов работают при меньших рабочих давлениях.

Структурно блок питания каждой независимой ГС ВС можно разделить на следующие подсистемы:

- *система обеспечения бескавитационного режима работы источников энергии (гидронасосов)*. В ГС открытого и полужакрытого типа эту функцию выполняет система наддува, а в системах закрытого типа – специальным образом сконструированный гидробак с системой поддавливания;

- *система источников энергии*, которая включает основные, резервные и аварийные источники энергии ГС на борту ВС;

- *система управления, контроля и индикации*, которая включает обратные и предохранительные клапаны, противопожарные клапаны (краны), датчики и сигнализаторы давления и температуры, фильтры, сепараторы, дроссели и другие агрегаты.

Рассмотрим подробнее указанные системы.

### **3.2. Система обеспечения бескавитационного режима работы источников энергии**

Кавитация - это нарушение сплошности жидкости, происходящее в тех участках потока, где давление, понижаясь, достигает некоторого критического значения. Этот процесс сопровождается образованием большого числа

пузырьков, наполненных преимущественно парами жидкости, а также газами, выделившимися из раствора. Находясь в области пониженного давления, пузырьки увеличиваются и превращаются в большие пузыри - каверны. Затем эти пузыри уносятся потоком в область с давлением выше критического, где разрушаются практически бесследно вследствие конденсации заполняющего их пара. Таким образом, в потоке создается довольно четко ограниченная кавитационная зона, заполненная движущимися пузырьками.

Критическое, с точки зрения возникновения кавитации, давление определяется физическими свойствами жидкости и в зависимости от ее состояния может меняться в довольно значительных пределах. Тем не менее, в практических расчетах, связанных с рассмотрением кавитационных режимов работы насосов, в качестве критического давления, при котором начинается кавитация, обычно принимают давление насыщенных паров перекачиваемой жидкости при данной температуре.

Неустойчивость кавитационной зоны и вызванные появлением этой зоны вторичные течения жидкости приводят к значительным пульсациям давления в потоке, которые оказывают динамическое воздействие на поверхности, направляющие поток. Результаты многочисленных экспериментальных исследований и опыт эксплуатации различного гидравлического оборудования указывают на появление сильных вибраций при возникновении кавитации.

Разрушение кавитационных пузырей при переносе их потоком в область с давлением выше критического происходит чрезвычайно быстро и сопровождается микро гидравлическими ударами. Наложение большого числа таких ударов приводит к появлению характерного шипящего звука, который всегда сопутствует кавитации. В большинстве случаев кавитация сопровождается разрушением поверхности, на которой возникают и некоторое время существуют кавитационные пузыри. Это разрушение, являющееся одним из самых опасных последствий кавитации, называют кавитационной эрозией. Механические повреждения элементов конструкции гидравлических машин в результате кавитационной эрозии могут за относительно короткий срок достигнуть размеров, затрудняющих их нормальную эксплуатацию.

Для обеспечения бескавитационного режима работы гидронасосов необходимо, чтобы давление на входе в насос было не меньше заданного. Данный параметр насоса паспортизируется и называется кавитационным запасом насоса.

### **Система наддува гидробаков ГС открытого типа**

Для создания заданного избыточного давления на входе в гидронасосы (фактически в линии всасывания) в блоках питания ГС открытого типа современных ВС используется система наддува, типовая схема которой приведена на рис.1.1.

В открытых ГС источником сжатого воздуха для наддува гидробаков обычно является воздух из системы кондиционирования или пневматической

системы ВС. Так, в СКВ воздух поступает от компрессора двигателя или ВСУ (вспомогательной силовой установки). Воздух от соответствующего источника через влагоотделитель 1 и фильтр 2 поступает в регулятор давления 3, который обеспечивает заданное давление в гидробаке 8, и, соответственно, в линии всасывания на входе в гидронасосы. В случае отказа регулятора 3 избыточное давление стравливается в атмосферу через предохранительный клапан 6. В системе также имеется бортовой штуцер наддува 5 для наземной проверки системы и манометр 7. Обратный клапан 4 обеспечивает заданное направление движения воздуха при функционировании системы наддува.

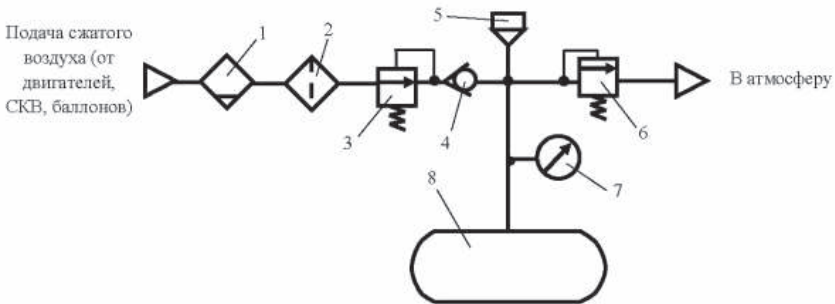


Рис.1.1. Типовая схема системы наддува гидробака ГС открытого типа, где 1-влагоотделитель; 2-воздушный фильтр; 3-регулятор давления; 4-обратный клапан; 5-бортовой штуцер наддува; 6-предохранительный клапан; 7-манометр; 8-гидробак

### **Система обеспечения бескавитационного режима работы ГС закрытого типа**

Типовая схема обеспечения бескавитационной работы гидронасосов в ГС закрытого типа приведена на рис.1.2. В данном случае отсутствует непосредственный контакт гидрожидкости с газом (азотом), что обеспечивается специальной конструкцией гидробака 1. Необходимое давление гидрожидкости, размещенной в полости А гидробака, создается за счет давления азота в полости Б, которая через систему трубопроводов связана с газовой полостью гидроаккумулятора 6. В случае превышения заданного давления в полости А срабатывает предохранительный клапан 2. Через клапан 2 можно также стравить давление в гидробаке вручную. Зарядка гидроаккумулятора 6 азотом осуществляется через зарядный клапан 4. Давление в газовой полости гидроаккумулятора фиксируется манометром 3 и датчиком давления 5.

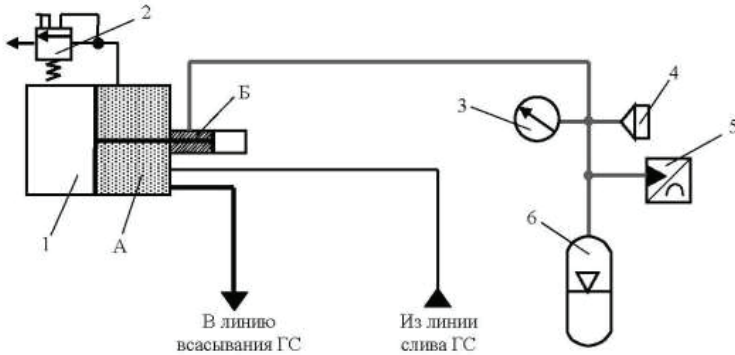


Рис.1.2. Типовая схема гидробака ГС закрытого типа с системой поддавливания, где 1-гидробак; 2-предохранительный клапан; 3-манометр; 4-зарядный клапан; 5-датчик давления; 6-гидроаккумулятор; А – полость гидробака с жидкостью; Б – полость гидробака с азотом

### Система наддува гидробаков ГС полузакрытого типа

В блоках питания систем полузакрытого типа имеет место контакт рабочей гидрожидкости с нейтральным газом - азотом, а контакта с воздухом нет. Возможна и некоторая комбинация систем. Так, система наддува самолета Ту-204 и его модификаций по основному принципу действия относится к полузакрытому типу, когда наддув осуществляется азотом из специального баллона. В качестве резервной системы наддува на этом самолете может использоваться система открытого типа с подачей сжатого воздуха от СКВ. Рассмотрим конструкцию и работу системы наддува самолета Ту-204 подробнее.

Система наддува баков самолета Ту-204 предназначена для поддержания давления гидрожидкости на входе в насосы гидросистем 1-3 в диапазоне 0,1-0,5 МПа (1-5 кгс/см<sup>2</sup>). Принципиальная схема системы наддува представлена на рис. 1.3.

Наддув баков первой, второй и третьей гидросистем, а также дренажного бачка осуществляется азотом, запас которого находится в баллоне 3 или воздухом, отбираемым от СКВ или ВСУ. Давление азота равно 0,3-0,5 МПа (3-5 кгс/см<sup>2</sup>), давление воздуха - 0,1-0,5 МПа (1-5 кгс/см<sup>2</sup>). Использование двух источников давления позволяет повысить надежность системы наддува.

Азот из баллона 3, заряженного до давления 16 МПа (160 кгс/см<sup>2</sup>), поступает к редуктору высокого давления 7. Редуктор высокого давления 7 понижает давление азота до 0,9 МПа (9 кгс/см<sup>2</sup>) и далее азот через краны сброса наддува поступает в комплексные гидроагрегаты системы наддува (на рисунке не показаны), где давление понижается с 9 кгс/см<sup>2</sup> до заданного давления 3-

4,1 кгс/см<sup>2</sup>. После понижения давления редукторами низкого давления комплексных гидроагрегатов азот поступает в баки гидросистем.

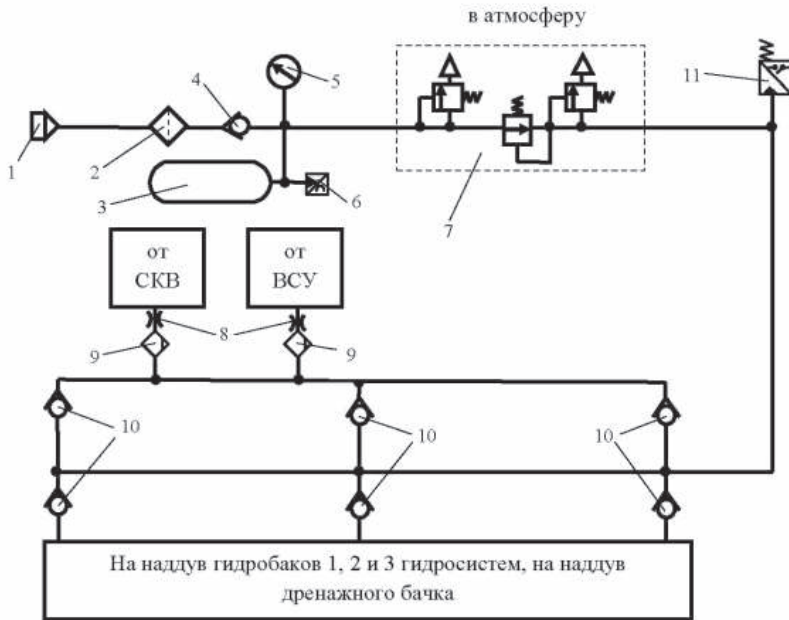


Рис.1.3. Принципиальная схема системы наддува баков гидросистемы полужакрытого типа самолета Ту-204, где 1- клапан зарядки азотом; 2- фильтр воздушный; 3- баллон азотный; 4,10- обратный клапан; 5- манометр; 6- датчик давления; 7- редуктор воздушный; 8- дроссель; 9- масловлагоборник; 11- сигнализатор давления

Зарядка баллонов азотом производится через зарядный клапан 1, фильтр 2 с тонкостью фильтрации 3-5 мкм, обратный клапан 4 от наземной установки. В случае понижения давления азота за редуктором высокого давления 7 до 1,8...4,1 кгс/см<sup>2</sup> наддув баков осуществляется воздухом, отбираемым от СКВ через обратные клапаны 10. При этом на экране сигнализации загорается надпись НАДДУВ ОТ СКВ по сигналу, поступающему от сигнализатора 11. Значение давления азота в баллоне контролируется при наземном обслуживании по манометру 5. Обратный клапан 4 предотвращает разрядку баллона в случае повреждения в линии зарядки. Масловлагоборники 9 предназначены для сбора конденсата, присутствующего в воздухе СКВ. Слив воды из масловлагоборников производят при выполнении регламентных работ.

### 3.3. Система источников энергии, система управления, контроля и индикации

Систему источников энергии будем рассматривать совместно с системой управления, контроля и индикации.

Источники энергии обычно подразделяют на основные, резервные и аварийные. На значительном большинстве современных ВС в качестве *основного источника* энергии используются аксиально-плунжерные и аксиально-поршневые регулируемые насосы с приводом от двигателя. Значительно реже (Ил-62М) в качестве основного источника энергии ГС используются нерегулируемые насосы с приводом от двигателя.

В качестве *резервных источников* энергии применяются электроприводные насосные станции с электродвигателем переменного тока и регулируемым гидронасосом. На ряде зарубежных и отечественных (Суперджет 100) ВС в качестве резервного источника энергии используется так называемый блок передачи мощности, который представляет собой реверсивный гидромотор-гидронасос на общем валу. Это позволяет передавать гидравлическую энергию от исправной ГС к отказавшей. Также нашли применение в качестве резервных источников энергии ГС турбонасосные гидроустановки, например, на самолете Ил-86 [7], у которых энергия на входной вал гидронасоса поступает от турбины. Сжатый воздух на турбину подается от системы кондиционирования (пневматической системы), т.е. фактически отбирается от компрессора работающего двигателя или ВСУ.

*Аварийными источниками* энергии на борту ВС обычно являются гидронасосы с приводом от ветродвигателя, а также электроприводные насосные станции с электродвигателем постоянного тока и регулируемым гидронасосом, которые получают энергию от бортовых аккумуляторных батарей или от генератора постоянного тока, установленного на ветродвигателе.

Рассмотрим конструкцию и особенности работы блоков питания ГС различного типа на примерах гидросистем современных самолетов.

**Блок питания самолета Ил-76.** Гидравлическая система самолета [13] делится на две самостоятельные и независимые друг от друга системы - 1ГС и 2ГС. Многие потребители питаются одновременно от обеих гидросистем, получая, примерно, по 0,5 мощности от каждой. Это повышает надежность их работы, так как при выходе из строя одной из систем потребитель продолжит получать питание от другой системы. Рабочее давление в гидросистеме 210 кгс/см<sup>2</sup>.

Особенностью системы управления самолетом Ил-76 является то, что рули и элероны, управляемые бустерами, имеют автономные электрогидравлические станции, не связанные с гидросистемой самолета.

На рис.1.4 приведена принципиальная схема блока питания 1ГС самолета. Компоновка и принцип работы гидросистемы 2ГС аналогичны.

Источниками давления в гидросистеме являются два приводных регулируемых гидронасоса 4, установленные на двигателях. Насосы гидросистемы №1 установлены на двигателях №1 и №2. Соответственно гидронасосы гидросистемы №2 установлены на двигателях №3 и №4. Гидронасос имеет встроенный регулятор, который изменяет подачу жидкости в зависимости от давления в системе. При давлении  $210 \text{ кгс/см}^2$  насос переводится на "нулевую" (малую) подачу. Для предохранения гидронасосов от перегрева во время работы с малой подачей, жидкость из линий нагнетания насосов через дроссели 10, ограничивающие расход, поступает в специальную линию, соединенную с линией слива. В этой линии устанавливается радиатор (топливо-масляный теплообменник) 9, обеспечивающий охлаждение жидкости. В случае отказа регулятора подачи насос не переводится на холостой ход и давление в системе увеличивается. Для предохранения от чрезмерного повышения давления в гидросистеме устанавливается предохранительный клапан 15, рассчитанный на давление открытия  $240 \text{ кгс/см}^2$ .

В линиях всасывания и нагнетания гидронасосов 4 устанавливаются разъемные клапаны 16, позволяющие производить снятие двигателя или гидронасоса без потери жидкости из гидросистемы. Для подключения наземной гидроустановки с целью создания давления жидкости в гидросистеме при обслуживании имеются бортовые клапаны всасывания 11 и нагнетания 12.

Для создания давления в гидросистеме в полете при отказе соответствующих двигателей в гидросистеме имеется электроприводная насосная станция с регулируемым гидронасосом 13, работающая на переменном токе. В крайнем случае, при отсутствии наземного источника энергии (УПГ-300), допускается пользоваться насосными станциями на земле, включая их на время не более 2 - 5 мин.

К линиям нагнетания гидронасосов 4 и насосной станции 13 подключены реле давления 6, которые позволяют контролировать работу источников энергии ГС. При понижении давления в линии нагнетания насоса до значения  $155 \text{ кгс/см}^2$  реле срабатывает и выключает соответствующую данному насосу сигнальную лампу, расположенную на пульте управления гидросистемы. При повышении давления до значения  $185 \text{ кгс/см}^2$  лампа включается вновь.

В линии нагнетания каждого насоса устанавливается обратный клапан 18, пропускающий жидкость под давлением только от насоса и не пропускающий ее в обратном направлении. Таким образом, при неработающем насосе гидрожидкость под давлением от других насосов к нему подводиться не будет.

На пути движения жидкости от насосов к потребителям последовательно установлены два фильтра 5 с тонкостью фильтрации 12-16 микрон. Фильтры 5 установлены также в линии слива. Давление жидкости в гидросистеме контролируется электрическими манометрами 7.

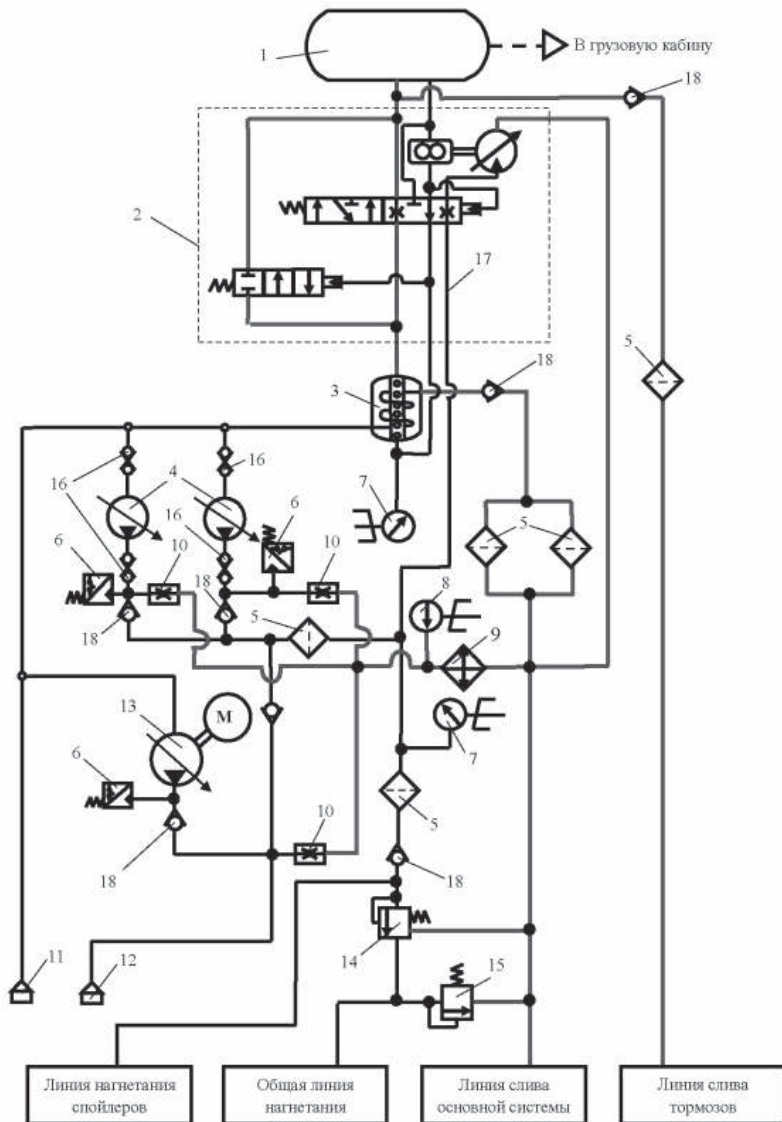


Рис.1.4. Принципиальная схема блока питания 1 ГС самолета Ил-76, где 1-гидробак; 2-насосная станция НС51А; 3-сепаратор; 4-гидронасос; 5-фильтр; 6-реле давления; 7-датчик манометра; 8-приемник температуры; 9-радиатор; 10-

дроссель; 11- бортовой клапан всасывания; 12-бортовой клапан нагнетания; 13-насосная станция НС46-2; 14-подпорный клапан; 15-предохранительный клапан; 16-разъемный клапан; 17-трубопровод; 18- обратный клапан

С целью обеспечения надежной работы гидронасосов и насосной станции в их линиях всасывания создается избыточное давление. Во время работы насосов и потребителей это давление должно находиться в пределах  $2,5-5 \text{ кгс/см}^2$ . Для создания избыточного давления в линии всасывания используется насосная станция 2, которая состоит из гидромотора, шестеренного насоса, регулятора оборотов и предохранительного клапана. Производительность насосной станции зависит от значения перепада давления между баком и линией всасывания. Давление в линии всасывания насосов контролируется электрическим манометром 7. Источником энергии для гидромотора насосной станции 2 является гидрожидкость под давлением, поступающая по трубопроводу 17 из линии нагнетания. При неработающих потребителях гидрожидкость под давлением от гидронасосов подводится к гидроаккумуляторам (на схеме не показаны) и заряжает их.

Особенностью блока питания гидросистемы самолета Ил-76 является то, что жидкость, поступающая на слив от потребителей, подводится к сепаратору 3, а от него в линию всасывания гидронасосов, минуя гидробак. Такая схема работы позволяет применять гидробаки с меньшим объемом жидкости в них. Сепаратор служит для отделения от жидкости воздуха и направления его в гидробак. В линии слива перед сепаратором устанавливаются два параллельно включенных фильтра 5 с точностью фильтрации 12-16 микрон и обратный клапан 18, который не допускает слива жидкости из гидробака при выполнении демонтажных работ.

Так как в гидросистеме в общем случае нет равенства между количествами потребляемой и сливаемой жидкости (зарядка гидроаккумуляторов, торможение или растормаживание колес шасси, работа гидроцилиндров и т.д.), то излишек сливаемой жидкости через насосную станцию 2 направляется в бак, а недостаток восполняется насосной станцией, забирающей жидкость из бака. Следовательно, производительность насосной станции 2 рассчитана не на полную производительность гидронасосов, а лишь на разность между объемами всасываемой насосами в единицу времени жидкости и поступающей за это же время на слив. Слив из редукционных электрогидравлических клапанов тормозной системы (рис.1.4) для обеспечения полного растормаживания колес шасси осуществляется не в общую линию слива (в которой имеется некоторое избыточное давление), а непосредственно в гидробак. В этой линии слива на пути жидкости в бак установлены фильтр 5 и обратный клапан 18, имеющий то же назначение, что и обратный клапан, установленный в линии слива перед сепаратором. Гидробак 1 имеет общий дренаж с выводом в грузовую кабину. В линии подвода жидкости к радиатору 9 системы установлен приемник

температуры 8. Указатели температуры жидкости на входе в радиатор расположены на щитке гидросистемы.

Линия нагнетания гидросистемы делится на общую линию нагнетания и линию нагнетания спойлеров. Линия нагнетания спойлеров отделена от общей линии нагнетания подпорным клапаном 14. Если давление в линии нагнетания  $1 \text{ ГС}$  станет ниже  $150_{-10} \text{ кгс/см}^2$ , то подпорный клапан 14 закроется (как показано на рис.1.4) и отсечет общую линию нагнетания. В этом случае рабочая жидкость под давлением будет поступать лишь к основным потребителям – в линию нагнетания спойлеров. При восстановлении давления подпорный клапан 14 откроется, и система начнет функционировать в штатном режиме.

**Блок питания самолета Ту-204.** Принципиальная схема распределения источников энергии блока питания  $1 \text{ ГС}$  самолета [14] показана на рис.1.5. Основная гидросистема состоит из трех независимых, изолированных гидросистем ( $1 \text{ ГС}$ ,  $2 \text{ ГС}$ ,  $3 \text{ ГС}$ ), гидравлическая мощность которых обеспечивает работу систем самолета при нормальных условиях эксплуатации и на отказных режимах. Рабочая жидкость гидросистемы - Skydrol LD-4 (дублирующие: НГЖ-5У и Skydrol 500В-4) размещается в гидробаках 1-3. Рабочее давление в гидросистемах  $190\text{--}220 \text{ кгс/см}^2$ . Давление при нулевой подаче насосов  $210_{-7}^{+10} \text{ кгс/см}^2$ . Диапазон рабочих температур жидкости гидросистемы: от  $-55$  до  $+125^\circ\text{C}$ .

Для обеспечения бескавитационной работы гидронасосов 4, насосных станций 5 и аварийной насосной станции с ветродвигателем 6 имеется система надува гидравлических баков 1-3 (на рис.1.5 не показана).

Гидравлическое питание систем управления самолетом осуществляют все три независимые гидравлические системы. Общая мощность гидравлических систем, создаваемая регулируемыми насосами 4 с приводами от двигателей, достаточна для приведения в действие гидроагрегатов, работающих одновременно при различных рабочих комбинациях. Для отработок на земле, а также для компенсации потери мощности гидросистем при отказе одного из двигателей в первой, второй и третьей системах предусмотрены электрические насосные станции 5 с регулируемыми гидронасосами. Управление гидросистемами и их потребителями электродистанционное. Органы управления расположены на приборных панелях и пультах пилотов. Автоматическое включение насосной станции 5 в полете происходит при отказе двигателя. Принудительно насосная станция включается нажатием кнопки на щитке ГИДРОСИСТЕМА верхнего пульта пилотов.

В качестве аварийного источника гидравлической энергии в  $1 \text{ ГС}$  применена аварийная энергетическая установка (аварийная насосная станция с ветродвигателем 6), включающая гидронасос с приводом от ветродвигателя, выпускаемого в набегающий поток при отказе двигателей. При этом обеспечивается управление самолетом и посадка с выпущенным шасси.

Заправка бака гидросистемы рабочей жидкостью производится закрытым способом через бортовой клапан (на рисунке не показан) панели заправки по линии слива гидросистемы, при этом жидкость дополнительно очищается фильтром с номинальной тонкостью фильтрации 5 мкм. За насосами в линии нагнетания установлены фильтры высокого давления 7 с перепускным клапаном, через который жидкость направляется при засорении фильтроэлемента, и с сигнализацией засорения. Номинальная тонкость фильтрации 6 мкм. Подобные фильтры установлены также в линии слива каждой гидросистемы.

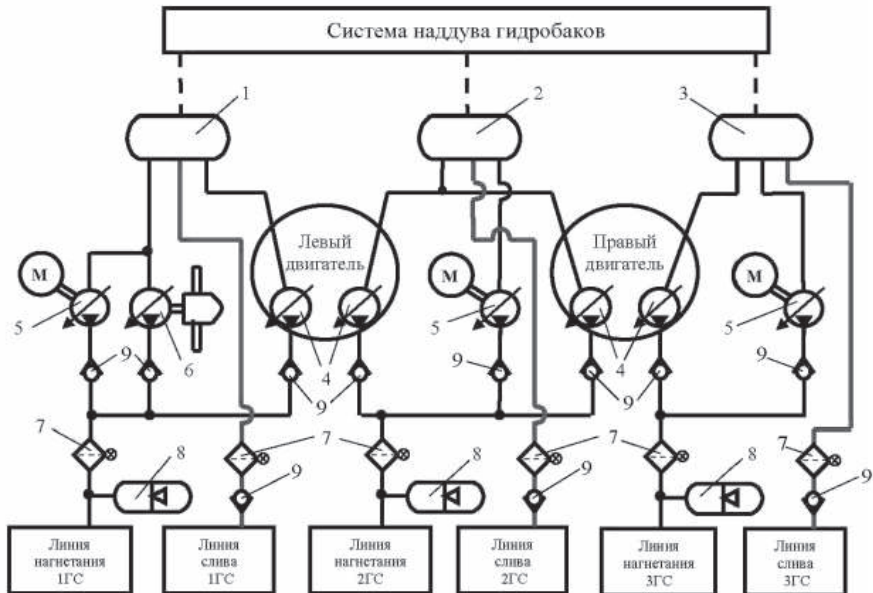


Рис.1.5. Принципиальная схема распределения источников питания гидросистемы самолета Ту-204, где 1,2,3- гидробаки 1ГС, 2ГС, 3ГС, соответственно; 4- регулируемый гидронасос; 5- электроприводная насосная станция; 6- аварийная насосная станция с ветродвигателем; 7- фильтр; 8- гидроаккумулятор; 9- обратный клапан

Для обеспечения работы потребителей в условиях резкого изменения расхода жидкости в гидросистеме установлены пассивные источники энергии - гидроаккумуляторы 8, емкость гидравлической полости которых составляет 1,5 л, давление зарядки газовой полости  $(8,5 + 0,3)$  МПа.

**Блок питания самолета Суперджет.** Гидросистема самолета состоит из основной системы, вспомогательной системы и приборов контроля. В свою очередь основная гидросистема подразделяется на три независимых

гидросистемы: первая (ГС1), вторая (ГС2) и третья (ГС3), а также включает систему дозаправки гидробаков. Вспомогательная гидросистема состоит из аварийной гидросистемы и системы блока передачи мощности. Номинальное рабочее давление - 3000 psi<sup>1</sup> (210 кгс/см<sup>2</sup>).

Система контроля и управления подразделяется на следующие подсистемы:

- контроля уровня гидрожидкости;
- контроля давления;
- сигнализации давления;
- контроля температуры;
- сигнализации засорения фильтров.

Основная ГС предназначена для обеспечения потребителей гидропитанием в штатном режиме, обеспечения заправки гидробаков ГС1, ГС2, ГС3 с одного рабочего места, обеспечения быстрого подсоединения наземной гидроустановки и заправки гидроаккумуляторов азотом.

Вспомогательная ГС предназначена для обеспечения гидропитанием потребителей при нештатных ситуациях на борту самолета. Аварийная гидравлическая система обеспечивает аварийным гидропитанием потребителей ГС2 и конструктивно входит в её состав. Система передачи мощности предназначена для передачи гидравлической энергии от ГС3 к ГС1 для обеспечения уборки и основного выпуска шасси. Она включается в работу в случае отказа левого двигателя или гидронасоса ГС1.

На рис. 1.6 приведена принципиальная схема фрагмента блоков питания ГС1 и ГС2 самолета. Гидрожидкость размещена в гидробаках 7. Источниками гидропитания в ГС1 являются: регулируемый гидронасос 1, установленный на коробке приводов левого двигателя, насосная станция 2 с электроприводом переменного тока и регулируемым гидронасосом, блок передачи мощности (PTU) 20 (гидропитание подается только в систему уборки-выпуска шасси).

Основным источником давления в ГС1 является гидронасос 1. Он обеспечивает нормальную работу потребителей. Для отключения насосов от гидросистемы при пожаре левого двигателя или температуре в гидробаке выше 135°C в линии питания гидронасоса установлен перекрывной противопожарный клапан 3. Закрытие клапана 3 производится электродистанционно экипажем с пульта или автоматически при пожаре или температуре в гидробаке выше 135°C по сигналу сигнализатора температуры 9, установленного в гидробаке ГС1. Тепловой дозатор 17 служит для сброса гидрожидкости в случае повышения ее температуры или отказа клапана 3 на закрытие. При повышении температуры выше нормы (177°C) плавкая пробка, установленная в тепловом дозаторе 17, расплавляется и гидрожидкость сбрасывается через тепловой дозатор и штуцер сброса на обшивке фюзеляжа в атмосферу.

<sup>1</sup> psi (pound-force per square inch, lbf/in<sup>2</sup>) – фунт-сила на квадратный дюйм. 1 psi = 6894,76 Па = 70,307·10<sup>-3</sup> ата (атмосфер)

Резервным источником давления в ГС1 является насосная станция переменного тока 2. Насосная станция переменного тока включается в работу автоматически при уборке шасси, а также при отказе левого двигателя или основного гидронасоса 1. Насосная станция переменного тока в полете и на земле обеспечивается электропитанием от привод-генераторов маршевых двигателей. В полете от генератора ВСУ может обеспечиваться питание только одной насосной станции при отказе одного из привод-генераторов маршевого двигателя. На земле насосные станции обеспечиваются электропитанием от привод-генераторов маршевых двигателей, генератора ВСУ и от наземных источников электропитания.

В состав ГС1 функционально входит вспомогательный источник гидропитания - насос блока передачи мощности 20. Блок представляет собой моноблок передачи мощности от ГС3 к ГС1, который состоит из гидромотора и гидронасоса, механически соединенных общим валом.

В ГС1 установлены фильтры тонкой очистки 4, обеспечивающие поддержание заданной чистоты гидрожидкости. Фильтры имеют механические или электрические сигнализаторы засорения, отсечные клапаны. Некоторые фильтры снабжены перепускными клапанами 24. Установка фильтров 4 позволяет эксплуатировать их по техническому состоянию. По мере загрязнения фильтроэлемента увеличивается его гидравлическое сопротивление и возрастает перепад давления на фильтре. При определенном значении перепада на головке фильтра с механическим сигнализатором появляется механический сигнализатор. У фильтра с электрическим сигнализатором засорения выдается электрический сигнал в центральный вычислитель, указывающий о наступлении предельной загрязненности фильтроэлемента. Наличие сигнализатора засорения сокращает число периодических демонтажей и проверок фильтрующего пакета.

Если указания электрического сигнализатора остаются незамеченными, то после возрастании перепада давления на фильтроэлементе до предельного для фильтров, установленных в линии основного слива, значения откроется перепускной клапан и поток жидкости будет направлен в обход фильтрующего пакета непосредственно в гидробак. Фильтры в линиях нагнетания и в линиях слива из насоса и насосной станции не имеют перепускных клапанов, они выдерживают полный перепад давления на фильтре и не пропускают через себя жидкость от источников гидропитания в систему, что обеспечивает заданную чистоту гидрожидкости. Для исключения ложных срабатываний при температуре ниже 0°C из-за увеличения вязкости жидкости при низкой температуре, фильтры снабжены термическими выключателями сигнализаторов засорения.

Сигнализаторы давления 11, установленные в гидравлической полости гидробаков 7 и за источниками гидропитания, выдают информацию в блок управления и контроля гидросистемы. Контроль дозаправки гидробака при отсутствии электропитания на борту можно осуществлять по недистанционному указателю дозаправки на уровнемере гидробака.

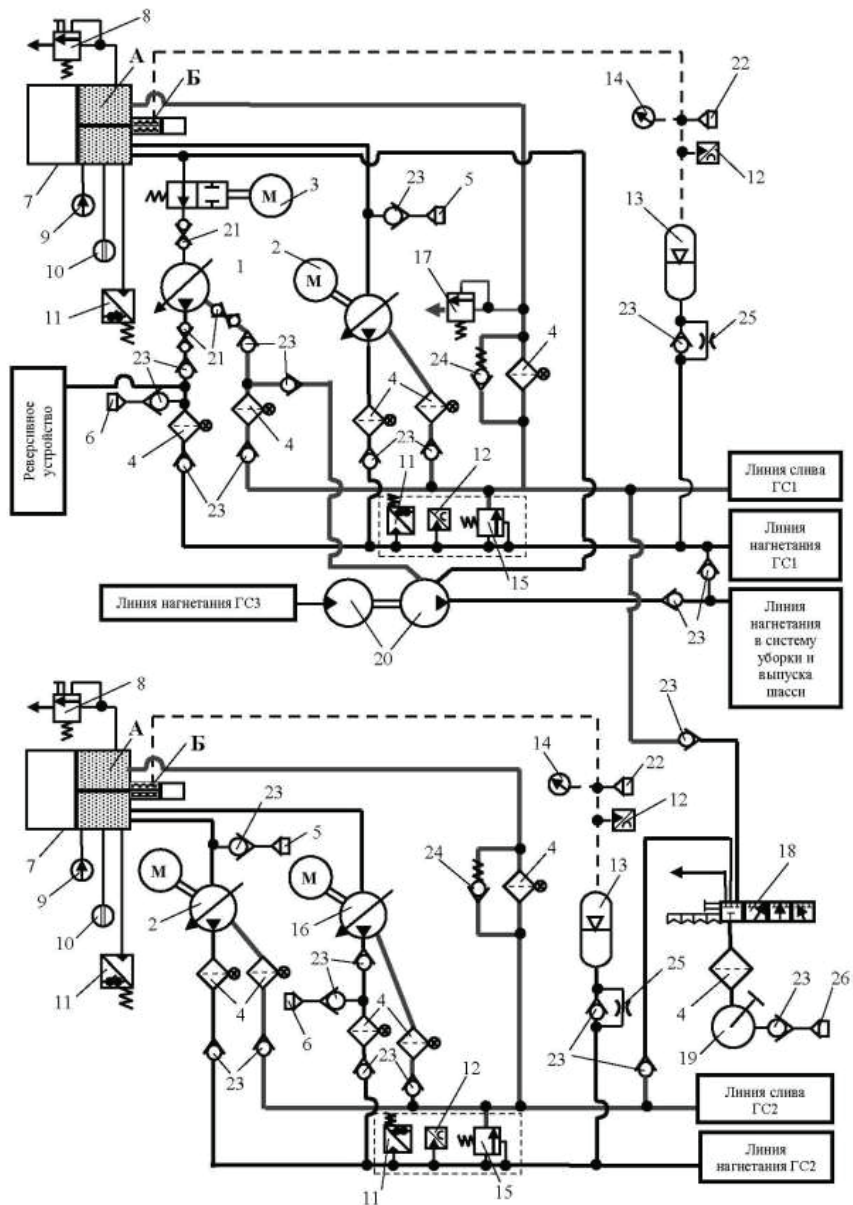


Рис.1.6. Принципиальная схема фрагмента блока питания гидросистемы самолета Суперджет (ГС1-верхняя часть, ГС2-нижняя часть), где 1- гидронасос;

2- насосная станция переменного тока; 3- противопожарный клапан; 4- фильтр; 5- бортовой клапан всасывания; 6- бортовой клапан нагнетания; 7- гидробак; 8,15- предохранительный клапан; 9- сигнализатор температуры; 10- датчик уровня гидрожидкости; 11- сигнализатор давления; 12- датчик давления; 13- гидроаккумулятор; 14- манометр; 16- насосная станция постоянного тока; 17- тепловой дозатор; 18- селекторный кран заправки; 19- ручной насос; 20- блок передачи мощности; 21- разъемный клапан; 22- зарядный клапан; 23- обратный клапан; 24- перепускной клапан; 25- дроссель; 26- штуцер заправки; А – полость гидробака с жидкостью; Б – полость гидробака с азотом

Дозаправка гидробаков осуществляется через штуцер заправки 26 централизованно с использованием ручного гидронасоса 19, после которого гидрожидкость через фильтр 4, селекторный кран заправки 18 и систему обратных клапанов поступает в гидробаки систем ГС1-ГС3.

В гидросистеме в линии нагнетания установлен предохранительный клапан, выполненный в виде агрегата, который помимо собственно предохранительного клапана 15 включает также сигнализатор давления 11 и датчик давления 12. Сигнализатор давления выдает сигнал о минимальном давлении (ниже 1800 psi) в ГС1 на табло, расположенное на пульте управления гидросистемы. Датчик давления 12 выдает информацию в блок управления и контроля гидросистемы. Предохранительный клапан 15 исключает повышение давления в линии нагнетания выше допустимых пределов

Обратные клапаны 23, установленные в линиях слива и нагнетания гидросистемы, обеспечивают запираание потока гидрожидкости в направлении, обратном рабочему.

Отработка гидросистемы и ее потребителей, отбор проб осуществляется через бортовые клапаны питания - всасывания 5 и нагнетания 6, установленные на панели наземного обслуживания ГС1. Через эти клапаны подсоединяется наземный источник гидропитания или пробоотборники для отбора проб гидрожидкости.

Зарядка гидроаккумулятора 13 и азотной полости гидробака 7 азотом обеспечивается через зарядный клапан 22, выполненный в одном корпусе с недистанционным манометром 14. Контроль зарядки гидроаккумулятора 13 осуществляется также по дисплею технического обслуживания, установленному на панели наземного обслуживания ГС1. В линии поддавливания установлен датчик давления 12, выдающий информацию в блок управления и контроля гидросистемы.

На стыке двигателя с пилоном установлены разъемные клапаны 21 в линии всасывания, в линии нагнетания и в линии слива из гидронасоса, обеспечивающие отсоединение коммуникаций гидросистемы при демонтаже (монтаже) двигателя или гидронасоса без пролива гидрожидкости. Регламентные утечки из дренажных полостей источников гидропитания и гидробака гидросистемы собираются централизованно по трубопроводам

дренажа в экологический бачок (на рисунке не показан) и удаляются из него при техническом обслуживании.

Источниками гидропитания в ГС2 являются насосная станция 2 с электроприводом от системы переменного тока самолета и насосная станция 16 с электроприводом от системы постоянного тока самолета. В остальном конструкция блока питания ГС2 подобна ГС1.

Вспомогательная система предназначена для обеспечения резервным и аварийным гидропитанием потребителей ГС1 и ГС2 в нештатных ситуациях. Вспомогательная система обеспечивает гидропитанием: в ГС1 - систему уборки и основного выпуска шасси, в ГС 2 - всех потребителей. Вспомогательная система состоит из следующих подсистем: аварийной гидравлической системы; системы передачи мощности.

Аварийная гидравлическая система обеспечивает гидропитанием потребители ГС2 при отказе насосной станции переменного тока 2 или нарушениях в работе системы электроснабжения самолета до момента включения насосной станции переменного тока ГС2 от ветрогенератора. Аварийная гидравлическая система состоит из следующих агрегатов: насосной станции постоянного тока 16; фильтров в линиях нагнетания и слива насосной станции 4; системы обратных клапанов.

**Блок питания самолета А320.** Самолет имеет три постоянно действующие независимые гидравлические системы: зеленая, голубая и желтая. Принципиальная схема блока питания ГС самолета А320 [2] приведена на рис.1.7. Следует учитывать, что ГС самолетов А318, А319, А320 и А321 подобны по конструкции и функциональному назначению. Каждая система оборудована гидробаком 1. Рабочее давление системы 3000 psi (2500 psi при питании от гидронасоса 4 с приводом от вентилятора). Гидравлическая жидкость не может быть передана от одной системы к другой.

Основным источником энергии зеленой системы является регулируемый гидронасос 5 с приводом от двигателя. Источники энергии голубой ГС включают электроприводную насосную станцию 3 с гидромотором переменной подачи, а также, для чрезвычайных ситуаций, гидронасос 4 с приводом от ветродвигателя (RAT).

Насосная станция 3 включается автоматически при отказе любого из двигателей.

Гидронасос 4 с приводом от ветродвигателя (RAT) позволяет голубой системе функционировать при отказе обоих двигателей. RAT включается автоматически при отказе двигателей или вручную кнопкой «RAT MAN ON», в том числе и на земле. Отсек RAT расположен в левом обтекателе, впереди основных опор шасси.

Основной источник энергии желтой гидросистемы – регулируемый насос с приводом от двигателя 5. Кроме того, имеется электроприводной гидронасос переменной подачи 3, который включается вручную или автоматически. Это

дает возможность создать давление в системе при наземном обслуживании, когда двигатели ВС не работают. Члены экипажа также могут использовать ручной насос 11 для создания давления в желтой системе, что позволяет управлять грузовыми дверями при отсутствии электропитания на борту.

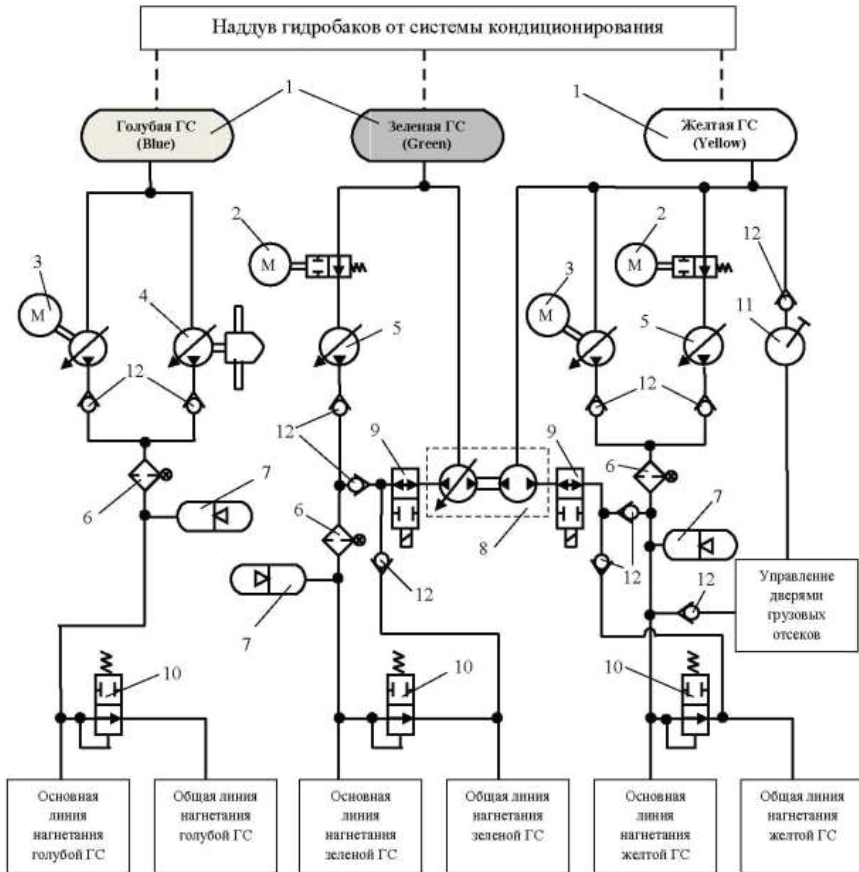


Рис.1.7. Принципиальная схема блока питания гидросистемы самолета A320 (318, 319, 321), где 1- гидробак (Reservoir); 2- противопожарный клапан (Fire shut-off valve); 3-электроприводная насосная станция (AC electric motor pump); 4- гидронасос с ветродвигателем (Ram Air Turbine (RAT)); 5- гидронасос с приводом от двигателя ВС (Engine driven pump); 6- фильтр (Filter); 7- гидроаккумулятор (System accumulator); 8- блок передачи мощности (Power Transfer Unit (PTU)); 9- электромагнитный кран переключения; 10- подпорный клапан (Priority valve); 11- ручной насос; 12- обратный клапан

Блок передачи мощности 8 представляет собой реверсивный блок гидромотор-гидронасос, который предназначен для передачи мощности от желтой системы в систему зеленую и наоборот. Блок передачи мощности включается автоматически, когда перепад давления между зеленой и желтой системами превышает 500 psi. Это позволяет зеленой системе находиться под давлением на земле, когда двигатели не работают. Управление работой блока 8 осуществляется посредством электромагнитных кранов переключения 9.

Гидроаккумуляторы 7 в каждой системе помогают поддерживать постоянное давление путем подачи накопленной гидрожидкости в систему на переходных режимах. Четыре дополнительных гидроаккумулятора установлены в функциональных подсистемах для обеспечения их нормальной работы при больших расходах рабочей жидкости. В случае падения гидравлического давления, подпорный клапан (приоритетный клапан) 10 отключает часть потребителей, оставляя питание только основных. В зеленой и желтой гидросистемах имеются противопожарные клапаны 2, которые летный экипаж может закрыть, нажав кнопки «FIRE ENG 1(2)».

Отбор воздуха от двигателя для наддува гидробаков в основном осуществляется через перекрывающий клапан высокого давления (HP) и давление поддерживается автоматически посредством редуктора (на рис.1.7 не показан). Система поддерживает достаточно высокое давление в гидробаках (50psi) для обеспечения бескавитационной работы насосов.

**Блок питания самолета Боинг 737.** На самолётах Боинг 737 [1] (рис.1.8) имеется три гидравлические системы: основные А и В, а также резервная (Standby). На самолетах первых серий (737-100 и -200) система А работает от двух гидронасосов переменной подачи с приводом от двигателей, а система В - от двух электроприводных насосных станций. Электроприводной гидронасос переменной подачи резервной системы работает от аккумуляторной батареи и обеспечивает работу только функциональных подсистем предкрылков, руля направления и реверса тяги.

Гидравлическая система самолётов более поздних модификаций (рис.1.8) имеет существенные отличия. В ней перераспределены потребители энергии и блоки питания каждой из основных систем (А и В) включают по одному приводному гидронасосу 5 и одному электроприводному гидронасосу 6. В резервной гидросистеме установлен один электроприводной гидронасос 6. В ГС самолета Боинг 737 имеется неревверсивный блок передачи мощности 8 от ГС А к ГС В. При этом в линию нагнетания ГС А включен гидромотор, который через общий вал приводит во вращение гидронасос, создающий давление в гидросистеме В.

Для обеспечения бескавитационного режима работы гидронасосов осуществляется наддув гидробаков воздухом, поступающим от пневмосистемы самолета. Для охлаждения гидронасосов на всех режимах эксплуатации

(особенно на режиме минимальной подачи) предусмотрена прокачка заданных объемов гидрожидкости через теплообменники 9. В линиях всасывания приводных гидронасосов установлены электроприводные перекрывные (противопожарные) краны 4. В блоке питания ГС самолета Боинг 737 установлены обратные клапаны 10, обеспечивающие заданное направление движения гидрожидкости в системе. Имеются также разъемные клапаны 11 для монтажа/демонтажа гидронасосов и двигателей без слива гидрожидкости из системы.

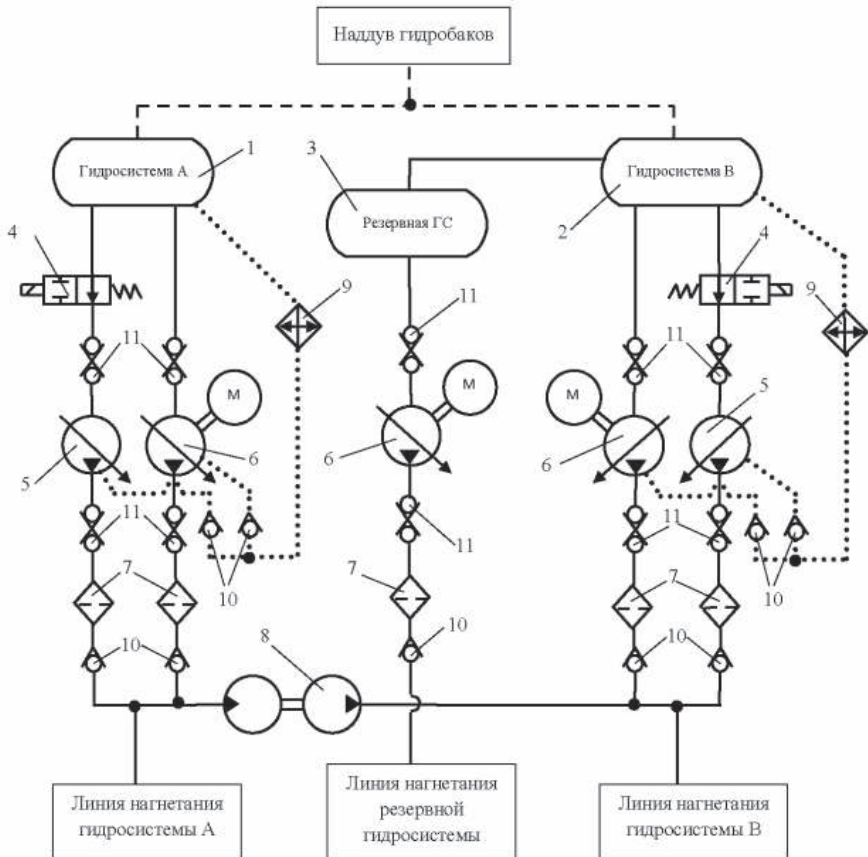


Рис.1.8. Принципиальная схема блока питания ГС самолета Боинг-737, где 1-гидробак ГС А; 2- гидробак ГС В; 3- гидробак резервной гидросистемы; 4- противопожарный клапан; 5-гидронасос с приводом от двигателя; 6 – электроприводной гидронасос; 7- фильтр; 8- блок передачи мощности; 9-

теплообменник; 10- обратный клапан; 11- разъемный клапан

**Блок питания самолета А380.** Принципиальная схема распределения источников питания ГС самолета А380 [3] приведена на рис.1.9.

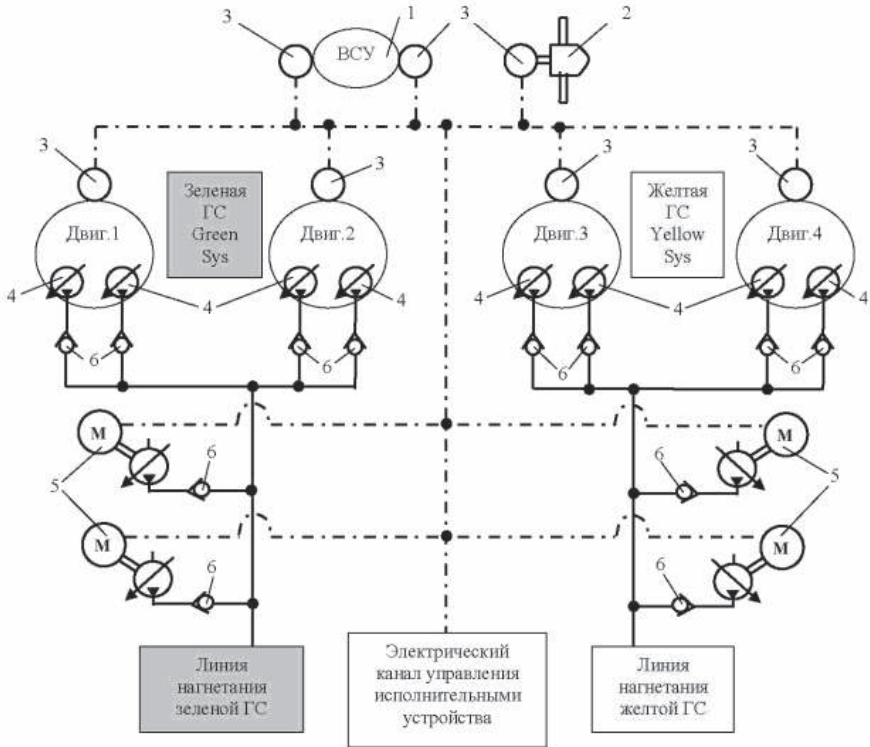


Рис.1.9. Принципиальная схема распределения источников питания гидросистемы самолета А380, где 1- ВСУ; 2- ветродвигатель привода электрогенератора; 3- электрогенератор; 4- гидронасос переменной подачи с приводом от двигателя; 5- электроприводная насосная станция; 6- обратный клапан

На самолете используются две ГС (желтая и зеленая) вместо традиционных для Боинг трех ГС. Важнейшая особенность самолета состоит в том, что основные жизненно важные функциональные подсистемы (органы управления) имеют исполнительные устройства с трехканальным резервированием: два канала гидравлических и один – электрический. Кроме того, А380 стал первым в мире гражданским самолетом, на котором применена гидравлическая система с давлением  $350 \text{ кгс/см}^2$  вместо традиционных  $210 \text{ кгс/см}^2$ . Такое повышенное

давление позволяет получить необходимую мощность приводов при одновременном уменьшении размеров и веса элементов гидросистемы.

На каждом из четырех двигателей (1-4) установлено по два приводных регулируемых гидронасоса 4 и по одному электрогенератору 3. Резервными источниками энергии в электросистеме являются два генератора 3, работающие от вспомогательной силовой установки 1 и один генератор 3 с приводом от ветродвигателя 2. Приводные гидронасосы зеленой гидросистемы установлены на двигателях 1 и 2, а желтой ГС на двигателях 3 и 4, соответственно. В качестве резервных источников энергии в зеленой и желтой ГС используются по два электроприводных гидронасоса 5.

**Блок питания самолета Боинг 777.** Принципиальная схема распределения источников питания ГС самолета Боинг 777 приведена на рис.1.10.

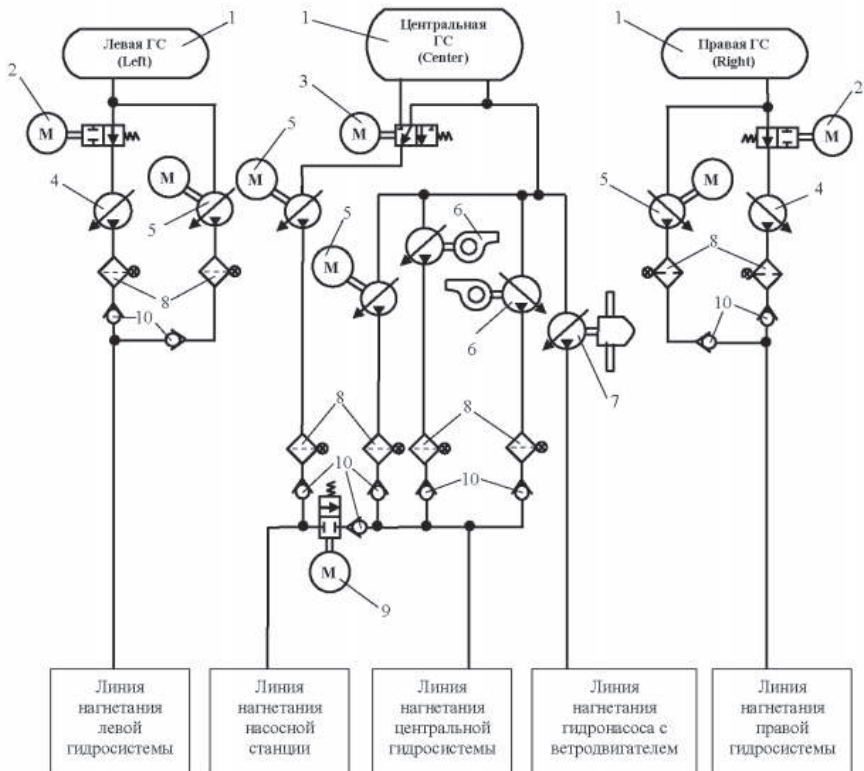


Рис.1.10. Принципиальная схема блока питания ГС Боинг 777, 1-гидробак; 2-противопожарный клапан; 3- клапан переключения; 4-гидронасос с приводом

от двигателя; 5- электроприводная насосная станция; 6- турбонасосная установка с приводом от пневматической системы; 7- гидронасос с приводом от ветродвигателя; 8- фильтр с сигнализатором засорения; 9- клапан отключения насосной станции; 10- обратный клапан

ГС самолета включает три независимые гидравлические системы: левая, центральная и правая. Рабочая жидкость каждой гидросистемы размещена в соответствующих гидробаках 1.

Основным источником энергии левой гидросистемы является регулируемый гидронасос 4 с приводом от двигателя, который может быть изолирован от гидробака посредством противопожарного клапана 2. Резервным источником энергии левой ГС является электроприводная насосная станция 5. На выходе из насосов установлены фильтры 8 с сигнализаторами засорения и обратные клапаны 10. Правая гидросистема имеет конструкцию аналогичную левой.

Источниками энергии центральной ГС являются: два электроприводных регулируемых гидронасоса 5, две турбонасосные установки с приводом от пневматической 6 и гидронасос с приводом от ветродвигателя 7. Один из электроприводных гидронасосов 5 центральной системы может быть использован при отработке ГС на земле и предусмотрена возможность его изоляции от остальной ГС электроприводными клапанами 3 и 9. Кроме того, в состав блока питания ГС самолета Боинг-777 входят обратные клапаны 10, а также разъемные клапаны, гидроаккумуляторы, предохранительные клапаны и другие устройства (на рисунке не показаны).

#### **3.4. Отличительные особенности блоков питания гидравлических систем современных самолетов**

Анализируя представленное выше описание блоков питания современных самолетов можно сформулировать некоторые закономерности:

1. Если в ГС имеются длительно действующие потребители (обычно это система управления), то в блоке питания такой системы устанавливается регулируемый насос с линией охлаждения при «нулевой» подаче.

2. В случае, когда функциональные подсистемы являются эпизодически действующими, т.е. система управления самолетом не является функциональной системой ГС (например, Ил-62М), блок питания может иметь нерегулируемый насос с автоматом разгрузки насоса.

3. Типовой блок питания имеет гидробак с системой наддува от СКВ или пневмосистемы для обеспечения бескавитационного режима работы гидронасосов. Значительно реже используются ГС закрытого и полужакрытого типа.

4. Для обеспечения безотказности и долговечности ГС необходима фильтрация рабочей жидкости. В линии всасывания фильтры не

устанавливаются. Фильтры в линиях нагнетания и слива могут иметь механические или электрические сигнализаторы засорения. Для удобства монтажа фильтры оснащены отсечными клапанами. Некоторые фильтры имеют перепускные клапаны.

5. До и после гидронасосов устанавливают разъемные клапаны, позволяющие демонтировать насос без слива жидкости из ГС.

6. При отказе регуляторов гидронасосов разрушению системы препятствуют предохранительные клапаны, соединяющие линии нагнетания и слива.

7. В линиях нагнетания на выходе из каждого гидронасоса (насосной станции, турбонасосной установки и др.) устанавливаются обратные клапаны, которые обеспечивают заданное движение рабочей жидкости по системе.

8. В линиях нагнетания за насосами устанавливают гидроаккумуляторы, которые сглаживают пульсации давления на выходе из насосов, а также обеспечивают питание функциональных подсистем на переходных режимах работы насосов.

9. Как правило, в ГС устанавливают бортовые клапаны разъёма (всасывания и нагнетания) для подсоединения наземной гидроустановки, а также клапаны принудительного стравливания давления из ГС.

10. Линию нагнетания обычно разделяют на общую линию нагнетания и линию нагнетания основных подсистем (органы управления, шасси, механизация). Регулирование работы системы в этом случае осуществляет подпорный (приоритетный) клапан, с помощью которого в аварийной ситуации питание некритичных с точки зрения безопасности полета подсистем отключается с тем, чтобы в условиях дефицита мощности обеспечить питание основных (критичных с точки зрения безопасного завершения полета) подсистем.

11. Кроме указанных основных конструктивных элементов в блоках питания могут быть аварийные и резервные источники питания, сепараторы, дренажные баки, баллоны для наддува, гасители гидравлического удара, пожарные краны и т.п.

12. Аварийными и резервными источниками в блоках питания современных самолётов гражданской авиации являются:

- электроприводные насосные станции переменного и постоянного тока;
- турбонасосные установки с приводом от СКВ самолета;
- гидронасосы с приводом от ветродвигателя;
- блоки передачи мощности (блок гидромотор-гидронасос).

Одним из наиболее эффективных способов передачи мощности в систему с отказавшим двигателем является использование пневматической энергии от СКВ или пневмосистемы для привода турбонасосной установки. Как правило, турбонасосные установки применяют, если число блоков питания равно четырём, а блоки передачи мощности – при числе блоков питания, равном трём.

## **Глава 4. Функциональная подсистема управления воздушного судна**

### **4.1. Назначение и состав системы управления ВС**

К функциональной системе управления ВС принято относить подсистемы передачи командных сигналов из кабины экипажа на органы управления (элероны, руль высоты, руль направления, стабилизатор). Вместе с тем, в руководствах по технической эксплуатации современных ВС (Раздел 27. Системы управления самолетом) помимо указанных подсистем, как правило, описывается конструкция и работа подсистем управления взлетно-посадочной механизацией (интерцепторами, закрылками, предкрылками, гасителями подъемной силы, тормозными щитками). Такой подход обусловлен подобием конструктивных решений этих подсистем. Поэтому в данном подразделе будут рассмотрены как система управления самолетом, так и система управления взлетно – посадочной механизацией.

Система управления (СУ) самолётом и система управления взлетно-посадочной механизацией для большинства современных ВС представляют собой электродистанционную систему без механического соединения органов управления, расположенных в кабине экипажа, с аэродинамическими поверхностями самолёта. К основным функциям СУ ВС относятся:

- управление и балансировка ВС;
- торможение ВС в полёте и при движении на земле;
- увеличение подъёмной силы, критического угла атаки на режимах взлёта и посадки;
- автоматический непрерывный контроль своего функционального состояния во время полёта с выдачей информации об отказах в бортовые регистраторы и систему электронной индикации кабины экипажа;
- автоматический контроль работоспособности при наземном техническом обслуживании с выявлением отказавших конструктивно-сменных блоков или линий связи.

По составу СУ ВС представляет собой комплекс механического, электрогидравлического, электромеханического, гидромеханического, электрического и электронного оборудования, функционально подразделяющегося на следующие подсистемы: управления элеронами; управления рулём направления; управления рулём высоты; управления стабилизатором; управления закрылками; управления интерцепторами и тормозными щитками; управления предкрылками.

### **4.2. Структурная схема системы управления ВС**

В общем случае СУ ВС включает:

- звено управления, на которое непосредственно воздействует летчик

(ручки управления, командный рычаг, штурвальная колонка, педали, джойстики и др.);

- устройства дистанционной передачи управляющего сигнала (механическая, электрическая или комбинированная проводка управления);

- исполнительный механизм, приводящий в движение поверхность управления (гидроцилиндры, бустеры, приводы);

- источник и систему энергоснабжения;

- электронную систему управления самолётом, обеспечивающую работу всех подсистем управления самолётом (вычислители системы управления самолётом для управления всеми поверхностями самолёта, блоки управления и контроля исполнительных устройств (приводов) для управления рулевыми поверхностями, вычислители-контроллеры электроприводов для управления закрылками, предкрылками и стабилизатором);

- систему датчиков, предназначенных для обеспечения СУ ВС необходимой информацией (датчики угловых скоростей, датчики рассогласования (закрылков и предкрылков), датчики положения стабилизатора, датчики положения приводов, датчики органов управления в кабине экипажа, и т. д.);

- системы механической трансмиссии (для закрылков и предкрылков), которые включают: валы трансмиссии с соединительными узлами (карданами, шарнирно-шлицевыми муфтами и промежуточными опорами); механические устройства перемещения поверхностей управления (шарики-винтовые механизмы для закрылков и приводы с планетарными передачами и рейки с шестернями для предкрылков); редукторы различных типов (конические, угловые, согласующие).

В зависимости от используемого источника энергоснабжения принято системы управления подразделять на следующие виды:

- механическая СУ, когда единственным источником энергии, используемым для управления ВС, является мускульная сила летчиков;

- электромеханическая СУ, когда совместно с мускульной силой летчиков используется энергия бортовых источников электропитания;

- электрогидромеханическая СУ, использующая мускульную силу летчиков, энергию бортовых источников электропитания и гидропитания.

Различают три типа систем управления – неавтоматическая (ручное управление), полуавтоматическая и автоматическая. Ручное управление, в свою очередь, может быть бустерным и безбустерным.

В неавтоматической системе управления летчик, оценивая обстановку, обеспечивает выработку управляющих сигналов и с помощью командных рычагов через проводку управления отклоняет рулевые поверхности.

В полуавтоматической системе управляющие сигналы летчика преобразуются и усиливаются различного рода автоматами и усилителями, обеспечивая оптимальные характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Автоматические системы обеспечивают полную автоматизацию отдельных этапов полета, освобождая летчика от непосредственного участия в управлении самолетом. Однако и в этом случае предусматривается возможность перехода на ручное управление летчиком, для чего в кабине сохраняются обычные командные посты управления, связанные с рулями проводкой управления.

На современных ВС передача управляющих сигналов от летчика к органу управления обычно обеспечивается электродистанционной системой управления (ЭДСУ). В такой системе сохраняются обычные командные посты управления или могут использоваться командные рычаги управления уменьшенных размеров - уменьшенная штурвальная колонка, рукоятка на подлокотнике, джойстик и др. Механические перемещения летчиком командных рычагов в такой системе преобразуются в аналоговый или цифровой электросигнал, который передается электропроводкой к исполнительному устройству, установленному непосредственно у рулевой поверхности (элерон, рули направления и высоты, стабилизатор). Перемещение выходного звена силового привода управляется электросигналами от командного рычага и за счет обратной связи создается следящая система, в которой положение руля соответствует (с учетом дополнительных сигналов от системы улучшения устойчивости и управляемости ВС) положению командного рычага точно так же, как это происходит в системах с механической проводкой управления. Для повышения надежности ЭДСУ передача электросигналов происходит по 3-4 независимым каналам, проложенным в разных местах ВС. Кроме того, в ряде случаев ЭДСУ дублируется резервной механической проводкой управления.

При ручном управлении отклонение лётчиком органа управления (ОУ) может выполняться непосредственно (так называемое *обратимое ручное управление или безбустерное*), когда лётчик, прикладывая усилия к рычагам управления, уравнивает полностью или частично аэродинамический шарнирный момент отклоняемого ОУ. В этом случае перемещение рычагов управления требует от лётчика непрерывной затраты энергии.

Другой вид ручного управления – *необратимое или бустерное*. Он связан с использованием для отклонения ОУ каких-либо вспомогательных устройств и источников энергии, например, гидравлической или электрической системы. Гидравлический рулевой привод (бустер) в системе необратимого управления уравнивает полностью шарнирный момент на ОУ, а лётчик перемещает только золотник распределительного устройства бустера, для чего требуется небольшое усилие (порядка 10...15 Н). Поскольку рулевой привод представляет собой систему с жёсткой обратной связью, то перемещение лётчиком рычага управления однозначно (и, как правило, линейно) связано с перемещением выходного штока бустера и, следовательно, с отклонением ОУ. Такое устройство позволяет управлять ВС на больших скоростях и при его больших размерах, т.е. при больших нагрузках на ОУ.

Однако для появления у лётчика необходимых ощущений изменения режима полёта (скорости, перегрузки, угловых скоростей и др.) на рычагах управления должны искусственно имитироваться изменения усилий, строго регламентированные в соответствии с опытом лётной эксплуатации. Применяемые для этого имитаторы усилий, которые обычно называются *загрузочными устройствами*, имеют различные принципы действия. При этом они должны обеспечивать автоматическое регулирование усилий в зависимости от параметров полёта.

Типовая система бустерного управления состоит (рис.1.11) из источника энергии (энергетическая система), распределительного устройства, исполнительного устройства и обратной связи, передающей сигнал с выхода исполнительного механизма на вход распределительного устройства. Три последних элемента выполняются в виде единого агрегата, называемого бустером и включаемого в проводку управления самолета между рычагом управления и органом управления. В качестве энергетической системы обычно используется гидросистема самолета. В этом случае бустер называют гидроусилителем.



Рис.1.11. Принципиальная схема бустерного управления

#### 4.3. Конструкция и работа элементов гидроусилителя и загрузочного механизма

Рассмотрим конструкцию и работу основных элементов гидроусилителя (бустера).

*Распределительное устройство* обычно представляет собой трехпозиционный четырехходовый цилиндрический или плоский золотниковый механизм. На рис.1.12 показана принципиальная схема распределительного устройства с цилиндрическим золотником и положительным перекрытием «с».

Рассмотрим принцип работы распределительного устройства. Пусть, например, шток золотника 1 через проводку управления переместится командным рычагом (рычагом управления) летчика влево, открывая тем самым рабочие окна 5 в гильзе 2 так, что через левое на рисунке окно жидкость из линии нагнетания 3 начнет поступать к исполнительному механизму, а через правое на рисунке окно жидкость от исполнительного механизма пойдет на слив. Очевидно, что при перемещении золотника в другую сторону движение жидкости в окнах 5 изменится на обратное т.е. движение штока исполнительного механизма обеспечивается в обе стороны. При нейтральном положении золотника (показано на рисунке) рабочие окна перекрыты рабочими поясками 4, что обеспечивает фиксацию исполнительного механизма и органа управления в заданном положении.

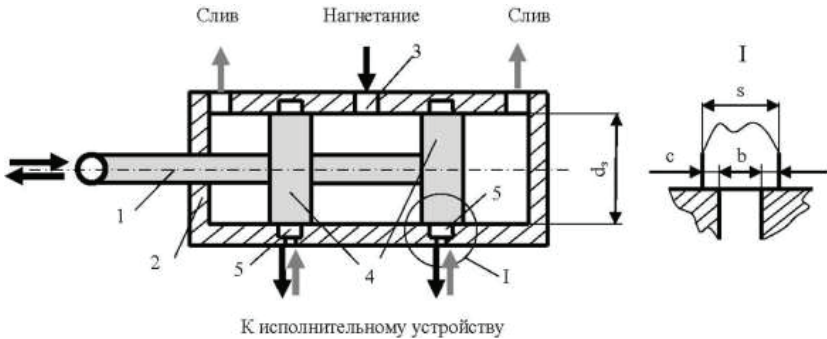


Рис.1.12. Распределительное устройство с цилиндрическим золотником, где 1- шток; 2- гильза; 3- окно подвода гидрожидкости из линии нагнетания; 4- рабочие пояски (поршни); 5- рабочие окна подачи гидрожидкости в полости исполнительного механизма и ее отвода

В настоящее время все более широкое применение находят распределительные устройства с плоскими золотниками, которые отличаются простотой изготовления и большей надежностью в работе по сравнению с золотниками цилиндрическими. При этом используются плоские золотники возвратно-поступательные и поворотные.

Принципиальная схема возвратного- поступательного плоского золотника приведена на рис.1.13. Опорная плита 1 неподвижна и имеет пять каналов, которые соединены, соответственно, с линиями нагнетания, слива и линиями подачи гидрожидкости к исполнительному устройству. Подвижный плоский золотник 2 с помощью тяги 5 перемещается летчиком (или приводом автоматической системы управления), соединяя одно из окон подачи гидрожидкости к исполнительному устройству с линией нагнетания, а другое окно – с линией слива, что обеспечивает перемещение штока исполнительного механизма в ту или иную стороны. При нейтральном положении золотника обеспечивается фиксация исполнительного механизма в заданном положении.

Рабочие окна обычно имеют прямоугольное сечение, что обеспечивает получение линейной зависимости расхода жидкости по перемещению золотника.

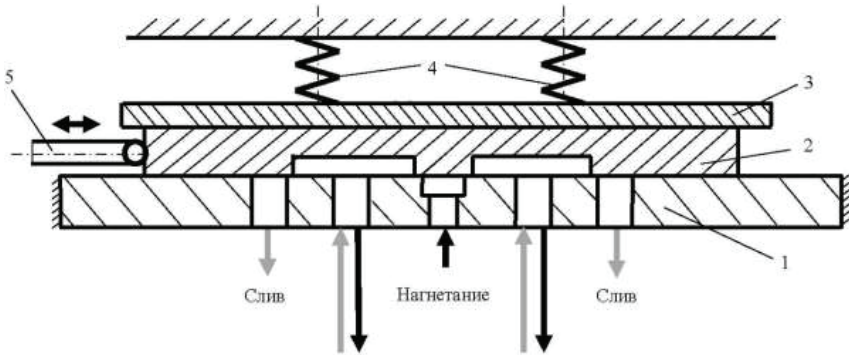


Рис.1.13. Распределительное устройство с плоским золотником, где 1- опорная плита; 2- плоский золотник; 3- прижимная плита; 4- пружины; 5- тяга

На рис.1.14 показана принципиальная схема поворотного плоского золотника. Летчик (или привод автоматической системы управления) посредством тяги 3 поворачивает золотник 2 относительно оси  $O-O$ , управляя подачей жидкости к исполнительному механизму через окна (4-6) в опорной плите 1. Валик, на котором закреплен золотник, выполняет функцию гибкого звена – торсиона, обеспечивающего при заклинивании золотника перемещение проводки управления 3 для передачи движения к дублирующим бустерам.

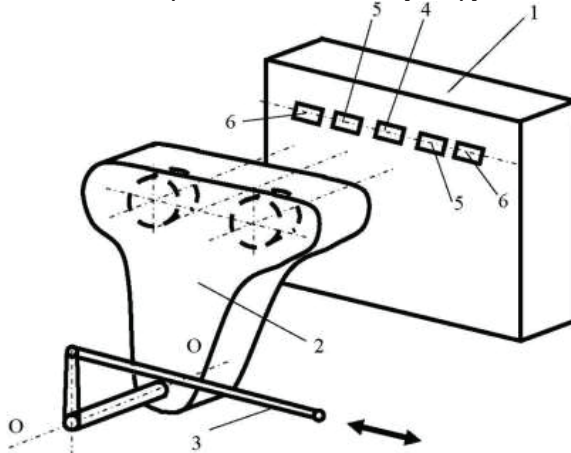


Рис.1.14. Поворотный плоский золотник, где 1- опорная плита; 2- плоский золотник; 3- тяга; 4- окно линии нагнетания; 5- окна подачи гидрожидкости к исполнительному устройству; 6- окна линии слива

Типовыми силовыми *исполнительными устройствами* управления поверхностями современного самолёта, служащими для перемещения этих поверхностей в заданные положения, являются: электрогидравлические приводы рулевых поверхностей (элеронов, руля направления, руля высоты, интерцепторов); электромеханические приводы для закрылков и предкрылков, шарико-винтовые механизмы для закрылков и перестановки стабилизатора; приводы с планетарными передачами для предкрылков; гидромеханические приводы (для тормозных щитков). Обычно приводы руля высоты и руля направления, элеронов и интерцепторов, а также гидроцилиндры тормозных щитков расположены непосредственно у поверхностей.

*Исполнительный механизм гидроусилителя* обычно выполняется в виде силового гидроцилиндра (рис.1.15). Корпус 1 гидроцилиндра закрыт крышкой 2. Внутри перемещаются жестко связанные между собой шток 3 с проушиной 4, шток 5 и поршень 6. Внутренняя и внешняя герметичность устройства достигается установкой уплотнений 7. Поршень 6 разделяет внутренние объемы корпуса 1 на две полости 8 и 9, которые через проточки в корпусе соединяются либо с линией слива, либо с линией нагнетания.

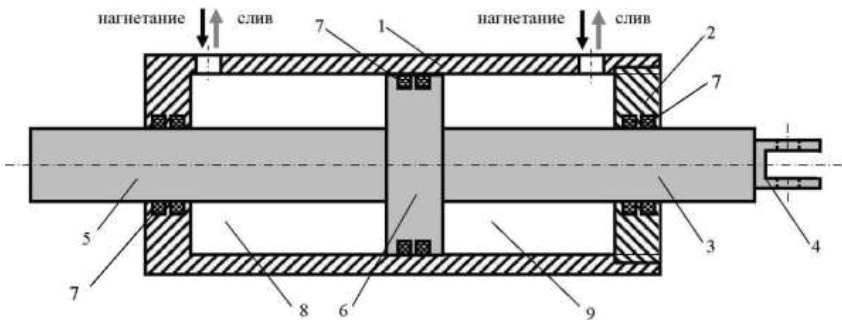


Рис.1.15. Схема силового гидроцилиндра с ложным штоком, где 1- корпус; 2- крышка; 3,5- шток; 4- проушина; 6- поршень; 7- уплотнительное кольцо; 8,9- полости гидроцилиндра

Жидкость под рабочим давлением от золотникового распределителя подается в левую 8 или правую 9 рабочие полости цилиндра и перемещает поршень 6 со штоком 3 в ту или иную сторону. Противоположная полость в это время сообщается со сливом. Рабочий шток 3 соединяется через проушину 4 непосредственно или через проводку управления с органом управления. Ложный шток 5 обеспечивает равенство рабочих площадей поршня со стороны обеих полостей, что дает равные усилия и скорости движения штока в левую и в правую стороны.

Иногда используются дифференциальные силовые цилиндры без ложного штока (рис.1.16), что дает выигрыш в массе исполнительного механизма. В этом

цилиндре полость со стороны штока 8 всегда соединена с линией нагнетания и давление в ней в процессе работы не меняется.

Левая полость 7 золотниковым распределителем сообщается либо с линией нагнетания, либо со сливом. В первом случае шток 3 с проушиной 4 движется вправо (усилие на поршне 5 слева больше, чем усилие справа из-за разницы рабочих площадей), а во втором случае - влево (сила создается давлением жидкости на кольцевую площадь поршня 5 справа). Равенство усилий при движении в обе стороны обеспечивается только при соотношении диаметров поршня  $D$  и штока  $d$  равном  $D = \sqrt{2}d$ . В этом случае площадь поршня слева в два раза больше кольцевой площади справа, что и обеспечивает одинаковые усилия в ту и другую стороны.

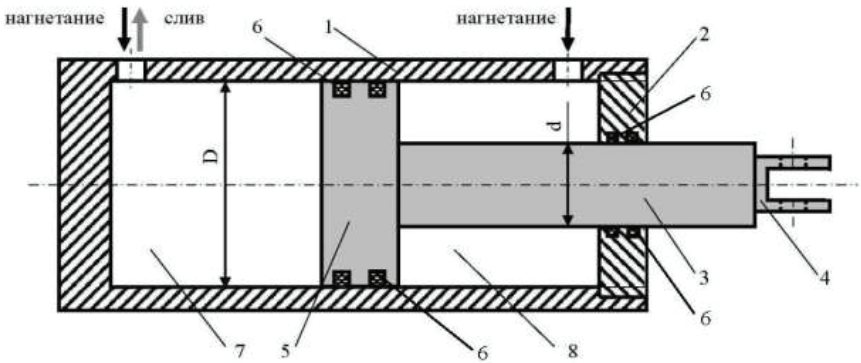


Рис.1.16. Схема дифференциального силового гидроцилиндра без ложного штока, где 1- корпус; 2- крышка; 3- шток; 4- проушина; 5- поршень; 6- уплотнительное кольцо; 7,8- полости гидроцилиндра

*Обратная связь* обеспечивает функционирование системы управления в следящем режиме, при котором перемещения руля строго соответствуют перемещениям командного рычага летчика, выдерживая требуемый коэффициент передачи по перемещениям. Для получения следящей системы обратная связь должна быть отрицательной и жесткой, как показано на рис.1.17.

Отрицательность обратной связи означает то, что при движении штока или корпуса исполнительного механизма должно происходить закрытие рабочих окон в золотниковом механизме. Жесткость обратной связи обеспечивает прямую (линейную) пропорциональность закрытия окон по перемещению исполнительного механизма.

Самый простой способ получения обратной связи обеспечивается жестким закреплением гильзы 1 золотникового механизма на штоке 2, внутри которого проложены каналы 3 и 4 от рабочих окон к рабочим полостям 5 и 6 корпуса

силового цилиндра 7. Управляющая тяга от летчика соединена со штоком 8 золотника. Перемещения тяги открывают рабочие окна в распределительном устройстве и вызывают перемещения штока 2 вместе с жестко связанной с ней гильзой 1.

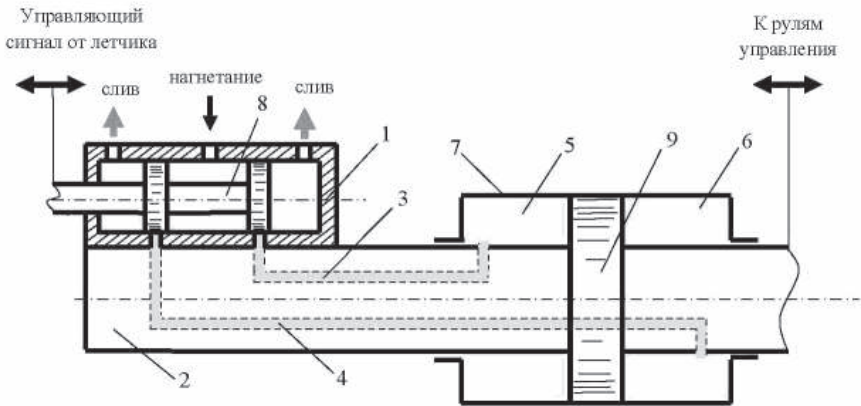


Рис.1.17. Принципиальная схема отрицательной жесткой обратной связи, где 1- гильза золотника; 2- шток; 3, 4- каналы в штоке силового гидроцилиндра; 5,6- полости в корпусе силового гидроцилиндра; 7- корпус силового гидроцилиндра; 8- шток золотника; 9- поршень силового гидроцилиндра

Рассмотрим подробнее принцип обеспечения обратной связи. Пусть, например, летчик с помощью управляющей тяги сдвинул шток золотника 8 вправо. В результате полость 5 силового гидроцилиндра соединится с линией нагнетания, а полость 6 силового гидроцилиндра – с линией слива. В результате шток 2, а вместе с ним и гильза золотника начнет двигаться вправо, перекрывая каналы 3 и 4 в штоке 2. В конце движения штока 2 произойдет полное закрытие рабочих окон и фиксация штока 2 в новом положении. Таким образом, очевидно, что перемещение штока 2 силового гидроцилиндра фактически повторяет перемещение штока 8 золотника, что и обеспечивает слежение руля за командным рычагом управления.

На современных ВС в основном применяется необратимая схема включения бустера в систему управления. В такой схеме все усилия от шарнирного момента руля воспринимаются бустером и до летчика не доходят. Необратимая схема обеспечивает управление самолетом на любых скоростях полета и при любых размерах рулевых поверхностей. Она позволяет отказаться от аэродинамической компенсации рулевых поверхностей, что улучшает их аэродинамику. Жесткое заземление руля бустером способствует устранению рулевого флаттера. Необратимая схема упрощает включение в систему управления разного рода автоматических устройств, особенно при

использовании электродистанционного управления. Однако для сохранения чувства управления при необратимой схеме включения бустера к командным рычагам летчика подключаются специальные *загрузочные механизмы* (ЗМ), создающие искусственным путем усилия на этих рычагах. На современных самолетах наибольшее распространение получили простые пружинные загрузочные механизмы.

Основным элементом такого механизма (рис.1.18) является размещенная в корпусе 1 пружина 2 жесткостью  $C$  и связанная штоком 3 с проводкой управления 5.

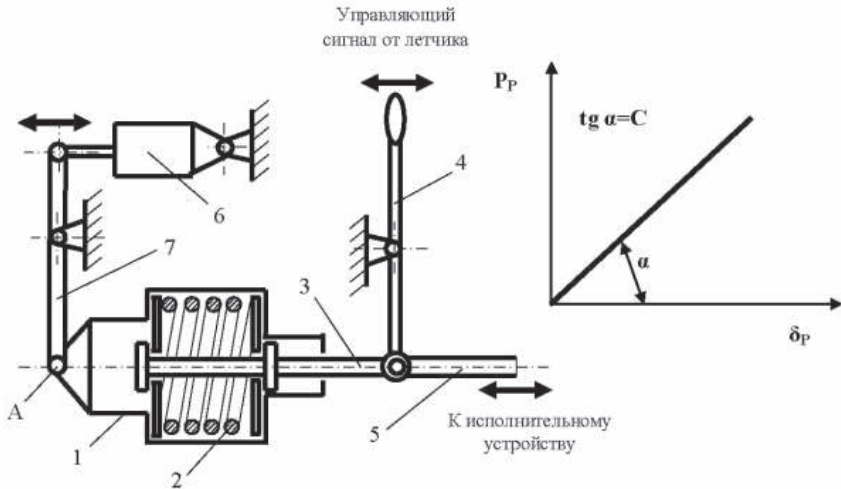


Рис.1.18. Схема пружинного загрузочного механизма с триммерным эффектом, где 1- корпус загрузочного механизма; 2- пружина; 3- шток; 4- ручка управления; 5- проводка управления; 6- электромеханизм триммерного эффекта; 7- качалка

Обычно ЗМ стараются поместить как можно ближе к командному рычагу (ручке управления) 4 и сократить путь передачи усилий от этого механизма к летчику. Жесткость пружины подбирается так, чтобы усилия на командном рычаге управления  $P_p$  при максимальных отклонениях руля  $\delta_p$  не превышали допустимых значений. Функция изменения усилий на командном рычаге от углов отклонения руля в таком механизме линейна и не зависит от скоростного напора. При балансировочных отклонениях руля в длительном полете на командном рычаге летчик будет ощущать усилия от ЗМ (деформированная пружина 2). Аэродинамическим триммером снять их нельзя, т.к. шарнирный момент руля летчиком не воспринимается. Поэтому при необратимой схеме триммеры на рулях не ставятся.

Для снятия балансировочных усилий устанавливается электромеханизм триммерного эффекта 6, перемещающий посредством качалки 7 точку А крепления ЗМ. Перемещая эту точку, летчик разгружает пружину 2 и полностью снимает усилие на командном рычаге 4 при заданном положении руля. Основным недостатком пружинных механизмов с линейной характеристикой является изменение расходов усилий по перегрузке с изменением скоростного напора. В результате летчику управление на малых скоростях полета кажется слишком тяжелым, а на больших скоростях - слишком легким, что опасно выводом самолета на закритические режимы. Для решения данной проблемы используются грузозачные механизмы со сложными нелинейными характеристиками.

#### 4.4. Назначение, конструкция и работа типовой системы управления ВС

В качестве примера рассмотрим систему управления рулем высоты самолета Суперджет. Руль высоты состоит из двух секций, установленных на задней кромке стабилизатора. С помощью руля высоты и стабилизатора осуществляется продольное управление и балансировка самолёта. Обе поверхности руля высоты отклоняются симметрично. Полный рабочий диапазон углов отклонения руля высоты - от минус  $27^\circ$  до плюс  $22^\circ$ . Знак «+» соответствует отклонению задней кромки руля высоты вниз.

Принципиальная схема управления рулём высоты приведена на рис. 1.19



Рис.1.19

Управление рулём высоты осуществляется по сигналам от боковой ручки управления самолётом (БРУС) при управлении по тангажу. Для изменения положения руля высоты используются электрогидравлические приводы. Для

каждой секции руля высоты предусмотрено по два привода - внутренний и внешний. Один из приводов непосредственно приводит поверхность в движение (работает в активном режиме), другой используется в качестве резервного (находится в пассивном/демпфирующем режиме). При каждом следующем полёте режимы работы приводов соответственно меняются. Автоматическое переключение режимов работы приводов также осуществляется при потере питания (потере мощности) или в случае отказа привода: привод, работавший ранее в активном режиме, переключается на пассивный режим с демпфированием, а привод, функционировавший до этого в пассивном режиме, переключается на активный режим работы. При отказе обоих приводов оба привода переключаются в режим демпфирования.

Управление работой каждого привода осуществляется одним блоком управления и контроля. Управление рулём высоты осуществляется в двух режимах: основном и минимальном. В основном режиме управление осуществляется с помощью трёх вычислителей системы управления самолётом, работающих совместно с блоками управления и контроля приводов. При функционировании в минимальном режиме управление рулём высоты осуществляется с помощью блоков управления и контроля приводов.

В управлении рулём высоты задействованы два блока датчиков угловых скоростей. Они измеряют сигналы угловой скорости самолёта по трем ортогональным направлениям и выдают их в блоки управления и контроля приводов. В кабине экипажа предусмотрена индикация положения руля высоты, осуществляемая по сигналам, получаемым от датчиков штоков приводов, а также информация об отказах системы.

Блоки БРУС используются в управлении рулём высоты для выдачи:

- командных сигналов по тангажу путём перемещения боковой ручки управления самолётом вперёд/назад в пределах установленного диапазона;
- командных сигналов приоритета боковой ручки управления самолётом.

В блоках БРУС размещаются 8 датчиков положения для управления по тангажу: четыре используются в каналах управления и четыре - в каналах контроля. Датчики тангажа предназначены для формирования командных сигналов пропорционально отклонению боковой ручки управления самолётом и последующей выдачи их в блоки управления и контроля приводов.

*Работа на отклонение руля высоты в основном режиме*

Командир ВС или второй пилот перемещает боковую ручку управления самолётом. Датчики, расположенные в блоке БРУС, преобразуют механическое перемещение боковой ручки управления самолётом в электрические сигналы и выдают их в блоки управления и контроля приводов. Блоки осуществляют демодуляцию сигналов (преобразование их в цифровые) и выдают демодулированные сигналы в вычислители, которые обрабатывают сигналы в соответствии с алгоритмами управления основного режима, обеспечивая необходимые характеристики устойчивости и управляемости ВС.

После обработки сигналов вычислители выдают консолидированный (результатирующий) сигнал по заданному алгоритму обратно в блоки управления и контроля приводов. Эти блоки передают сигналы на приводы, замыкая цепи управления приводами. Приводы обрабатывают сигналы, отклоняя руль высоты на заданные углы.

### Конструкция и работа типового привода системы управления ВС

Рассмотрим конструкцию и принцип действия типового привода системы управления современного самолета (рис.1.20).

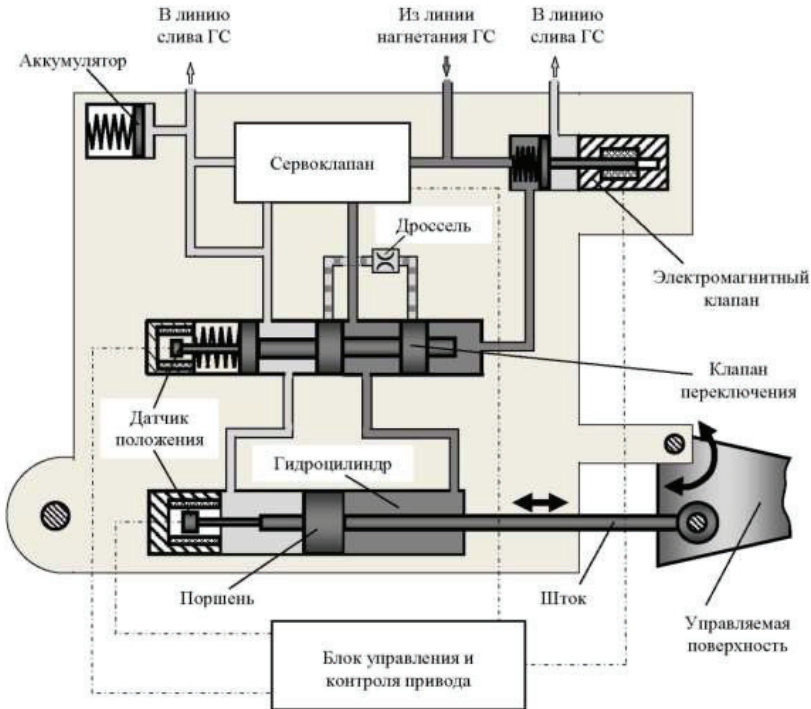


Рис.1.20. Типовой привод системы управления самолета

Силовой гидроцилиндр (ГЦ) включает в себя поршень со штоком. Проушина штока гидроцилиндра непосредственно соединена с управляемой поверхностью. Поршень для обеспечения внутренней герметичности уплотнен при помощи кольцевых уплотнений (на рис.1.20 не показаны). Со штоком ГЦ связан датчик положения, представляющий собой линейный индукционный датчик. Функцией датчика является выдача сигнала о положении штока силового цилиндра привода в блок управления и контроля привода.

Клапан переключения представляет собой сборку цилиндрического подпружиненного золотника и клапанной втулки. Управление положением золотника осуществляет электромагнитный клапан (ЭМК). В активном режиме под давлением гидравлической жидкости цилиндрический золотник перемещается влево по рисунку и сжимает пружину. При этом клапан переключения режима в «открытом» положении (показано на рис.1.20) соединяет управляющий электрогидравлический сервоклапан с полостями ГЦ привода. Клапан переключения режима также имеет датчик положения, который выдает сигнал о положении цилиндрического золотника в блок управления и контроля привода. Клапан переключения работает в двух режимах:

- активном, когда ЭМК также находится в активном режиме (через клапан осуществляется соединение линий нагнетания и слива ГС с приводом);

- пассивном/демпфирующем, когда ЭМК также находится в пассивном режиме и полости ГЦ соединяются между собой через дроссель.

Электрогидравлический сервоклапан является четырехходовым двухпозиционным клапаном, который получает управляющие сигналы от блока управления и контроля привода, преобразует их в гидравлические путем соединения с линиями нагнетания и слива соответствующих полостей гидроцилиндра.

В дополнение к обеспечению функции демпфирования (соединение полостей ГЦ через дроссель) в случае отказа гидравлической системы, запорные клапаны (на рисунке не показаны) отсекают привод от линии нагнетания и слива ГС. Аккумулятор при этом обеспечивает резерв гидравлической жидкости и небольшое давление, достаточное, чтобы сохранять заполненными полости цилиндра. Аккумулятор состоит из подпружиненного поршня. В некоторых приводах наличие гидрожидкости в аккумуляторе может быть проверено через смотровое окно по положению поршня.

#### **4.5. Назначение, конструкция и работа типовой системы управления механизацией крыла**

В качестве примера рассмотрим типовую систему управления закрылками, которая включает командный рычаг (ручку управления), энергопривод, электронные устройства управления, контроля и индикации, а также механическую трансмиссию. Трансмиссия закрылков представляет собой ряд валов, соединенных в одну непрерывную цепь, и предназначена для передачи крутящего момента от энергопривода к винтовым механизмам, осуществляющим непосредственное перемещение секций закрылков. Система механической трансмиссии закрылков обеспечивает синхронный выпуск и уборку секций закрылков, установленных на левой и правой консолях крыла. В качестве энергопривода используется либо гидропривод (Ил-76, А-320), либо электропривод (Суперджет). В качестве примера рассмотрим компоновку и работу системы управления закрылками самолета Суперджет (рис.1.21).

Управляющий сигнал на отклонение закрылков летчик формирует, отклоняя ручку управления закрылками и предкрылками. Далее сигнал обрабатывается электронными устройствами (вычислители – контроллеры электроприводов и вычислители системы управления ВС) и поступает на электропривод. Вырабатываемый электроприводом крутящий момент передаётся через валы трансмиссии и редукторы (Т-образный, угловой и конический) на шарико-винтовые механизмы (ШВМ) 1 и 2. Приводятся в движение ходовые винты ШВМ и секции закрылка перемещаются. Так как трансмиссия имеет жёсткую конструкцию, секции закрылков на левой и правой консолях крыла перемещаются синхронно. Перемещение закрылков контролируется вычислителями - контроллерами по сигналам датчика положения выходного вала электропривода и блоков датчиков рассогласования закрылков 5. При достижении заданного положения закрылка снимается сигнал управления. Для предотвращения повреждения трансмиссии при возникновении повышенного усилия в процессе перемещения закрылка служит ограничитель крутящего момента. В состав ограничителя крутящего момента входят механизм торможения вращения 4 и механический индикатор блокировки. В случае заклинивания правой или левой линии трансмиссии управления закрылками или возрастания крутящего момента выше предельно допустимых значений в ограничителе крутящего момента начинает работать механизм торможения вращения 4 и срабатывает механический индикатор блокировки.

Валы трансмиссии вращаются в промежуточных опорах 3, закреплённых на задней стенке отсека шасси, на балках шасси в консолях крыла и на заднем лонжероне. В местах изменения направления продольной оси линии трансмиссии установлены редукторы. Перемещение закрылков осуществляется с помощью ШВМ, которых установлено по два на каждую секцию закрылков, что исключает перекосы и заедания. Валы трансмиссии, имеющие соединения с промежуточными опорами или редукторами, карданами и шарнирными шлицевыми муфтами, с одного конца крепятся неподвижно, на другом конце имеют подвижные шлицевые соединения. В целях предупреждения преждевременного износа и коррозии все шлицевые соединения имеют защитные покрытия, на поверхность шлицев нанесена консистентная смазка. В местах соединения валов с редукторами и промежуточными опорами установлены карданы. Они обеспечивают компенсацию упругих деформаций крыла, а также отклонений, возникающих при монтаже деталей трансмиссии.

Промежуточные опоры 3 обеспечивают установку и требуемое положение валов трансмиссии. В состав промежуточной опоры входят самоустанавливающийся двухрядный шариковый подшипник закрытого типа, карданный шарнир с фланцем и шлицевой наконечник. Шарикоподшипник в опоре обеспечивает компенсацию монтажных перекосов и нормальную работу трансмиссии при деформациях крыла в полёте. Периодическое пополнение подшипников смазкой осуществляется через пресс-маслёнку, установленную в корпусе промежуточной опоры.

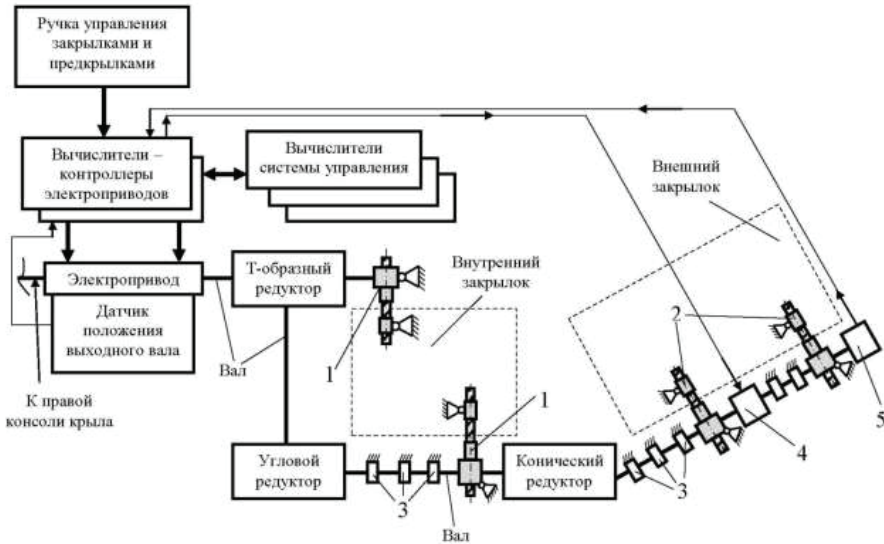


Рис.1.21 Структурная схема системы управления закрылками самолета Суперджет, где 1,2- шарико-винтовые механизмы; 3- промежуточные опоры; 4- механизм торможения вращения; 5- датчиков рассогласования закрылков

Редукторы обеспечивают:

- передачу вращения от одного участка трансмиссии к другому;
- требуемое взаимное расположение участков трансмиссии;
- требуемую частоту и направление вращения.

В трансмиссии используются редукторы трёх типов: Т-образные; угловые и конические. Т-образные и угловые редукторы находятся в фюзеляже, конические редукторы – в консолях крыла. Крутящий момент, создаваемый электроприводом закрылков, передаётся через трансмиссию и ограничитель крутящего момента на редуктор ШВМ. В редукторе происходит понижение частоты вращения и передача крутящего момента ходовому винту ШВМ.

### Конструкция и работа типового ШВМ

В системе управления закрылками ВС используются ШВМ различных типов. На рис.1.22 приведена конструктивная схема одного из вариантов ШВМ. В состав ШВМ входят: корпус 1 (на рисунке корпус, состоящий из нескольких деталей, изображен как единое целое); входной вал 2; ходовой винт 3 с шестерней 4; шариковая гайка 5; выходной вал 6; проушины 7 и 8.

Редуктор ШВМ образован шестерней входного вала 2 и шестерней 4 ходового винта 3. На ходовой винт 3 передается крутящий момент от трансмиссии через входной вал 2. Шариковая гайка 5 установлена на ходовом

винте 3 и жестко соединена с выходным валом 6. Ходовой винт, вращаясь, сообщает поступательное движение шариковой гайке 5. Гайка при этом движется вдоль винта и перемещает связанный с ней выходной вал 6, который перемещает секцию закрылка. ШВМ проушиной 7 закреплен на конструкции крыла, а проушиной 8 – на секции закрылка.

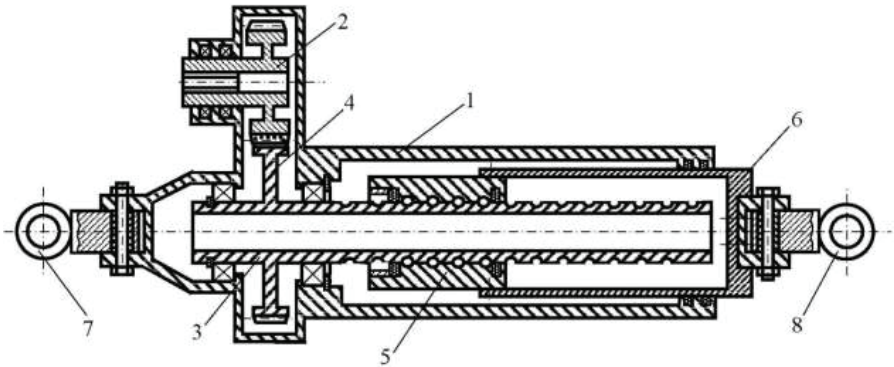


Рис.1.22. Конструктивная схема шарико-винтового механизма, где 1- корпус; 2- входной вал; 3- ходовой винт; 4- шестерня; 5- шариковая гайка; 6- выходной вал; 7,8- проушина

## Глава 5. Функциональные подсистемы шасси

### 5.1. Подсистема уборки и выпуска шасси

Уборка и выпуск шасси (УВШ) относится к одной из основных функций, выполнение которой обеспечивается гидравлической системой самолета. При этом следует выделить ряд общих закономерностей, реализованных в подсистемах УВШ современных самолетов.

1. Подсистема уборки шасси работает только от основной гидросистемы, не резервируется и аварийная уборка шасси не предусмотрена.

2. Подсистема выпуска шасси обычно резервируется и предусматривается аварийный выпуск шасси, в том числе и от альтернативных источников энергии.

3. В убранном и выпущенном положении опора шасси фиксируется специальными замками, управление которыми осуществляется с помощью гидромеханической системы.

4. Ниши шасси оборудованы специальными створками, которые закрываются как в убранном, так и выпущенном положении. Створки обычно разрезные и могут состоять из передних, средних и задних створок. Открытие и

закрытие створок осуществляется специальными гидроцилиндрами, либо посредством тяг и качалок, кинематически связанных со стойкой шасси.

5. При уборке и выпуске шасси необходимо обеспечить заданную последовательность срабатывания агрегатов для предотвращения их разрушения: открыть замки створок; открыть створки; открыть замки убранного положения; выпустить опоры; закрыть замки выпущенного положения; закрыть створки; закрыть замки створок. При уборке шасси система работает в обратной последовательности. Для обеспечения заданной последовательности срабатывания агрегатов используются системы конечных выключателей (на современных самолетах бесконтактных датчиков), либо электрические и гидравлические системы управления.

6. Усилия, создаваемые основными цилиндрами уборки и выпуска, должны быть достаточными для преодоления аэродинамического сопротивления (шарнирного момента), а также массовых и инерционных нагрузок.

7. В конструкции системы и ее агрегатов должна быть предусмотрена возможность плавного (безударного) срабатывания всех элементов.

8. Целесообразно выбирать такие компоновочные схемы шасси, при которых его выпуск может осуществляться под собственным весом в аварийных ситуациях, а замки убранного положения могут открываться членом экипажа через механическую проводку.

9. Управление агрегатами подсистемы УВШ обычно осуществляется посредством электродистанционной системы управления от специальных ручек. При этом предусмотрена сигнализация о положении опор шасси в кабине экипажа. На самолетах предусмотрена блокировка системы уборки шасси при обжатых амортизаторах.

На современных самолетах обычно используется трехопорная схема шасси с передней опорой, при этом как передние, так и основные опоры могут иметь несколько стоек. Рассмотрим принципы работы подсистемы уборки и выпуска на примере передней опоры шасси (ПОШ) самолета Ил-76.

Электрическая схема управления уборкой-выпуском шасси самолета обеспечивает:

- необходимую последовательность срабатывания агрегатов (последовательность срабатывания электрогидрокранов обеспечивается автоматически переключением конечных выключателей, механически связанных с элементами конструкции опор и створок);

- выпуск и уборку шасси;
- блокировку уборки опор при обжатых амортизаторах передней левой и задней правой основных опор шасси;
- подтормаживание колес передней опоры при уборке шасси.

Сливные линии электрогидрокранов всех опор шасси и их створок защищены антипульсаторами от возможного кратковременного резкого повышения давления. В гидроцилиндрах - выключателях замков установлены

пластинчатые дроссели, смягчающие удар при возврате штока и предохраняющие замки от открытия при возможном кратковременном повышении давления в линии слива.

Окончание цикла уборки или выпуска определяется по средствам сигнализации (красные или зеленые лампы на сигнализаторе положения шасси, стрелочные указатели положения опор шасси), при этом кнопка "Уборка" или "Выпуск" шасси должна возвратиться в исходное положение, а установленная на ней красная кнопка-лампа – погаснуть.

### **Работа системы выпуска и уборки шасси самолета Ил-76**

#### *А. Исходное положение (рис.1.23)*

Давление жидкости из линии нагнетания спойлеров (ГС2) поступает к запорному электрогидравлическому крану ГА184У (1) передней опоры шасси. Подача питания на обмотку запорного электрогидрокрana ГА184У производится только на время уборки или выпуска шасси. При подаче питания на обмотку крана («ЭМ вкл.» на рисунке) он срабатывает и пропускает гидрожидкость под давлением:

- к электрогидравлическому крану ГА142/2 (3) управления уборкой и выпуском передней опоры шасси (обмотки крана обесточены, жидкость через кран не проходит);

- к электрогидравлическому крану ГА163А/16 (13) управления створками передней опоры (обмотки крана обесточены, жидкость через кран не проходит).

#### *Б. Выпуск шасси*

При нажатии кнопки-лампы "Выпуск" загорается красная сигнальная кнопка-лампа "Выпуск шасси под током" и получают питание:

- запорный электрогидрокран ГА184У (1) передней опоры;
- обмотка "открытия" (на рисунке – «открыто») электрогидрокрana 13 створок передней опоры. Электрогидрокран срабатывает и пропускает гидрожидкость под давлением через свой канал "открытия" в то время как канал "закрытия" этого крана остается соединенными со сливом. Гидрожидкость через линию открытия крана 13 управления створками поступает в полость "открытия" гидравлического цилиндра открытия замков створок передней опоры шасси 11 (правая полость на рисунке), при этом полость "закрытия" этого цилиндра (левая полость на рисунке) через дроссель, канал "закрытия" крана 13 и обратный клапан 7 соединяется со сливной линией. При ходе штока гидравлического цилиндра замка створок 11 на  $26 \pm 0,5$  мм открывается замок створок передней опоры шасси. При дальнейшем выдвижения штока гидрожидкость начинает перепускаться через специальный демпфер 12 в полости "открытия" («полость откр.» на рисунке) цилиндров управления створками передней опоры 10.

Рабочая жидкость, помимо полостей "открытия" гидравлических цилиндров управления створками передней опоры 10, поступает в челночные клапаны 9 (соединенные с полостями "закрытия" этих цилиндров). Таким образом, жидкость под давлением поступает одновременно в полости

"открытия" и "закрытия" цилиндров управления створками передней опоры. Так как площади поршней этих цилиндров больше со стороны полостей "открытия", то створки открываются. При ходе штоков цилиндров на открытие створок жидкость, вытесняемая из полостей "закрытия" цилиндров, через челночные клапаны 9 закольцовывается и поступает обратно в полости "открытия" до тех пор, пока створки ПОШ полностью не откроются.

После открытия створок нажимаются соответствующие концевые выключатели. При нажатии концевых выключателей открытия створок передней опоры шасси (нормально - разомкнутые контакты замыкаются) получает питание обмотка "выпуска" («вып.») электрогидрокрана 3 управления уборкой и выпуском передней опоры. Гидрожидкость из линии нагнетания через кран 3 поступает в линию "выпуска" и далее в полость "открытия" («полость откр.» на рисунке) цилиндра - выключателя замка убранного положения опоры 5, а через дроссель 15 - в полость "закрытия" цилиндра - выключателя замка выпущенного положения опоры 4, приводя его перед закрытием замка в исходное положение. При ходе штока цилиндра - выключателя замка убранного положения 5 на  $26 \pm 0,5$  мм замок открывается. При дальнейшем выдвижении штока этого цилиндра он перепускает жидкость далее через дроссель 16 в цилиндр выпуска и уборки передней опоры 8. Гидрожидкость из полости "закрытия" цилиндра - выключателя замка убранного положения опоры 5 поступает в сливную магистраль через дроссель 14 и канал "уборки" крана 3 и обратный клапан 2. Жидкость из полости "открытия" цилиндра - выключателя замка выпущенного положения опоры поступает на слив по аналогичной схеме.

После срабатывания цилиндра-выключателя замка убранного положения передней опоры жидкость поступает через дроссель 16 в полость "выпуска" цилиндра уборки/выпуска передней опоры 8. Жидкость из полости "уборки" цилиндра поступает в сливную магистраль через дроссель 17, полость "открытия" цилиндра - выключателя замка выпущенного положения передней опоры 4, канал "уборки" крана 3 и обратный клапан 2. Для уменьшения величины и пульсаций давления в сливной линии выпуска-уборки передней опоры шасси установлен антипульсатор 18. Передняя опора выпускается и нажимает в конце выпуска концевой выключатель выпуска передней опоры и переключает свои контакты из положения нормально - замкнутого в положение нормально-разомкнутое – получает питание обмотка "закрытия" электрогидрокрана 13 управления створками передней опоры шасси.

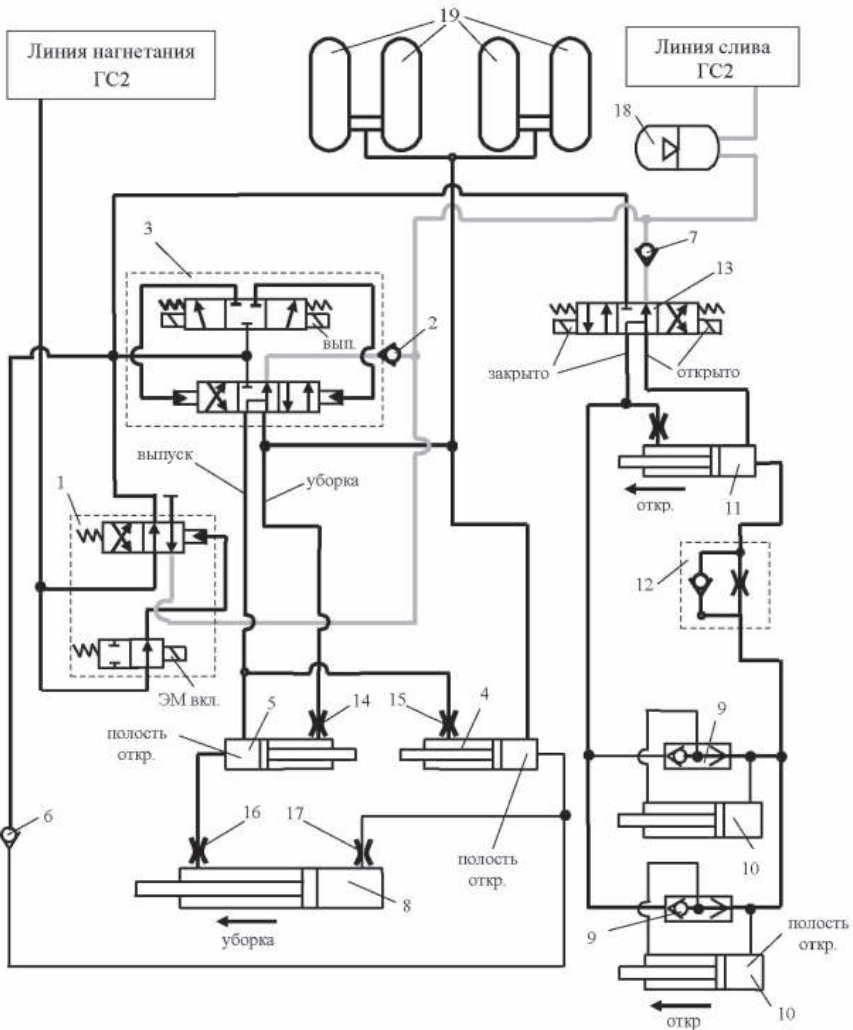


Рис.1.23. Принципиальная схема системы уборки и выпуска ПОШ самолета Ил-76, где 1 - электрогидравлический кран ГА184У; 2, 6, 7- обратный клапан; 3- электро-гидравлический кран ГА142/2; 4- цилиндр - выключатель замка выпущенного положения передней опоры; 5- цилиндр - выключатель замка убранного положения опоры; 8- цилиндр выпуска и уборки передней опоры; 9- челночный клапан; 10- цилиндр управления створками передней опоры; 11- цилиндр замка створок; 12- демпфер; 13- электрогидравлический кран ГА163А/16; 14-17- дроссель; 18- антипульсатор; 19- тормозные колеса

Таким образом, обмотка "закрытия" крана 13 получает питание, а обмотка «открытия» обесточивается. Электрогидрокран срабатывает и пропускает жидкость через свой канал "закрытия", в то время как канал "открытия" этого крана соединяется со сливом. Гидрожидкость под давлением через канал "закрытия" крана 13 поступает через дроссель в полость "закрытия" цилиндра - выключателя замка створок 11 (приводя его, перед предстоящим после закрытия створок закрытием их замков, в исходное положение), а также через челночные клапаны 9 в полости "закрытия" цилиндров управления створками 10. Створки закрываются. Жидкость из полостей «открытия» цилиндров управления створками 10 и цилиндра управления их замком 11 через канал «открытия» крана 13 и обратный клапан 7 поступает на слив. При этом слив жидкости из цилиндров управления створками передней опоры происходит через демпфер 12. Створки ПОШ закрываются. После того, как закрылись створки всех опор шасси, срабатывают концевые выключатели закрытия всех замков створок опор.

### *В. Уборка шасси*

При нажатии кнопки "Уборка" питание на краны управления подается только в том случае, если не обжаты амортизаторы основных опор шасси (ООШ) (по сигналу от соответствующего концевого выключателя). Это необходимо для предотвращения уборки шасси при стоянке самолета на земле. При срабатывании реле уборки шасси замыкаются контакты и напряжение поступает на:

- красную сигнальную кнопку-лампу "Уборка шасси под током";
- обмотку «открытия» электрогидрокрана 13 управления створками передней опоры.

Красная кнопка-лампа «Уборка шасси под током» загорается. После срабатывания контактора напряжение поступает на обмотку «открытия» электрогидрокрана управления створками передних ООШ 13. Электрогидрокран 13 срабатывает и пропускает жидкость через свой канал «открытия», в то время как канал "закрытия" соединен со сливом. Створки передней опоры шасси открываются и нажимают соответствующие концевые выключатели открытия створок. Питание получает обмотка «уборки» электрогидрокрана 3 управления уборкой и выпуском шасси.

Обмотка «уборки» электрогидрокрана 3 находится под напряжением и после того, как створки начнут закрываться, отходя от полностью открытого положения. Жидкость под давлением из линии «уборки» крана 3 поступает в полость «открытия» цилиндров открытия замков выпущенного положения опоры шасси 4, в то время как противоположные полости этих цилиндров через дроссель 15, канал «выпуска» крана 3 и обратный клапан 2 соединяется со сливом. Одновременно жидкость из канала «уборки» крана 3 поступает через дроссель в полость «закрытия» цилиндра открытия замка убранного положения опоры шасси 5, приводя его перед закрытием замков (после уборки опоры шасси) в исходное положение, в то время как противоположная полость этого цилиндра

через канал «выпуска» этого крана и обратный клапан 2 соединяется со сливом. При ходе штока цилиндра-выключателя замка выпущенного положения опоры 4 на  $26 \pm 0,5$  мм замок открывается, при этом жидкость поступает через дроссель 17 в полость «уборки» цилиндра уборки и выпуска передней опоры шасси 8. При этом противоположная полость цилиндра через дроссель 16, полость «открытия» цилиндра - выключателя замка убранного положения, канал «выпуска» крана 3 и обратный клапан 2 соединяется со сливом.

Передняя опора шасси убирается и фиксируется замком. После того как опора шасси убрана, нажимается концевой выключатель уборки опоры шасси и сигнал подается на обмотку «закрытия» электрогидрокрана 13 управления створками. Створки опоры шасси закрываются и фиксируются замками.

### **Система управления уборкой и выпуском шасси самолета Суперджет**

Основными элементами электрогидравлической системы управления уборкой и выпуском шасси самолета Суперджет являются:

- пульт управления уборкой и выпуском шасси, установленный на приборной доске;
- блок управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры (LGSCU);
- гидравлический агрегат управления уборкой и выпуском шасси (LGCHM).

Управление уборкой-выпуском шасси осуществляется с помощью рукоятки управления уборкой и основным выпуском шасси, установленной на пульте управления в кабине экипажа. Рукоятка имеет два положения: уборка (UP) и выпуск (DOWN). В обоих положениях рукоятка фиксируется.

Блок-схема системы управления уборкой-выпуском шасси самолета Суперджет приведена на рис.1.24. Блок управления уборкой-выпуском шасси (LGSCU) получает управляющие сигналы от рукоятки управления. После этого в соответствии с сигналами бесконтактных датчиков положения агрегатов шасси, бесконтактных датчиков обжатия штоков амортизационных стоек опор шасси, датчиков скорости самолета и сигналами о давлении в гидросистеме блок формирует сигналы управления гидравлическим агрегатом управления уборкой и выпуском шасси (LGCHM). Электрические сигналы блока LGSCU подаются на электрогидроклапаны гидравлического агрегата LGCHM, на который давление поступает от ГС №1.

При переводе рукоятки управления уборкой-выпуском шасси в положение «Уборка» в блок управления поступает сигнал на уборку шасси. Управляющий канал блока LGSCU формирует сигналы, управляющие агрегатом LGCHM. По сигналам LGSCU агрегат LGCHM соединяет линию нагнетания ГС№1 с линией трубопроводов систем уборки и выпуска передней и ООШ в следующей последовательности:

- открытие фюзеляжных створок;
- уборка или выпуск передней и ООШ;

- закрытие фюзеляжных створок.

При переводе рукоятки управления уборкой-выпуском шасси в положение «Выпуск» в блок LGSCU поступает сигнал на выпуск шасси. Активный канал электронного блока LGSCU формирует сигналы, управляющие гидравлическим агрегатом LGCHM. По сигналам LGSCU агрегат LGCHM соединяет линию нагнетания ГС№1 с линией трубопроводов систем уборки и выпуска передней и основных опор, в следующей последовательности:

- открытие фюзеляжных створок;
- выпуск опор шасси;
- закрытие фюзеляжных створок.



Рис.1.24. Блок-схема системы управления уборкой-выпуском шасси самолета Суперджет

При нажатии на кнопку-табло аварийного выпуска (EMER EXTN):

- отключается система основного выпуска опор;
- подается питание на клапан аварийного открытия замков передней опоры;
- подается питание на клапан аварийного открытия замков основных опор.

При этом клапаны открываются и рабочая жидкость от ГС №2, поступает к цилиндрам аварийного открытия:

- замков убранного положения фюзеляжных створок;
- замков убранного положения основных опор;
- замков убранного положения передней опоры.

Основным гидравлическим агрегатом системы (рис.1.25), который управляет распределением рабочей жидкости по соответствующим исполнительным устройствам (гидроцилиндрам), является гидравлический агрегат управления уборкой и выпуском шасси (LGCHM). Особенностью компоновочной схемы системы уборки и выпуска шасси современного самолета является объединение электрогидроагрегатов управления процессом в одном блоке в едином корпусе, включающем:

- электрогидрокраны (ЭГК) уборки и выпуска опор;
- ЭГК открытия и закрытия створок;
- клапаны опор и створок;
- перекрывной клапан слива и ЭГК управления перекрывным клапаном;
- сигнализатор давления;
- клапан задержки выпуска ООШ.

*В качестве примера рассмотрим работу системы при уборке шасси.*

При установке рукоятки управления уборкой и основным выпуском шасси в положение UP переключается группа контактов рукоятки. При этом:

- блок LGSCU получает сигнал «уборка»;

- замыкается контакт, подающий питание на ЭГК управления перекрывным клапаном слива. ЭГК открывается и пропускает гидрожидкость под давлением от ГС№1 в канал управления перекрывным клапаном слива. Золотник перекрывного клапана перемещается (по схеме вниз), при этом:

- линии трубопроводов выпуска ООШ, уборки ПОШ и ООШ и закрытия фюзеляжных створок отсоединяются от линии слива;

- рабочая жидкость под давлением от ГС№1 поступает в линию нагнетания от перекрывного клапана, которая подводит рабочую жидкость к золотникам клапана створок и клапана опор;

- рабочая жидкость под давлением поступает также к сигнализатору давления. Сигнализатор давления замыкает свои контакты и в блок LGSCU поступает сигнал о наличии давления во внутренних полостях агрегата LGCHM.

Блок управляющих сигналов блока LGSCU с заданной временной задержкой подает питание на ЭГК открытия створок агрегата LGCHM. ЭГК открывается, и рабочая жидкость подается в канал управления клапаном створок на открытие. Золотник клапана створок перемещается (по схеме вниз), при этом:

- линия трубопроводов закрытия фюзеляжных створок соединяется со сливом ГС№1,

- рабочая жидкость поступает в линию трубопроводов открытия фюзеляжных створок.

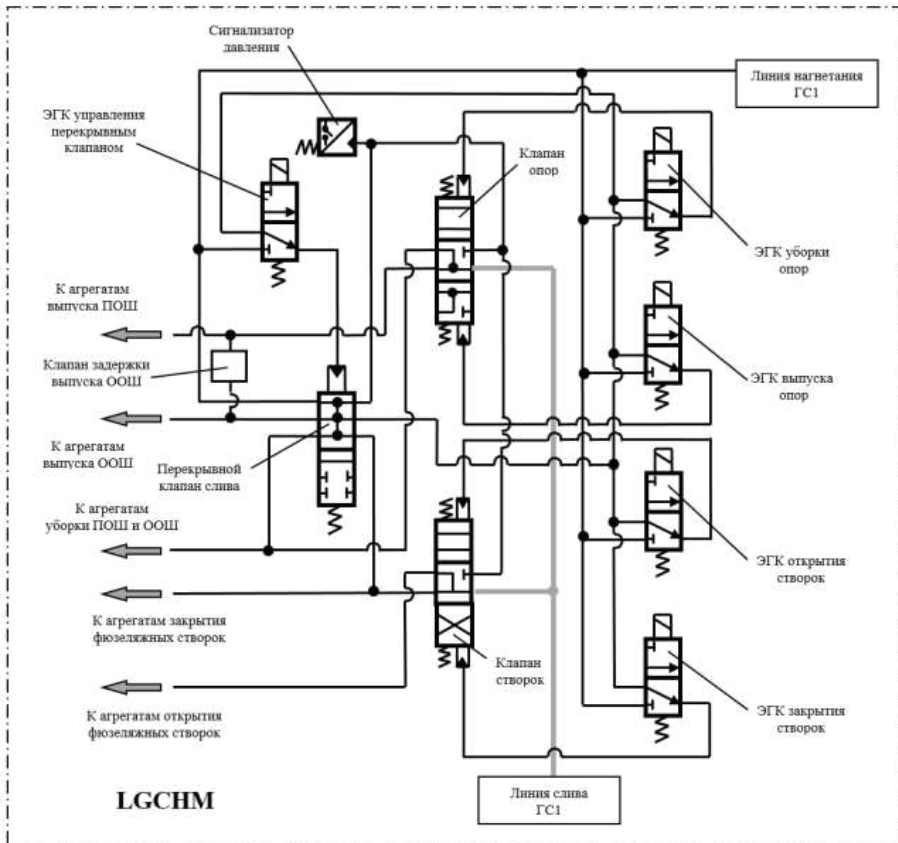


Рис.1.25. Гидравлический агрегат управления уборкой-выпуском шасси LGCHM самолета Суперджет

Цилиндры замков закрытого положения фюзеляжных створок под действием давления открывают замки, а цилиндры фюзеляжных створок открывают фюзеляжные створки. Когда фюзеляжные створки полностью открыты, в блок LGSCU поступает сигнал открытого положения фюзеляжных створок от бесконтактных датчиков. Блок LGSCU подает питание на ЭГК уборки опор агрегата LGCHM. ЭГК открывается, и рабочая жидкость под давлением поступает в канал управления клапана опор на уборку (верхний канал управления на схеме). Золотник клапана опор перемещается (вниз на схеме) под действием давления в канале управления, при этом:

- линия трубопроводов выпуска ПОШ и ООШ соединяются со сливом ГС№1;
- рабочая жидкость под давлением поступает в линию трубопроводов уборки ПОШ и ООШ. Цилиндры подкосов ПОШ и ООШ открывают замки

подкосов, а цилиндры уборки-выпуска опор убирают опоры шасси. В убранном положении опоры шасси фиксируются замками убранного положения. В блок LGSCU поступают следующие сигналы убранного положения опор: от бесконтактного датчика замка убранного положения ПОШ; от бесконтактного датчика замка убранного положения левой ООШ; от бесконтактного датчика замка убранного положения правой ООШ.

После получения данных сигналов блок LGSCU выполняет следующие операции:

- отключает питание ЭГК открытия створок агрегата LGCHM. ЭГК закрывается, а клапан створок устанавливается в нейтральное положение под действием пружин;

- подает питание на ЭГК закрытия створок агрегата LGCHM. ЭГК открывается и рабочая жидкость под давлением поступает в канал управления клапаном створок на закрытие (вверх по схеме);

- после заданной временной задержки отключается питание ЭГК уборки опор агрегата LGCHM, после чего клапан опор устанавливается в нейтральное положение встроенными пружинами.

Золотник клапана створок перемещается под действием давления в канале управления закрытия створок, при этом:

- рабочая жидкость под давлением поступает в линию трубопроводов закрытия фюзеляжных створок;

- линия трубопроводов открытия фюзеляжных створок соединяется со сливом.

Цилиндры фюзеляжных створок закрывают фюзеляжные створки. В закрытом положении фюзеляжные створки фиксируются замками закрытого положения. В блок LGSCU поступают следующие сигналы закрытого положения створок: от бесконтактного датчика замка закрытого положения левой фюзеляжной створки; от бесконтактного датчика замка закрытого положения правой фюзеляжной створки.

Блок LGSCU отключает питание ЭГК закрытия створок агрегата LGCHM. ЭГК закрывается. Линия нагнетания отсоединяется от канала управления ЭГК закрытия створок. Клапан створок устанавливается в нейтральное положение под действием пружин. Линии открытия и закрытия фюзеляжных створок соединяются со сливом.

Блок LGSCU отключает питание ЭГК управления перекрывным клапаном слива через 20 сек после отключения питания ЭГК закрытия створок и ЭГК уборки опор. ЭГК управления перекрывным клапаном слива агрегата LGCHM закрывается. Золотник перекрывного клапана устанавливается в закрытое положение при помощи пружин. При этом линии трубопроводов выпуска ООШ, уборки ПОШ и ООШ, закрытия (фюзеляжных створок) и нагнетание к клапанам створок и опор соединяются со сливом, а линия нагнетания ГС №1 перекрывается.

Выпуск шасси осуществляется подобным образом.

## 5.2. Подсистема управления поворотом передней опоры шасси

Управление движением самолета на земле обычно осуществляется экипажем при работающих двигателях. В зависимости от скорости самолета и внешних воздействующих факторов экипаж может использовать следующие способы управления движением на земле:

- посредством руля направления с управлением от педалей;
- раздельным торможением колес левой и правой основных опор шасси с управлением от тормозных педалей;
- установкой разного значения тяги двигателей с помощью рычага управления двигателем (РУД);
- системой управления поворотом колес передней опоры шасси (ПОШ), органами управления которой являются педали, а также рукоятки управления поворотом. Эта система является основной системой управления движением самолета на земле. Управление поворотом может осуществлять командир экипажа или второй пилот. Система обеспечивает поворот передней опоры вокруг ее оси. Поворот опоры изменяет направление движения самолета в сторону поворота. Отметим, что на самолетах более ранних годов выпуска в качестве исполнительного механизма управления поворотом используются силовые гидроцилиндры возвратно-поступательного или вращательного (квадранты) действия. На современных же самолетах как отечественных, так и зарубежных используются реечные механизмы с гидравлическим управлением.

### Подсистема управления поворотом ПОШ самолета Ил-76

Система управления поворотом колес ПОШ самолета Ил-76 предназначена для:

- управления движением самолета при рулении, при разбеге на взлете и пробеге при посадке;
- демпфирования колебаний ПОШ в режиме свободного ориентирования (при выключенной системе управления);
- установки ПОШ в нейтральное положение в начале ее уборки (в помощь кулачковому механизму, разворачивающему шток амортизатора под действием давления азота).

Система управления поворотом ПОШ дистанционная, электрогидравлическая, следящая. Управление поворотом колес - дублированное.

В режиме «руление» управление поворотом колес осуществляется с помощью штурвалчиков, расположенных на левом и правом пультах летчиков, а в режиме «взлет-посадка» - от педалей руля направления с места левого или правого летчика. Система управления (рис.1.26) состоит из двух одновременно работающих электрогидравлических систем. Первая система питается от гидросистемы №1, вторая - от гидросистемы №2. Каждый летчик может

управлять поворотом колес ПОШ от двух систем. Каждая из этих систем имеет два канала электроснабжения и питается от одной из шин левого или правого борта. Гидросистема №1 через агрегат управления АУ40А-3 (5) соединена с поршневыми полостями цилиндров управления 8, а гидросистема №2 через второй агрегат АУ40А-3 – со штоковыми полостями этих цилиндров. Управление от штурвальных обеспечивает поворот колес в пределах  $\pm 48^\circ$  (при рулении и буксировке). Управление от педалей руля направления обеспечивает поворот колес на  $\pm 7^\circ$  (на взлете и посадке). Выключенная система выполняет функции гидравлического демпфера для гашения колебаний ПОШ. Включение и выключение системы управления поворотом колес и одновременно выбор режима работы системы производятся трехпозиционным переключателем на правой ручке штурвала левого летчика или на левой ручке штурвала правого летчика. В полете эти переключатели находятся в нейтральном положении («Отключено») и зафиксированы специальными предохранителями, исключающими непреднамеренное включение системы поворота колес. Включение системы управления колесами ПОШ заблокировано с выпуском передней опоры, что обеспечивает возможность включения системы только при выпущенном шасси. Для управления поворотом колес (при выпущенном положении опор) переключатель на ручке штурвала устанавливается в положение «Штурв.». Напряжение подается к электрогидравлическим кранам ГА184У (1) и к блокам усиления БУ2. Электрогидравлические краны 1 срабатывают и открывают доступ рабочей жидкости в агрегаты управления 5 и реле давления 4. Управляющий электросигнал также поступает к клапанам переключения агрегатов управления 5, они срабатывают и соединяют рабочие полости гидроцилиндров 8 поворота с окнами распределительных золотников агрегата 5. Реле давления 4 замыкают цепь сигнализации. Система подготовлена для работы в режиме «руление».

*А. Режим «руление» (управление колесами от штурвального на угол 0-48°)*

Командные сельсины-датчики блоков БСД-1 управления поворотом колес ПОШ на угол 0-48° через редукторы кинематически соединены со штурвальчиком, а следящие сельсины-приемники блоков БСП-1 через редукторы соединены со стойкой ПОШ. При повороте штурвального роторы сельсинов-датчиков поворачиваются и выходят из положения, согласованного с роторами сельсинов-приемников, создавая углы рассогласования. При этом в выходных однофазных обмотках сельсинов-приемников создаются переменные напряжения с амплитудами, пропорциональными углам рассогласования, и фазами, зависящими от знаков рассогласования. Напряжение с сельсинов-приемников подается в блоки усиления БУ2. Усиленные и выпрямленные сигналы управления подаются к головкам каналов управления агрегатов 5, в которых они преобразуются в перемещения управляющих золотников, и через открывающиеся окна жидкость поступает в рабочие полости гидроцилиндров 8. Поршни гидроцилиндров совершают ход, поворачивая колеса ПОШ в сторону уменьшения угла рассогласования.

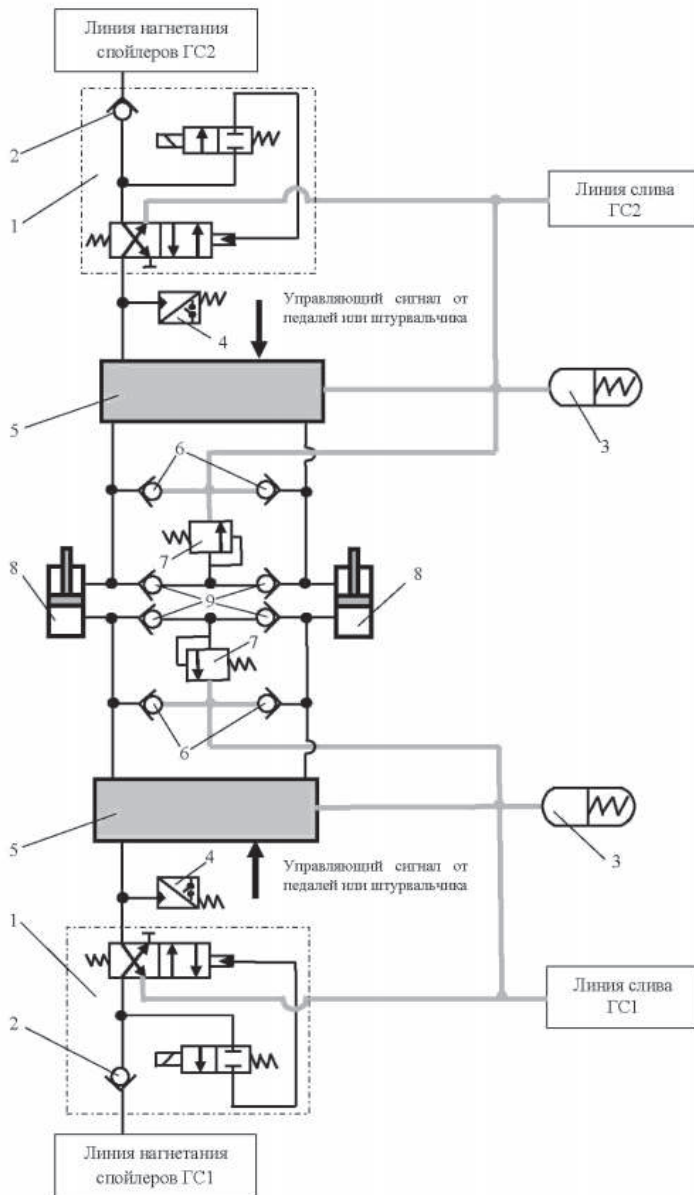


Рис.1.26. Система управления поворотом ПОШ самолета Ил-76, где 1- электрогидравлический кран; 2, 6, 9- обратный клапан; 3- гидрокомпенсатор;

4- реле давления; 5- агрегат управления АУ40А-3; 7- предохранительный клапан; 8- гидроцилиндр

При этом тросовая проводка обратной связи поворачивает выходной вал блока сельсинов-приемников в сторону уменьшения рассогласования. Сигнал рассогласования уменьшается. Когда сигнал рассогласования станет меньше зоны нечувствительности системы, подача рабочей жидкости к исполнительному механизму прекращается, и колеса ПОШ перестают поворачиваться, отработав заданный летчиком угол.

*Б. Режим «взлет-посадка» (управление поворотом колес от педалей на угол 0-7°)*

Для управления поворотом колес на режиме взлета и посадки необходимо переключатель на ручке штурвала установить в положение «Педали». Напряжение подается к электрогидравлическим кранам ГА184У (1) и к блокам усиления БУ2. Электрогидравлические краны срабатывают и открывают доступ рабочей жидкости в агрегаты управления АУ40А-3 (5) и реле давления ГА135Т-00-45 (4). Система подготовлена для работы в режиме «взлет-посадка». Далее система управления работает подобно режиму «руление».

*В. Режим "свободное ориентирование"*

При работе на данном режиме блоки сельсинов-датчиков БСД-1, сельсинов-приемников БСП-1, блоки усиления БУ2 и электрогидравлические краны 1 обесточены (переключатели на ручках штурвалов летчиков находятся в нейтральном положении). Линии питания агрегатов управления 5 соединяются со сливом. Таким образом, доступ рабочей жидкости к агрегатам управления 5 закрыт. Встроенные клапаны переключения агрегатов 5 перемещаются с помощью пружин в положение, при котором рабочие полости гидроцилиндров 8 соединяются между собой через дроссели демпфирования режима «свободного ориентирования», установленные в агрегатах 5, что обеспечивает возможность устойчивых демпфированных разворотов внешними силами и моментами, действующими на колеса ПОШ.

Для защиты системы управления ПОШ самолета от давления, превышающего  $240 \text{ кгс/см}^2$ , в гидравлическую схему включены обратные клапаны 6 и 9, а также предохранительные клапаны 7. Гидрокомпенсатор 3 предназначен для поддержания давления не менее  $2 \text{ кгс/см}^2$  в сливной линии гидросистем №1 и №2.

### **Система управления поворотом самолета Суперджет**

Управление движением самолета на земле осуществляется экипажем при работающих двигателях. В зависимости от скорости самолета и внешних воздействующих факторов экипаж может использовать следующие способы управления движением на земле:

- работой руля направления с управлением педалями руля направления;
- раздельным торможением колес левой и правой основных опор шасси;

- работой двигателей с установкой разного значения их тяги посредством РУД;

- системой управления поворотом колес (СУПК) передней опоры шасси, органами управления которой являются педали руля направления и рукоятки управления поворотом. Эта система является основной системой управления движением самолета на земле.

Управление поворотом может осуществлять командир ВС или второй пилот. СУПК обеспечивает поворот передней опоры вокруг ее оси. Поворот опоры изменяет направление движения самолета в сторону поворота.

Существуют следующие режимы управления СУПК:

- управление от педалей руля направления. Такое управление используется при разбеге и пробеге на скорости до 390 км/ч. В этом режиме поворот колес передней опоры осуществляется на угол  $\pm 7^\circ$ ;

- управление от рукоятки управления поворотом, которое используется в начале разбега и в конце пробега на скорости от 0 до 80 км/ч. Рукоятки расположены на левом и правом боковых пультах. Максимальный угол поворота в режиме управления от рукоятки управления поворотом  $\pm (65^\circ \pm 3^\circ)$ ;

- самоориентирование. В режиме самоориентирования колеса передней опоры устанавливаются в направлении вектора скорости самолета. В этом режиме СУПК обеспечивает демпфирование колебаний колес передней опоры. Переход в режим самоориентирования происходит:

- при отключении СУПК;
- при скорости движения самолета более 390 км/ч;
- в случае возникновения отказных ситуаций.

На взлете, после отрыва передней опоры, управление поворотом колес осуществляется еще в течение 4-х секунд. В это время СУПК выполняет установку колес передней опоры в нейтральное положение для обеспечения правильного положения передней опоры при уборке в нишу передней опоры шасси.

Система управления поворотом колес дистанционная, электрогидравлическая, следящая. Основными элементами СУПК являются:

- блок управления уборкой, выпуском и поворотом ПОШ (LGSCU);
- гидравлический агрегат управления поворотом;
- датчик угла поворота;
- датчик предельного угла поворота;
- органы управления СУПК.

Электрические управляющие сигналы формируются органами управления СУПК - педалями руля направления, рукоятками управления поворотом. Датчик угла поворота и датчик предельного угла поворота формируют следящие сигналы. В блок LGSCU поступают управляющие и следящие сигналы. Блок LGSCU обрабатывает сигналы в соответствии с алгоритмом управления поворотом и формирует сигналы, управляющие гидравлическим агрегатом управления поворотом. Гидравлический агрегат управления поворотом по

управляющим сигналам обеспечивает подвод гидрожидкости в управляющие цилиндры. Управляющие цилиндры через реечный механизм передней опоры шасси поворачивают поворотную часть передней опоры шасси вместе с колесами. На рис.1.27 приведена принципиальная схема гидравлического агрегата управления поворотом ПОШ самолета Суперджет.

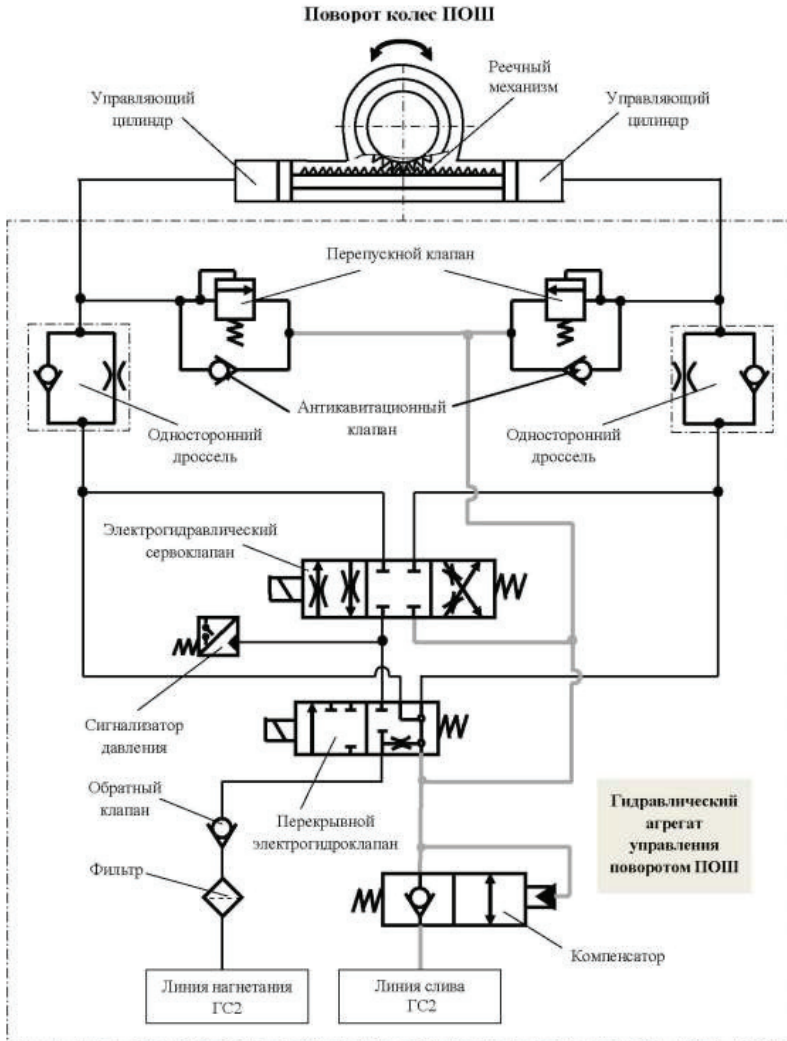


Рис. 1. 27. Принципиальная схема гидравлического агрегата управления поворотом ПОШ самолета Суперджет

Гидравлический агрегат управления поворотом крепится к корпусу стойки передней опоры. Агрегат выполняет следующие функции:

- преобразует электрические сигналы управления в возвратно - поступательные перемещения реечного механизма;
- демпфирует боковые колебания передних колес в режиме самоориентирования;
- поддерживает необходимое давление во внутренних полостях системы во время полета;
- выдает в блок LGSCU сигналы, пропорциональные давлению во внутренних полостях системы.

Гидравлический агрегат управления поворотом включает:

- входной фильтр, предназначенный для очистки рабочей жидкости;
- обратный клапан, предназначенный для предотвращения оттока рабочей жидкости из внутренних полостей агрегата при отсутствии давления в ГС2;
- перекрывной электрогидроклапан, предназначенный для подачи рабочей жидкости под давлением от ГС2 к электрогидравлическому сервоклапану и в закольцовки гидравлических полостей гидравлического агрегата управления поворотом в режиме самоориентирования;
- сигнализатор давления, который выдает электрический сигнал, пропорциональный давлению рабочей жидкости в гидравлическом агрегате в блок LGSCU;
- электрогидравлический сервоклапан, предназначенный для соединения полостей управляющих цилиндров с соответствующими линиями нагнетания и слива ГС2 по сигналам блока LGSCU;
- односторонние дроссели, которые обеспечивают одностороннее дросселирование рабочей жидкости при демпфировании колебаний колес передней опоры;
- антикавитационный клапан, препятствующий возникновению разрывов в потоке рабочей жидкости и кавитации;
- перепускной клапан соединяет полость управляющего цилиндра с линией слива при давлении более 217 кгс/см<sup>2</sup>;
- компенсатор, предназначенный для поддержания постоянного давления 20 кгс/см<sup>2</sup> внутри гидравлических каналов рулежного механизма и гидравлического агрегата управления поворотом, что обеспечивает его работоспособность при перепадах температуры.

### **Система управления ПОШ самолета А320**

Принципиальная схема электрогидравлического агрегата управления поворотом передней опоры шасси самолета А320 изображена на рис.1.28 и рис.1.29. Подвод и отвод гидрожидкости к агрегату осуществляется через специальное поворотное соединение (ROTATING JOINT), которое на рисунках не показано. Основными компонентами агрегата (рис.1.28) являются:



- регулируемые диафрагмы (ADJUSTABLE DIAPHRAGM), установленные в каналах подачи гидрожидкости к приводу поворота колес ПОШ, которые фактически представляют собой дроссели, обеспечивающие заданную подачу гидрожидкости в соответствующие полости гидроцилиндра управления ПОШ с целью оптимизации угловой скорости поворота колес;

- клапаны анти-шимми (ANTI-SHIMMY VALVES), установленные в каналах подачи гидрожидкости к приводу поворота колес ПОШ, которые включают обратные клапаны и дроссели. Клапаны анти-шимми обеспечивают рассеивание энергии колебаний передней опоры шасси при движении по аэродрому, а также предотвращают кавитацию в рабочих полостях привода управления;

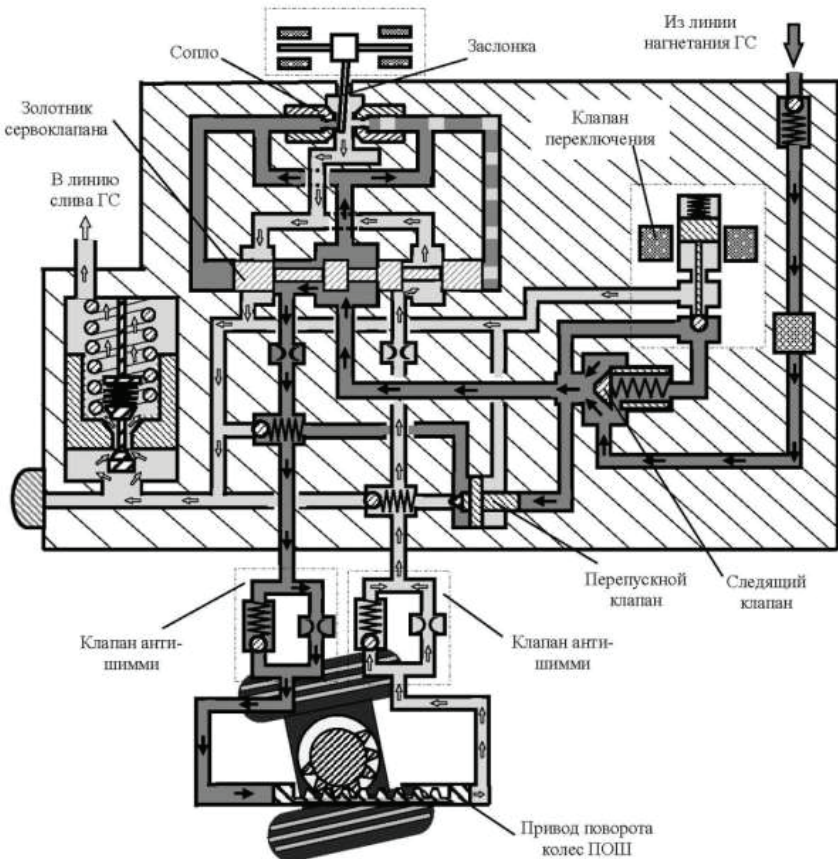


Рис.1.29. Принципиальная схема электрогидроагрегата управления поворотом ПОШ самолета A320 (режим управления)

- перепускной клапан (BYPASS VALVE), соединяющий две полости гидроцилиндра управления при отсутствии давления в гидравлической системе. Клапан также открывается при повышении давления до 273 ата;

- аккумулятор (ACCUMULATOR), поддерживающий давление в сливной линии агрегата 15 ата;

- два обратных клапана (CHECK VALVE), обеспечивающие заданное направление движения гидрожидкости от аккумулятора в полости гидроцилиндров управления;

- клапан стравливания (BLEED SCREW), предназначенный для стравливания давления из гидравлического блока в процессе эксплуатации.

Рассмотрим особенности работы гидроагрегата.

При отсутствии управляющих сигналов клапан переключения закрыт (рис.1.28), следящий клапан закрыт, а перепускной клапан открыт. В таком случае реализуется режим свободного ориентирования, когда полости привода поворота колес ПОШ соединены между собой через два клапана анти-шимми. Это позволяет рассеивать энергию колебаний тележки ПОШ и предотвратить возникновение автоколебаний типа шимми.

При подаче управляющего сигнала на катушку клапана переключения, он открывается (рис.1.29), открывается также следящий клапан, а перепускной клапан закрывается. Рабочая жидкость из линии нагнетания ГС по соответствующим каналам поступает к золотнику сервоклапана и к соплам сервоклапана. Если заслонка отклонена от нейтрального положения, то (рис.1.29) она частично перекрывает левое (по рисунку) сопло сервоклапана, давление в левой управляющей камере золотника сервоклапана возрастает и золотник перемещается вправо, соединяя линию нагнетания с полостью левого гидроцилиндра привода поворота колес ПОШ, при этом полость правого гидроцилиндра привода соединяется со сливом. При этом реечный механизм обеспечивает поворот колес ПОШ на заданный угол.

### 5.3. Система торможения колес

На подавляющем большинстве современных ВС используются гидравлические системы торможения колес, хотя на отдельных самолетах (например, В787) уже устанавливаются электромеханические системы торможения.

Основная гидравлическая тормозная система современного ВС предназначена для дистанционного управления тормозами колес основных (в ряде случаев и передних) опор шасси путем изменения давления в гидроцилиндрах тормозов. Основная тормозная система обеспечивает:

- торможение самолета на послепосадочном пробеге, при прерванном взлете, при рулении и буксировке;
- торможение колес после взлета при уборке шасси;
- стартовое торможение;

- управление движением самолета на аэродроме раздельным подтормаживанием колес левой или правой основной опоры шасси, совместно с системой управления поворотом колес ПОШ.

Система основного торможения современного ВС – электрогидравлическая. Управление осуществляется дистанционно при помощи тормозных педалей обоих пилотов и дополнительных органов управления. Рассмотрим конструкцию и работу системы торможения на примере серийных самолетов.

### **Система торможения самолета Ил-76**

Тормозная система самолета - гидравлическая с электродистанционным управлением обеспечивает:

- затормаживание колес ООШ на пробеге, разбеге и рулении - основное торможение;
- затормаживание колес основных опор шасси на стоянке и исполнительном старте - стояночное (стартовое) торможение;
- подтормаживание колес передней и основных опор шасси при его уборке.

Каждая ООШ имеет четыре тормозных колеса, тормоза колес дисковые гидравлические. Передняя опора также имеет четыре колеса, при этом колеса, расположенные с одной стороны оси, представляют собой соединение двух колес различных сборок, между которыми установлен тормоз, включающий гидроцилиндры подтормаживания колес при уборке шасси. Система затормаживания колес основных опор (основное торможение, стояночное торможение, подтормаживание при уборке шасси) состоит из двух независимых и конструктивно подобных линий для передней и задней пар опор.

*Основное торможение* имеет самостоятельное управление тормозами с места левого и правого летчика от тормозных подножек, установленных на педалях руля направления. Тормоза колес обеспечиваются давлением от различных гидросистем самолета: тормоза колес передней пары основных опор - от гидросистемы №1, тормоза колес задней пары основных опор от гидросистемы №2. Линии независимы одна от другой - при выходе из строя одной из гидросистем соответствующие ей колеса не затормаживаются.

В системе установлены два гидроаккумулятора, подключенных к линии нагнетания спойлеров гидросистем №1 и №2. От данных гидроаккумуляторов жидкость под давлением поступает и в линию стояночного торможения, а также подается в систему управления аварийным люком кормовой кабины, аварийного выпуска шасси и закрытия створок шасси.

Включенные в систему основного торможения двухсигнальные и центробежные датчики автомата торможения сбрасывают давление из тормозов при возникновении углового замедления колес, превышающего допустимую величину (в момент, предшествующий юзу), а также при падении числа оборотов колес ниже допустимых пределов. При необходимости предусмотрено быстрое растормаживание всех колес передней или задней пары основных опор

выключателями "Аварийное растормаживание колес", расположенными на центральном пульте летчиков.

На рис.1.30 изображена принципиальная схема системы торможения колес левой передней ООШ.

*Стояночное торможение* обеспечивается питанием от гидроаккумулятора тормозов 2 и включается электрогидравлическими кранами ГА185У/3 (6) при переключке спаренных переключателей стояночного торможения, расположенных на центральном пульте летчиков, в положение «Заторможено». Система обеспечивает на стоянке давление в тормозах в заданных пределах в течение не менее 48 часов, а на исполнительном старте при заторможенных колесах основных опор удерживает от движения самолет при работе всех двигателей на взлетном режиме. Давление для подтормаживания колес при уборке шасси подается автоматически: для основных опор – по линии стояночного торможения от гидроаккумуляторов тормозов, для передней опоры – из линии уборки передней опоры. Колеса при этом находятся в подторможенном состоянии с начала до окончания цикла уборки.

Слив жидкости из тормозных цилиндров при растормаживании колес осуществляется в линии общего слива, либо в отдельные линии слива тормозов:

- при сбросе давления автоматом торможения и при аварийном растормаживании колес (сброс давления электрогидравлическими кранами УЭ24/1-2 (10)) - в линию слива общей сети;

- при сбросе давления тормозными подножками (электрогидравлическими редукционными клапанами 8) и при выключении стояночного торможения через редуктор 5 в линию слива тормозов (или через обратный клапан 7 в линию общего слива).

На приборной доске летчиков и приборной доске старшего бортового техника расположены приборы контроля за давлением в тормозах и гидроаккумуляторах тормозов, лампы сигнализации наличия давления в тормозах. Система обеспечивает управление затормаживанием колес правых и левых основных опор (одновременное или раздельное) от тормозных подножек левого и правого летчиков. Электродистанционное управление тормозами от левого и правого летчиков идентичны.

Линия стояночного торможения используется также для автоматического (через реле сети уборки шасси) подтормаживания колес при уборке шасси.

*Основное торможение* обеспечивает затормаживание и растормаживание колес основных опор шасси от тормозных подножек левого и правого летчиков. При нажатии на левую, правую или обе тормозные подножки с места левого или правого летчиков затормаживаются соответственно все колеса обеих левых, обеих правых или всех четырех основных опор. В зависимости от хода тормозной подножки давление в тормозах колес изменяется от 0 до  $62^{+13}$  кгс/см<sup>2</sup>. Заданное изменение давления обеспечивается редукционным клапаном 8.

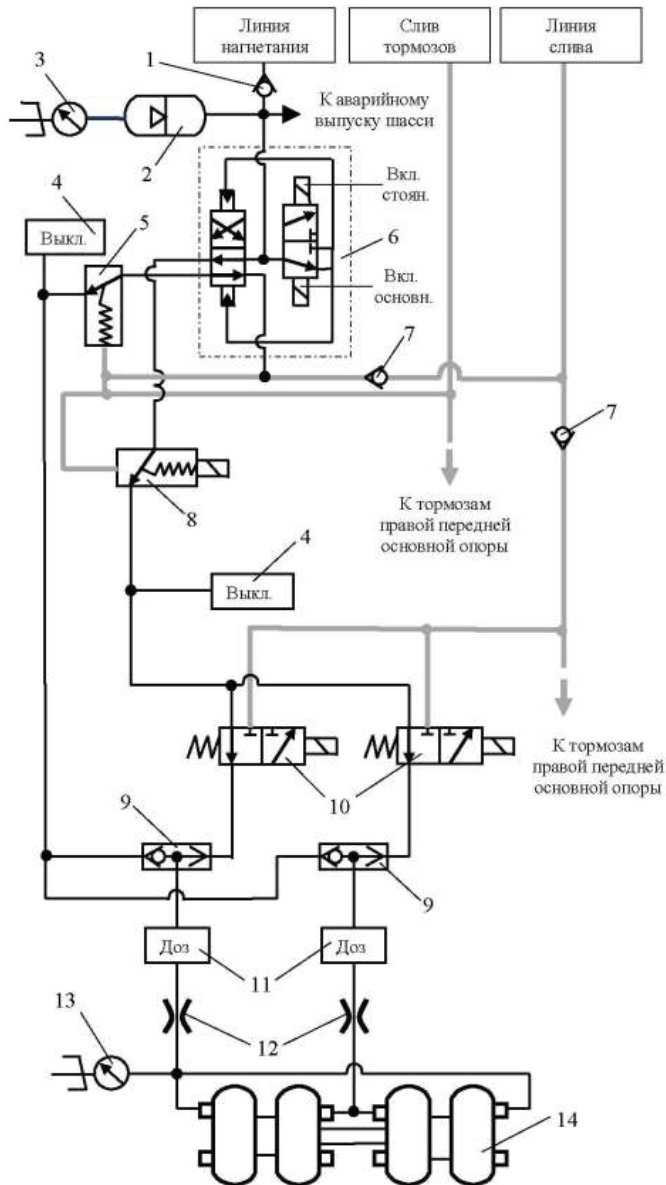


Рис.1.30. Схема торможения колес левой передней основной опоры шасси самолета Ил-76, где 1,7- обратный клапан; 2- гидроаккумулятор; 3,13- датчик

давления (манометр); 4-электрогидравлический выключатель; 5-редуктор; 6- кран стояночного торможения; 8-редукционный клапан; 9- челночный клапан; 10- кран автомата торможения; 11- дозатор; 12- дроссель; 14- тормозное колесо

При нажатии на тормозную подножку включаются соответствующие электрогидравлические клапаны 8 передней и задней основных опор (левых или правых - в зависимости от того, какая тормозная подножка - левая или правая - нажата). Гидрожидкость под давлением из линии нагнетания гидросистем через двухпозиционный электрогидравлический кран стояночного торможения 6 поступает к редукционным клапанам 8. Давление на выходе из клапана 8 пропорционально перемещению тормозной подножки. Далее гидрожидкость поступает в тормозные линии соответствующих опор шасси, разделяясь на два потока (для внешней и внутренней пар колес). Каждый поток проходит электрогидрокран УЭ24/1-2 (10), челночный клапан УГ97-7 (9) переключения линий основного и стояночного торможений, дозатор ГА172-00-3Т (11) с дросселем 12, разделяясь непосредственно перед колёсами на два потока, соответственно, для подачи к тормозам внутренних и внешних колес.

При освобождении тормозной подножки колеса растормаживаются. Слив жидкости из тормозных цилиндров через клапаны 8 происходит в отдельные линии слива тормозов (для обеспечения возможности полного растормаживания колес) или линии слива соответствующей гидросистемы. В случае каких-либо неисправностей в системе, когда колеса не растормаживаются при освобождении подножки, они могут быть расторможены включением соответствующего выключателя «Аварийное расторм.», при этом растормозятся все колеса передней или задней пары основных опор. Выключатель «Аварийное расторм.» включает оба электрогидрокрana 10 колес передней пары основных опор, которые запирают подводимое от клапана 8 давление и соединяют тормозные цилиндры с линиями слива гидросистем. Электрогидравлические краны 10 кратковременного действия.

Система антиюзовой автоматики обеспечивает эффективную работу системы основного торможения. Эта автоматика является двухсигнальной, т.к. в качестве сигналов для растормаживания колес используются: уменьшение углового ускорения тормозного колеса - первый сигнал; угловая скорость колеса - второй сигнал. В исходном положении при невращающихся колесах контакты микровыключателей: центробежных механизмов датчиков УА54 (на рисунке не показан) на колесах основных опор - замкнуты; инерционных механизмов датчиков УА54 - разомкнуты; датчиков УА53 (на рисунке не показан) на колесах передней опоры - разомкнуты.

В процессе пробега после раскрутки основных и передних колес подается давление в тормоза основных колес, срабатывает гидравлический выключатель УГ34/1 (4), обеспечивая возможность работы антиюзовой автоматики. Если уменьшение углового ускорения колеса превышает заданную величину, то

инерционный механизм датчика УА54 срабатывает, замыкаются контакты микровыключателя, включая электромагнитный кран 10 сброса давления из тормозов соответствующей пары колес. Колеса растормаживаются. Сигнал на растормаживание выдерживается до тех пор, пока колесо не начнет раскручиваться с положительным ускорением, после чего давление вновь подается в тормоза. Если условия, вызывающие юз колеса, сохраняются длительное время и обороты колеса становятся ниже допустимых пределов, замыкаются контакты микровыключателя центробежного механизма датчика УА54 и задерживаются во включенном состоянии до тех пор, пока колесо не раскрутится до оборотов, соответствующих поступательной скорости колеса 57-74 км/час. После этого контакты микровыключателя датчика УА54 размыкаются, отключая электромагнитный клапан 10, и гидрожидкость под давлением вновь поступает в тормоза.

При поступательной скорости колеса 63-75 км/час контакты микровыключателя датчика УА53 размыкаются и, несмотря на то, что замкнутся контакты центробежного механизма датчика УА54 электроцепь растормаживания от второго (центробежного) механизма будет разорвана на малых скоростях. Система в этом случае будет работать только от инерционного механизма датчика УА54, реагируя только на уменьшение углового ускорения колеса до полной остановки самолета.

*Стояночное торможение.* При включении стояночного торможения управляющий электросигнал подается на верхний (по рисунку) электромагнит крана 6, кран переключается и рабочее давление из линии нагнетания через редуктор 5 поступает в трубопровод стояночного торможения. Челночный клапан 9 переключается, отсекая линию основного торможения. Далее по общим трубопроводам систем основного и аварийного торможения через дозатор 11 и дроссель 12 давление подается в цилиндры торможения колес. Система антиюзовой автоматики при стояночном торможении не работает. При стояночном торможении редуктор 5 поддерживает заданное давления в гидравлических тормозах колес, используя энергию, накопленную в гидроаккумуляторе 2.

### **Система торможения колес ООШ самолета Суперджет**

На левой и правой основных опорах шасси установлены по два тормозных колеса (внутренние, расположенные ближе к фюзеляжу, и внешние). Каждое колесо снабжено многодисковым гидравлическим тормозом, датчиком скорости вращения колеса, двумя указателями износа и датчиком температуры тормоза.

Торможение колес основных опор шасси осуществляется при помощи:

- основной тормозной системы электрогидравлического типа;
- системы стояночного торможения гидромеханического типа.

**Основная тормозная система** обеспечивает:

- торможение самолета при пробеге и рулении;
- затормаживание колес основных опор во время уборки шасси;

- безъюзовое торможение;
- автоматическое торможение при пробеге с заданным замедлением;
- контроль температуры тормозов, величины тормозного давления в каждом тормозном колесе;
- выдачу информации о скорости вращения колес в другие функциональные системы самолета.

Основная тормозная система является электрогидравлической, с дистанционным управлением через блок управления тормозами (BCU). Она предназначена для дистанционного управления тормозами путем изменения давления в гидроцилиндрах тормозов, сжимающих пакет тормозных дисков. Основная тормозная система включает в себя встроенную систему контроля температуры тормозов, которая обеспечивает индикацию температуры тормозов в кабине экипажа.

Управление осуществляется дистанционно при помощи тормозных педалей обоих пилотов и кнопками управления режимами автоматического торможения. Управляющие сигналы поступают в блок управления тормозами (BCU), который по этим сигналам управляет двумя агрегатами 1 (рис.1.31) управления тормозами (BCM): внешних и внутренних колес. Один BCM подключен к ГС1 и управляет торможением внутренних колес, а другой подключен к ГС3 и управляет торможением внешних колес.

Каждый BCM управляет подачей рабочей жидкости в две гидравлические линии. Одна линия через челночный клапан 2, дозатор 3, разъемный клапан 4 и соединяющие их трубопроводы со встроенным датчиком давления в тормозе колеса 5, связана с тормозом правого (внутреннего или внешнего) колеса. Другая линия через челночный клапан 6, дозатор 7, разъемный клапан 8 и соединяющие их трубопроводы со встроенным датчиком давления в тормозе колеса 9, связана с тормозом левого (внутреннего или внешнего) колеса.

Система основного торможения имеет следующие основные параметры:

- номинальное давление в гидросистеме питания 3000 psi (210 кгс/см<sup>2</sup>);
- рабочая жидкость – Skydrol LD-4;
- при скорости более 18,5 км/ч обеспечивается замедление самолета, соответствующее (пропорциональное) обжатию тормозных педалей или установленному уровню автоматического торможения;
- при скорости более 18,5 км/ч обеспечивается требуемое давление в тормозах колес, соответствующее обжатию тормозных педалей или установленному уровню автоматического торможения;
- антиюзовая автоматика работает на всех скоростях торможения колес при скорости движения самолета более 18,5 км/ч.

В начале работы основной тормозной системы блок BCU проверяет выполнение условий блокировок. При отсутствии блокировки блок BCU подает электропитание на электрогидроклапан (ЭГК) 1.1 перекрывающего клапана 1.2 агрегата управления 1. ЭГК открывается, и рабочая жидкость под давлением поступает в командную полость перекрывающего клапана 1.2.

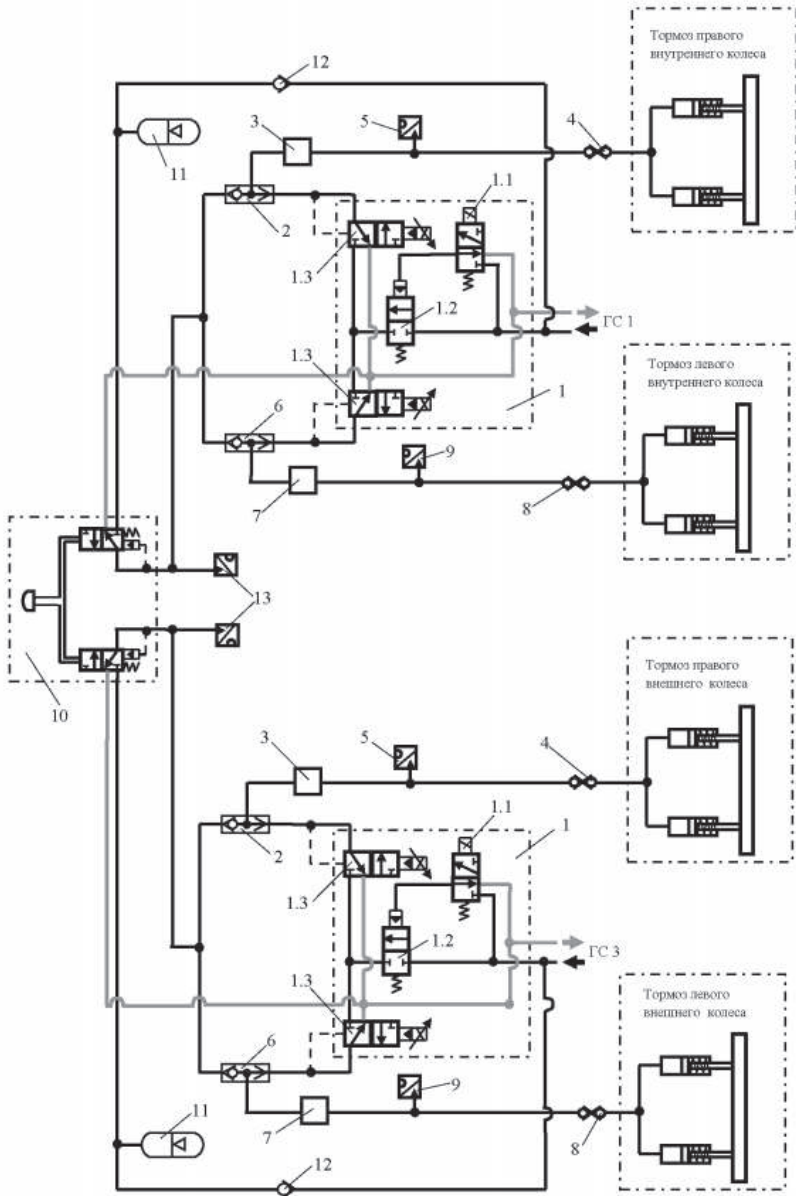


Рис. 1.31. Гидравлическая система торможения колес ООШ самолета Суперджет, где 1- агрегат управления тормозами; 1.1- электрогидроклапан, 1.2-

перекрывной клапан; 1,3- сервоклапан; 2,6- челночный клапан; 3,7- дозатор; 4,8- разъемный клапан; 5,9,13- датчик давления; 10- редукционный клапан; 11- гидроаккумулятор; 12- обратный клапан

Золотник перекрывного клапана перемещается (вниз по рисунку), открывая доступ рабочей жидкости под давлением к сервоклапанам 1.3 тормозов левой и правой ООШ.

#### *Торможение от педалей*

Если основные опоры обжаты более 3 с или скорость колеса более 150 км/ч, то основная тормозная система готова к торможению от тормозных педалей. Пилот перемещает тормозные педали для создания управляющего сигнала, пропорционального желаемому уровню замедления самолета. Электрический сигнал с подпедального датчика поступает в блок BCU, где происходит выбор между сигналами с одноименных датчиков левого и правого пилота. Окончательный сигнал интенсивности торможения корректируется в блоке BCU в соответствии со следующими параметрами: со значением скорости вращения колеса; интенсивностью замедления колеса; давлением в тормозе колеса.

Сформированный и усиленный сигнал поступает на сервоклапаны 1.3 тормозов правой и/или левой ООШ. При этом золотник сервоклапана 1.3 перемещается и создается редуцированное давление, которое через челночные клапаны 2, 6, дозаторы 3, 7 и разъемные клапаны 4, 8 поступает в тормоза колес левой и/или правой ООШ. Под давлением рабочей жидкости поршни цилиндров торможения перемещают нажимной диск в осевом направлении. Вращающиеся и неподвижные диски сжимаются на величину эксплуатационного зазора. При уменьшении управляющего сигнала блока BCU происходит сброс давления из тормозов до заданного уровня. При полном сбросе давления рабочей жидкости в тормозе колесо растормаживается. Если скорость колеса резко уменьшается, блок BCU прерывает действие сигнала управления и сбрасывает давление из тормоза колеса, до тех пор, пока скорость колеса не восстановится.

#### *Автоматическое торможение*

С пульта управления торможением возможен выбор одного из четырех уровней автоматического торможения: LOW (низкий); MED (средний); MAX (максимальный уровень) и RTO (для прерванного взлета). Первые три уровня, выбираемые пилотом, применяются на посадке и задаются нажатием соответствующей кнопки-табло. Блок BCU включает тормоза в случае, если создаваемое аэродинамическими силами и реверсом двигателей замедление становится меньше заданного. Уровень RTO включается нажатием на соответствующую кнопку-табло перед началом разбега самолета на взлет. При прерванном взлете торможение будет выполнено с максимальным замедлением самолета. На прерванном взлете автоматическое торможение включается при переводе РУД в режим малого газа двигателей. Чтобы прекратить автоматическое торможение, нужно выполнить одно из действий: нажать на

педали, обеспечив не менее 15 % их хода; повторного нажать на кнопку выбранного уровня автоматического торможения.

#### *Агрегат управления тормозами*

Одним из основных элементов системы основного торможения является электрогидравлический агрегат управления тормозами. Управляющие электрические сигналы к нему поступают от блока VCU. На самолете установлено два агрегата управления тормозами. Один агрегат управления тормозами контролирует давление во внутренних тормозах, другой - во внешних. Основными элементами агрегата управления тормозами (рис. 1.31) являются:

- электрогидроклапан (ЭГК) перекрывного клапана 1.1;
- перекрывной клапан 1.2;
- два сервоклапана тормозов левой и правой ООШ 1.3.

Перекрывной клапан установлен внутри корпуса. Остальные элементы, а также штуцеры нагнетания, слива линий тормоза левой и правой ООШ закреплены снаружи корпуса. Через штуцер нагнетания и фильтр (на рис.1.31 не показан) рабочая жидкость под давлением поступает к перекрывному клапану 1.2 и к ЭГК 1.1 перекрывного клапана. Фильтр защищает внутренние полости агрегата управления тормозами от загрязнений. Штуцер линии слива через обратный клапан (на рис.1.31 не показан) присоединен к одному из каналов ЭГК и сервоклапанов. Обратный клапан защищает элементы агрегата управления тормозами от пульсаций давления рабочей жидкости в линии слива.

До момента включения основной тормозной системы перекрывной клапан 1.2 закрыт, жидкость не поступает во внутренние полости агрегата управления тормозами. В тормозах колес нет давления рабочей жидкости. После включения основной тормозной системы блок VCU подает питание на ЭГК 1.1 перекрывного клапана 1.2. ЭГК открывается, и рабочая жидкость под давлением поступает в командную линию перекрывного клапана. Золотник перекрывного клапана перемещается, обжимая пружину, при этом рабочая жидкость под давлением начинает поступать к сервоклапанам тормозов левой и правой ООШ.

В сервоклапане (рис. 1.32) жидкость из линии нагнетания проходит через фильтры, дроссели и попадает в левую и правую дроссельные камеры золотника. Когда тормозные педали не обжаты (рис.1.32,а) в левой и правой дроссельной камере устанавливается равное давление, которое удерживает золотник в отключенном состоянии (нейтральном положении). Золотник перекрывает доступ рабочей жидкости под давлением к тормозам колес по линии редуцированного давления.

Когда тормозные педали обжимаются (рис.1.32,б) блок VCU подает сигнал на катушку сервоклапана тормоза левой или правой ООШ, заслонка поворачивается и начинает перекрывать сопло левой (по рис. 1.32б) дроссельной камеры. Степень перекрытия сопла зависит от интенсивности сигнала блока VCU. В левой дроссельной камере (соответствующее сопло закрыто) повышается давление, которое воздействует на золотник с левой стороны.

Золотник перемещается вправо под действием давления в левой дроссельной камере и открывает доступ рабочей жидкости к внутренним протокам золотника. Создается редуцированное давление, которое одновременно поступает к тормозу и правой части золотника. Когда совместное усилие от давления в правой дроссельной камере и редуцированного давления, приложенное к правой части золотника, сравняется с усилием от давления в левой дроссельной камере, приложенным к левой части золотника, золотник остановится. Таким образом, в сервоклапане применяется гидравлический усилитель типа сопло-заслонка, который обладает высокой чувствительностью. Наибольшее распространение такие устройства получили в качестве первого каскада двух- и многокаскадных схем гидроусилителей.

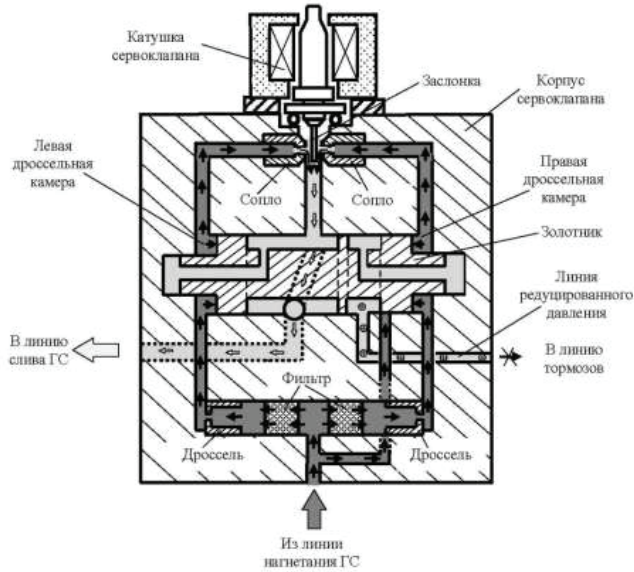
После отключения блоком BCU сигнала, подаваемого на катушку сервоклапана тормоза левой или правой ООШ, заслонка возвращается в нейтральное положение. В левой и правой дроссельной камере выравнивается давление. Золотник перемещается влево под действием редуцированного давления, приложенного с правой стороны золотника. Когда редуцированное давление, приложенное к правой части золотника, сравняется со сливным давлением, приложенным к левой части золотника, золотник остановится. После отключения основной тормозной системы блок BCU отключает подачу питания на ЭГК перекрывного клапана. ЭГК закрывается и отключает доступ рабочей жидкости к перекрывному клапану. Золотник перекрывного клапана возвращается в исходное (отключенное) положение силой сжатых пружин и перекрывает доступ рабочей жидкости под давлением к сервоклапанам тормозов левой и правой ООШ.

**Система стояночного торможения** обеспечивает:

- торможение самолета при отказе основной тормозной системы;
- режимы стояночного и стартового торможения;
- торможение колес при отсутствии гидропитания;
- контроль зарядки гидроаккумуляторов стояночного торможения.

Система стояночного торможения является независимой гидромеханической системой с управлением от рукоятки стояночного тормоза. Она обеспечивает режим стояночного и стартового торможения. В режиме стояночного торможения работоспособность торможения сохраняется в течение 12 часов после стравливания давления в гидросистеме самолета. Система стояночного торможения может использоваться на пробеге в случае отказа основной тормозной системы.

а) исходное положение



б) рабочее положение

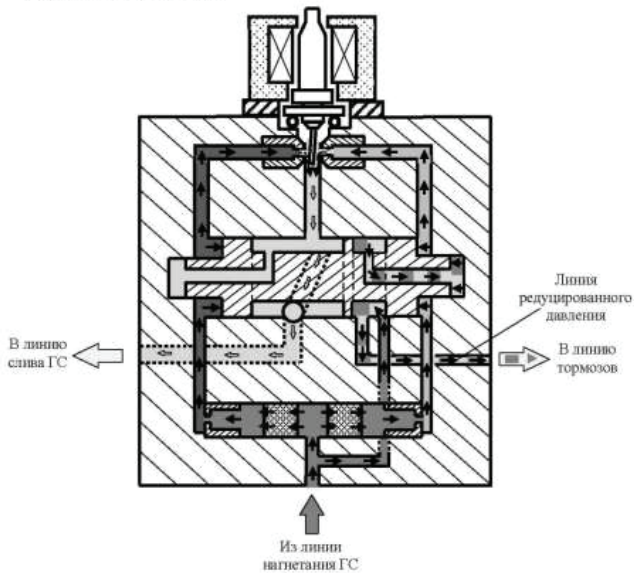


Рис.1.32. Принципиальная гидравлическая схема сервоклапана агрегата управления тормозами самолета Суперджет

Управление осуществляется вытягиванием рукоятки стояночного тормоза PARK/ALTN BRK и фиксации ее в полностью вытянутом положении поворотом на четверть оборота в ту или иную сторону. Перемещение рукоятки через тросовую проводку передается к рычагу редукционного клапана 10 (рис.1.31) и поворачивает рычаг, обеспечивая нажатие штоков клапанов редуцирования. Редукционный клапан состоит из двух конструктивно идентичных клапанов редуцирования, каждый из которых создает давление в самостоятельной подсистеме торможения внешних или внутренних колес. Подсистема торможения внутренних колес подключена к ГС1. Подсистема торможения внешних колес подключена к ГС3. В каждой подсистеме установлен гидроаккумулятор 11, подключенный к линии нагнетания соответствующей системы через обратный клапан 12. Газовая полость гидроаккумуляторов заряжается азотом. При работающих источниках давления гидроаккумуляторы заполняются рабочей жидкостью под давлением 3000 psi (210 кгс/см<sup>2</sup>). Обратный клапан 12, установленный на пути движения рабочей жидкости в гидроаккумулятор, обеспечивает сохранение давления рабочей жидкости в нем при падении давления в линии нагнетания соответствующей ГС. Датчики давления 13 выдают сигнал о давления в системе стояночного торможения.

При обжатии штоков клапанов редуцирования создается редуцированное давление (пропорциональное перемещения рукоятки стояночного тормоза), которое через челночные клапаны 2 и 6, гидравлические дозаторы 3 и 7, разъемные клапаны 4 и 8, трубопроводы со встроенными датчиками давления 5 и 9 поступает в тормоза колес.

Для использования системы стояночного торможения при отказе основной системы торможения колес поворот рукоятки во включенном положении не выполняется. Рукоятка вытягивается на величину достаточную для создания требуемого замедления самолета. В этом режиме антиюзовая автоматика не задействуется.

## **Глава 6. Особенности гидравлической системы вертолета**

Гидравлическая система вертолета по назначению, компоновке, агрегатному обеспечению подобна ГС современного самолета. Особенности в основном обусловлены ограничением числа выполняемых функций. Рассмотрим конструкцию и работу гидросистем на примере наиболее распространенных отечественных вертолетов.

**Гидросистемы вертолета Ми-171.** Гидравлическая система вертолета [6] предназначена для питания рабочей жидкостью агрегатов управления КАУ-115АМ (см. Рис.1.33), включенных в систему управления вертолетом (поперечного, ножного, продольного и общим шагом); гидроцилиндра управления фрикционом ручки ШАГ-ГАЗ; гидроцилиндра управления упором в продольном управлении вертолетом.

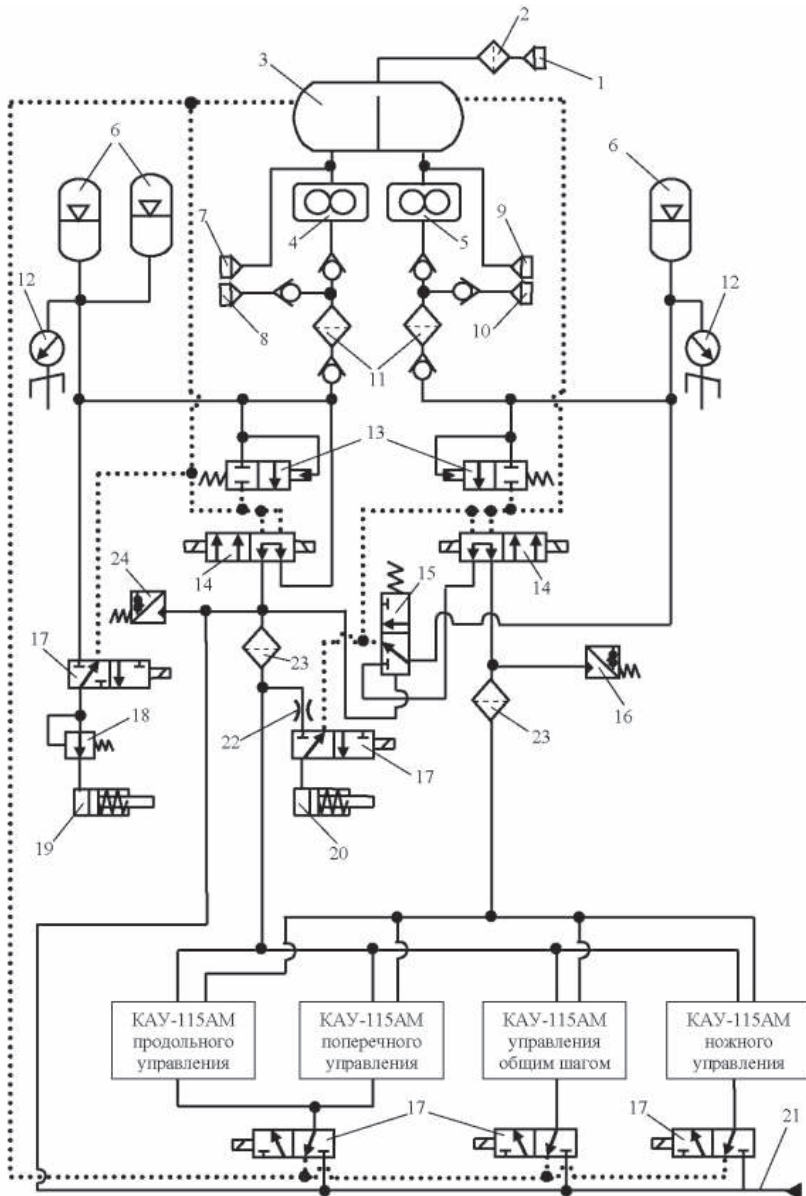


Рис.1.33. Принципиальная схема гидросистемы вертолета Ми-171, где 1 - заливная горловина гидробака; 2 - фильтр; 3 - гидробак; 4 - гидронасос основной гидросистемы (ОГС); 5 - гидронасос дублирующей гидросистемы (ДГС); 6 -

гидроаккумулятор; 7,9-клапан всасывания ОГС и ДГС, соответственно; 8,10 - клапан нагнетания ОГС и ДГС, соответственно; 11,23 -фильтр; 12 -датчик давления; 13 -агрегат разгрузки насоса; 14 -двухпозиционный гидрокран; 15 - клапан аварийного питания; 16, 24 -сигнализатор давления;17 - электромагнитный кран включения; 18 -дозатор; 19 -цилиндр управления фрикционом ручки ШАГ-ГАЗ; 20 -цилиндр управления упором в продольном управлении; 21 -коллектор комбинированного управления (от автопилота); 22 -дроссель

Гидравлическая система состоит из основной и дублирующей систем.

В гидравлической системе осуществлен принцип дублирования агрегатов и трубопроводов основной гидросистемы (ОГС) агрегатами и трубопроводами дублирующей гидросистемы (ДГС), за исключением агрегатов переключения комбинированных агрегатов управления (КАУ) на управление вертолетом от автопилота, агрегатов включения подачи жидкости к гидроцилиндрам управления фрикционом ручки ШАГ-ГАЗ, а также гидроцилиндра управления упором в продольном управлении, которые работают только от ОГС вертолета.

Шестеренные насосы НШ-39М основной 4 и дублирующей 5 систем установлены на приводах главного редуктора, что обеспечивает нормальную работу гидросистемы в случае отказа двигателей и перехода вертолета на режим самовращения несущего винта. Гидробак 3, разделенный на две изолированные друг от друга полости, питает раздельно основную и дублирующую системы. В основной и дублирующей системах имеется по одному двухпозиционному электромагнитному крану 14, с помощью которых обеспечивается подключение питания к потребителям. Кроме того, электромагнитный кран 14 ОГС при его выключении позволяет проверить исправность работы дублирующей системы. При включении кранов 14 основной и дублирующей систем обеспечивается проверка кинематической цепи управления вертолетом. Для проверки работы гидросистемы от наземной гидроустановки установлена бортовая панель с четырьмя разъемными клапанами 7-10 для подсоединения шлангов наземной гидроустановки.

Гидрожидкость заливается в основную и дублирующую системы через общую заливную горловину 1 и фильтр 2 бака 3 или закачивается наземной гидроустановкой через один из клапанов всасывания на бортовой панели. Гидроаккумуляторы 6 заряжаются техническим азотом через зарядные клапаны, вмонтированные в крышки гидроаккумуляторов (на рисунке не показаны). Рабочая жидкость - масло АМГ-10. Диапазон температуры окружающего воздуха, при которой обеспечивается нормальная работа гидросистемы от -50 до +60 °С, допустимая температура рабочей жидкости до 70°С, количество масла АМГ-10 в гидросистеме 22 л, тонкость фильтрации 16 мкм.

Основная гидросистема обеспечивает работу агрегатов управления КАУ-115АМ поперечного управления, продольного управления, управления общим

шагом, ножного управления, гидроцилиндров управления фрикционом ручки ШАГ-ГАЗ и упором в продольном управлении.

Автомат разгрузки насоса 13 предназначен для автоматического поддержания давления в гидросистеме в заданных пределах. При повышении давления в гидросистеме до  $(63...73)$  кгс/см<sup>2</sup> он переключает насос 4 на работу вхолостую – перекачку гидрожидкости в бак. При понижении давления в гидросистеме до  $(42...48)$  кгс/см<sup>2</sup> автомат разгрузки 13 переключает насос 4 на рабочий режим – нагнетание гидрожидкости в гидросистему.

Гидроаккумуляторы 6 предназначены для уменьшения пульсаций давления в гидросистеме. Они улучшают работу автомата разгрузки насоса 13, уменьшая число его срабатываний, а также питают КАУ-115АМ в период работы насоса 4 на перекачку рабочей жидкости в бак. Обратные клапаны, установленные в гидросистеме, предназначены для пропускания рабочей жидкости в заданном направлении и для запираания линий гидросистемы при обратном потоке гидрожидкости.

Фильтр 11, установленный на выходе из насоса 4, предназначен для очистки рабочей жидкости от механических примесей. Фильтр отстойного типа с перепускным и отсечным клапанами. Перепускной клапан срабатывает при повышении перепада давления в результате засорения фильтроэлемента. Фильтр тонкой очистки 23 (установлен за гидрокраном 14) предназначен для тонкой очистки жидкости от твердых частиц. Фильтрующим элементом является металлическая сетка саржевого плетения с подслоем из никелевой сетки, которая укреплена на стальном каркасе. Чистота фильтрации 12... 15 мкм.

Электромагнитные краны 17 предназначены для подачи рабочей жидкости к КАУ-117АМ при переключении их на комбинированный режим работы, а также к гидроцилиндрам управления фрикционом ручки ШАГ-ГАЗ 19 и управления гидроупором в продольном управлении 20. При включенном электропитании рабочая жидкость подается к агрегатам, при выключенном электропитании рабочая жидкость из агрегатов сливается в бак гидросистемы. Дозатор 18 предназначен для отключения трубопровода питания гидроцилиндра управления фрикционом ручки ШАГ-ГАЗ 19 при его повреждении для предотвращения вытекания жидкости из бака.

Дублирующая гидросистема предназначена для питания рабочей жидкостью КАУ-115АМ при отказе основной гидросистемы. Дублирующая гидросистема по составу и принципу действия аналогична основной гидросистеме за исключением того, что при работе дублирующей гидросистемы не предусмотрено комбинированное управление от автопилота, а также питание рабочей жидкостью гидроцилиндров управления фрикционом ручки ШАГ-ГАЗ и управления упором в продольном управлении вертолетом.

В дублирующей гидросистеме применены такие же агрегаты, что и в основной гидросистеме, кроме клапана аварийного питания 15, который предназначен для автоматического включения дублирующей гидросистемы при отказе основной гидросистемы. При работающей основной гидросистеме

шестеренный насос 5 дублирующей гидросистемы работает вхолостую - на слив рабочей жидкости в бак через обратный клапан, фильтр грубой очистки 11, автомат разгрузки 13 и клапан аварийного питания 15. При падении давления в основной гидросистеме до  $(25...35)$  кгс/см<sup>2</sup> автоматически срабатывает клапан аварийного питания 15 и включает дублирующую гидросистему. При этом насос 5 дублирующей гидросистемы с холостой работы переходит на рабочий режим – повышение давления в системе.

Рабочая жидкость через клапан аварийного питания 15, двухпозиционный электромагнитный кран 14 и фильтр тонкой очистки 23 поступает к потребителям. От электромагнитного крана 14 рабочая жидкость также поступает к сигнализатору давления 16, который при достижении в дублирующей гидросистеме давления  $(23,4...26,6)$  кгс/см<sup>2</sup> замыкает электроцепь электромагнитного реле, которое, срабатывая, переключает кран 14 ОГС на выключение (несмотря на то, что переключатель находится в положении ВКЛ.). Линия нагнетания основной гидросистемы до крана 14 запирается, а расположенная за краном соединяется со сливом в бак, давление в ней падает до нуля, срабатывает сигнализатор 24 основной гидросистемы и гаснет табло - ОСНОВНАЯ ВКЛЮЧЕНА.

### **Блок питания гидросистемы вертолета Ка-32.**

На вертолете Ка-32 установлена гидросистема с блоком питания открытого типа, когда наддув гидробаков для обеспечения бескавитационного режима работы гидронасосов осуществляется воздухом, отбираемым от двигателей через штуцеры 1 (рис.1.34). Пройдя обратные клапаны 2, фильтр - влагопоглотитель 5, воздушный фильтр 6 и воздушный редуктор 7, воздух поступает в гидробаки под давлением  $0,4\pm 0,05$  кгс/см<sup>2</sup>. Предохранительный и вакуум – клапаны смонтированы в одном корпусе 8. Они обеспечивают связь системы с атмосферой при давлении наддува  $0,7\pm 0,1$  кгс/см<sup>2</sup> и при разрежении  $0,05$  кгс/см<sup>2</sup>.

Для обеспечения проверки и регулировки гидросистемы на земле к вертолету может быть подключен аэродромный источник сжатого воздуха. Подключение производится к бортовому клапану 4, от которого, пройдя обратный клапан 2, воздух поступает в ту же магистраль, что и при работе от компрессоров. Если аэродромный источник сжатого воздуха отсутствует, наддув гидробаков может осуществляться от ручного пневматического насоса 3, рукоятка которого находится в лючке бортовой зарядки.

Принципиальная схема блока питания гидравлической системы вертолета Ка-32, предназначенной для привода гидравлических исполнительных механизмов различных систем вертолета, приведена на рис.1.35. Гидравлическая система вертолета состоит из трех систем – основной, дублирующей и вспомогательной.

Источниками подачи рабочей жидкости под заданным давлением в основную и дублирующую гидросистемы являются регулируемые аксиально-

плунжерные насосы НП92А-5 1 с приводом от коробки приводов главного редуктора. Подачу рабочей жидкости во вспомогательную систему осуществляет электроприводная насосная станция 2. На земле насосная станция может быть включена только при наличии наддува в гидробаках, когда срабатывает сигнализатор давления 9 и замыкает своими контактами цепь включения соответствующего реле. При наличии наддува насосная станция включается на земле и работает до момента отрыва вертолета от земли. В момент отрыва концевой выключатель, установленный на правой амортистойке шасси, замыкает своими контактами цепь включения реле. Реле срабатывает, размыкает цепь управления контактором, и насосная станция выключается.

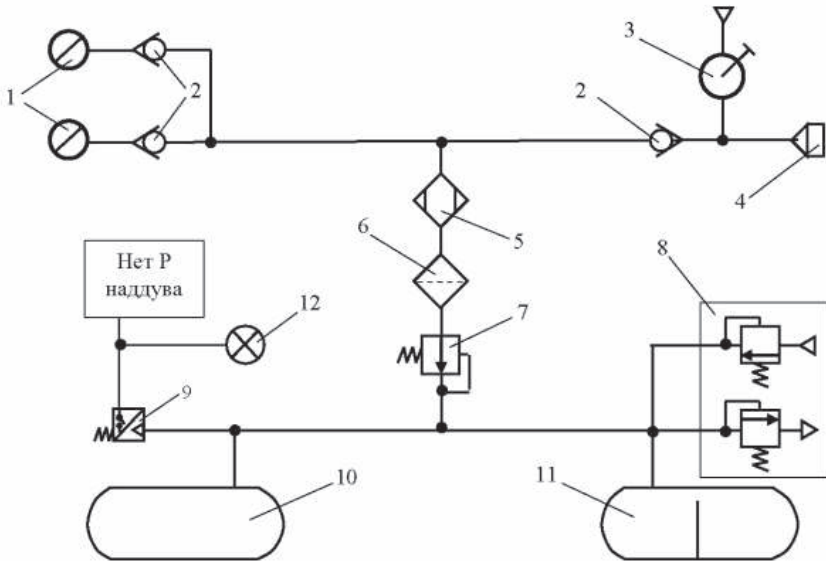


Рис.1.34. Схема системы наддува гидробаков гидросистемы вертолета Ка-32, где 1 - штуцер забора воздуха от двигателя; 2 - обратный клапан; 3 - ручной пневмонасос; 4 - клапан бортового нагнетания системы наддува; 5 - влагопоглотитель; 6 - фильтр воздушный; 7 - редуктор воздушный; 8 - предохранительный и вакуум клапан (клапан двойного действия); 9 - сигнализатор давления; 10 - гидробак дублирующей системы; 11 - гидробак основной и вспомогательной гидросистем; 12 - лампа

Для заправки и опробывания гидросистемы предусмотрены клапаны подсоединения наземной гидроустановки, расположенные на фюзеляже на панели бортовой зарядки. В линию нагнетания систем включены

гидроаккумуляторы 3, предназначенные для гашения пульсации давления при работе гидронасосов и для обеспечения работы потребителей на переходных режимах. Для фильтрации рабочей жидкости в линиях слива и нагнетания систем имеются фильтры 4. Гидрожидкость размещается в баке 5, который разделен на две части – для основной и вспомогательной ГС, и в баке 6 дублирующей системы.

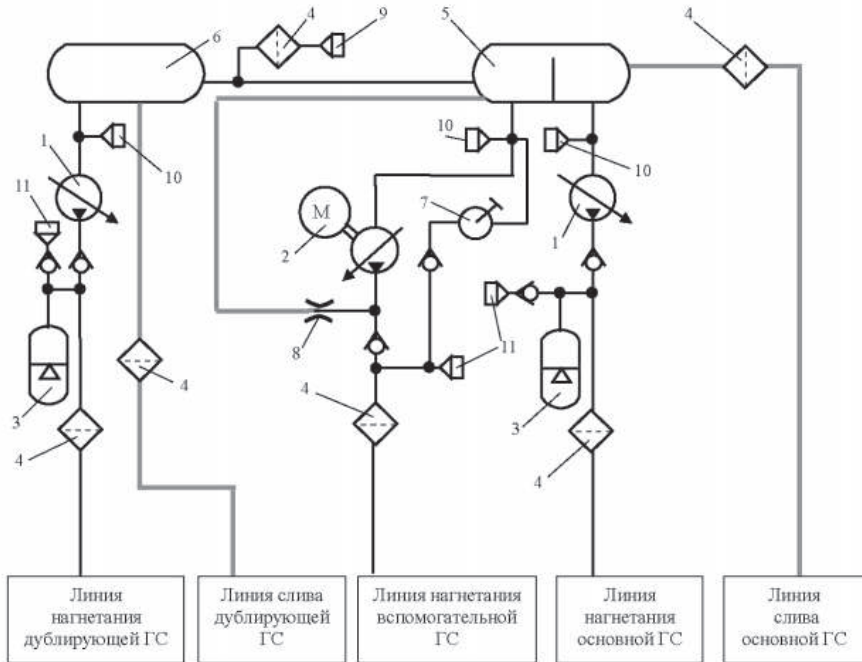


Рис.1.35. Принципиальная схема блока питания гидросистемы вертолета Ка-32, где 1- приводной гидронасос; 2- насосная станция; 3- гидроаккумулятор; 4- фильтр; 5,6- гидробак; 7- ручной насос; 8- дроссель; 9- бортовой клапан заправки; 10- бортовой клапан всасывания; 11- бортовой клапан нагнетания

В состав гидравлической системы вертолета входят также ручной гидронасос 7, подключенный к вспомогательной системе. При отсутствии наземной гидроустановки ручной насос позволяет без включения насосной станции производить подъем и опускание носовой и хвостовой частей фюзеляжа и осуществлять торможение колес при стоянке (стояночное торможение). Дроссель 8 обеспечивает перепуск гидрожидкости на слив для охлаждения насосной станции 2 при ее нулевой производительности. Для наземной эксплуатации системы используются клапаны 9, 10 и 11.

## Глава 7. Конструкция и работа агрегатов гидравлических систем

### 7.1. Аксиально – поршневые насосы

На современных ВС в качестве основного источника энергии используется приводной аксиально-поршневой насос. Такой насос является разновидностью роторно-поршневых гидромашин с аксиальным расположением цилиндров (т.е. цилиндры располагаются вокруг оси вращения блока цилиндров параллельно или под небольшим углом к оси вращения). Существует деление по типу вытеснителя на аксиально-плунжерные и аксиально-поршневые гидромашин. Отличаются они тем, что в первых в качестве вытеснителей используются поршни, а во-вторых – плунжеры (рис.1.36).



Рис.1.36

Насосы данного типа являются самыми распространёнными в современных гидроприводах. По количеству конструктивных исполнений они во много раз превосходят прочие типы гидронасосов. Такие насосы обладают хорошими габаритно-массовыми характеристиками (имеют высокую удельную мощность) и высоким КПД. Они способны создавать давление до 40 МПа и работать на высоких частотах вращения (насосы общего применения имеют частоты до 4000 об/мин, но существуют специализированные насосы с частотами вращения до 20000 об/мин).

Все аксиально-поршневые насосы можно разделить на 2 типа:

- с наклонным блоком (ось вращения блока цилиндров располагается под углом к оси вращения вала);
- с наклонным диском (ось вращения блока цилиндров совпадает с осью вращения вала).

На рис.1.37 показана принципиальная схема аксиально-поршневого насоса с наклонным блоком. При вращении вала насоса вращается шарнирно соединенный с ним блок цилиндров. При этом поршни совершают возвратно - поступательное движение. Блок цилиндров прилегает к распределительному

золотнику, который имеет два паза: один паз соединен с линией всасывания, а другой с линией нагнетания.

При выдвижении поршня цилиндр данного поршня движется над пазом всасывания и наполняется жидкостью. После прохождения верхней мертвой точки (точки, в которой поршень находится в максимально выдвинутом состоянии) цилиндр поршня соединяется с пазом нагнетания и начинает вытеснять жидкость из цилиндра, пока не достигнет нижней мертвой точки (точки, в которой поршень находится в максимально утопленном в цилиндр состоянии). Далее соответствующий цилиндр снова соединяется с пазом всасывания и цикл повторяется. Система распределения, используемая в данной конструкции насоса, называется золотниковой.

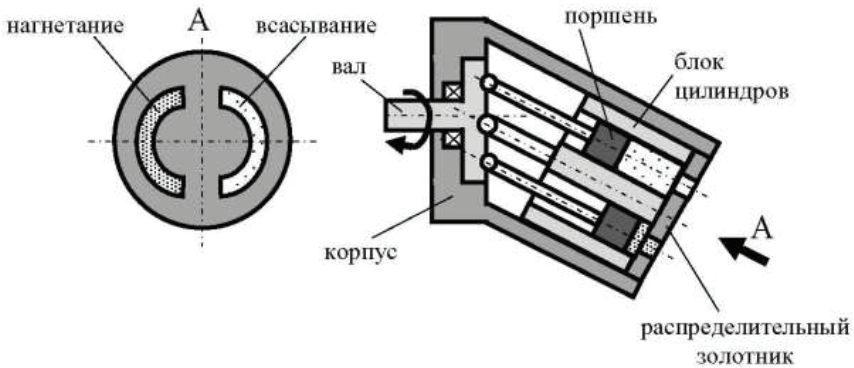


Рис.1.37. Аксиально-поршневой насос с наклонным блоком

На рис.1.38 показана конструкция аксиально – плунжерного насоса с наклонным диском (на рисунке наклонный диск является элементом корпуса насоса). Принцип работы насоса с наклонным диском аналогичен работе насоса с наклонным блоком. Насос данной конструкции также имеет золотниковое распределение. Отличие конструкций состоит в соосности осей вала и блока цилиндров.

Для насосов, изображенных рис. 1.37 и рис. 1.38, возможны исполнения с изменяемым рабочим ходом поршней (плунжеров). Изменение рабочего хода (объема вытесняемой гидрожидкости) происходит за счет изменения угла наклона диска или блока.

В качестве примера рассмотрим конструкцию и работу типового гидравлического насоса аксиально-плунжерного типа (рис.1.39).

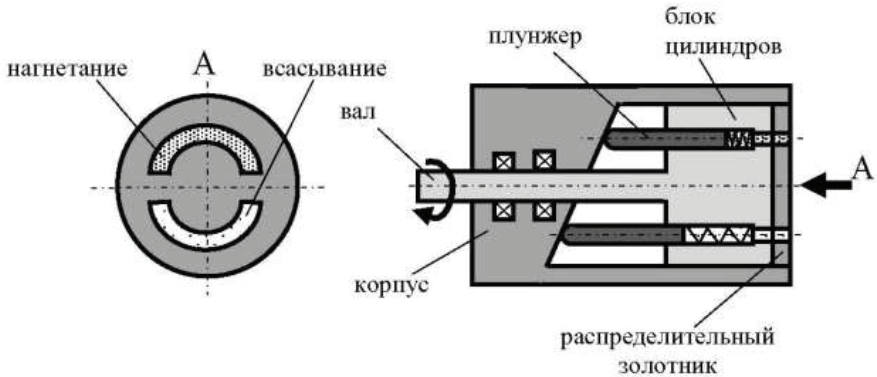


Рис.1.38. Аксиально-плунжерный насос с наклонным диском

В линии всасывания установлен центробежный насос подкачки 1, который создает необходимое давление на входе в основной насос, обеспечивая бескавитационную его работу. Насос подкачки установлен на одном валу с основным насосом. На рис.1.39 насос изображен в режиме максимальной подачи. Блок цилиндров 2 через шлицевое соединение получает вращение от вала 3, который связан через рессору 4 с источником энергии (валом электродвигателя, коробкой приводов двигателя). При этом плунжеры 5 скользят башмаками 6 по рабочему торцу опорной шайбы 7 и, благодаря наклону этой шайбы относительно блока цилиндров 2, совершают возвратно-поступательное движение в отверстиях блока цилиндров. Перемещаясь влево (по рисунку), плунжеры всасывают рабочую жидкость из линии всасывания, а перемещаясь вправо, подают рабочую жидкость в линию нагнетания. В каждый момент поворота блока цилиндров одна группа плунжеров находится в фазе всасывания, другая - в фазе нагнетания.

Изменение подачи насоса в зависимости от давления в линии нагнетания производится с помощью регулятора подачи. Золотник 8 регулятора настраивается на определенное значение давления нагнетания путем затяжки пружины 9 регулировочным винтом 10. При возрастании давления нагнетания более установленной величины золотник 8 перемещается влево, сжимая пружину 9, и соединяет через проточку в золотнике канал линии нагнетания с каналом под поршнем 11. Поршень, преодолевая усилие пружины 12, воздействует опорную шайбу 7 и уменьшает угол ее наклона. При этом уменьшается ход плунжеров и, соответственно, уменьшается подача насоса. Когда рабочий торец опорной шайбы 7 располагается перпендикулярно оси вращения вала 3 основного насоса, подача насоса уменьшается фактически до нулевого значения, т.к. плунжеры 5 не совершают возвратно-поступательного движения в блоке цилиндров 2.

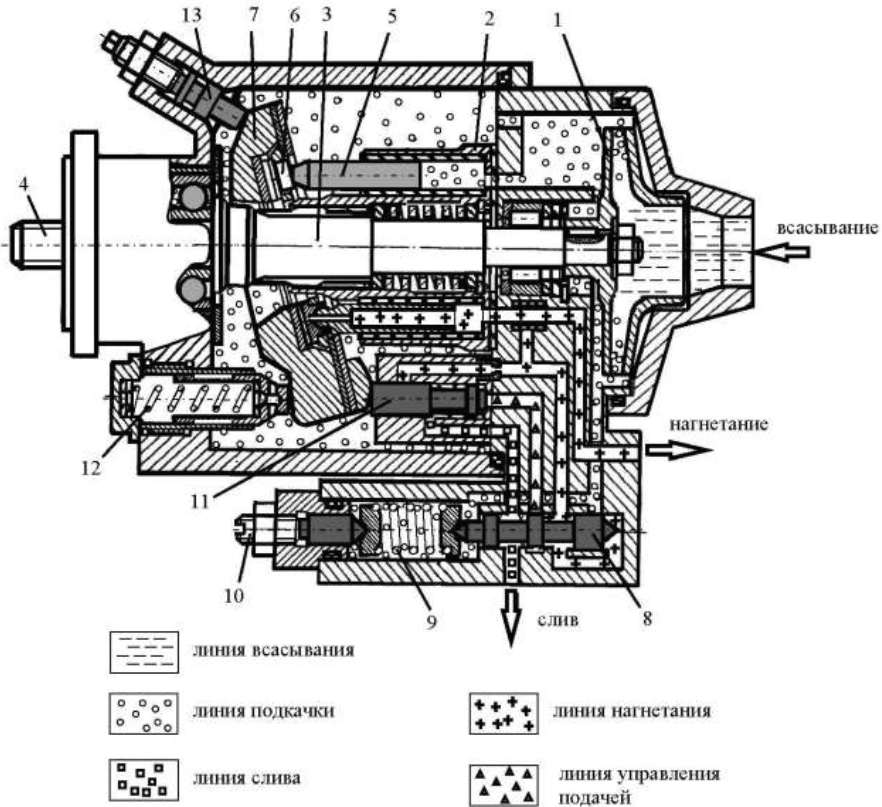


Рис.1.39. Принципиальная схема гидравлического насоса аксиально-плунжерного типа, где 1- центробежный насос подкачки; 2- блок цилиндров; 3- приводной вал; 4- рессора; 5- плунжер; 6- башмак; 7- опорная шайба; 8- золотник; 9, 12- пружины; 10- регулировочный винт; 11- поршень; 13- упор

При понижении давления нагнетания (увеличении расхода через линию нагнетания) золотник 8 под действием пружины 9 возвращается в первоначальное положение и соединяет канал под поршнем 11 с линией слива. Под действием пружины 12 увеличится угол наклона опорной шайбы 7. Максимально допустимый угол отклонения опорной шайбы 7 регулируется упором 13.

## 7.2. Электромагнитный кран

Электромагнитный кран предназначен для соединения полостей гидроцилиндра с соответствующими линиями нагнетания и слива, что обеспечивает перемещение штока гидроцилиндра в заданном направлении.

Электромагнитный кран (рис. 1.40) состоит из корпуса 1, в котором размещены шариковый клапан 2, управляемый электромагнитом 3, два поршня 4 и 5, пружина 6 и золотник 8.

На нижней рабочей поверхности золотника имеются три отверстия, среднее 7 из которых при любом положении золотника сообщается с линией нагнетания. Крайние каналы могут соединять либо с линией нагнетания, либо с линией слива. Уплотнение золотника обеспечивается тщательной обработкой сопрягающихся поверхностей. В зависимости от положения золотника линии нагнетания и слива сообщаются с одной из полостей силового гидроцилиндра.

При выключенном электромагните 3 (рис.1.40б) шариковый клапан 2 под действием давления гидрожидкости в линии нагнетания находится в крайнем правом (по рисунку) положении. При этом внутренняя полость поршня 4 соединяется с линией нагнетания и под действием пружины 6 золотник 8 занимает крайнее левое положение (рис.1.40а), соединяя левую полость гидроцилиндра с линией нагнетания, а правую полость гидроцилиндра с линией слива.

При включенном электромагните 3 шариковый клапан 2 находится в крайнем левом (по рисунку) положении. При этом внутренняя полость поршня 4 соединяется с линией слива. Под действием давления на левый торец золотник 8 (внутренняя полость поршня 5) перемещается вправо, сжимая пружину 6. В этом случае левая полость гидроцилиндра соединяется с линией слива, а правая полость гидроцилиндра с линией нагнетания.

## 7.3. Предохранительный клапан

Предохранительный клапан предназначен для защиты агрегатов и трубопроводов гидросистемы от повышения давления в ней свыше определенного значения. Конструкция клапана позволяет регулировать давление начала открытия клапана в широких пределах (например, от 100 до 240 кгс/см<sup>2</sup>). Предохранительный клапан (рис.1.41) состоит из двух узлов: сервоклапана и чувствительного элемента (датчика). Оба узла размещаются внутри корпуса 1.

В корпусе образуются две основные полости: А и Б. В полость А подводится гидрожидкость из линии нагнетания, а полость Б соединяется с линией слива. Полости А и Б разделяются сервоклапаном, который состоит из клапана 2, поршня 3 и пружины 4. Поршень соединен с клапаном. Поршень 3 имеет осевое дроссельное отверстие 5, соединяющее полость А с полостью правее поршня и через боковое дроссельное отверстие 6 с полостью левее поршня 3. В корпусе 1 имеется специальная расточка, образующая коническую

поверхность, являющуюся седлом клапана 2. Для прохода жидкости из полости А в полость Б при открытом клапане 2 имеются косые сверления (на рисунке не показаны).

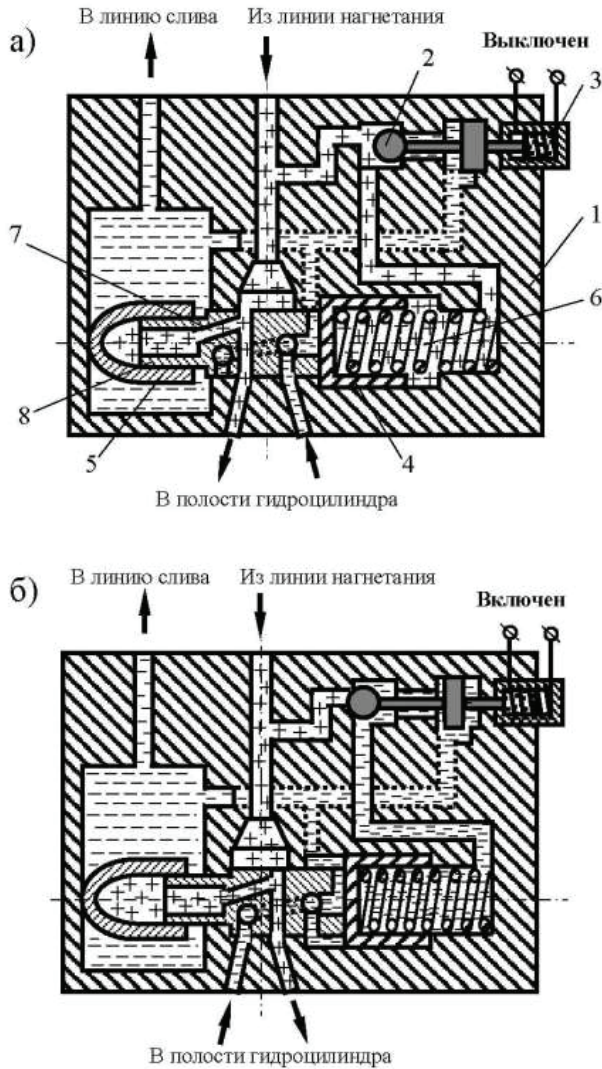


Рис.1.40. Принципиальная схема электромагнитного клапана, где 1- корпус; 2- шариковый клапан; 3- электромагнит; 4, 5- поршни; 6- пружина; 7- отверстие в золотнике; 8- золотник

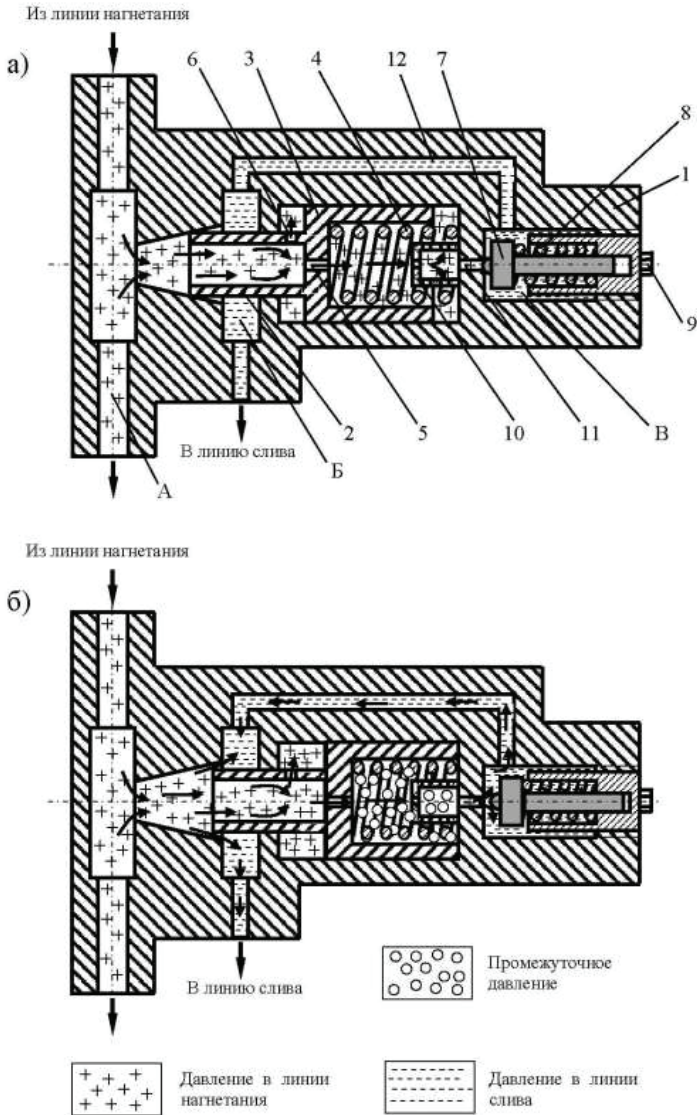


Рис.1.41. Принципиальная схема предохранительного клапана, где 1- корпус; 2- клапан; 3- поршень; 4, 8- пружина; 5, 6, 11- дроссельное отверстие; 7- шариковый клапан; 9- регулировочный винт; 10- фильтр; 12- канал; А- полость, соединенная с линией нагнетания; Б- полость, соединенная с линией слива; В- полость шарикового клапана

Чувствительный элемент включает шариковый клапан 7, пружину 8 и регулировочный винт 9. Жидкость к шариковому клапану подводится через сетчатый фильтр 10, который устанавливается в специальной расточке корпуса. В корпусе 1 имеется отверстие 11, которое в исходном состоянии перекрывается шариком клапана 7. Полость шарикового клапана В каналом 12 соединена со сливной полостью Б.

Принцип работы предохранительного клапана состоит в следующем. Если давление в линии нагнетания меньше давления открытия шарикового клапана 7 датчика, то он закрыт (рис.1.41а). В этом случае через осевое дроссельное отверстие 5 сервоклапана между собой соединены полости левее и правее поршня 3, движения гидрожидкости нет, а, следовательно, давление жидкости в этих полостях равно давлению в линии нагнетания гидросистемы. Сервоклапан под действием пружины 4 закрыт, а клапан 2 упирается в седло корпуса 1. Когда давление жидкости в линии нагнетания повышается (рис.1.41б) и становится равным давлению открытия подпружиненного шарикового клапана 7 датчика, клапан отходит от седла, пропуская гидрожидкость в полость В через отверстие 11. В результате из полости высокого давления А через осевое дроссельное отверстие 5 сервоклапана и открытый шариковый клапан 7 жидкость по каналу 12 начнет перепускаться на слив (при небольшом избыточном давлении сервоклапан еще закрыт).

По мере роста давления жидкости в линии нагнетания гидросистемы расход через дроссельное отверстие 11 увеличивается и перепад давления левее и правее поршня 3 возрастает. Когда сила, возникающая за счет перепада давления и действующая на поршень 3, будет способна преодолеть упругое сопротивление пружины 4, сервоклапан откроется и начнет перепускать жидкость напрямую из полости А в полость слива Б, поддерживая заданное давление. При снижении давления жидкости в линии нагнетания шариковый клапан 7 датчика начинает прикрываться. Одновременно снижение давления жидкости приводит к уменьшению расхода через осевое дроссельное отверстие 5 сервоклапана.

Величина перепада давления, действующего на поршень, уменьшается и сервоклапан прикрывается. Как только шариковый клапан 7 датчика закроется и прекратится расход жидкости через дроссельное отверстие 11, давление в полостях левее и правее поршня 3 выравнивается. Под действием пружины 4 сервоклапан закроется. Перепуск жидкости из полости высокого давления А в полость слива Б прекратится. Для регулирования давления открытия шарикового клапана 7 используется регулировочный винт 9, изменяющий предварительную натяжку пружины 8.

### 7.4. Гидроаккумулятор

Гидроаккумулятор предназначен для уменьшения уровня пульсаций давления в линии нагнетания на выходе из гидронасоса. Гидроаккумулятор также является пассивным источником энергии, обеспечивающим повышенный расход гидрожидкости на переходных режимах работы функциональных систем ВС. При использовании в ГС насосов постоянной подачи гидроаккумуляторы улучшают условия работы системы путем уменьшения числа включения автомата разгрузки насосов.

Гидроаккумулятор (рис.1.42) состоит из корпуса 1, к которому приварено днище 2. Корпус герметично закрывается крышкой 3. Внутри корпуса расположен плавающий поршень 4, который разделяет внутреннюю полость гидроаккумулятора на две изолированные камеры: газовую и гидравлическую. Внутренняя и внешняя герметичность гидроаккумулятора обеспечивается установкой уплотнений 5.

Крышка 3 имеет наплыв с резьбовым отверстием 6, которое предназначено для подсоединения трубопровода линии нагнетания ГС. В днище 2 также выполнен наплыв с резьбовым отверстием 7, в которое вворачивается стандартный клапан зарядки газовой камеры гидроаккумулятора техническим азотом.

Зарядка гидроаккумулятора производится при отсутствии давления в линии нагнетания ГС (плавающий поршень находится в крайнем правом по рисунку положении). При подаче гидрожидкости под давлением из линии нагнетания через наплыв 6 поршень перемещается влево. Он остановится, когда давление в газовой полости станет равным давлению в линии нагнетания ГС.

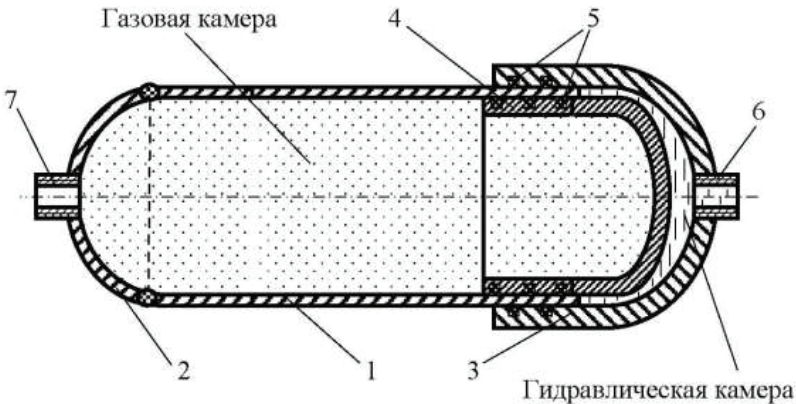


Рис.1.42. Принципиальная схема гидроаккумулятора, где 1- корпус; 2- днище; 3- крышка; 4- поршень; 5- уплотнительное кольцо; 6,7- наплыв

Рассеивание энергии пульсаций давления гидрожидкости в линии нагнетания достигается за счет трения поршня 4, совершающего колебательные движения, о стенки корпуса 1. В гидравлической полости гидроаккумулятора при функционировании ГС находится гидрожидкость при рабочем давлении. В случае увеличения потребного расхода гидрожидкости в системе (одновременное подключение нескольких потребителей), накопленная в гидроаккумуляторе жидкость выталкивается обратно в систему.

### 7.5. Челночный клапан

Челночный клапан предназначен для автоматического (в зависимости от давления) переключения потребителей от одной линии нагнетания к другой. Принципиальная схема типового челночного клапана изображена на рис.1.43. При отсутствии давления в линиях нагнетания А и Б шток 1 прижат пружиной 2 к седлу 3 корпуса 4. При этом линия нагнетания А соединена с линией потребителей. При повышении давления в линии нагнетания Б до заданного значения (регулируется жесткостью пружины 2) шток 1 перемещается влево (по рисунку), сжимая пружину 2 и соединяя линию нагнетания Б с линией потребителей. При этом линия нагнетания А от потребителей отсекается.

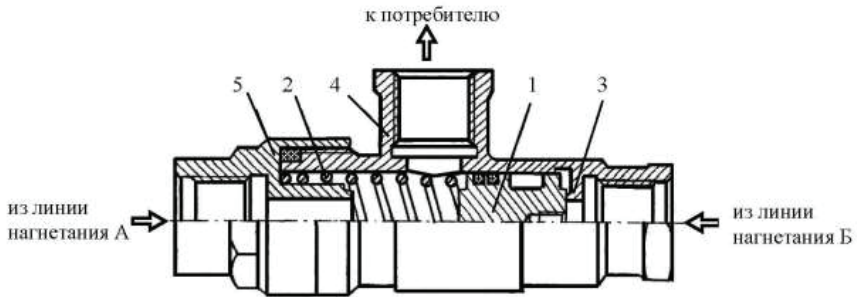


Рис.1.43. Принципиальная схема челночного клапана, где 1- шток; 2- пружина; 3- седло; 4- корпус; 5- штуцер

### 7.6. Дроссель

Односторонний дроссель (рис.1.44) работает в режиме обратного клапана при потоке рабочей жидкости по стрелке на корпусе 1, когда клапан 2 отходит от седла (упора в буртик корпуса), сжимая пружину 7, и свободно пропускает рабочую гидрожидкость, и в режиме дросселя при потоке рабочей жидкости в противоположном направлении.

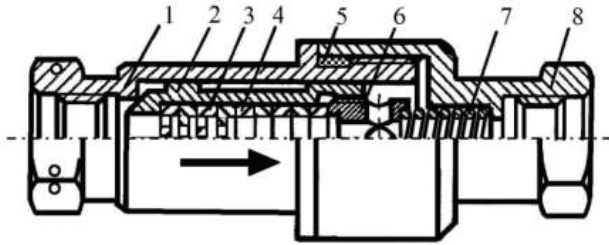


Рис.1.44. Односторонний дроссель, где 1- корпус; 2- клапан; 3- дроссельная шайба; 4- регулировочное кольцо; 5- уплотнительное кольцо; 6- упор; 7- пружина; 8- крышка

Проход рабочей жидкости в режиме обратного клапана обеспечивается ее свободным проходом по проточкам между клапаном 2 и корпусом 1, которые на рис.1.44 не видны.

Расход рабочей жидкости и перепад давления на дросселе зависит от количества установленных в клапане дроссельных шайб 3, которые совместно с регулировочными кольцами 4 составляют дроссельный пакет. Дроссельный пакет фиксируется упором 6, ввернутым в клапан 2, причем упор 6 посредством пружины 7 связан с крышкой 8. Между крышкой 8 и корпусом 1 установлено уплотнительное кольцо 5.

### 7.7. Фильтр гидравлический

Гидравлический фильтр предназначен для очистки рабочей жидкости гидросистемы от механических примесей. Принципиальная схема типового гидравлического фильтра изображена на рис. 1.45.

Гидравлический фильтр состоит из стакана 1, крышки 2, фильтроэлемента 3 и системы клапанов. Крышка 2 имеет гнезда для установки штуцеров входа и выхода гидрожидкости. В центральной части крышки с внутренней стороны размещается система клапанов. Стакан 1 служит для установки фильтрующего элемента. Фильтроэлемент 3 предназначен для очистки рабочей жидкости от механических примесей и состоит из гофрированного цилиндра, внутри которого для жесткости находится стальной каркас. По торцам к фильтроэлементу приваривается днище снизу и фланец 4 сверху. Фланец 4 служит для крепления фильтроэлемента в стакане 1 и является опорой перепускного клапана 5.

При штатной работе фильтра (рис. 1.45а) рабочая жидкость через входной штуцер, кольцевой зазор между перепускным клапаном 5 и седлом 8 крышки 2 попадает к фланцу 4. Далее через прорезы во фланце 4 гидрожидкость поступает в полость между стаканом 1 и фильтроэлементом 3. Пройдя через

фильтроэлемент, очищенная рабочая жидкость попадает во внутреннюю полость фильтроэлемента и далее через внутреннюю полость перепускного клапана 5 к выходному штуцеру.

Система клапанов включает отсечной 6 и перепускной 5 клапаны.

Отсечной клапан 6 служит для перекрытия потока рабочей жидкости при снятии стакана с фильтроэлементом 3. В этом случае под действием пружины 7 клапан опускается на седло, выполненное в корпусе перепускного клапана 5 (рис. 1.45б). Проход гидрожидкости через фильтр прекращается. Таким образом, количество рабочей жидкости, теряемой из гидросистемы при снятии фильтроэлемента, равняется объему внутренней полости стакана.

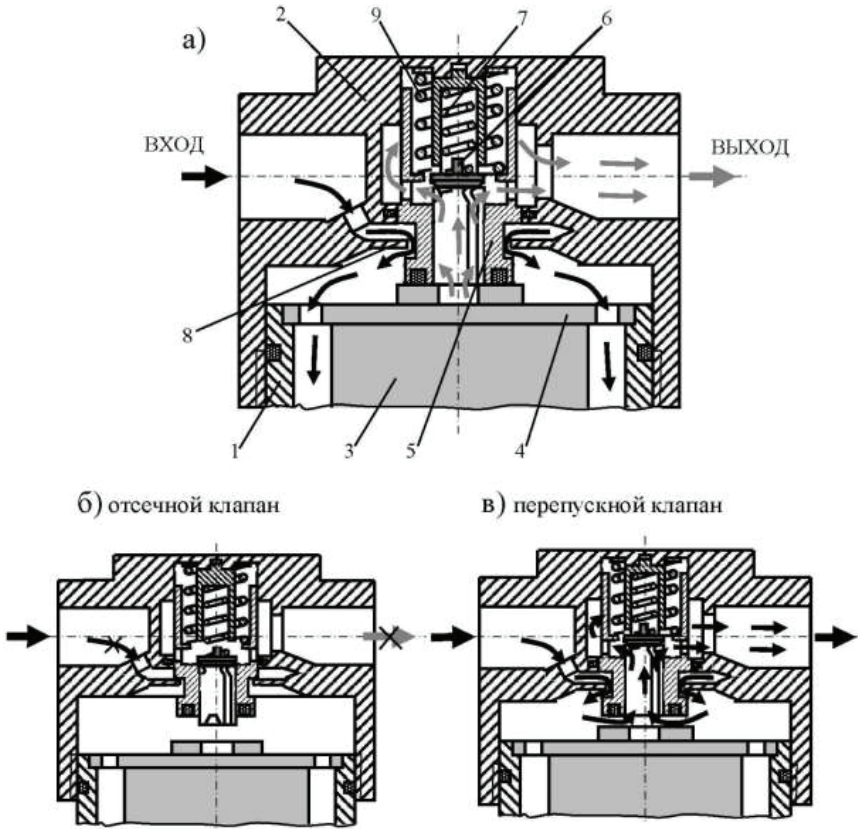


Рис.1.45. Гидравлический фильтр, где 1- стакан; 2- крышка; 3- фильтроэлемент; 4- фланец; 5- перепускной клапан; 6- отсечной клапан; 7,9- пружина; 8- седло

При засорении фильтроэлемента 3, когда перепад давления на нем возрастает до заданного значения, открывается (поднимается вверх по рисунку, сжимая пружину 9) перепускной клапан 5 (рис. 1.45в) и рабочая жидкость через кольцевую щель между клапаном 5 и фланцем 4 фильтроэлемента попадает непосредственно во внутреннюю полость клапана 5 и далее к выходному штуцеру, минуя фильтроэлемент 3.

На современных ВС устанавливают гидравлические фильтры с сигнализаторами засорения, позволяющими эксплуатировать фильтр по техническому состоянию. Так, например, на самолете Суперджет в линии нагнетания установлен механический сигнализатор засорения штырькового типа, который срабатывает при повышении перепада давления на фильтре выше заданного. В этом случае обеспечивается визуальный контроль засорения фильтроэлемента. В линии слива ГС самолета Суперджет установлен электрический сигнализатор засорения, который обеспечивает выдачу соответствующего сигнала о засорении фильтроэлемента для его своевременной замены. Для исключения ложного срабатывания сигнализатора засорения при низких температурах, когда увеличивается вязкость гидрожидкости, а значит растет и перепад давления, на фильтрах могут дополнительно устанавливаться термические выключатели, которые блокируют срабатывание сигнализатора при низких температурах.

В некоторых фильтрах установлены встроенные обратные клапаны для запираания гидрожидкости в направлении обратном рабочему. Для обеспечения диагностики работы ГС ВС в процессе эксплуатации на фильтрах в линии нагнетания могут устанавливаться датчики давления.

## **Глава 8. Основные направления совершенствования гидравлических систем**

В качестве перспективных в настоящее время рассматриваются следующие направления совершенствования ГС.

### **Выбор оптимального рабочего давления в системе**

Перспективным способом улучшения массовых и объемных характеристик гидросистемы является переход на повышенные уровни рабочих давлений. Существуют оптимальные уровни рабочих давлений для минимизации массы ГС, а также оптимальные уровни рабочих давлений для минимизации объема ГС. Для современных конструкционных материалов указанные уровни находятся в пределах 40–50 МПа (минимизация массы) и 40–80 МПа (минимизация объемов). Именно на такие уровни номинального рабочего давления предполагается проектировать перспективные гидросистемы.

### **Управление уровнем рабочего давления в системе**

На различных этапах полета потребности в гидравлической мощности различны. Например, на больших скоростях полета из-за роста шарнирного

момента на органах управления они выше, чем на малых скоростях. Управление рабочим давлением в зависимости от режима полета позволит избежать неэффективного расходования энергии, обеспечив тем самым повышение топливной эффективности ВС.

### **Использование в блоках питания максимально возможного числа независимых, разнородных внешних источников энергии для обеспечения работы гидронасосов**

Конструктивное резервирование источников энергии в блоках питания независимых ГС самолета до настоящего момента является одним из основных способов достижения заданного уровня эксплуатационной надежности системы. Исторически обеспечение независимости ГС достигалось установкой приводных гидронасосов на разные двигатели самолета. Если двигателя четыре (например, Ил-86), то обычно формировалось четыре независимых гидросистемы с одним или несколькими приводными гидронасосами в каждой. Современный подход к формированию блока питания независимой гидросистемы, в первую очередь, отличается стремлением конструктора использовать максимально возможное число независимых и разнородных внешних источников энергии для обеспечения работы гидронасосов.

Основными независимыми внешними источниками энергии являются:

#### *1) двигатели самолета, обеспечивающие работу:*

- приводных гидронасосов;
- насосных станций переменного или постоянного тока, питающихся опосредованно от системы электроснабжения самолета. При этом возможно перекрестное резервирование системы путем питания насосных станций от генераторов, установленных на разных двигателях, ВСУ или ветрогенераторе;
- турбонасосных установок, использующих энергию сжатого воздуха от системы СКВ (отечественные самолеты) или пневмосистемы (зарубежные самолеты). В данном случае воздух в систему поступает от всех двигателей самолета, а, следовательно, реализуется принцип перекрестного резервирования;

#### *2) вспомогательные силовые установки (питают насосные станции переменного или постоянного тока);*

#### *3) бортовые аккумуляторные батареи (питают насосные станции постоянного тока, являются аварийными источниками энергии);*

#### *4) энергия набегающего потока – может использоваться непосредственно при установке на вал ветродвигателя гидронасоса (например, аварийная энергетическая установка самолета Ту-204) или опосредованно через ветрогенератор (например, ветродвигатель RAT самолета Суперджет).*

Следует отметить, что на современных самолетах (Боинг, Аэробус, Суперджет) широко используется дополнительный канал резервирования источников энергии ГС путем введения в систему так называемых блоков

передачи мощности (PTU), которые позволяют обеспечить питанием потребителей отказавшей ГС за счет энергии функционирующей ГС.

**Частичный отказ от использования централизованной ГС и максимально возможное использование автономных источников гидравлической энергии**

Централизованная ГС предполагает наличие разветвленной сети трубопроводов, заполненных гидравлической жидкостью. Очевидно, что вес ГС стремительно возрастает с ростом размерности ВС. Поэтому актуальным является использование локальных ГС, приближенных к потребителям или гидравлических устройств со встроенной ГС, например, приводов системы управления ВС (рис. 1.46, 1.47). Данное техническое решение не является принципиально новым, так как на самолете Ил-76 используются автономные рулевые машины типа АРМ. Однако создание автономных гидросистем на новом технологическом уровне, в частности с внедрением элементов концепции более электрического самолета (переход на высокоэффективные гидронасосы с питанием от сети постоянного тока повышенного напряжения), является исключительно актуальной задачей, так как позволяет на современном крупногабаритном самолете существенно сократить разветвленность гидравлических сетей, уменьшив массу и повысить эксплуатационную надежность ГС. Такой подход уже реализован, например, на самолетах Airbus A350 и A380, где вместо традиционных трех ГС применены только две централизованные ГС, за счет чего удалось снизить массу указанных ВС, а также сократить объем работ при наземном обслуживании.

**Использование разнородного питания агрегатов гидравлической системы**

Надежность исполнительных устройств ГС самолета существенным образом зависит от кратности их резервирования, под которой, в данном случае, подразумевается число независимых источников энергии, обеспечивающих функционирование рассматриваемого потребителя. Известен подход, когда наиболее ответственные потребители (приводы органов управления и взлетно-посадочной механизации, агрегаты автоматической системы управления самолетом и др.) обеспечиваются питанием от всех имеющихся на борту самолета независимых энергетических систем. Так, например, на самолетах A350 и A380, на которых реализованы некоторые принципы более электрического самолета, используются специальные двухрежимные электрогидравлические рулевые приводы (ЕВНА - Electrical Back-up Hydraulic Actuator) с возможностью питания как от ГС, так и от системы электроснабжения самолета (рис. 1.48).

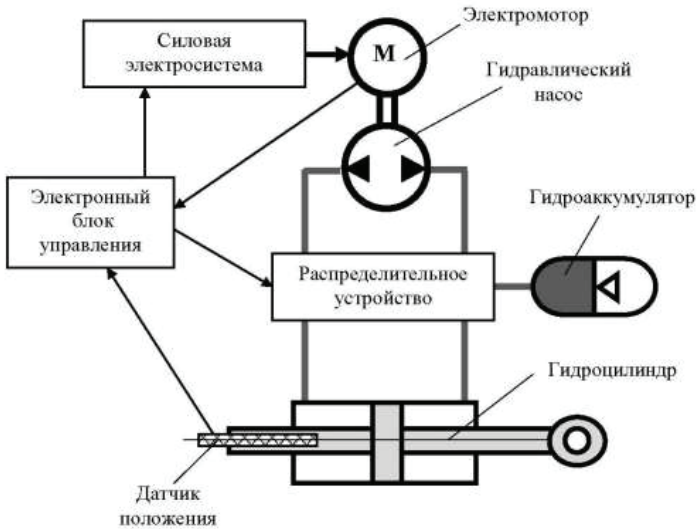


Рис.1.46. Схема автономного гидропривода (электрогидростатического)

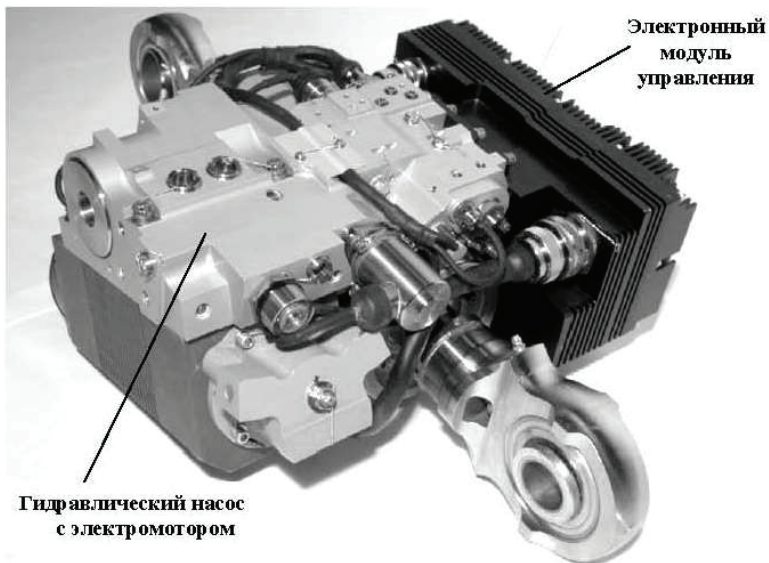


Рис.1.47. Электрогидростатический привод (ЕНА- electrohydrostatic actuator) элерона самолета Airbus A380

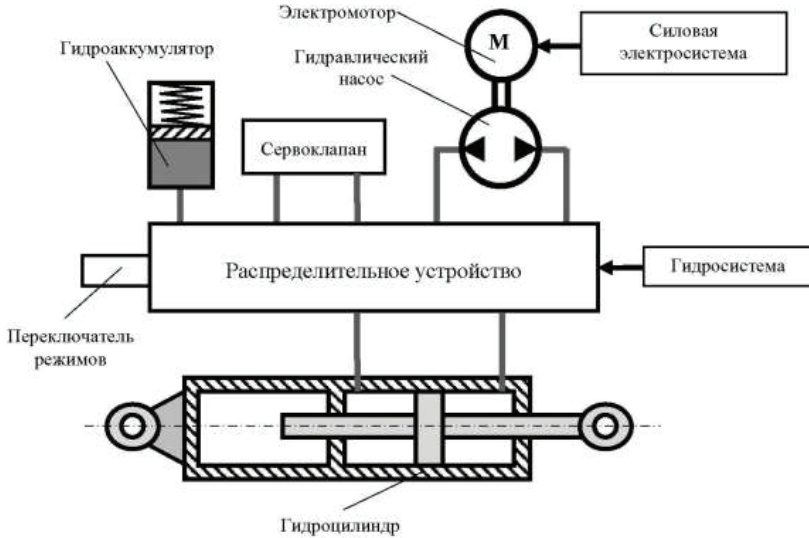


Рис.1.48. Схема двухрежимного электрогидравлического рулевого привода (ЕВНА - Electrical Back-up Hydraulic Actuator) с возможностью питания как от гидросистемы (основной режим), так и от системы электроснабжения самолета (в случае отказа гидросистемы)

### Использование крупноблочной структуры гидросистемы

Любая функциональная система современного самолета представляет собой исключительно сложную, многокомпонентную структуру с разнообразными внутренними и внешними связями (гидравлическими, электрическими и пневматическими). Очевидно, чем большее число компонентов составляют структуру системы, тем сложнее обеспечить заданный уровень надежности, внутреннюю и внешнюю герметичность.

Для решения указанной проблемы на современных самолетах используют подход, при котором в одном корпусе объединяют большое число агрегатов и устройств, а также реализуют связи между ними. Такой подход обеспечивает улучшение массово-габаритных характеристик системы, ее эксплуатационную технологичность и надежность. Хотя расходы на проектирование и производство таких крупные структурных блоков возрастают.

В качестве примера на рис. 1.49 приведена принципиальная компоновочная схема гидравлического агрегата управления уборкой и выпуском шасси самолета Суперджет (LGCHM).

Видно, что в одном корпусе размещены электрогидроклапаны управления всеми элементами системы (уборка – выпуск ПОШ, уборка – выпуск ООШ,

управление сворками отсеков ПОШ и ООШ). Кроме того, в этом же агрегате размещены элементы подсистемы контроля, управления и распределения, а также сетевые гидравлические связи.

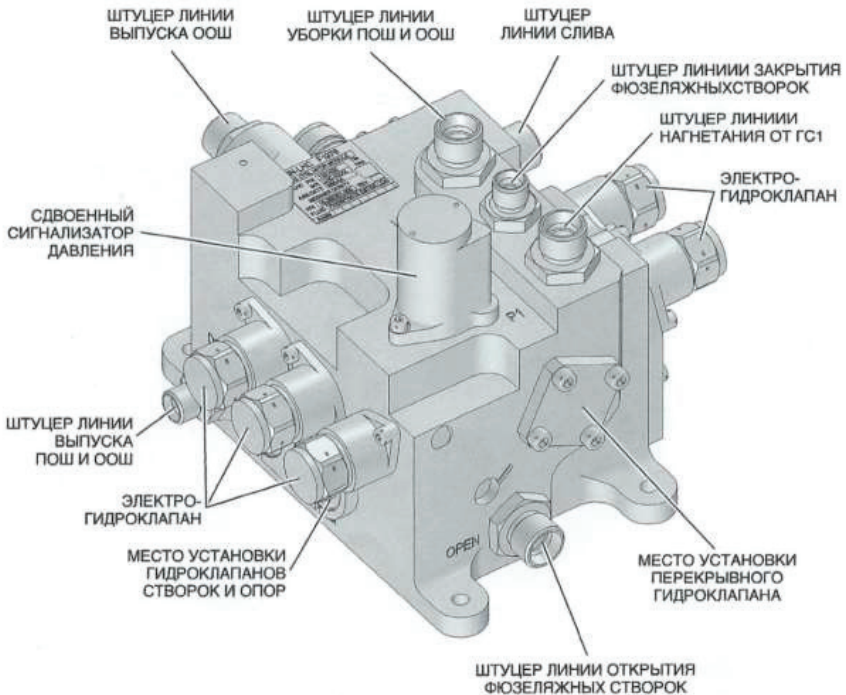


Рис. 1.49. Компоновочная схема гидравлического агрегата управления уборкой и выпуском шасси самолета Суперджет

### Реализация принципа ненагруженного резервирования

На современных самолетах с целью повышения надежности функционирования жизненно важных исполнительных устройств (в первую очередь, приводов системы управления и органов управления взлетно-посадочной механизацией) используется принцип ненагруженного резервирования. Для перемещения органа управления используются два или более приводов, причем энергетические характеристики каждого из них рассчитаны таким образом, чтобы обеспечить функционирование системы на всех предполагаемых режимах эксплуатации.

Приводы работают последовательно, например, в одном полете управление органом управления осуществляет один привод (активный), а второй находится в пассивном режиме (ненагруженный резерв). В следующем полете, приводы меняют свои функции. В случае отказа активного привода, осуществляется автоматическое переключение пассивного привода в активный режим. Такой подход позволяет сократить расходы на техническое обслуживание и ремонт, а также повысить эксплуатационную надежность функциональной системы, обеспечить равномерный расход ресурса агрегатами.

Так, на рис. 1.50 приведен типовой привод системы управления некоторой управляющей поверхностью (элерон, руль направления и др.), когда реализуется принцип ненагруженного резерва.

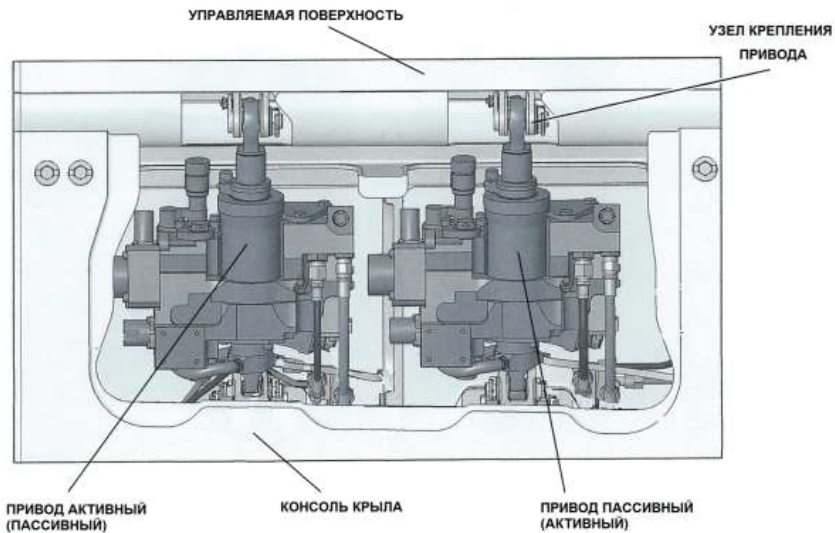


Рис. 1.50. Типовой привод системы управления

### Точечное резервирование наиболее ненадежных агрегатов и устройств

Анализ причин отказов и неисправностей агрегатов и устройств гидравлической системы показывает, что, несмотря на значительные усилия, прикладываемые к устранению их конструктивно-производственных недостатков, всегда существуют элементы, определяющие эксплуатационную надежность агрегатов и устройств в целом. Причем в значительной степени такими элементами являются электрические блоки, клапаны, приводные электродвигатели и др. В этом случае резервируя «слабое звено», с точки зрения надежности, мы обеспечиваем не только существенное повышение уровня

надежности данного агрегата, но и гидросистемы в целом. Так, на рис. 1.51 показан типовой замок убранного положения опоры шасси, в котором резервирован наиболее ответственный элемент замка – гидроцилиндр управления положением зева.

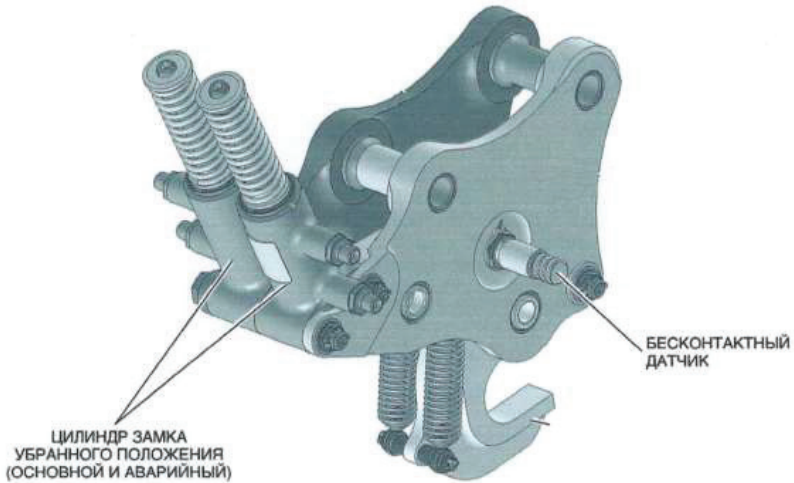


Рис.1.51. Замок убранного положения опоры шасси с резервированием гидроцилиндра управления положением зева

## РАЗДЕЛ II. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

### Глава 9. Системы кондиционирования воздуха

#### 9.1. Влияние условий полета на организм человека

Организм человека функционирует нормально при определенных параметрах окружающей среды. В полете на экипаж и пассажиров, находящихся на борту ВС, могут воздействовать неблагоприятные и физиологически опасные факторы. Эти факторы определяются, в основном, изменением параметров атмосферы с увеличением высоты полета, а также уровнем шума и динамикой полета ВС [11].

Так, с подъемом на высоту давление воздуха и его температура в атмосфере Земли снижаются. До высоты порядка 2400 м человек чувствует себя достаточно комфортно, на больших высотах самочувствие человека ухудшается, проявляется целый ряд функциональных расстройств, объединенных общим названием «высотная болезнь». Это связано в первую очередь с уменьшением снабжения в процессе дыхания организма человека кислородом. Хотя до высот порядка 70-90 км объемное содержание кислорода в атмосфере (~21%) практически не меняется, с увеличением высоты полета уменьшается парциальное давление кислорода, определяющее возможности насыщения гемоглобина крови кислородом и удаление в выдыхаемый воздух углекислого газа в альвеолах - пузырьковидных образованиях в легких человека. Альвеолы густо оплетены капиллярами - мельчайшими кровеносными сосудами, через тонкие стенки которых, как через полупроницаемые мембраны, и происходит насыщение крови кислородом и удаление из нее в выдыхаемый воздух углекислого газа. С подъемом на высоту 5...7 км появляется риск потери сознания, а на высотах от 8 км – риск смерти человека. Поэтому для обеспечения нормальной жизнедеятельности и комфорта пассажиров и экипажа самолетов, совершающих полеты на высотах более 3000 м, их размещают в герметичных кабинах (гермокабинах), где на всех режимах полета "высота в кабине" обычно не превышает 2400 м, т.е. давление в кабине не опускается меньше давления атмосферного воздуха на высоте 2400 м. Отметим, что на самолете Боинг 787 давление в кабине соответствует высоте 1800 м, что обеспечивает больший комфорт пассажирам и экипажу.

Уменьшение давления с увеличением высоты полета приводит также к уменьшению температуры кипения воды, которая составляет большую часть тела человека (при  $H=19200$  м температура кипения  $t_k=37^\circ\text{C}$ ). Поэтому с увеличением высоты полета из крови в виде пузырьков начинает выделяться азот. При высотах более 7000 м это вызывает боли в мышцах и суставах. Кроме того, опасно резкое изменение высоты (давления), вызывающее резкое

выделение большого количества азота (закипание крови). Поэтому скорость изменения высоты полета (скорость изменения давления) ограничивают.

С увеличением высоты полета температура воздуха уменьшается до почти  $-60^{\circ}\text{C}$  на высотах более 11 км ( $t_{H=0} = 15^{\circ}\text{C}$ ;  $t_{H=5} = -18^{\circ}\text{C}$ ;  $t_{H=10} = -50^{\circ}\text{C}$ ). Если не принимать специальных мер, то при длительном полете кабина постепенно охлаждается до температур, близких к температуре наружного воздуха. Поэтому вводят требования по температуре воздуха в кабине ВС.

Отметим также, что с увеличением высоты полета в воздухе возрастает концентрация озона  $\text{O}_3$  – крайне токсичного элемента, что обуславливает необходимость контроля и ограничения концентрации указанного элемента в кабине ВС.

В нормальных условиях (давление 760 мм рт. ст. и температура  $+17^{\circ}\text{C}$  ...  $+25^{\circ}\text{C}$ ) количество кислорода, необходимое для обеспечения жизнедеятельности человека, содержится в сравнительно небольшом количестве свежего воздуха: за одну минуту в покое человек вдыхает и выдыхает 6-9 л воздуха (при физической нагрузке - 80-90 л, иногда до 170 л). Однако в условиях ограниченного пространства основным при определении необходимого количества воздуха, подаваемого в гермокабину, является допустимая концентрация вредных примесей (углекислого газа, выделяемого при дыхании; запахов, обусловленных жизнедеятельностью человека; паров топлива, которые могут попасть в гермокабину, и т. п.), температура и влажность. Поэтому регламентируют объем подачи свежего воздуха – не менее  $0,28 \text{ м}^3/\text{мин}$  на одного пассажира. Отметим, что на современных пассажирских самолетах масса свежего воздуха, подаваемого в гермокабину на одного пассажира, составляет 24-40 кг/ч.

Проблема шума внутри кабин и салонов стала чрезвычайно острой с появлением в эксплуатации высокоскоростных реактивных самолетов. Шум, создаваемый двигателями, воздушными винтами, пограничным слоем воздуха, обтекающего фюзеляж, настолько велик, что может значительно ухудшить самочувствие человека в полете. Значительный шум создает также система кондиционирования воздуха, в которой источником шума является воздух, движущийся по трубопроводам системы распределения и истекающий из отверстий (сопел) трубопроводов и выходных патрубков внутрь кабины. Источниками дополнительных шумов в кабине служат элементы оборудования (электро- и гидромоторы, генераторы, турбохолодильники, преобразователи и т.п.), установленные вблизи от кабины. Снижение уровня шума до допустимого значения обеспечивается как компоновочными, так и конструктивными мероприятиями. Агрегаты, создающие шум, стараются вынести за пределы кабины и размещать их в специальных звукоизолирующих отсеках. Трубопроводы для подвода и распределения воздуха в кабинах покрывают звукоизолирующими покрытиями. Кроме того, кабина изнутри покрывается теплозвуко-изолирующими покрытиями, причем толщина покрытия увеличивается в местах источников внешних шумов и к задней по

полету части кабины по мере роста толщины пограничного слоя и, соответственно, создаваемого им шума.

Комплекс технических средств, обеспечивающих нормальную жизнедеятельность пассажиров и работоспособность экипажей на всех режимах полета и в экстремальных ситуациях, называют **системами обеспечения жизнедеятельности**. К системам обеспечения жизнедеятельности относятся: гермокабина (ГК); система кондиционирования воздуха (СКВ); система автоматического регулирования давления (САРД); система кислородного питания и другие.

## 9.2. Требования нормативных документов к системам жизнеобеспечения воздушного судна

Основные требования к созданию нормальных условий жизнеобеспечения пассажиров и экипажа самолета (вертолета) транспортной категории сформулированы в Авиационных правилах. Часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» [4] (Авиационных правилах. Часть 29 «Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории» [5]). Приведем некоторые из них.

### 25.831. Вентиляция

*(G) На всех этапах полета должно обеспечиваться поддержание в кабинах самолета установившейся температуры воздуха в пределах 17-25°C. Указанные значения температуры воздуха должны достигаться не более чем через 20 мин после взлета при условии наземной подготовки.*

*(H) На земле в ожидаемых условиях эксплуатации при пониженных температурах наружного воздуха СКВ должна обеспечивать температуру воздуха в кабинах не ниже + 10°C; при повышенных температурах наружного воздуха (более +33°C) система должна обеспечивать снижение температуры в кабинах на 8°C по сравнению с наружной.*

*(I) Температура отдельных поверхностей интерьера, до которых могут дотронуться пассажиры и члены экипажа, не должна превышать +50°C или быть ниже +5°C.*

*(J) Температура горячего воздуха, подаваемого на обогрев кабины, на выходе из раздаточных устройств не должна превышать 100°C (рекомендуемое значение 80°C). С этой целью в системе должны быть предусмотрены устройства, исключающие подачу более горячего воздуха....*

### 25.832. Концентрация озона в кабине

*(a) Должно быть доказано, что концентрация озона в кабине самолета в полете не превышает:*

(1) 0,25 частей на 1000 000 частей воздуха в кабине (по объему), приведенных к условиям, эквивалентным уровню моря, в любое время полета на высоте свыше уровня 320 (9750 м).

(2) 0,10 частей на 1000 000 частей воздуха в кабине (по объему), приведенных к условиям, эквивалентным уровню моря, в средневзвешенной концентрации за любые 3 ч полета на высоте свыше уровня 270 (8250 м).

#### **25.841. Герметические кабины**

(а) Герметические кабины и помещения, предназначенные для экипажа и пассажиров, должны быть оборудованы для обеспечения в кабине на максимальной рабочей высоте самолета при нормальных эксплуатационных условиях давления, эквивалентного высоте не более 2400 м. Если запрашивается сертификат для полетов на высоте свыше 7600 м, в кабинах самолета должно поддерживаться давление, эквивалентное высоте не более 4500 м, в случае любого вероятного отказа или неисправности системы регулирования давления.

...(А) Установившаяся скорость изменения давления в кабине не должна превышать 0,18 мм рт. ст./с.

(В) При любом вероятном отказе или неисправности системы автоматического регулирования давления (САРД) скорость изменения давления не должна превышать 5 мм рт. ст./с на повышение давления и 10 мм рт. ст./с на понижение давления.

### **9.3. Гермокабина. Программа регулирования давления в гермокабине**

Благоприятные условия для пассажиров и экипажа с помощью СКВ, САРД и других систем жизнеобеспечения обеспечиваются в герметичных кабинах (гермокабинах или ГК) самолета. ГК, как правило, состоит из нескольких отсеков (салонов) и от негерметичных частей фюзеляжа отделяется гермошпангоутами. Элементы конструкции гермокабины включены в основную силовую конструкцию фюзеляжа самолета и воспринимают нагрузку от аэродинамических, массовых сил и от внутреннего избыточного давления. Большинство современных самолетов имеют атмосферные (неавтономные) ГК, которые вентилируются воздухом из окружающей среды, в отличие от автономных ГК (используются обычно для космических или подводных аппаратов), для которых запас кислорода находится на борту.

Наиболее благоприятным с физиологической точки зрения является давление в ГК, равное атмосферному давлению воздуха на уровне моря. Однако в этом случае на больших высотах будет возникать значительный перепад давления между кабиной и окружающей средой, что, с одной стороны, потребует увеличения массы конструкции ГК для обеспечения ее прочности, с другой стороны, при внезапной разгерметизации ГК перепад давлений между кабиной и атмосферой будет очень большим и падение давления в ГК до атмосферного

будет происходить очень быстро. Это явление принято называть **взрывной разгерметизацией**.

В процессе декомпрессии может произойти лавинообразное разрушение конструкции гермокабины. Так как давление в легких человека не может уменьшаться так же быстро, как уменьшается давление в кабине при разгерметизации, то возможны несовместимые с жизнью человека баротравмы, механические повреждения легких и других органов расширяющимся газом – разрывы, внутренние кровоизлияния, падение кровяного давления, замедление ритма сердца вплоть до остановки. Кроме того, происходит внезапный "перенос" пассажиров и экипажа в условия острой кислородной недостаточности. Происходит также обморожение вследствие понижения температуры в кабине до температуры наружного воздуха. С учетом всех этих условий давление в гермокабинах самолетов регулируется по специальным программам в зависимости от высоты полета.

Пример благоприятной для пассажиров и рациональной с точки зрения массы конструкции самолета программы регулирования давления в гермокабине по высоте полета показан на рис.2.1 (линия 2), где  $p = p_H/p_0$  - относительное атмосферное давление,  $p_H$  - атмосферное давление на соответствующей высоте,  $p_0$  - атмосферное давление на уровне моря.

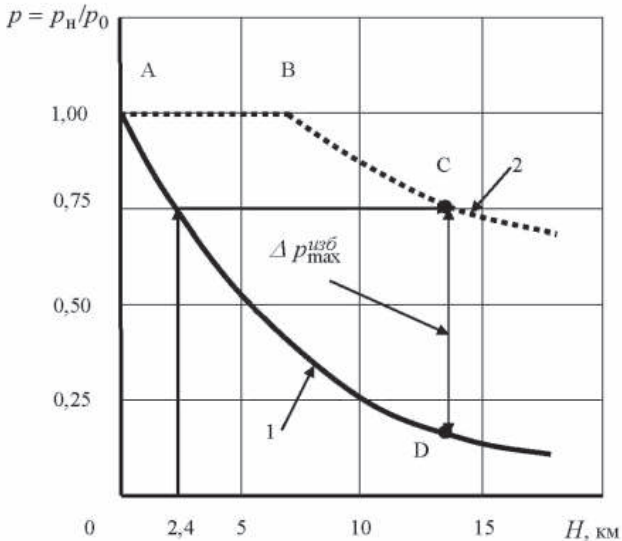


Рис. 2.1. Программа регулирования давления в гермокабине пассажирского самолета по высоте полета, где 1- изменение атмосферного давления от высоты по МСА; 2- изменение давления в гермокабине

Принцип построения указанной программы следующий. Для максимальной расчетной высоты полета  $H_{\max}$  (например, 14000 м) устанавливается максимальное избыточное давление  $\Delta p_{\max}^{\text{изб}}$  (перепад давления, в данном примере  $\Delta p_{\max}^{\text{изб}} = 0,61 p_0$ ) из следующих соображений. Во-первых, атмосферное давление на высоте  $H_{\max}$  по данным международной стандартной атмосферы (МСА) должно соответствовать точке D на кривой 1. Во-вторых, при этом давление в гермокабине во время полета не должно опускаться ниже давления, равного давлению на высоте 2400 м согласно МСА (это точка C на кривой 2). Таким образом, программа регулирования заключается в том, что до некоторой высоты давление в ГК поддерживается равным  $p_0$  (участок АВ кривой 2), а на больших высотах поддерживается заданный перепад давления  $\Delta p_{\max}^{\text{изб}}$  (участок ВС кривой 2).

На крейсерской высоте полета (10000-14000 м) при разгерметизации кабины экипаж самолета в соответствии с требованиями АП-25 должен иметь возможность в режиме экстренного (аварийного) снижения вывести самолет на относительно безопасные высоты (3000-4000 м) за время, соответствующее так называемому "резервному" или "активному" времени, в течение которого при остром кислородном голодании (без аварийного питания пассажиров кислородом) не произойдет необратимых изменений в деятельности головного мозга человека. Тем не менее, все современные пассажирские самолеты оборудованы системой аварийного питания пассажиров кислородом и системой непрерывного питания кислородом летчиков в течение всего полета.

#### **9.4. Назначение, общие принципы функционирования и структура СКВ**

*Кондиционирование* – это процесс приведения основных параметров воздушной среды к заданным условиям.

*Система кондиционирования воздуха* – это система, обеспечивающая в полете и на аэродроме заданные параметры воздушной среды в гермокабине (температуру, влажность, состав и чистоту), скорость и направление вентилируемых потоков.

*СКВ обеспечивает выполнение следующих функций:*

- наддув ГК (превышение давления в кабине над атмосферным давлением в соответствии с принятой программой регулирования давления) и вентиляцию;
- отопление и охлаждение кабины экипажа, салонов пассажиров и грузовых отсеков;
- очистку подаваемого в ГК воздуха от аэрозольного, химического и других загрязнений;
- дезодорацию (удаление запаха) и ионизацию воздуха в кабине при полете и на земле;

- защиту стекол фонаря пилотов от запотевания;
- обдув (охлаждение или обогрев) оборудования;
- подачу (на некоторых ВС) горячего воздуха в воздушно-тепловую противообледенительную систему элементов конструкции планера и двигателей;

- надув гидробаков гидросистем открытого типа.

В соответствии с выполняемыми функциями СКВ структурно можно разделить на следующие подсистемы:

- система отбора воздуха от двигателя (ВСУ, наземной установки);
- система охлаждения воздуха;
- система регулирования давления, которая предназначена для поддержания необходимого давления воздуха в гермокабине (совместно с САРД);
- система регулирования расхода и скорости изменения расхода, которая обеспечивает заданную сменяемость воздуха в ГК, а также удаление продуктов жизнедеятельности экипажа и пассажиров из ГК;
- система регулирования температуры, которая обеспечивает регулирование температуры воздуха, поступающего в кабину экипажа и пассажирскую кабину в заданных пределах;
- система рециркуляции, позволяющая повторно использовать часть воздуха, поступившего в кабину после его очистки (не на всех самолетах), в целях повышения энергоэффективности СКВ;
- система распределения воздуха, которая обеспечивает подачу и распределение подготовленного воздуха в гермокабине;
- система обогрева, обеспечивающая подогрев воздуха, подаваемого потребителям (например, на кухню);
- система охлаждения оборудования;
- система контроля и управления и др.

Очевидно, что все подсистемы СКВ связаны между собой и используют общие агрегаты, приборы и трубопроводы. Разделение на подсистемы условно и обычно при изучении конструкции и работы СКВ рассматривают ряд блоков, объединяющих отдельные подсистемы.

В данном разделе подсистемы СКВ ВС объединены в следующие укрупненные блоки:

- система отбора воздуха, предварительного охлаждения и регулирования;
- система основного охлаждения и регулирования;
- система распределения.

На большинстве отечественных самолетов подсистема отбора воздуха от двигателей, предварительного охлаждения и регулирования структурно входит в состав СКВ. Однако на современных зарубежных и некоторых отечественных самолетах (например, Суперджет) данная система рассматривается как элемент пневматической системы самолета (36 раздел АММ). В качестве примера на рис.2.2 приведена структурная схема пневматической системы самолета

Боинг 737MAX. Очевидно, что отнесение подсистемы отбора воздуха от двигателей, предварительного охлаждения и регулирования к той или иной системе самолета не оказывает влияния на их конструктивное исполнение и функционирование.

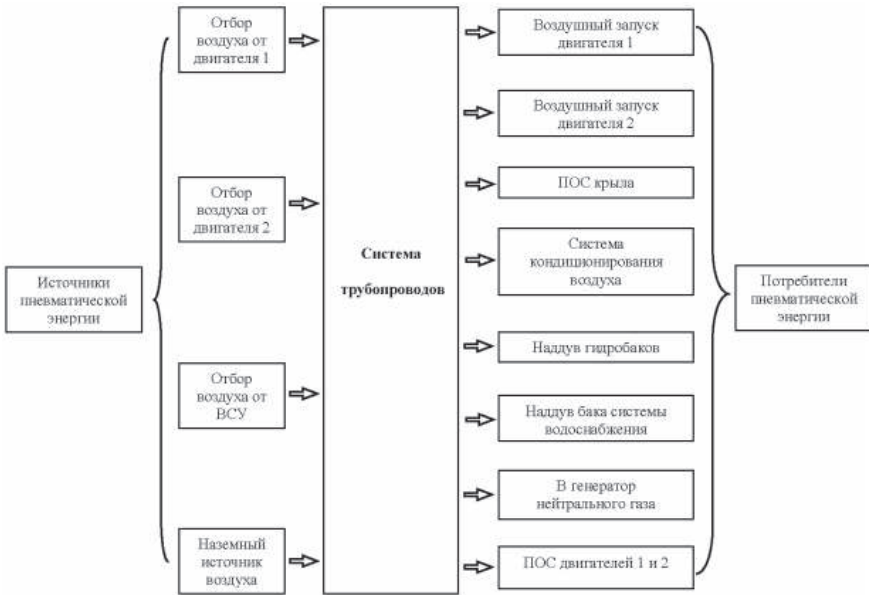


Рис. 2.2. Структурная схема пневматической системы самолета Боинг 737MAX

Общую структуру СКВ современного самолета рассмотрим на примере самолета Суперджет, компоновочная схема которой изображена на рис. 2.3.

СКВ самолета Суперджет состоит из двух независимых контуров, которые обеспечивают поступление воздуха в смеситель и далее по общей системе распределения в кабину экипажа и пассажирский салон. В СКВ воздух поступает от системы отбора от двигателей (ВСУ), которая входит в состав пневматической системы. На входе в СКВ установлен в озоновый конвертор, обеспечивающий понижение концентрации озона в проходящем воздухе до требуемых АП-25 значений. Конвертор состоит из корпуса и катализатора, соприкасаясь с поверхностью которого и происходит разложение озона на кислород.

Далее воздух поступает в датчик расхода Вентури, который устанавливается перед заслонкой регулирования расхода воздуха. С помощью датчика расхода определяются значения полного и статического давлений в трубопроводе, что позволяет рассчитать массовый расход воздуха. Заслонка регулирования расхода устанавливается между датчиком расхода Вентури и

установкой охлаждения воздуха (УОВ). Заслонка регулирует количество воздуха, подаваемого в УОВ в соответствии с данными, поступающими от датчика расхода Вентури. Положение заслонки регулируется электродвигателем. В случае отключения электропитания или отказа электродвигателя заслонка автоматически закрывается.

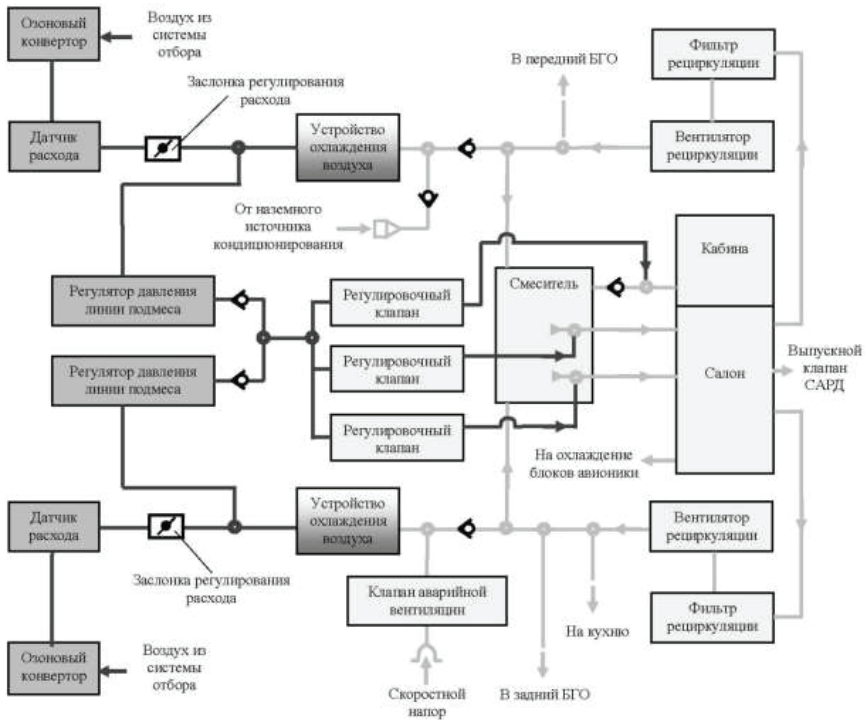


Рис. 2.3. Компоновочная схема СКВ самолета Суперджет

После заслонки регулирования расхода воздушный поток разделяется: часть горячего воздуха поступает на вход УОВ для охлаждения, а часть подается в регулятор давления линии подмеса. Регулятор давления линии подмеса выполняет следующие функции:

- 1) изоляцию линии подмеса в случае неисправности;
- 2) ограничение максимального давления в трубопроводе с целью снижения шума на входе в регулировочный клапан.

Температура воздуха в каждом из трубопроводов подачи воздуха в гермокабину регулируется с помощью регулировочного клапана (заслонка линии подмеса) путём подмеса определённого количества горячего воздуха к

основному холодному потоку, поступающему из смесительного трубопровода. Блок управления СКВ определяет оптимальное положение заслонки линии подмеса. В нормальном режиме работа заслонки регулируется импульсами напряжения, которые посылает блок управления СКВ в исполнительный механизм заслонки. Клапан имеет визуальный индикатор положения дроссельной заслонки (стрелку) для упрощения технического обслуживания.

В смесителе потоки холодного и горячего воздуха смешиваются в заданной пропорции для поддержания комфортной температуры в кабине экипажа и пассажирском салоне. В кабину и салон воздух поступает по трубопроводам системы распределения.

### **9.5. Система отбора воздуха от двигателей, предварительного охлаждения и регулирования**

Система отбора воздуха от двигателей, предварительного охлаждения и регулирования (обычно используют сокращенное название – система отбора воздуха) предназначена, как это следует из названия, для обеспечения отбора заданного объема воздуха от выбранного источника (маршевого двигателя, ВСУ или наземной установки), его предварительного охлаждения (при отборе воздуха от маршевого двигателя, ВСУ) и подачи потребителям. Система отбора воздуха конструктивно может входить или в состав СКВ самолета, или в состав пневматической системы.

Рассмотрим конструкцию и работу системы отбора воздуха от двигателей на примере самолета Суперджет.

Система отбора воздуха (СОВ) самолета Суперджет (рис. 2.4) предназначена для выполнения следующих основных функций:

- выбор источника отбора воздуха: двигатели, ВСУ или наземный источник;
- выбор «точки» отбора сжатого воздуха от двигателя: либо от 3-й (поз.1 на рис. 2.4), либо от 6-й ступени компрессора высокого давления (КВД) двигателя (поз.2 на рис. 2.4);
- регулирование давления отобранного воздуха;
- предварительное охлаждение и регулирование температуры отобранного воздуха;
- подача подготовленного воздуха к потребителям.

Основными потребителями воздуха, подготовленного в СОВ, являются: устройства основного охлаждения воздуха (левое (1) и правое (2)); противообледенительная система (ПОС) крыла самолета; система нейтрального газа и система запуска двигателей через клапаны воздушного стартера по трубопроводу 17.

Функция выбора точки отбора воздуха от двигателей осуществляется блоком управления комплексной системы кондиционирования воздуха (КСКВ) в соответствии с конфигурацией систем потребителей, значениями давления

воздуха, зафиксированными датчиками давления, или в соответствии с сигналами из системы управления двигателем. СОВ обеспечивает отбор воздуха в основном от 3-й ступени КВД для уменьшения негативного влияния на характеристики двигателя. Функция выбора точки отбора воздуха обеспечивается работой клапана высокого давления (КлВД) 3. Когда давление отобранного воздуха, измеренное датчиком давления (на рисунке не показан) на входе в УОВ, является недостаточным, блок управления КСКВ посылает сигнал в КлВД для его открытия. При этом за счет перепада давления закрывается обратный клапан промежуточного давления (ОКПД) 4 и в УОВ воздух подается от 6-й ступени КВД. Когда давление в линии подачи воздуха в УОВ восстановится, КлВД закрывается.

СОВ позволяет поддерживать заданное давление в пневмосистеме самолета ( $3,1 \pm 0,2$  бар). Если давление в точке отбора, меньше заданного, то отсекающая регулирующая заслонка (ОРЗ) 5 полностью открыта. В состав ОРЗ входит пневморегулятор давления, управляющий положением заслонки. В случае превышения нижнего давления значения в 2,7 бар, ОРЗ начинает закрываться, уменьшая поток воздуха, проходящего через нее.

При отсутствии подачи на ОРЗ 5 пневмо- или электроэнергии (какое бы ни было нижнее давление), заслонка остается закрытой. Таким образом, отсечка забора воздуха обеспечивается снятием питания с ОРЗ. КлВД 3 в этом случае также обесточен. Закрытие ОРЗ осуществляется по команде от блока управления КСКВ или пожарной системы. При этом гарантируется защита соответствующего двигателя от противотока. В случае закрытия ОРЗ хотя бы одной СОВ (левой или правой) открываются клапаны перекрестного отбора 6, установленные в трубопроводе, связывающем линии подачи воздуха в УОВ1 и УОВ2.

Температура воздуха, подаваемого в СКВ самолета, не должна превышать  $200^{\circ}\text{C}$ . Поддержание заданной температуры на выходе из СОВ обеспечивается работой трех агрегатов системы: воздухо-воздушным теплообменником 7, расположенным за соответствующей ОРЗ в линии отбора воздуха от двигателя; термостатом 8 и заслонкой вентиляторного контура (ЗВК) 9. Термостат 8 управляет положением створок ЗВК 9 для поддержания заданной температуры воздуха ( $200 \pm 15^{\circ}\text{C}$ ), выходящего из воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ). ЗВК представляет собой пневматически управляемую заслонку, регулирующую пневморегулятором давления, связанным с термостатом, который измеряет температуру воздуха на выходе из ВВТ. Заслонка 9, так же как и ОРЗ, полностью закрыта при отсутствии пневмо- или электропитания.

Горячий воздух в ВВТ охлаждается воздухом, поступающим от заборника воздуха 10 вентиляторного контура двигателя. Воздух охлаждающего контура выходит наружу через выходные отверстия в пилоне. В трубопроводах подачи воздуха в УОВ установлены датчики температуры 11, предназначенные для измерения температуры отобранного воздуха и передачи соответствующей информации в блоки управления КСКВ.

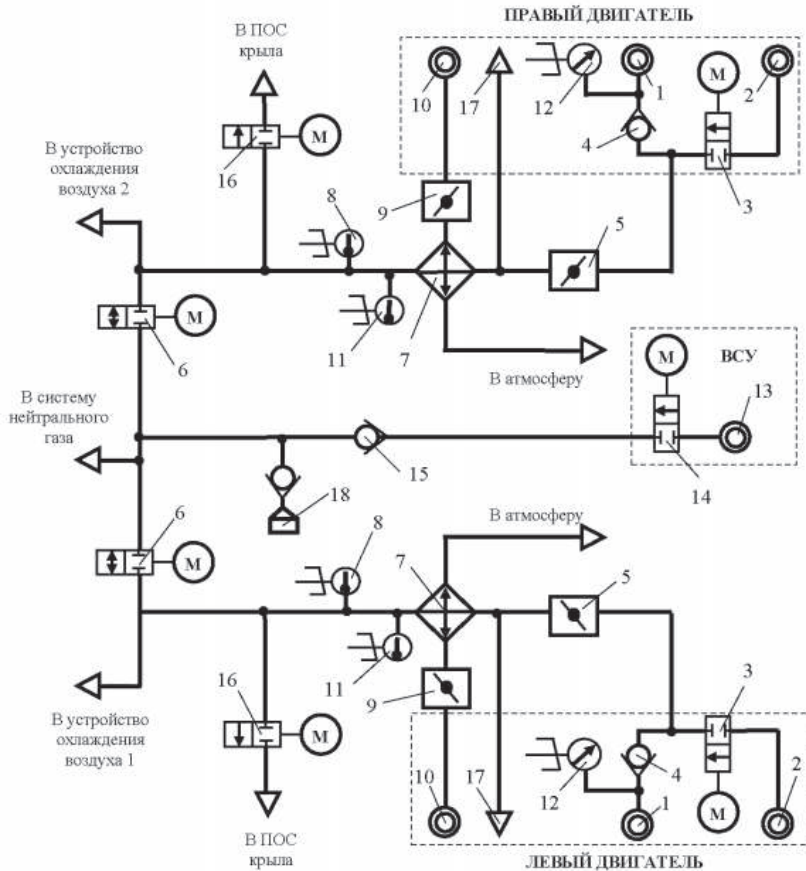


Рис. 2.4. Принципиальная схема системы отбора воздуха от двигателей и ВСУ самолета Суперджет, где 1,2,10 – заборники воздуха от двигателей; 3 – клапан высокого давления (КлВД); 4 – обратный клапан промежуточного давления (ОКПД); 5 – отсечная регулирующая заслонка (ОРЗ); 6 – клапан перекрестного отбора (КПО); 7 – ВВТ; 8 – термостат; 9 – заслонка вентиляторного контура (ЗВК); 11 – датчик температуры; 12 – датчик промежуточного давления; 13 – заборник воздуха от ВСУ; 14 – клапан управления нагрузкой; 15 – обратный клапан; 16 – клапан; 17 – трубопровод; 18 – штуцер подключения наземной установки воздушного запуска

В трубопроводе между заборником воздуха от 3-й ступени КВД и ОКПД 4 установлены датчики промежуточного давления (ДПД) 12, которые измеряют давление в трубопроводе ПД для управления подсистемой отбора.

В различных ситуациях (отказ двигателя, разрушение трубопровода отбора и т.п.) для обеспечения безопасности необходимо произвести отключение соответствующего канала отбора. Отключение отбора обеспечивается обесточиванием ОРЗ и КлВД. Автоматическое отключение отбора воздуха происходит по командам от блоков управления КСКВ. Для ручного отключения отбора летчик должен нажать кнопку пульта "AIR" «L/R AIR AUTO OFF».

Для подключения наземной установки воздушного запуска двигателей используется штуцер (HPGC) 18, который установлен в обтекателе крыло – фюзеляж с левой стороны. При этой конфигурации СОВ и СКВ должны быть настроены в ручном режиме.

Система отбора воздуха от ВСУ предназначена: 1) для подачи воздуха от работающей ВСУ на кондиционирование кабины и салона в штатном режиме при наземной подготовке самолета к полету, а также при отказе одного из двигателей или СОВ в полете; 2) для запуска двигателей. Воздух в трубопровод перекрестного отбора поступает от заборника воздуха ВСУ 13 через клапан управления нагрузкой 14 и обратный клапан ВСУ 15.

Воздух от СОВ также поступает: 1) в ПОС крыла самолета через клапаны 16; 2) в систему нейтрального газа; 3) систему запуска двигателей через клапаны воздушного стартера по трубопроводу 17.

Компоновочная схема системы отбора воздуха от двигателя самолета Суперджет изображена на рис. 2.5.

Как уже отмечалось ранее, в системе отбора воздуха современных самолетов осуществляется также предварительное охлаждение и регулирование основных параметров воздуха: давления, температуры и расхода. В качестве примера рассмотрим систему предварительного регулирования температуры воздуха на самолете Ил-86.

Предварительное снижение температуры воздуха (рис. 2.6) осуществляется в воздухо-воздушном теплообменнике 1 за счет продува холодным воздухом, отбираемым от наружного контура двигателя и проходящим через заслонку 2а.

Интенсивность продува воздуха через ВВТ регулируется автоматически регулятором температуры, который включает заслонку 2а, командный прибор 2б, приемник температуры 2в, а также ВВТ. Регулятор настроен на температуру 200°С.

Для защиты системы от перегрева в трубопроводе за ВВТ установлены два сигнализатора температуры:

- сигнализатор температуры  $t=270^{\circ}\text{C}$ , включающий приемник температуры 3а и сигнализатор (командный прибор) 3б;
- сигнализатор температуры  $t=290^{\circ}\text{C}$ , включающий приемник температуры 4а и сигнализатор 4б.

При повышении температуры до  $270^{\circ}\text{C}$  сигнализатор 3б выдает сигнал на полное открытие заслонки 2а и закрытие заслонки отбора воздуха от 9 ступени компрессора двигателя. При повышении температуры до  $290^{\circ}\text{C}$  сигнализатор 4б отключает исполнительное устройство регулятора расхода воздуха, блокирует его в этом положении, полностью прекращая отбор воздуха в СКВ.

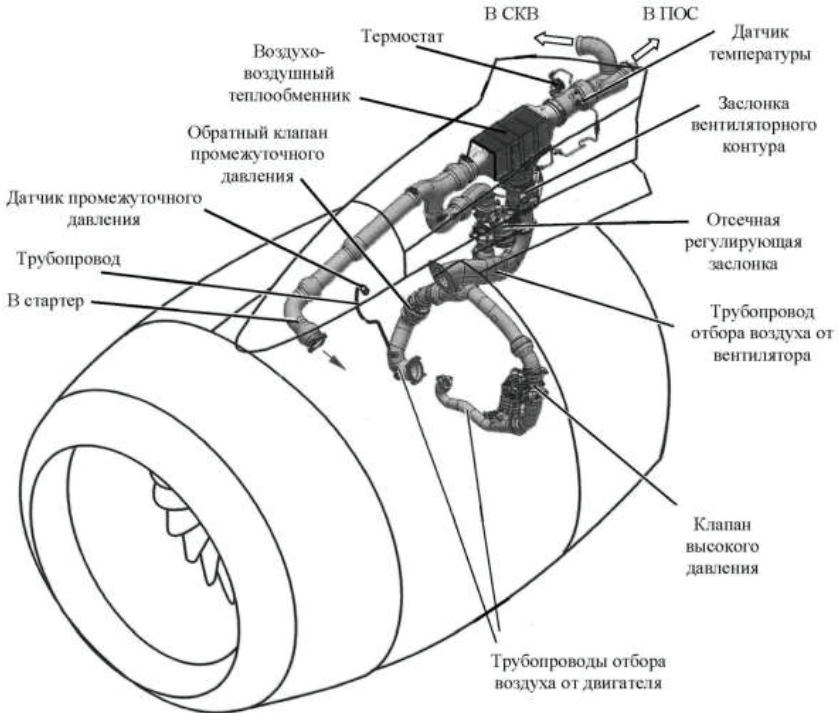


Рис. 2.5. Компоновочная схема СОВ самолета Суперджет

## 9.6. Система основного охлаждения и регулирования

Система основного охлаждения и регулирования предназначена для окончательной подготовки воздуха, поступающего из системы отбора, по основным регулируемым параметрам (расход, температура, давление и влажность), и его подачи в систему распределения в ГК.

Типовая схема системы основного охлаждения воздуха СКВ современного самолета показана на рис. 2.7.

Как следует из рисунка, воздух от системы отбора обычно разделяется на два потока:

- одна часть горячего воздуха перед тем, как попасть в смеситель, проходит многоступенчатую систему охлаждения;
- другая часть горячего воздуха от двигателя подается в смеситель напрямую.

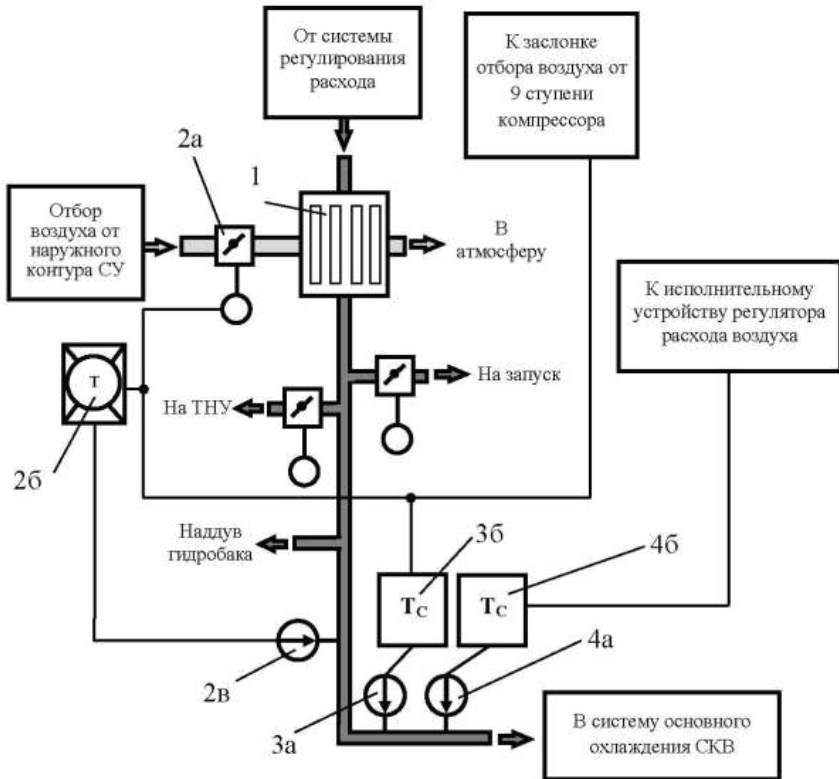


Рис. 2.6. Принципиальная схема системы регулирования температуры первой ступени охлаждения СКВ самолета Ил-86, где 1- воздухо-воздушный теплообменник; 2а, -заслонка; 2б- командный прибор, 2в- приемник температуры; 3а, 4а- приемник температуры; 3б, 4б- сигнализатор (командный прибор)

В качестве первой ступени охлаждения наиболее часто используются воздухо-воздушные теплообменники (один или несколько на каждый контур охлаждения). При этом охлаждающий воздух поступает из атмосферы. В ряде случаев в качестве теплообменника первой ступени могут использоваться топливо-воздушные радиаторы (теплообменники).

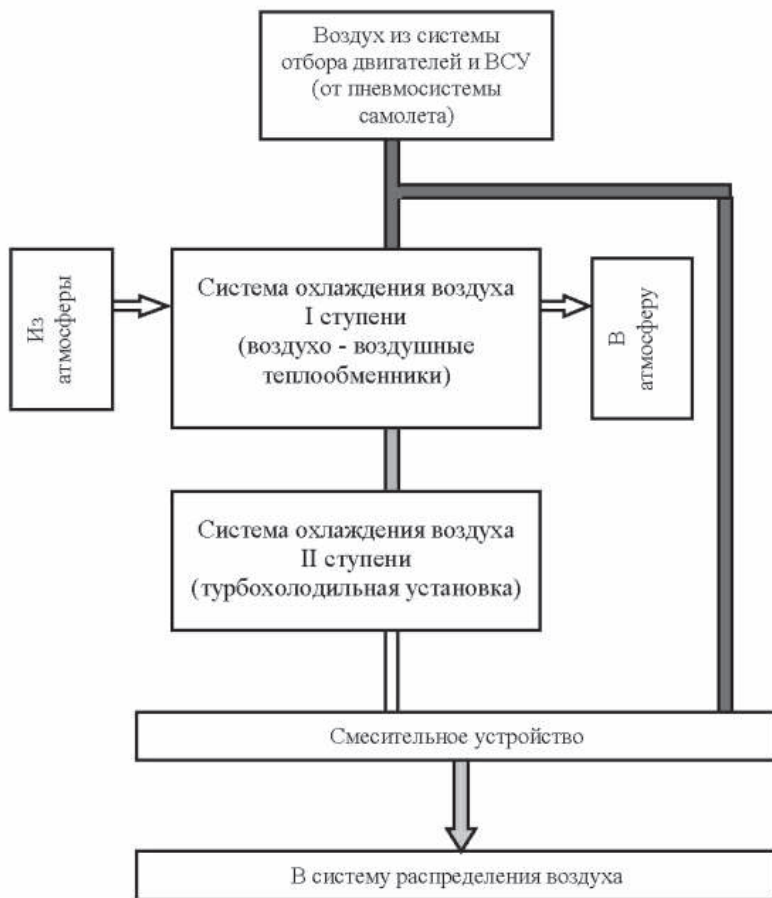


Рис. 2.7. Типовая схема охлаждения воздуха в СКВ

В качестве теплообменника второй степени обычно используется турбохолодильная установка (ТХУ), которая позволяет охладить воздух до заданной температуры. ТХУ могут быть двух (компрессор и турбина), трех (компрессор, турбина и вентилятор – самый массовый тип ТХУ) и четырех (компрессор, две турбины и вентилятор) колесными. На выходе из ТХУ холодный воздух поступает в смеситель, где в заданных пропорциях смешивается с горячим воздухом для получения комфортной температуры в салоне и кабине экипажа.

Рассмотрим особенности систем охлаждения современных ВС.

### Система охлаждения воздуха самолета Суперджет

Функциональная схема системы охлаждения воздуха самолета Суперджет приведена на рис. 2.8. Система охлаждения воздуха состоит из двух независимых идентичных УОВ, установленных в негерметичном отсеке передней части обтекателя крыло-фюзеляж по левому и правому бортам. В целях обеспечения заданного уровня надежности КСКВ необходимые параметры воздуха в ГК обеспечиваются даже при работе только одной УОВ с сохранением контроля за расходом и температурой воздуха в автоматическом режиме.

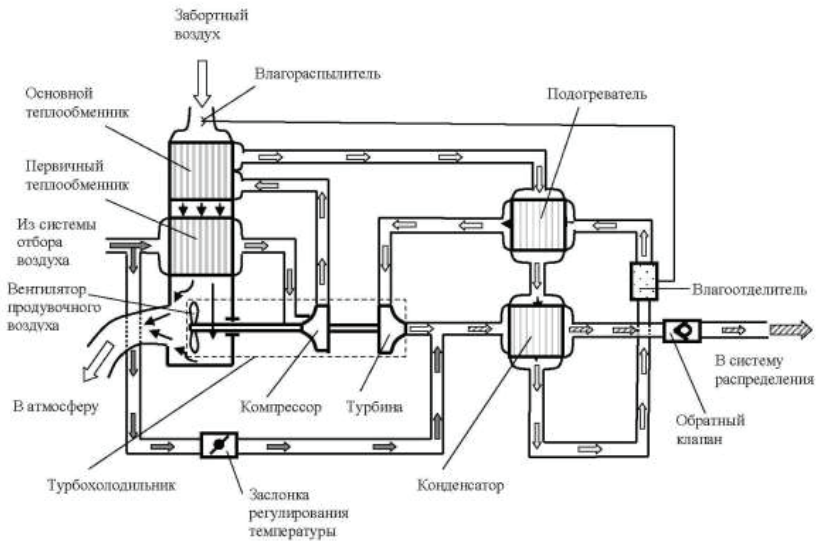


Рис. 2.8. Функциональная схема системы охлаждения воздуха самолета Суперджет

УОВ является главным компонентом системы кондиционирования воздуха самолёта. Основными компонентами УОВ являются:

- двойной теплообменник (основной и первичный);
- турбохолодильник (турбохолодильная установка, ТХУ);
- заслонка регулирования температуры;
- влагоотделитель и влагораспылитель;
- подогреватель-конденсатор;
- перепускной коллектор (на рисунке не показан).

Компоненты УОВ соединены между собой трубопроводами.

#### *Двойной ВВТ*

Двойной теплообменник устанавливается на выходе из канала скоростного потока в нижней части подфюзеляжного обтекателя и включает в себя первичный и основной теплообменники. Охлаждающая среда, как для

первичного, так и для основного теплообменников – поток забортного воздуха, поступающего через нерегулируемый воздухозаборник. Первичный теплообменник охлаждает воздух, поступающий от СОВ, перед тем, как он поступит в компрессор турбохолодильника. Основной теплообменник охлаждает воздух после его сжатия с соответствующим увеличением температуры в компрессоре турбохолодильника.

Основной и первичный теплообменники образуют единый компактный блок. Первичный теплообменник – ВВТ пластинчато-ребристого типа, имеет один ход, как по холодной, так и по горячей линии. Основной теплообменник – также ВВТ пластинчато-ребристого типа. Он имеет два хода по горячей линии и один ход по холодной линии. Внутренние и наружные поверхности агрегатов полностью защищены от коррозии путем нанесения хромированного покрытия. Для более эффективной работы поверхность входного патрубка основного теплообменника дополнительно охлаждается с помощью воды, поступающей из влагораспылителя. После прохождения первичного и основного теплообменников и перепускного коллектора продувочный воздух направляется к выходному воздуховоду и сбрасывается за борт.

#### *Турбохолодильник*

Турбохолодильник устанавливается между перепускным коллектором и подогревателем-конденсатором. Турбохолодильник осуществляет подачу охлаждённого воздуха в трубопровод смешения.

Турбохолодильник состоит из трех основных частей:

- компрессора;
- турбины;
- вентилятора продувочного воздуха.

Турбина турбохолодильника обеспечивает вращение компрессора и вентилятора продувочного воздуха.

После первичного теплообменника воздушный поток поступает в компрессор турбохолодильника, где температура и давление воздуха возрастают. Затем воздух последовательно охлаждается в основном ВВТ, ВВТ «Подогреватель» и ВВТ «Конденсатор». Далее из воздуха при помощи влагоотделителя и ВВТ «Подогреватель» удаляется лишняя влага с тем, чтобы избежать образования обледенения при дальнейшем охлаждении воздуха на турбине. В турбине турбохолодильника энергия воздуха преобразуется в энергию вращения турбины турбохолодильника, которая жестко связана с компрессором и вентилятором общим валом. Теряя энергию на вращение турбины, компрессора и вентилятора, воздух охлаждается. При этом давление воздуха понижается до значения, близкого к величине давления в гермокабине. Из турбины турбохолодильника воздух, пройдя по холодной линии ВВТ «Конденсатор», подается в систему распределения.

*ВВТ «Конденсатор»* – это пластинчато-ребристый ВВТ, имеющий один ход по холодной линии и один ход по горячей линии. Конденсатор охлаждает воздух до температуры достаточно низкой (ниже точки росы) для конденсации

влаги во влагоотделителе. Конденсатор имеет особую конструкцию с двойной сердцевиной, чтобы выдерживать обледенение, если таковое произойдет. Конденсатор также снабжен ребрами для защиты от частиц льда со стороны входа холодного воздуха, поступающего из турбины. Из конденсатора воздух поступает во влагоотделитель и затем после отделения конденсата направляется в подогреватель.

*ВВТ «Подогреватель»* - это пластинчато-ребристый ВВТ, имеющий один ход по холодной линии и один ход по горячей линии. Главное назначение данного теплообменника состоит в уменьшении содержания свободной воды в воздухе перед его поступлением в турбину после влагоотделителя за счет подогрева воздуха («выпаривания» влаги). Внутренние и наружные поверхности подогревателя защищены от коррозии за счет хромированного покрытия.

«Подогреватель» и «Конденсатор» конструктивно объединены единым корпусом.

#### *Влагоотделитель*

Влагоотделитель выполняет следующие функции:

- извлечение водного конденсата из проходящего воздуха;
- сбор извлеченной воды в отстойник;
- подачу собранной влаги в трубопровод влагораспылителя;
- слив извлеченной воды в случае закупорки соединительной линии между влагоотделителем и влагораспылителем.

Конструктивно влагоотделитель представляет собой сварной алюминиевый корпус, в котором располагаются закручивающая лопатка, коническая труба и отстойник с дренажным каналом. Заданное движение воздуха во влагоотделителе создается закручивающей лопаткой. Содержавшийся в воздухе водный конденсат оседает на внутренней поверхности конической трубы за счет центробежных сил. Потом конденсат собирается в отстойнике и сливается через дренажный канал. В случае засорения дренажного канала вода сбрасывается через дренажное отверстие за борт.

#### *Влагораспылитель*

Влагораспылитель обеспечивает охлаждение продувочного воздуха перед его подачей в двойной ВВТ за счет распыления в нем воды, собранной влагоотделителем. Влагораспылитель состоит из соединительного разъёма, трубки и распылителя.

#### *Перепускной коллектор*

Перепускной коллектор (на рисунке не показан) состоит из укрепленного стекловолоконного корпуса, в котором располагаются диффузор и щиток с обратным клапаном. На корпусе имеются фланцы для подсоединения теплообменника и турбохолодильника. Во время полёта, когда давление набегающего потока продувочного воздуха выше давления потока, создаваемого вентилятором турбохолодильника, обеспечивается частичный перепуск воздуха от вентилятора турбохолодильника через щиток с обратным клапаном (на рисунке не показан). В этом случае поток воздуха поступает непосредственно

через диффузор в выходной воздуховод продувочного воздуха. На земле, когда отсутствует поток продувочного воздуха, вентилятор турбохолодильника засасывает поток продувочного воздуха через двойной теплообменник. Обратный клапан щитка в этом случае закрыт.

#### *Заслонка регулирования температуры*

Заслонка регулирования температуры предназначена для управления расходом горячего воздуха, перепускаемого в обход УОВ, с целью регулирования температуры воздуха на выходе из УОВ. Заслонка также используется как противообледенительное устройство в случае обнаружения обледенения на выходе турбины турбохолодильника. Заслонка регулирования температуры представляет собой дроссельную заслонку, управляемую электроприводом.

#### *Обратный клапан*

Обратный клапан герметичной перегородки устанавливается в трубопроводе на выходе из УОВ и закрепляется на шпангоуте, отделяющем герметичную зону от негерметичной в обтекателе крыло-фюзеляж. Обратный клапан состоит из неметаллического корпуса, фланца и заслонки. Обратный клапан предотвращает обратный ток воздуха в случае отказа УОВ или разрыва воздуховода, чтобы изолировать герметичную зону от негерметичной для предотвращения декомпрессии кабины.

На рис. 2.9 изображена компоновочная схема правой УОВ самолета Суперджет. На схеме также показан клапан аварийной вентиляции, который обеспечивает подачу продувочного воздуха из канала воздухозаборника правой УОВ в смесительный трубопровод в случае отказа обоих устройств охлаждения воздуха. Клапан представляет собой дроссельную заслонку с электроприводом. Также имеется возможность открытия заслонки вручную специальным ручным приводом.

В автоматическом режиме система охлаждения воздуха обеспечивает выполнение следующих функций:

- регулирование температуры воздуха до уровня, соответствующего комфортным условиям;
- встроенную защиту от обледенения.

При нормальной работе УОВ автоматически управляется с помощью блока управления КСКВ в зависимости от конфигурации системы и выбора экипажа (установленной температуры, количества работающих блоков). В случае выхода из строя одного из УОВ блок управления КСКВ формирует команду на закрытие заслонки регулирования расхода и на выдачу соответствующего сообщения экипажу. При этом второе УОВ переходит в режим повышенного расхода. Если отказавшее УОВ автоматически не закроется, пилоту выдаётся рекомендация отключить ее вручную, нажатием на кнопку L AIR AUTO или R AIR AUTO на пульте управления AIR потолочного пульта пилотов.

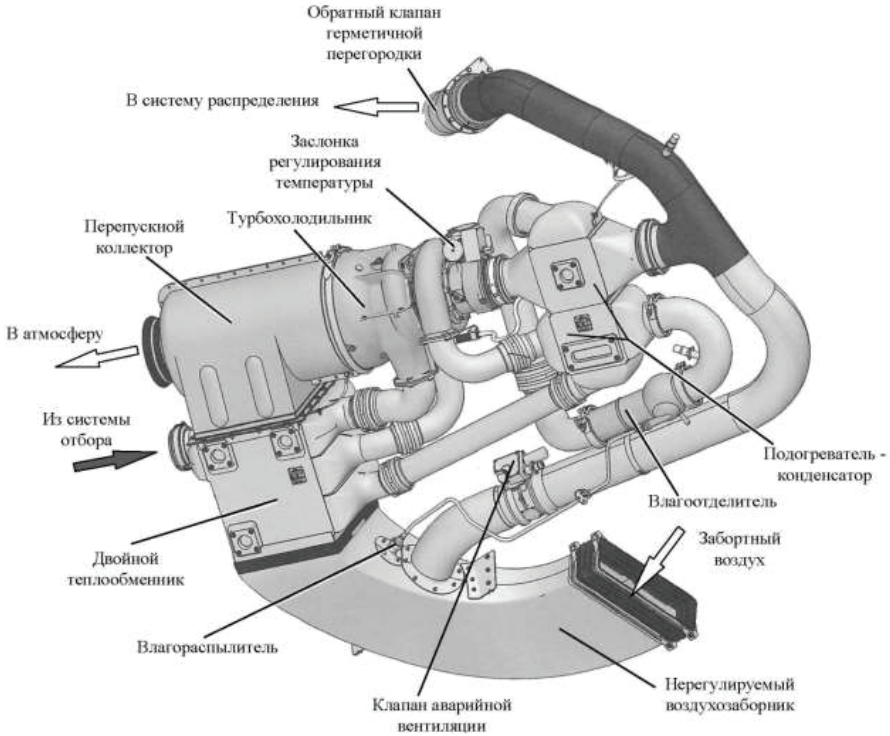


Рис. 2.9. Компоновочная схема правой УОВ самолета Суперджет

### Система регулирования расхода самолета Суперджет

Принципиальная схема системы регулирования расхода воздуха изображена на рис. 2.10.

Требуемое значение расхода воздуха обеспечивается установкой заслонки регулирования расхода воздуха в заданное положение, которое формируется исходя из показаний:

- датчика давления, измеряющего давление воздуха, подаваемого в УОВ;
- датчика расхода, измеряющего перепад давления между давлением воздуха на входном и выходном штуцерах датчика расхода Вентури;
- датчика температуры на входе в УОВ (рис. 2.11).

Датчик расхода Вентури представляет собой корпус, выполненный из легкого сплава, со специальным образом спрофилированной горловиной Вентури. При прохождении потока воздуха через датчик расхода Вентури между широким и узким сечениями горловины формируется разность давления воздуха, пропорциональная расходу воздуха.

Заслонка регулирования расхода устанавливается между датчиком расхода Вентури и УОВ. Управление заслонкой осуществляет блок управления КСКВ. Положение заслонки регулируется электродвигателем. В случае отключения электропитания или отказа электродвигателя заслонка автоматически закрывается. Кроме того, заслонка регулирования воздуха переводится блоком управления КСКВ в закрытое положение при:

- запуске двигателя;
- отказе соответствующего УОВ;
- отказе датчика расхода и связанной с этим потерей управления расходом;
- обнаружении утечек.

Закрытие заслонки регулирования воздуха в ручном режиме может осуществляться из кабины экипажа.

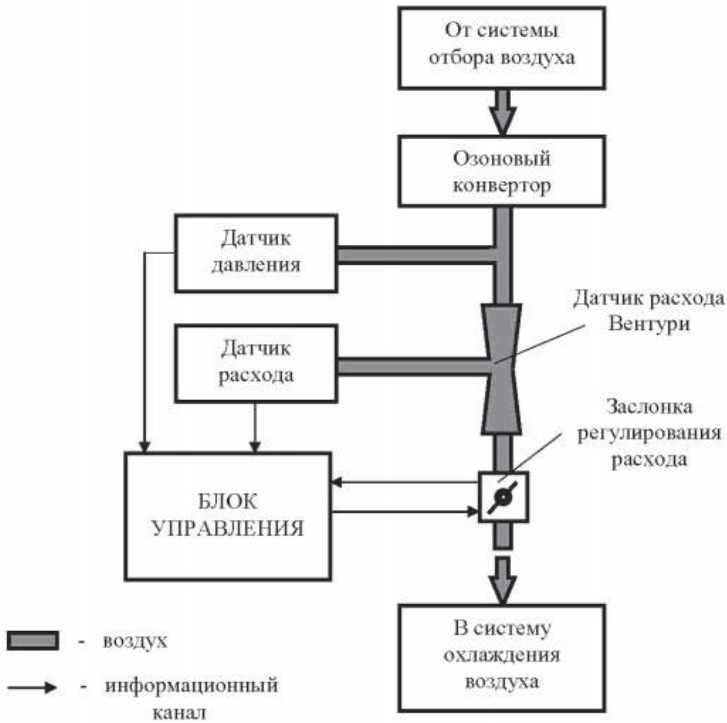


Рис. 2.10. Схема регулирования расхода самолета Суперджет

Отметим, что заслонка регулирования расхода воздуха обеспечивает также ограничение температуры на выходе из компрессора УОВ до 232°C. Функция предотвращения перегрева УОВ срабатывает, когда датчик температуры на

выходе из компрессора УОВ фиксирует температуру: 260°C более 1 секунды или 242°C более 30 секунд.

В случае работы УОВ от наземного кондиционера температуру контролирует датчик температуры на входе в УОВ.

### Система регулирования температуры на самолете Суперджет

Принципиальная схема системы регулирования температуры самолета представлена на рис. 2.11.

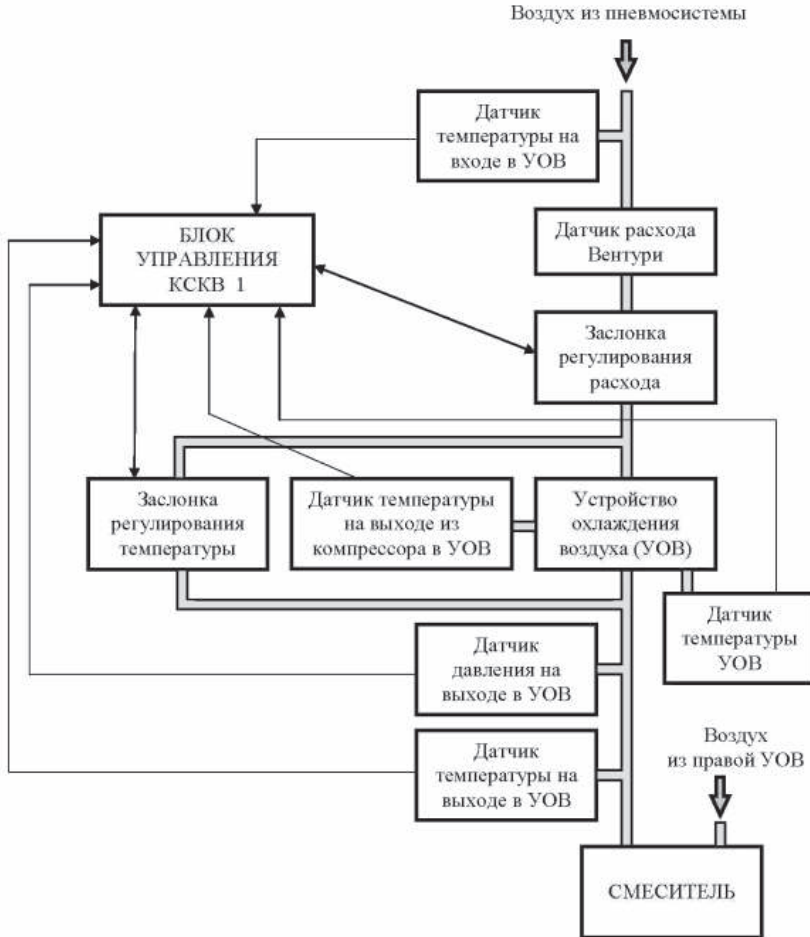


Рис. 2.11. Принципиальная схема системы регулирования температуры в СКВ самолета Суперджет

Необходимая температура на входе в ГК обеспечивается посредством подмешивания в необходимых пропорциях потока горячего воздуха из линии подмеса к холодному воздуху. Воздух в линию подмеса забирается от левой и правой СКВ после заслонок регулирования расхода (рис. 2.3). Затем горячий воздух в каждой линии подмеса проходит через регулятор давления линии подмеса, который ограничивает максимальное давление в трубопроводе и, в случае выхода из строя соответствующей линии подмеса, обеспечивает её отсечку. Обратные клапаны в линиях подмеса предотвращают обратный ток воздуха из гермокабины или противоположной линии при отключении левой или правой линии подмеса. После регуляторов давления левая и правая линии подмеса объединяются, что позволяет сохранить регулирование температуры во всех зонах даже при одной отключенной СКВ. Далее кондиционированный воздух через регулировочные клапаны и смеситель поступает в две зоны: кабину экипажа и пассажирскую кабину.

Фактически регулирование температуры воздуха в каждом из трубопроводов подачи воздуха в гермокабину осуществляется изменением положения заслонки регулировочного клапана линии подмеса, который состоит из клапана с дроссельной заслонкой, электрического соединителя и электрического привода. Управление положением заслонок линии подмеса осуществляется блоком управления КСКВ. В нормальном режиме работа заслонка регулируется импульсами напряжения, которые посылает блок управления КСКВ в исполнительный механизм заслонки. Клапан имеет визуальный индикатор положения дроссельной заслонки (стрелку) для упрощения технического обслуживания. Концевые выключатели контролируют полностью открытое/закрытое положение заслонки. Дроссельная заслонка устанавливается с уплотнительным кольцом, которое обеспечивает герметичность в закрытом положении. Для полного открытия или закрытия дроссельной заслонки необходимо 24 секунды.

Выбор температуры в определенной зоне осуществляется пилотом при помощи задатчика температуры в кабине экипажа. Фактическую температуру в кабине экипажа и пассажирской кабине измеряют вентилируемые датчики температуры. Регулирование температуры воздуха осуществляется автономно при помощи блоков управления КСКВ.

Система регулирования температуры УОВ также осуществляет защиту УОВ от перегрева. Если температура на выходе из компрессора турбохолодильника УОВ, измеряемая соответствующим датчиком температуры, превышает заранее установленное значение, датчик передает электрический сигнал на блок управления КСКВ. Данный блок управляет заслонкой регулирования расхода вплоть до полного ее закрытия.

Кроме того, система регулирования температуры УОВ обеспечивает предотвращение обмерзания влагоотделителя: датчик температуры УОВ измеряет температуру на выходе из влагоотделителя и передаёт электрический сигнал на блок управления КСКВ для регулирования работы УОВ.

Датчик давления на выходе из УОВ обеспечивает измерение давления на выходе из турбины УОВ относительно давления в пассажирской кабине с целью осуществления контроля обледенения, которое может произойти за турбиной турбохолодильника (в трубопроводах на выходе из УОВ, смесительном трубопроводе и др). Сигнал с датчика снимается каждые 5с и передается на блок управления КСКВ. По сигналам от блока управления КСКВ заслонка регулирования температуры изменяет количество подаваемого горячего воздуха. Кроме датчика давления на выходе из УОВ установлен и датчик температуры.

### Регулирование давления линии подмеса самолета Суперджет

Максимальное давление в трубопроводе с целью снижения шума на входе в заслонку регулировочного клапана линии подмеса ограничивается с помощью регулятора давления, который также используется для изоляции линии подмеса в случае неисправности.

Регулятор давления линии подмеса (рис. 2.12) представляет собой электрически управляемый пневмоприводной клапан с подпружиненной заслонкой. При достаточном давлении воздуха в трубопроводе регулятор устанавливается в положение ограничения давления, если питание включено, и в полностью закрытое положение, если питание выключено. На валу регулятора имеется специальная головка, которая позволяет вручную поворачивать дроссельную заслонку клапана до полностью закрытого положения. Положение дроссельной заслонки указывается стрелкой, расположенной на ее валу.

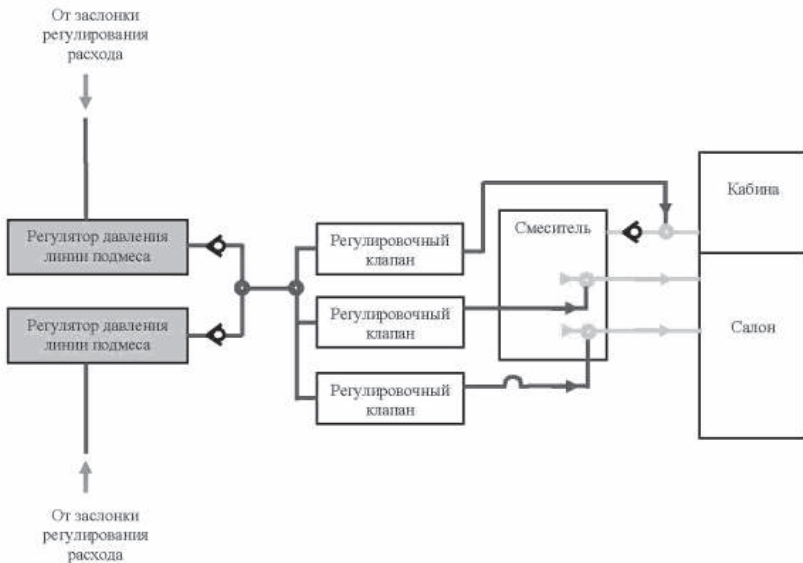


Рис. 2.12. Принципиальная схема регулирования давления в линии подмеса самолета Суперджет

Концевой выключатель хода, приводимый в действие валом дроссельной заслонки, показывает, закрыт клапан полностью или регулируется. Клапан сконструирован таким образом, что давление за клапаном не превышает нормальное регулируемое давление более чем в 1.5 раза. Максимальное время открытия клапана - не более 4 секунд. Максимальное время закрытия клапана - не более 3 секунд.

### Система охлаждения воздуха и регулирования температуры СКВ самолета А320.

Расход горячего воздуха, поступающего из системы отбора, регулируется перед входом в узлы охлаждения (PACK UNITS) (рис. 2.13) двумя клапанами управления расходом (PACK FCV – по одному клапану на каждый канал охлаждения). Давление горячего воздуха поддерживается выше давления в кабине, позволяя горячему воздушному потоку присоединяться к воздуху, поставляемому узлом охлаждения, когда это необходимо для поддержания заданной температуры. На самолете установлено два независимых узла охлаждения (PACK 1 и PACK 2). Из независимых узлов охлаждения отрегулированный по температуре воздух поступает в смесительный блок (MIXER UNIT). Оба узла охлаждения поставляют воздух с одной и той же температурой.

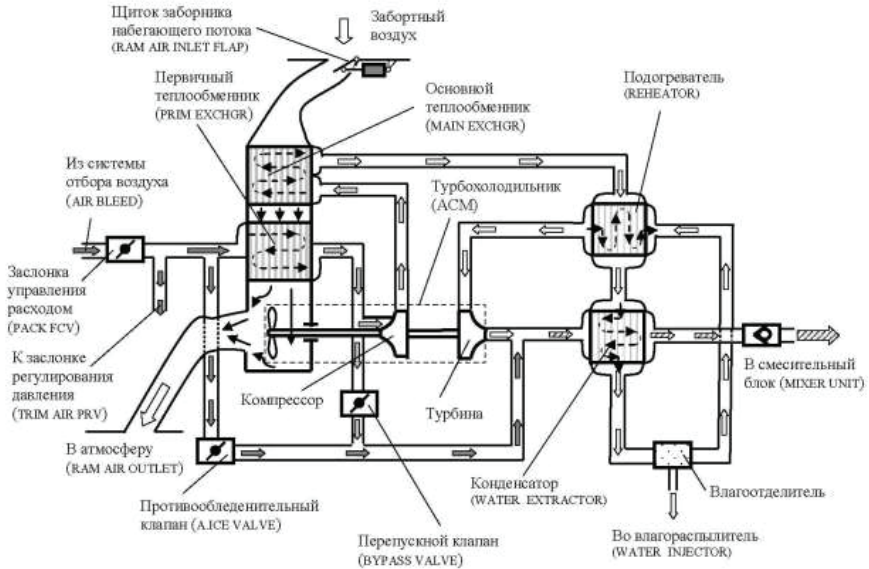


Рис. 2.13. Принципиальная схема системы охлаждения воздуха и регулирования температуры самолета А320

Поступающий из системы отбора воздух направляется к первичному теплообменнику (PRIM EXCHGR) и далее к компрессору турбохолодильной установки (ACM). В компрессоре воздух сжимается, давление и температура воздуха увеличиваются. Далее воздух подается в основной теплообменник (MAIN EXCHGR), где, как и в первичном теплообменнике, он охлаждается за счет заборного воздуха. Затем воздух проходит через конденсатор (WATER EXTRACTOR), влагоотделитель и подогреватель (REHEATOR), которые обеспечивают удаление частиц воды из воздуха, поступающего на турбину. В секции турбины воздух расширяется, заставляя турбину вращаться, а с ней компрессор и вентилятор ТХУ. При этом происходит интенсивное охлаждение и уменьшение давления воздуха до заданных значений. Вентилятор предназначен для прокачки заборного воздуха через основной и первичный теплообменники.

В линии подачи горячего воздуха в смесительный трубопровод, установленный за турбиной ТХУ, расположен противообледенительный электропневматический клапан (A.ICE VALVE), который открывается в случае необходимости прекращения образования льда на элементах конструкции конденсатора. Управляющий сигнал на противообледенительный клапан формируется по данным двух реле перепада давления (на рисунке не показаны) на выходе из конденсатора. Когда перепад давления растёт из-за ограничения воздушного потока, вызванного образованием льда, реле подают сигнал на открытие противообледенительного клапана.

На выходе из первичного теплообменника воздушный поток разделяется: основной поток направляется к компрессору ТХУ, а часть воздуха поступает по специальному трубопроводу к перепускному клапану (BYPASS VALVE). Управление перепускным клапаном осуществляется совместно с управлением положением щитка заборника набегающего потока (RAM AIR INLET FLAP). Положение перепускного клапана зависит от температуры на выходе из узла охлаждения, и, управляя положением щитка заборника набегающего потока, можно изменить расход холодного воздуха, проходящего через теплообменники. Для увеличения охлаждения щиток отклоняется на увеличение потока холодного воздуха через теплообменники. Наличие перепускного клапана позволяет существенно уменьшить инерционность системы при отработке сигналов на изменение температуры. Он управляется электрическим шаговым двигателем. Щиток заборника набегающего потока полностью перекрывает канал подачи холодного воздуха в теплообменники во время взлёта и посадки для предотвращения попадания посторонних предметов.

Конденсатор обеспечивает понижение температуры воздуха ниже точки росы, что необходимо для последующего удаления основной части воды из воздушного потока во влагоотделителе. Собранный во влагоотделителе вода посредством влагораспылителя (WATER INJECTOR) подается в воздушный канал подачи холодного воздуха в теплообменники (на рисунке не показано) для повышения эффективности их работы. Оставшаяся после влагоотделителя вода «выпаривается» за счет повышения температуры воздуха в подогревателе.

В трубопроводе подачи воздуха из узла охлаждения в смесительный блок (MIXER UNIT) установлен обратный клапан, который предотвращает перетекание воздуха из системы распределения при закрытой заслонке управления расходом PACK FCV. Клапан крепится к гермостенке фюзеляжа.

На выходе из компрессора ТХУ установлен датчик температуры (COMPRESSOR DISCHARGE TEMPERATURE SENSOR), который подает соответствующий сигнал в блок регулирования температуры узла охлаждения (датчик на рисунке не показан). Нормальная работа узла соответствует температуре воздуха до 180°C. Если температура увеличивается (180...220°C), то щиток заборника набегающего потока поворачивается на открытие, увеличивая расход заборного воздуха через теплообменники. При дальнейшем повышении температуры до 230°C начинает закрываться заслонка управления расходом PACK FCV, которая полностью перекроет подачу воздуха от пневмосистемы самолета при температуре 260°C.

### **Особенности системы основного охлаждения и регулирования СКВ самолета Боинг 737-800**

Система кондиционирования воздуха самолета Боинг 737-800 (рис. 2.14) во многом подобна системам самолетов Суперджет и А320. Рассмотрим некоторые особенности СКВ данного самолета.

Воздушный поток, поступающий из пневматической системы самолета, регулируется двумя клапанами 1 управления расходом (FLOW CONTROL AND SHUTOFF VALVE). В каждом из каналов охлаждения (на рисунке показан только левый канал). На самолете установлено два независимых узла охлаждения: левый (L PACK UNITE) и правый (R PACK UNITE). Из указанных узлов охлаждения отрегулированный по температуре воздух поступает в смесительный блок (MIX MANIFOLD). Оба узла охлаждения поставляют воздух с одной и той же температурой.

Воздух от клапана 1 направляется в блок основного охлаждения и регулирования, который включает двойной воздухо-воздушный теплообменник 2 и турбохолодильную установку 3. Воздух охлаждается сначала в теплообменнике за счет заборного воздуха, а затем в подогревателе 4, конденсаторе 5. Далее воздух проходит основной влагоотделитель (PRIMARY WATER EXTRACTOR) 6. Заметим, что в линии подачи воздуха к подогревателю 4 также установлен вспомогательный влагоотделитель (SECONDARY WATER EXTRACTOR) 7. Влагоотделители предназначены, в первую очередь, для удаления частиц воды из воздуха, поступающего на турбину. Вода из влагоотделителей подается в канал заборного воздуха через влагораспылитель 8.

В конденсаторе 5 происходит понижение температуры воздуха ниже точки росы, что обеспечивает возможность удаления основной части воды из воздушного потока во влагоотделителе 6.



12- клапан регулятора давления; 13,14- заслонки регулирования температуры; 15- клапан подсоединения наземного источника воздуха; 16- фильтр; 17- вентилятор системы рециркуляции воздуха; 18...20- обратный клапан

Подогреватель 4 используется для повышения температуры воздуха, поступающего на вход турбины ТХУ, с целью «выпаривания» воды, оставшейся после прохождения воздуха через влагоотделители 6 и 7.

В трубопроводе подачи воздуха из узла охлаждения в смесительный блок установлен обратный клапан 20, который предотвращает перетекание воздуха из системы распределения при закрытой заслонке управления расходом 1. Клапаны подмеса 9-11 горячего воздуха (TRIM AIR MODULATING VALVE) установлены в трубопроводах подачи горячего воздуха к линиям подмеса кабины экипажа и салонов. Они позволяют регулировать температуру в соответствующей зоне герметичной кабины путем подмеса заданного количества горячего воздуха к воздуху, поступающему из смесительного блока. При закрытой заслонке 12 клапана регулятора давления горячей линии (TRIM AIR PRESSURE REGULATING VALVE) данные клапаны также закрыты.

Для регулирования температуры воздуха на выходе из ТХУ 3 в трубопроводах подмеса горячего воздуха установлены заслонки 13 (STANDBY TEMP CONTROL VALVE) и 14 (TEMP CONTROL VALVE). Клапан 15 предназначен для подсоединения наземного источника воздуха.

В целях повышения энергоэффективности СКВ в смесительный блок возвращается часть воздуха из салона по трубопроводам системы рециркуляции, в которых установлены фильтры 16 и вентиляторы (RECICL FAN) 17.

## 9.7. Система распределения воздуха в гермокабине

*Система распределения воздуха в гермокабине* предназначена для подачи требуемого количества подготовленного воздуха в гермокабину, обеспечения циркуляции воздуха в гермокабине и удаления использованного воздуха. Рассмотрим принципы работы системы и ее конструкцию на примере современных пассажирских самолетов.

### **Система распределения воздуха в гермокабине самолета Суперджет**

Система распределения воздуха самолета Суперджет включает следующие подсистемы:

- подачи и рециркуляции воздуха;
- вентиляции блоков авионики;
- вентиляции багажно-грузовых отсеков.

Система подачи и рециркуляции воздуха (рис. 2.15) обеспечивает подачу и распределение воздуха в кабину экипажа, пассажирскую кабину, кухни и туалеты, а также его рециркуляцию. При конфигурации СКВ без опции «Чистый воздух в кабине экипажа» подача воздуха от установок охлаждения СКВ и

подсистемы рециркуляции осуществляется в смесительное устройство. После смешения обеспечивается доставка кондиционированного воздуха ко всем потребителям (пассажирский салон, кабина экипажа).

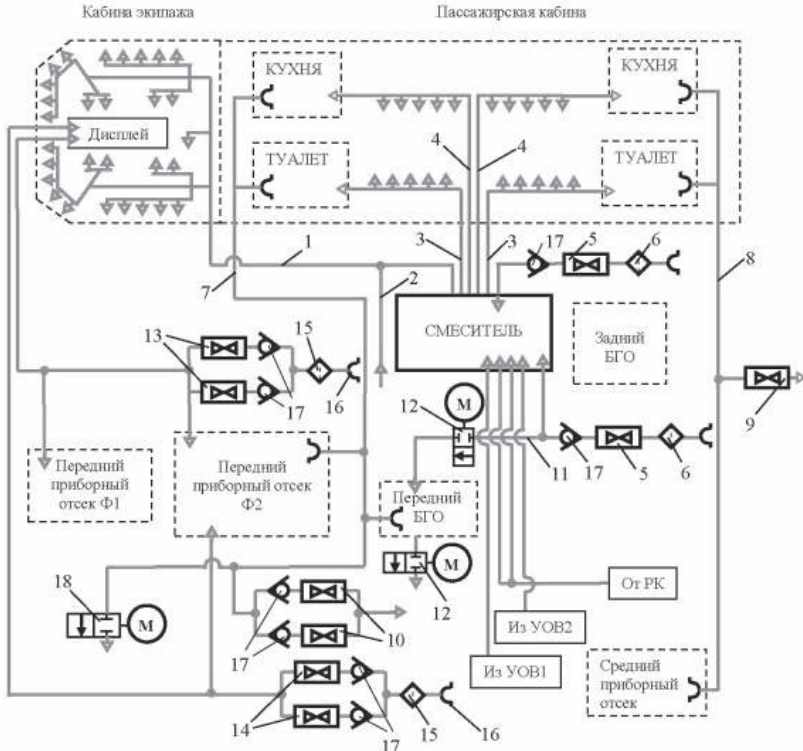


Рис. 2.15. Принципиальная схема системы распределения воздуха СКВ самолета Суперджет, где 1,2,3,4,7,8,11 – трубопроводы; 5,9,10,13,14 – вентиляторы; 6,15 – фильтр; 12 – отсечной клапан; 16 – заборник; 17- обратный клапан; 18- выпускной клапан

#### *Подача воздуха в кабину экипажа*

В кабину экипажа подается смесь воздуха от УОВ и воздуха из системы рециркуляции (повторное использование воздуха) в соотношении, соответственно, 70% и 30%. Воздух в кабину экипажа подается от смесителя по трубопроводу 1, проходящему под полом кабины экипажа по левому борту. Воздух для обдува членов экипажа подается (рис. 2.16):

- сверху через жалюзи на потолочных панелях интерьера кабины экипажа;

- через насадки индивидуального обдува, установленные на приборной доске, которые регулируются по направлению и количеству подаваемого воздуха;

- из боковых панелей к ногам.

Опция «Чистый воздух в кабине экипажа» предназначена для подачи в кабину экипажа воздуха без смешения с воздухом от подсистемы рециркуляции. Для этого устанавливается дополнительный клапан чистого воздуха (на рис. 2.15 не показан), который обеспечивает доставку воздуха от левой установки охлаждения в трубопровод 2 подачи воздуха в кабину экипажа, минуя смесительное устройство.

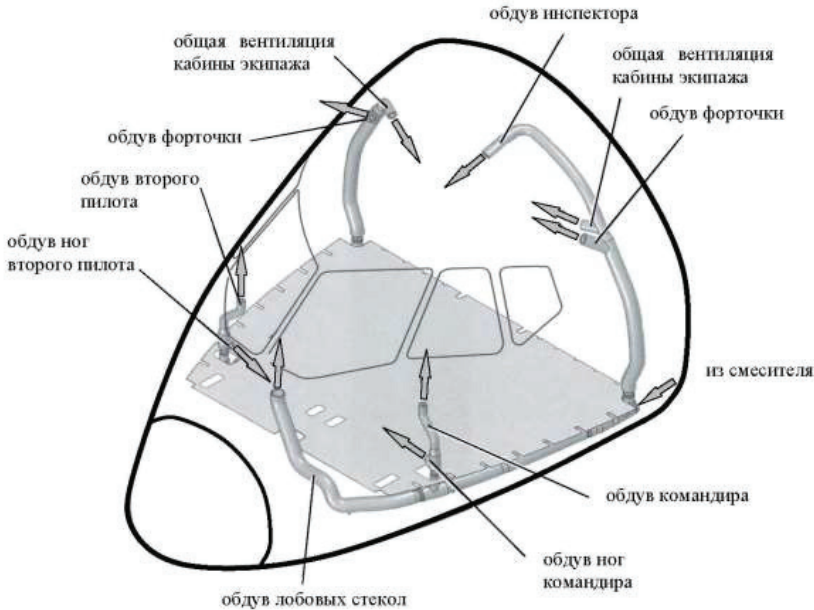


Рис. 2.16. Схема системы распределения воздуха в кабине экипажа самолета Суперджет

#### *Подача воздуха в пассажирский салон*

В пассажирскую кабину подается смесь воздуха от УОВ и воздуха из системы рециркуляции также в соотношении 70% и 30%. Воздух для обдува (рис. 2.17) в пассажирский салон подается с нижней поверхности багажных полок (20% подаваемого воздуха) и через диффузоры, установленные наверху багажных полок (80% подаваемого воздуха). Выход воздуха из пассажирского салона происходит в подпольное пространство через декоративные решётки,

установленные в зоне ног пассажиров на боковых панелях интерьера салона. Подача воздуха происходит по трубопроводам 3 и 4 (рис. 2.15), которые выходят из смесителя, расположенного под полом пассажирской кабины в задней части переднего багажно-грузового отсека (шпангоуты 23а–24). Потоки воздуха поступают от правой и левой УОВ, из линии подмеса и системы рециркуляции по трубопроводам в смеситель. В смесителе происходит смешивание части использованного воздуха из пассажирской кабины, из линии подмеса и воздуха, поступающего из УОВ. Повторно используемый воздух отбирается вентиляторами 5 системы рециркуляции, очищается фильтрами рециркуляции 6 и направляется к смесителю. Для уменьшения шума в пассажирском салоне, трубопроводы изготавливаются из неметаллических материалов, а их размеры выбираются исходя из условий поддержания в них скорости движения воздуха 10 м/с для трубопроводов, расположенных выше пола кабины, и 15 м/с для трубопроводов, расположенных под полом.

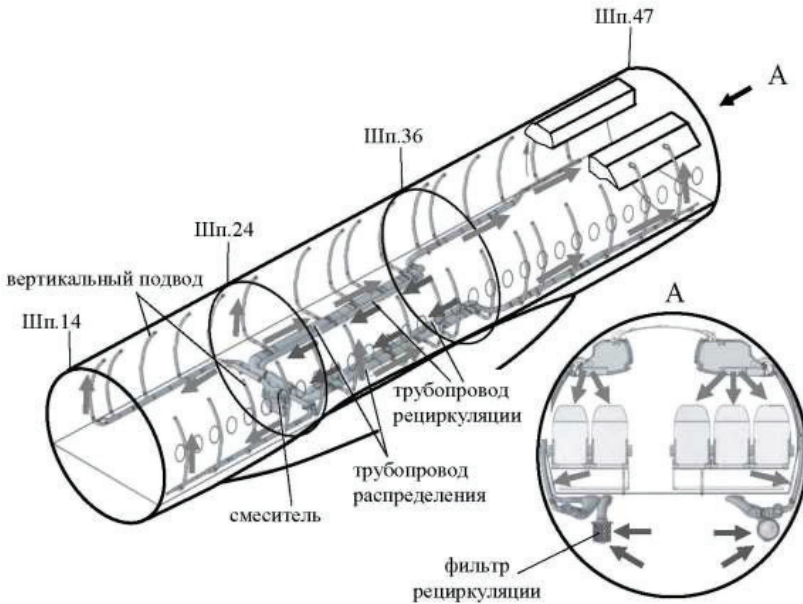


Рис. 2.17. Система распределения воздуха в салоне самолета Суперджет

#### *Подача воздуха в кухни и туалеты*

Воздух в кухни и туалеты подается вместе с воздухом для вентиляции пассажирского салона по трубопроводам 3 и 4. Выход воздуха из кухонь и туалетов осуществляется так, чтобы предотвратить распространение запахов в

пассажирам в салоне и кабине экипажа. Это обеспечивается путём забора использованного воздуха из кухонь и туалетов в отдельные трубопроводы 7 и 8. По ним воздух при помощи вытяжных вентиляторов 9 и 10 системы вентиляции блоков авионики выводится за борт через выпускной клапан САРД. Это обеспечивает при любых отказах невозможность попадания воздуха обратно в систему вентиляции и рециркуляции.

#### *Подача воздуха от наземного кондиционера*

При неработающих двигателях и ВСУ подачу воздуха в гермокабину на земле можно осуществлять от наземного кондиционера, подсоединённого к самолету через штуцер наземного кондиционирования. От него воздух поступает в смеситель и далее по вентиляционным трубам расходится к потребителям.

#### *Система вентиляции багажно-грузовых отсеков (БГО)*

Система обеспечивает вентиляцию воздуха в переднем БГО, а также изоляцию его в случае обнаружения дыма. Воздух на вентиляцию переднего БГО поступает от левой линии рециркуляции по трубопроводу 11 низкого давления (рис. 2.15). И использованный в БГО воздух отбирается вытяжными вентиляторами 10 системы вентиляции блоков авионики и выбрасывается за борт через выпускной клапан САРД. Два отсечных клапана 12 (один – на входе линии вентиляции БГО, другой – на выходе) обеспечивают изоляцию отсека в случае обнаружения в нём дыма. Минимальная температура воздуха в БГО на режиме крейсерского полёта +5 °С.

Когда система рециркуляции отключена, система вентиляции БГО продолжает работать за счет потока, приходящего через смеситель от УОВ. Штатную работу системы вентиляции БГО обеспечивает блок управления КСКВ. БГО оснащен датчиками дыма. Сигналы с датчиков принимает блок противопожарной защиты. При задымлении он передает соответствующие сигналы в систему оповещения и на блок управления КСКВ. Блок управления КСКВ принимает сигнал и подает команду на закрытие отсечных клапанов 12. Закрытие клапанов происходит одновременно. При нормальной работе системы вентиляции БГО отсечные клапаны открыты.

#### *Вентиляция приборных отсеков*

Система вентиляции блоков авионики (рис. 2.15) обеспечивает подачу и отвод воздуха из приборных отсеков и с задней панели дисплеев в кабине экипажа. Для подачи воздуха на охлаждение блоков авионики и дисплеев используются два нагнетающих вентилятора 13 правого и два нагнетающих вентилятора 14 левого борта. Перед каждой парой нагнетающих вентиляторов установлено по одному фильтру 15. Отбор воздуха осуществляется из пассажирской кабины через заборники 16.

Для удаления воздуха из передних приборных отсеков установлено два вытяжных вентилятора 10. И использованный в системе воздух отводится за борт через выпускной клапан САРД (на рисунке не показан). Выпускной клапан 18 вентиляции блоков авионики открывается автоматически при отказе обоих вытяжных вентиляторов 10. Вентиляторы для повышения надежности системы

подключены к разным шинам электропитания и разным блокам управления КСКВ. С целью повышения ресурса вытяжных вентиляторов они включаются в работу попеременно.

Для удаления воздуха из среднего приборного отсека установлен один постоянно работающий вытяжной вентилятор 9. Используемый в системе воздух отводится за борт через выпускной клапан САРД. Управление системой вентиляции приборных отсеков осуществляется автоматически. При этом используются сигналы от датчиков расхода, установленных в переднем приборном отсеке и измеряющих фактическую подачу воздуха в отсек. Кроме того, в переднем и среднем приборных отсеках установлены вентилируемые датчики температуры, позволяющие автоматизировать процесс подвода и отвода воздуха из отсеков с целью поддержания заданной температуры.

### **Система распределения воздуха на самолете А320**

Система распределения воздуха на самолете А320 (рис. 2.18) обеспечивает подачу воздуха из смесительного блока (MIXER UNIT) и его распределение в переднем салоне, в заднем салоне и в кабине экипажа. В смесительном блоке смешивается воздух, поступающий из узлов охлаждения (PACK UNIT 1 и PACK UNIT 2), и воздух системы рециркуляции из салона. Смесительный блок установлен под полом салона. В штатном режиме, условно разделенный на две зоны смесительный блок, позволяет запитывать кабину экипажа от узла охлаждения 1, а передний и задний салоны – от узла охлаждения 2.

Система рециркуляции использует воздух из салонов, который поступает в подпольное пространство и прокачивается через фильтры рециркуляции вентиляторами рециркуляции (RECIRCULATION FAN). Этот воздух смешивается с подготовленным воздухом из узлов охлаждения. Количество салонного воздуха, смешиваемого с подготовленным воздухом из узлов охлаждения, составляет от 37 до 51%. В смесительном блоке имеются два датчика температуры 6, по одному на каждой стороне блока. Они измеряют текущую температуру в смесительном блоке.

Щиток смесительного блока предназначен для подачи воздуха в кабину экипажа, если кнопка управления узлом охлаждения PACK 1 установлена в положение «Выключено» (OFF). Щиток перемещается посредством электродвигателя и обеспечивает поступление достаточного количества свежего воздуха в кабину экипажа в случае отказа первого узла охлаждения.

Клапан регулирования давления горячей линии (TRIM AIR PRV) поддерживает давление воздуха, подаваемого к клапанам подмеса 1-3, на 4 psi (0,27 ата) выше давления в кабине. Когда температура любого канала (салон, кабина экипажа) выше 88°C клапан закрывается.

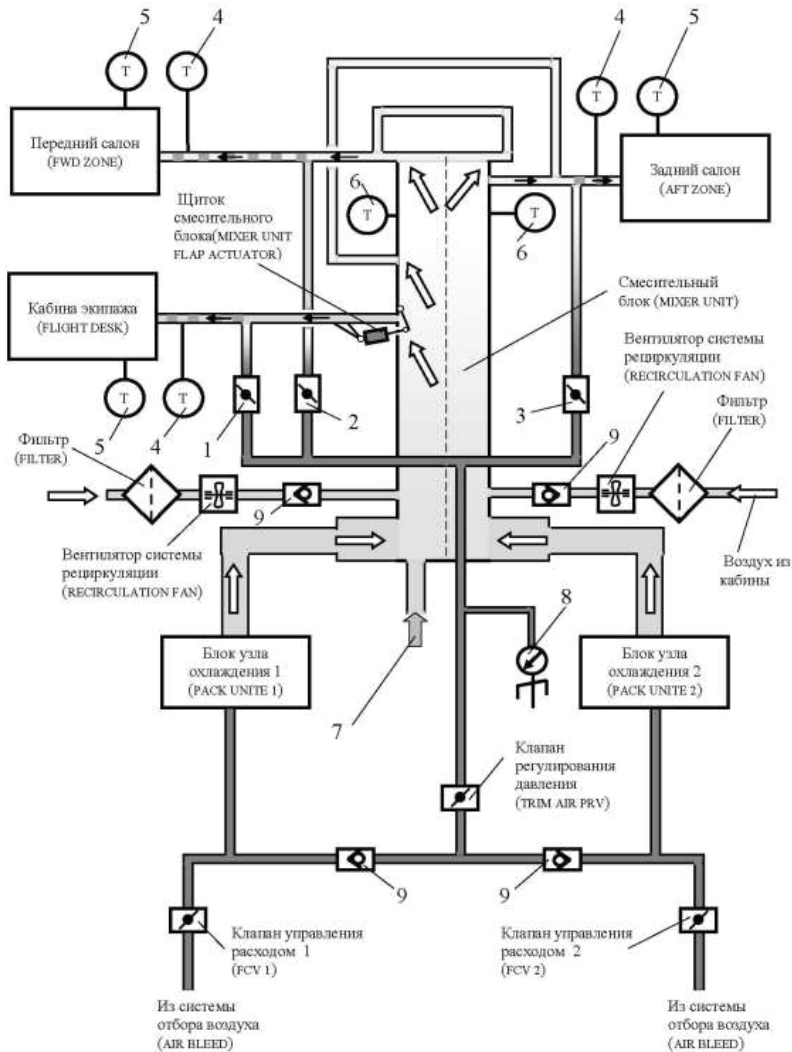


Рис. 2.18. Система распределения воздуха на самолете A320, где 1,2,3 – клапаны подмеса; 4,5,6 – датчики температуры; 7 – трубопровод подачи воздуха, 8 – датчик давления; 9- обратный клапан

Клапаны подмеса 1-3 горячего воздуха (TRIM AIR) установлены в трубопроводах подачи горячего воздуха к линиям подмеса, соответственно, кабины экипажа (FLIGHT DECK TRIM AIR VALVE) – поз.1 на рис.2.18,

переднего салона (FWD TRIM AIR VALVE) – поз.2 и заднего салона (AFT TRIM AIR VALVE) – поз.3. Они позволяют регулировать температуру в соответствующей зоне герметичной кабины путем подмеса заданного количества горячего воздуха к воздуху, поступающему из смесительного блока. При закрытой заслонке клапана регулятора давления горячей линии (TRIM AIR PRV) данные клапаны также закрыты.

В линиях подачи воздуха потребителям (передний салон, задний салон, кабина экипажа) установлены датчики температуры (DUCT TEMPERATURE SENSORS) – поз.4 на рис. 2.18. Сигналы датчиков используются для управления, индикации и обнаружения перегрева (начиная с 80°C). Во всех зонах потребления воздуха системы СКВ (передний салон, задний салон, кабина экипажа) установлены датчики температуры соответствующей зоны (ZONE TEMPERATURE SENSORS) – поз.5. Каждый датчик фиксирует температуру зоны для управления и индикации. Датчики температуры имеют два термистора, которые соединены с разными каналами блока управления.

На самолете предусмотрен аварийный заборник набегающего потока воздуха (EMERGENCY RAM AIR INLET), который закрывается щитком, расположенным на нижней левой стороне фюзеляжа, и пристыкован к тому же каналу, к которому присоединяется наземный кондиционер. На рис. 2.18 показан трубопровод 7 подачи воздуха от наземного кондиционера и аварийного заборника набегающего потока. В случае отказа обоих узлов охлаждения, может быть открыт щиток аварийного заборника набегающего воздушного потока для вентиляции самолёта или удаления дыма. В этом случае кнопка RAM AIR должна быть установлена в положение «Включено» (ON). Когда это будет выполнено, и, если не выбран режим «Приводнение» (DITCHING), щиток откроет аварийный канал забора воздуха из атмосферы. Щиток, установленный между штуцером наземного кондиционера и заборником набегающего потока воздуха узла охлаждения, закрывает один из каналов, когда воздух поступает в другую.

### **Система регулирования температуры в кабине экипажа и пассажирской кабине самолета Суперджет**

Система регулирования температуры в кабине экипажа и пассажирской кабине самолета Суперджет обеспечивает автоматическое регулирование температуры воздуха в пределах от 17 до 30°C и включает в себя линию подмеса и датчики.

Линия подмеса (рис. 2.19) подразделяется на две одинаковые полностью независимые подсистемы по левому и правому бортам самолёта и включает регулятор давления с заслонкой и обратный клапан.

Регулирование температуры обеспечивают следующие датчики:

- датчики температуры в смесителе;
- датчики температуры в трубопроводе;
- вентилируемые датчики температуры в кабине и пассажирском салоне.

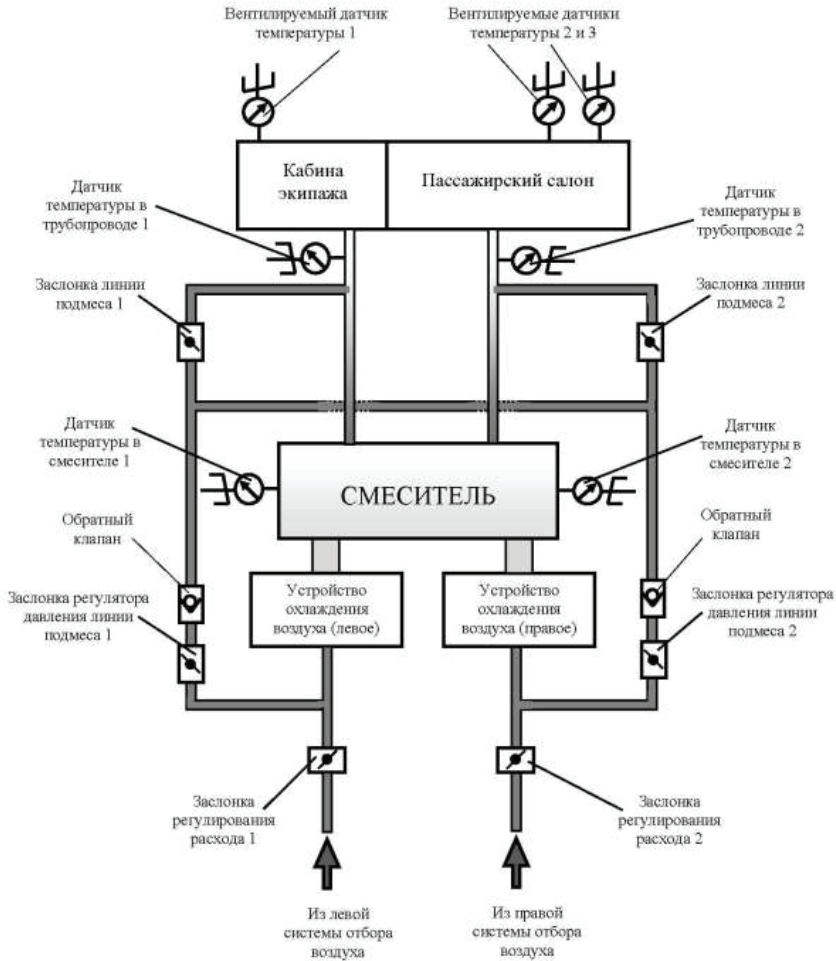


Рис. 2.19. Принципиальная схема системы регулирования температуры в кабине экипажа и пассажирской кабине самолета Суперджет

Установка температуры осуществляется пилотом при помощи задатчика температуры с потолочного пульта кабины экипажа. Регулирование температуры воздуха в различных зонах самолёта (кабина экипажа и пассажирская кабина) осуществляется автономно и обеспечивается изменением температуры приточного воздуха, подаваемого в эти зоны. Температура приточного воздуха регулируется подмешиванием к холодному воздуху,

идущему по магистральному трубопроводу из смесителя, потока горячего воздуха из линии подмеса. Воздух в линию подмеса поступает от заслонок регулирования расхода воздуха.

Для отсечки вышедшей из строя линии подмеса в каждой из них установлена заслонка регулятора давления, который выполняет функцию ограничения максимального давления в трубопроводе. Также в линиях подмеса установлены обратные клапаны для предотвращения обратного тока воздуха из гермокабины или противоположной линии при отключении одной или обеих линий подмеса. С помощью датчиков блоки управления КСКВ регулируют температуру в смесителе, магистральном трубопроводе подачи воздуха в кабину экипажа и пассажирскую кабину.

Вентилируемые датчики температуры измеряют фактическую температуру в кабине экипажа и пассажирской кабине. Вентилируемый датчик температуры состоит из корпуса и электрического соединителя. Внутри пластмассового корпуса установлены вентилятор и чувствительный элемент. Датчик имеет два отдельных датчика температуры, интегрированных в плату чувствительного элемента. Чувствительный элемент датчика передаёт электрический сигнал измеренной температуры на блок управления КСКВ.

Датчики температуры в смесителе контролируют температуру смешанного воздуха, поступающего из системы рециркуляции и УОВ. Датчики температуры в трубопроводе измеряют температуру воздуха, подаваемого в каждую гермозону. Температура в кабине экипажа и пассажирской кабине автоматически регулируется, соответственно, блоками управления КСКВ 1 и КСКВ 2, которые подают команды на открытие и закрытие заслонок линии подмеса.

Компоненты линии подмеса расположены по левому и правому бортам в отсеке системы кондиционирования воздуха в нижней части фюзеляжа и в передней части обтекателя крыло-фюзеляж.

Заслонка линии подмеса в каждом из двух трубопроводов подачи воздуха в гермокабину обеспечивает подмес определённого количества горячего воздуха к основному холодному потоку, поступающему из смесительного трубопровода. Необходимое положение заслонки линии подмеса устанавливает блок управления КСКВ. В нормальном режиме работа заслонки линии подмеса регулируется импульсами напряжения, которые посылает блок управления КСКВ в исполнительный механизм заслонки. Клапан имеет визуальный индикатор положения дроссельной заслонки (стрелку) для упрощения технического обслуживания. Электропривод приводит в действие заслонку линии подмеса. Концевые выключатели контролируют полностью открытое/закрытое положение заслонки. Корпус клапана выполнен из алюминиевого сплава. Дроссельная заслонка устанавливается с уплотнительным кольцом, которое обеспечивает герметичность в закрытом положении.

## 9.8. Назначение, конструкции и работа основных агрегатов СКВ

### Турбохолодильная установка (ТХУ)

ТХУ предназначена для охлаждения воздуха посредством расширения в сопловом аппарате турбины и совершения работы посредством вращения колеса турбины и соединенных с ней элементов (компрессора, вентилятора). ТХУ бывают двух, трех (самые массовые) и четырех колесными. Двухколесная ТХУ помимо турбины содержит вентилятор, используемый для прокачки охлаждающего воздуха через воздухо-воздушный теплообменник. Трехколесный ТХУ, помимо турбины и вентилятора, включает компрессор, используемый для предварительного сжатия поступающего воздуха с целью повышения эффективности цикла охлаждения. В четырехколесной ТХУ вместо одноступенчатой турбины используется двухступенчатая, что также способствует повышению эффективности цикла охлаждения.

Схема современной трехколесной ТХУ в составе СКВ показана на рис. 2.8 и рис. 2.13 штриховой линией. Компоновочная схема подобной ТХУ приведена на рис. 2.20. Принципиальная конструктивная схема установки показана на рис. 2.21.

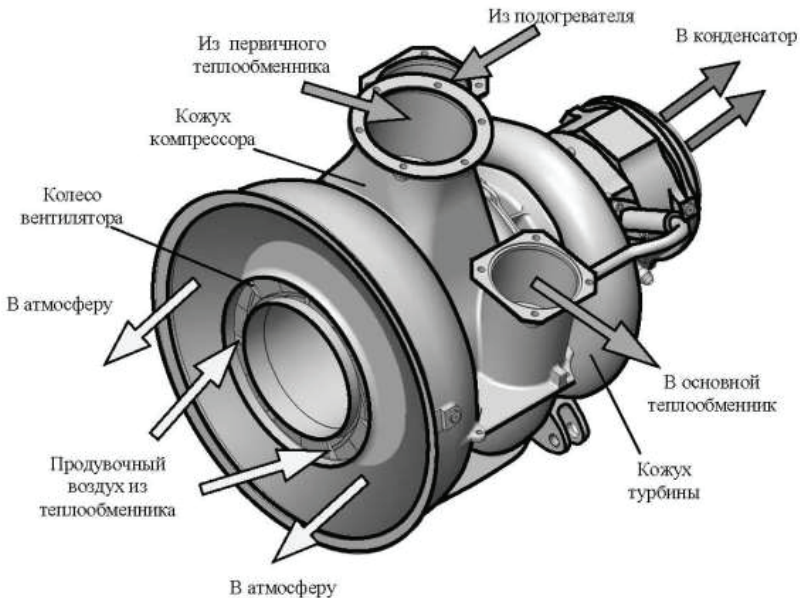


Рис. 2.20. Компоновочная схема турбохолодильной установки

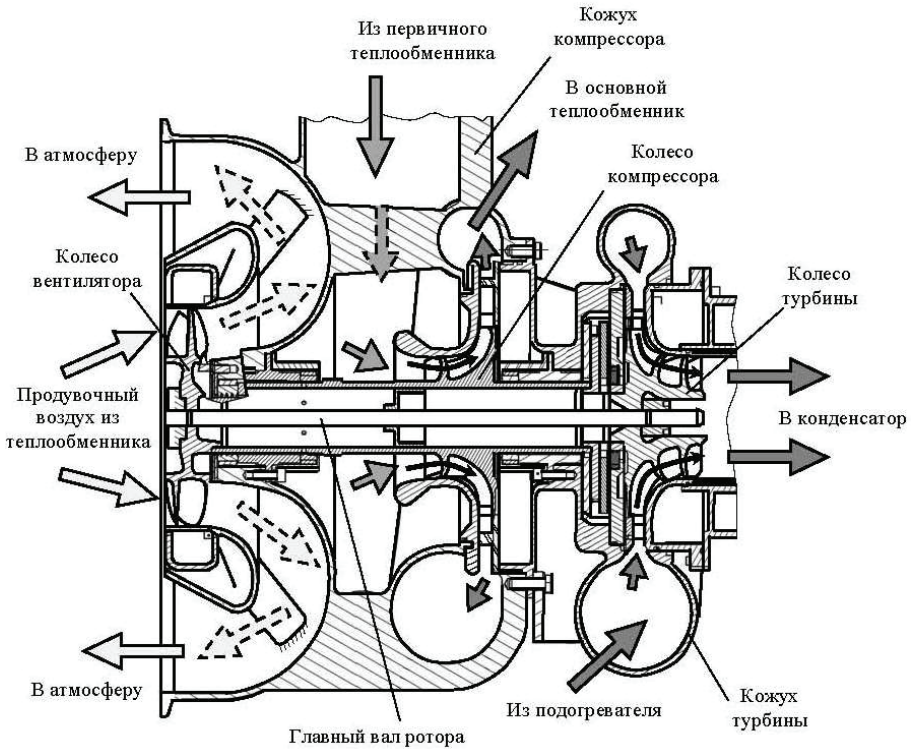


Рис. 2.21. Принципиальная конструктивная схема турбохолодильной установки

Все компоненты турбохолодильника делятся на вращающиеся и неподвижные элементы. Вращающиеся элементы это:

- колесо компрессора, соединенное с главным валом ротора;
- колесо турбины, закрепленное на одном конце главного вала ротора;
- колесо вентилятора, закрепленное на другом конце главного вала ротора.

Неподвижные элементы это:

- кожух компрессора, в котором устанавливаются колесо компрессора и колесо вентилятора;
- кожух турбины, в котором устанавливается колесо турбины;
- фланец на выходе из турбины для подачи охлажденного воздуха в конденсатор.

Особенностью рассматриваемой ТХУ является наличие двух воздушных подшипников, установленных в кожухе компрессора, удерживающих главный вал ротора.

Описание работы трехступенчатой ТХУ самолета Суперджет представлено в п.2.1.6.

### Теплообменник

Теплообменники обеспечивают обмен теплом между средами с разной температурой. Теплообменники бывают воздухо-воздушными (ВВТ), топливо-воздушными и др.

Принцип работы ВВТ наглядно проиллюстрирован на рис. 2.22.

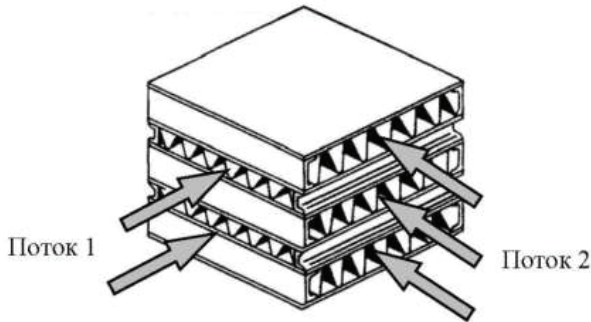


Рис. 2.22. Схема работы воздухо-воздушного теплообменника

В качестве примера рассмотрим конструкцию и работу двойного ВВТ самолета Суперджет, который устанавливается на выходе канала скоростного потока в нижней части подфюзеляжного обтекателя и включает в себя первичный и основной теплообменники, выполненные в виде единого блока (рис. 2.23).

В первичном теплообменнике охлаждается воздух, поступающий из подсистемы отбора. Далее охлажденный воздух подается на вход компрессора ТХУ. Основной теплообменник охлаждает воздух, поступающий из компрессора ТХУ. В качестве охлаждающей среды первичный и основной теплообменники используют заборный воздух, поступающий через нерегулируемый воздухозаборник самолета, расположенный в нижней части подфюзеляжного обтекателя.

Первичный теплообменник - пластинчато-ребристый теплообменник перекрёстно-точного типа, имеющий один ход, как по холодной, так и по горячей стороне. Основной теплообменник - пластинчато-ребристый перекрёстно-точного типа, имеющий два хода по горячей стороне (показано стрелкой на рис. 2.23) и один ход по холодной стороне. Внутренние и наружные поверхности агрегата полностью защищены от коррозии путем нанесения хромированного покрытия. Для более эффективной работы поверхность входного патрубка

основного теплообменника дополнительно охлаждается с помощью влагораспылителя.

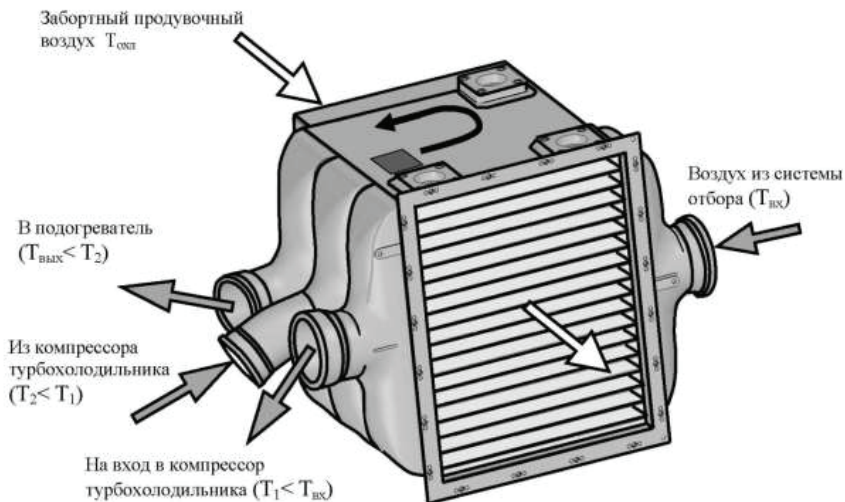


Рис. 2.23. Принципиальная схема двойного воздухо – воздушного теплообменника

### Заслонка регулирования СКВ

Заслонка регулирования предназначена для изменения объема проходящего через нее потока воздуха посредством изменения площади проходного сечения за счет поворота заслонки на открытие или закрытие. Заслонка является исполнительным устройством в контурах управления расходом воздуха, температуры, давления.

Принципиальная схема типовой заслонки различных подсистем СКВ самолета приведена на рис. 2.24. Основными элементами заслонки являются:

- корпус, в котором выполнен канал для прохода воздуха и установлены подшипниковые узлы вала;
- электропривод с редуктором, предназначенные для формирования и передачи крутящего момента на вал заслонки;
- вал, на котором закреплена заслонка с уплотнительным кольцом.

При наличии управляющего сигнала на электроприводе вал с заслонкой поворачивается на заданный угол, обеспечивая проход через заслонку потребного объема воздуха. Положение заслонки может фиксироваться специальными датчиками, которые передают соответствующие сигналы в блоки управления СКВ. На рис. 2.24 открытое положение заслонки показано штриховой линией.

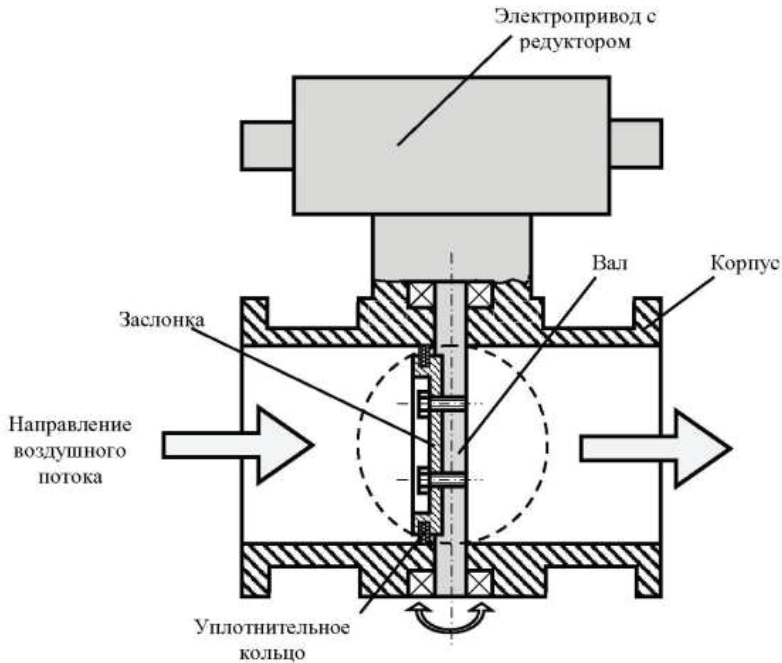


Рис. 2.24. Принципиальная схема типовой заслонки СКВ

### Влагоотделитель

Влагоотделитель предназначен для осушения воздуха с целью исключения образования тумана, наледи и других нежелательных явлений, возникающих при охлаждении воздуха. Влага отделяется за счет центробежных сил при закручивании потока.

Влагоотделитель самолета Суперджет (рис. 2.25) установлен в линии основного охлаждения и регулирования СКВ, которая соединяет выходной патрубок конденсатора и входной патрубок подогревателя. Влагоотделитель обеспечивает уменьшение содержания воды в воздухе, поступающем из конденсатора на турбину турбохолодильной установки.

Влагоотделитель выполняет следующие функции:

- извлечение водного конденсата,
- сбор извлеченной воды в отстойник,
- подачу собранной влаги в трубопровод влагораспылителя,
- слив извлеченной воды в дренаж при закупорке соединительной линии между влагоотделителем и влагораспылителем.

Влагоотделитель представляет собой сварной алюминиевый корпус, в котором располагаются закручивающая лопатка, коническая труба и отстойник с дренажным каналом.

Лопатка закручивает поток воздуха, входящего во влагоотделитель. При этом содержащийся в воздухе водный конденсат под действием центробежных сил направляется к внутренней поверхности конической трубы и оседает на ней. Потом конденсат собирается в отстойнике и поступает в линию подачи к влагораспылителю. В случае засорения этой линии вода сбрасывается через дренажный трубопровод за борт.

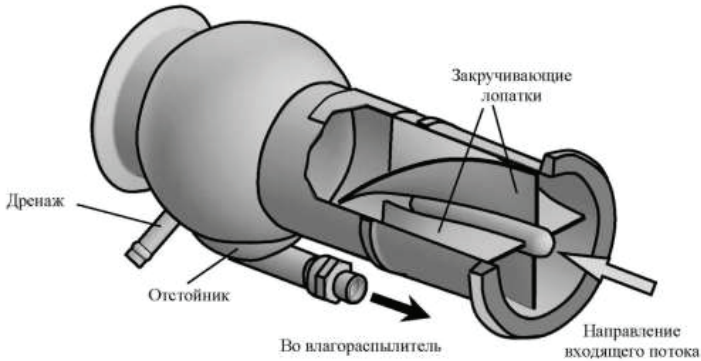


Рис. 2.25. Принципиальная схема влагоотделителя СКВ самолета Суперджет

### Датчик расхода Вентури

Датчик расхода Вентури предназначен для измерения расхода, проходящего через него воздуха.

Датчик расхода Вентури самолета Суперджет (рис. 2.26) представляет собой корпус, выполненный из легкого сплава, с горловиной Вентури и двумя штуцерами для снятия значений давлений на входе и горловине Вентуре.

Принцип работы датчика основан на измерении перепада давления воздуха, который происходит из-за изменения скорости потока, возникающего вследствие изменения площади поперечного сечения трубки, по которой движется воздух. Поскольку трубка, спроектированная в свое время итальянским учёным Дж. Вентури, имеет наименьшие потери давления среди сужающих поток расходомеров, датчик расхода Вентури на сегодняшний день является наиболее распространенным типом расходомера.

При заданной геометрии датчика Вентури объемный расход проходящего воздуха, можно рассчитать по формуле:

$$Q = k \cdot \varepsilon \cdot \sqrt{\frac{\Delta p}{\rho}},$$

где  $Q$  - объемный расход воздуха;  $k$  - коэффициент, учитывающий геометрию датчика;  $\varepsilon$  - коэффициент, учитывающий сжимаемость воздуха;  $\rho$  - плотность воздуха;  $\Delta p$  - перепад давления на входе и в горловине датчика.

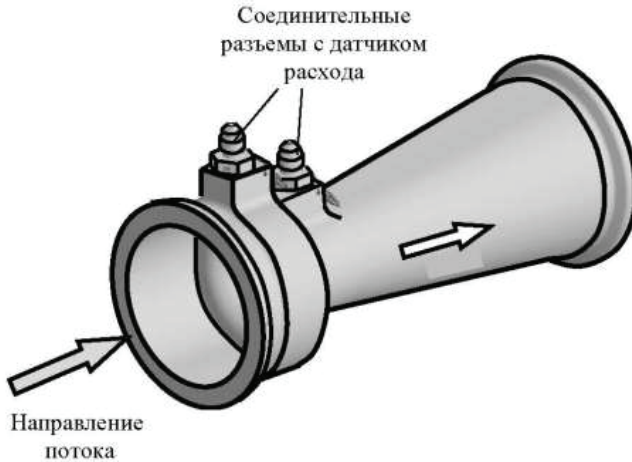


Рис. 2.26. Принципиальная схема датчика расхода Вентури

На самолете Суперджет датчик расхода Вентури устанавливается перед заслонкой регулирования расхода воздуха в линии подачи от озонового конвертора.

#### **Обратный клапан линии подмеса**

Обратный клапан линии подмеса предотвращает обратный ток воздуха из гермокабины или противоположной линии подмеса при отключении одной или обеих линий подмеса.

Для примера на рис. 2.27 показана принципиальная схема обратного клапана линии подмеса самолета Суперджет, который состоит из корпуса, двух поворотных створок, оси навески створок, двух пружин, двух стоек крепления клапана. Максимальный поток воздуха, проходящий через клапан, составляет 815 кг/час.

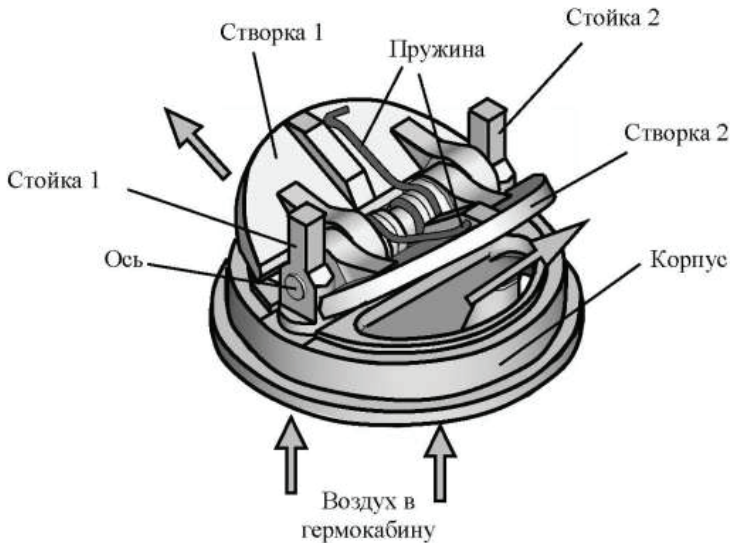


Рис. 2.27. Принципиальная схема обратного клапана линии подмеса самолета Суперджет

## Глава 10. Система автоматического регулирования давления

### 10.1. Назначение и архитектура САРД

Система автоматического регулирования давления (САРД) предназначена для поддержания в гермокабине самолета необходимого давления, обеспечивающего нормальную жизнедеятельность пассажиров и экипажа.

На большинстве современных самолетах САРД обеспечивает поддержание «высоты» в кабине не выше 2400 м. На самолете Боинг 787 давление в кабине не опускается ниже давления, соответствующего высоте 1800 м.

Рассмотрим конструкцию и принцип работы САРД на примере самолета Суперджет.

Функциональная структура САРД самолета Суперджет приведена на рис. 2.28.

САРД самолета Суперджет обеспечивает:

- автоматическое регулирование абсолютного давления в гермокабине по заданной программе в зависимости от внешнего барометрического давления;
- автоматическое ограничение скорости изменения давления в гермокабине;

- автоматическое ограничение эксплуатационного избыточного давления в гермокабине;

- ограничение предельного положительного и отрицательного перепада давлений между кабиной и атмосферой;

- возможность ручного регулирования изменения давления в гермокабине;

- принудительную разгерметизацию гермокабины для выравнивания давления гермокабины с атмосферным давлением;

- герметизацию трактов сброса воздуха из гермокабины через выпускной клапан для сохранения плавучести самолёта при вынужденной посадке на воду;

- контроль параметров давления воздуха в гермокабине, сигнализацию о нормальных и опасных режимах работы системы;

- автоматическое ограничение перепада давления на земле;

- быстрое корректирование давления в гермокабине;

- устранение задымления в гермокабине (при необходимости);

- ограничение перепада давления в гермокабине, соответствующего максимальной высоте 4500 м при неисправной работе или отказах системы;

- предотвращение герметизации гермокабины на аэродроме, если не закрыты и не заблокированы двери и люки.

При нормальной работе система управляется автоматически двумя блоками управления КСКВ. Каждый блок управления КСКВ имеет два канала - канал А (основной) и канал В (резервный). Каждый из каналов имеет датчик давления для измерения давления в гермокабине.

В канале А сосредоточены основные функции САРД:

- измерение давления в гермокабине;

- расчёт заданного давления гермокабины, заданных скоростей изменения давления, скорости открытия (закрытия) выпускного клапана;

- управление выпускным клапаном;

- предоставление информации о давлении в гермокабине системам самолёта;

- контроль компонентов системы автоматического регулирования давления.

В случае отказа основного канала А, используется канал В (ручной режим работы САРД), обеспечивающий:

- регулирование давления и скорости изменения давления в гермокабине в соответствии с выбором пилота;

- ограничение скорости изменения давления в гермокабине (блок управления КСКВ1);

- индикацию параметров САРД;

- регулирование работы наземного клапана (блок управления КСКВ2).

Сброс избыточного давления реализуется через два предохранительных клапана. Стравливание избыточного давления отменяет работу обоих режимов: автоматического и ручного.

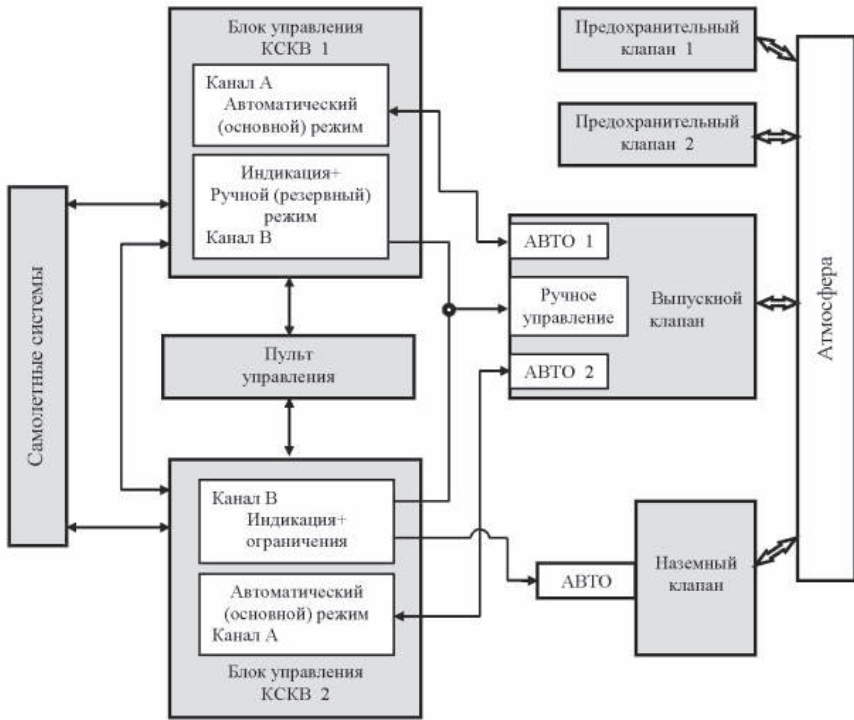


Рис. 2.28. Функциональная система САРД самолета Суперджет

*Функционирование САРД в автоматическом (основном) режиме.*

Канал А блоков управления КСКВ регулирует давление в гермокабине с помощью открытия выпускного клапана в соответствии с заданными законами регулирования. В автоматическом режиме (без участия экипажа) на земле и в полёте перепад давления в гермокабине и скорость изменения давления регулируются в зависимости от:

- высоты полёта самолёта, вертикальной скорости самолёта и барометрической коррекции изменения давления, полученной от систем самолёта;
- выбранной высоты аэродрома посадки (высота поступает автоматически от комплекса авионики или задается лётчиком вручную);
- вынужденной посадки на воду или аварийной разгерметизации, выполняемой вручную лётчиком;
- сигнала обжатого состояния шасси;

- открытого положения дверей и люков (для начала наддува гермокабины);
- положения рычага управления двигателями (РУД);
- положения выпускного и наземного клапанов (полностью открытое или полностью закрытое);
- расхода воздуха в салоне.

Канал А блоков управления КСКВ регулирует давление в гермокабине в зависимости от полученной информации. Заданное значение давления сравнивается с давлением в салоне и блоки управления КСКВ изменяют положение заслонки выпускного клапана для устранения существующей разницы.

#### *Функционирование САРД в ручном режиме*

Ручное регулирование давления в гермокабине осуществляется с пульта управления в случае отказа обоих автоматических каналов САРД или по желанию летчика. Необходимая скорость изменения давления в гермокабине устанавливается летчиком посредством задатчика и регулируется блоком управления КСКВ 1 по резервному (ручному) каналу В с помощью открытия или закрытия выпускного клапана.

#### *Режимы работы САРД на земле и в полёте*

*Автоматическая разгерметизация на земле.* При приземлении самолёта во избежание резких перепадов давления блоки управления КСКВ поддерживают положительный перепад давления в гермокабине. Автоматическая разгерметизация включается, когда шасси находится в обжатом положении, а РУД находится в положении МАЛЫЙ ГАЗ.

*Автоматическая предварительная герметизация на земле.* Автоматическая предварительная герметизация на земле предотвращает скачки давления в гермокабине в момент отрыва самолёта на разбеге при взлёте. Режим автоматической предварительной герметизации включается, когда шасси находится в обжатом положении, а РУД в положении МАЛЫЙ ГАЗ.

*Взлёт.* Для предотвращения резкого изменения давления в гермокабине во время разбега самолёта, происходит автоматический наддув, пока давление в гермокабине не достигнет заданного превышения давления на высоте аэродрома. Автоматический наддув гермокабины начинается, когда шасси находится в обжатом положении, а РУД в положении МАЛЫЙ ГАЗ.

*Набор высоты.* При отрыве самолёта от земли блоки управления КСКВ управляют скоростью изменения «высоты» в гермокабине пропорционально вертикальной скорости самолёта. Максимальная допустимая скорость набора высоты определяется для самолёта с минимальной массой и не может превышать заданного значения.

*Крейсерский полёт.* «Высота» в гермокабине регулируется в соответствии с высотой полёта самолёта. Максимальный перепад давления между гермокабиной и атмосферой составляет 0,6 атм при максимальной высоте полёта самолёта 12 500 м, что обеспечивает давление в гермокабине, соответствующее высоте 2400 м.

*Снижение.* При снижении самолёта «высота» в гермокабине понижается пропорционально скорости снижения самолёта. С учётом комфорта пассажиров выбрана скорость изменения давления, соответствующая номинальной скорости снижения 2,3 м/с. Если самолёт снижается в аварийном режиме, то скорость изменения давления в гермокабине соответствует скорости снижения не более 5,08 м/с. Блоки управления КСКВ автоматически обеспечивают изменение давления в гермокабине без участия экипажа.

*Руление.* После касания самолётом взлетно-посадочной полосы шасси находится в обжатом положении, а РУД в положении МАЛЫЙ ГАЗ. Начинается автоматическая разгерметизация гермокабины, полностью открываются выпускной и наземный клапаны.

*Режим предотвращения наддува.* Все двери и люки должны быть закрыты и заблокированы, без этого наддув гермокабины самолёта невозможен.

*Режим вынужденной посадки на воду.* Режим вынужденной посадки на воду активируется нажатием на кнопочный переключатель на пульте управления. Процедура выполняется автоматически. При этом происходит отключение обоих УОВ, разгерметизация гермокабины, закрытие выпускного и наземного клапанов.

*Режим аварийной разгерметизации.* Аварийная разгерметизация возможна при работе САРД в автоматическом и ручном режимах. Она используется при появлении дыма в гермокабине. Разгерметизация обеспечивает удаление дыма из гермокабины за счёт быстрого сброса воздуха в атмосферу.

*Режим ограничения «высоты» кабины.* Давление в гермокабине измеряется датчиком давления, входящим в состав канала В блока управления КСКВ 2. Когда «высота» в гермокабине превышает 4420 м, по сигналу от блока управления КСКВ выпускной клапан закрывается. Клапан остаётся закрытым до тех пор, пока «высота» в кабине не станет ниже 4270 м.

## 10.2. Назначение, конструкция и работа агрегатов САРД

### Выпускной клапан

Выпускной клапан предназначен для поддержания в гермокабине избыточного давления и ограничения перепада давления путем изменения расхода воздуха, поступающего из гермокабины в атмосферу, согласно командам блоков управления КСКВ.

Выпускной клапан САРД самолета Суперджет (рис. 2.29) состоит из корпуса, заслонки установленной на оси и электропривода, обеспечивающего вращение заслонки.

Выпускной клапан установлен в подпольном пространстве в районе центроплана на гермошпангоуте и имеет два режима работы: автоматический и ручной. Электропривод состоит из редуктора с тремя приводами, два из которых

основные, обеспечивающие автоматическое управление заслонкой. Третий привод – резервный, используется для ручного управления.

*Наземный клапан* предназначен для уменьшения перепада давления в гермокабине. По конструкции наземный подобен выпускному клапану. На земле клапан всегда открыт, во время полёта клапан закрыт. Расположен наземный клапан в подпольном пространстве на заднем гермошпангоуте гермокабины. Электропривод обеспечивает поворот заслонки. Исполнительный механизм наземного клапана оснащен принудительным ручным приводом.

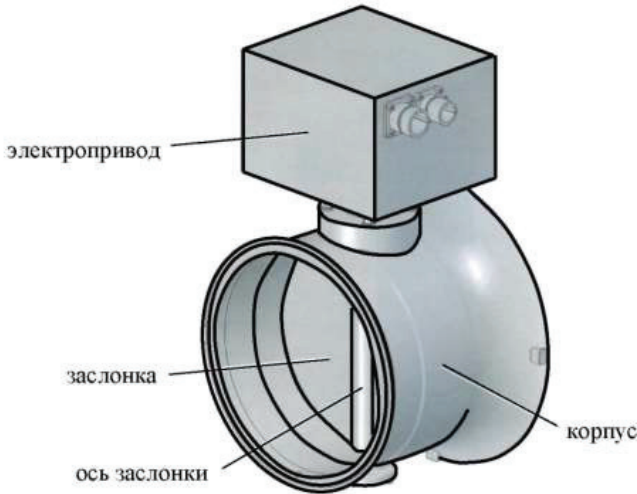


Рис. 2.29. Выпускной клапан САРД самолета Суперджет

### **Предохранительный клапан**

Предохранительный клапан предназначен для поддержания безопасного перепада давления между гермокабиной и атмосферой путём перепуска воздуха в прямой или обратном направлении.

Предохранительные клапаны самолета Суперджет (рис. 2.30) размещены на заднем гермошпангоуте гермокабины и включают следующие основные элементы: корпус, командный прибор регулирования давления в полости управляющего давления, подпружиненный тарельчатый клапан, связывающий гермокабину с негерметичным отсеком и упругие мембраны, разъединяющие полости.

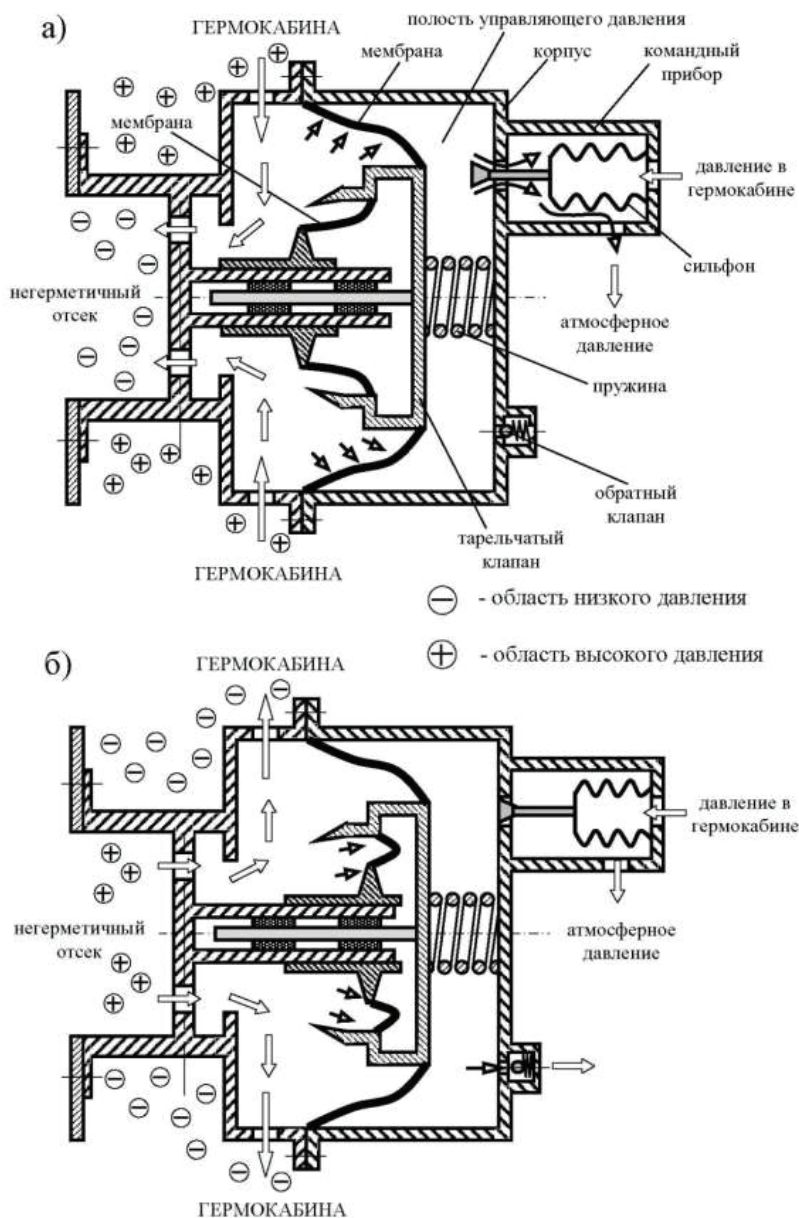


Рис. 2.30. Предохранительный клапан СКВ самолета Суперджет

Максимальный положительный перепад давления в гермокабине (т.е. когда давление в гермокабине выше атмосферного) не должен превышать  $0,6 \text{ кгс/см}^2$ . Если значение перепада достигнет величины  $0,608 \text{ кгс/см}^2$  или более, то предохранительный клапан откроется для стравливания избыточного давления (рис. 2.30а). Максимальный допустимый отрицательный перепад давления в гермокабине (т.е. когда давление в гермокабине ниже атмосферного) составляет  $0,035 \text{ кгс/см}^2$ . Если во время аварийного снижения атмосферное давление превысит давление в гермокабине на большее значение, то предохранительный клапан откроется для притока воздуха из атмосферы (рис. 2.30б). Открытие предохранительных клапанов гарантирует необходимое безопасное значение перепада давления даже при одном неисправном клапане. Изменение положительного и отрицательного перепада давления отменяет работу автоматического и ручного режимов работы блоков управления КСКВ.

### **Регулятор давления в кабине**

На некоторых самолетах, находящихся в эксплуатации, в САРД используются анероидно-мембранные приборы, работающие в автоматическом режиме. В этом случае система регулирования давления в кабине состоит из двух элементов (рис. 2.31): командного прибора 1 и выпускного клапана 2, связанных между собой трубопроводом 3. Командных приборов, управляющих выпускным клапаном, может быть несколько: например, основной и дублирующий. Количество выпускных клапанов определяется объемом кабины, количеством подаваемого в кабину воздуха и др.

Так как закон регулирования давления в гермокабине (рис. 2.1) имеет обычно две зоны: зону *постоянного абсолютного давления* (до высот 6000–7000 м) и зону *постоянного избыточного давления* (на больших высотах), то командный прибор также имеет два блока: блок абсолютного давления и блок избыточного давления. Блок абсолютного давления состоит из вакуумного сильфона 4, тяги 5, пружины 6, мембраны 7, подпружиненного клапана 8 и клапана 9. В блоке избыточного давления также имеется сильфон 10, внутренняя полость которого сообщается с атмосферой трубопроводом 11, тяга 12, пружина 13 и подпружиненный клапан 14.

Блоки отличаются типами сильфонов: в блоке абсолютного давления внутри вакуумного сильфона 4 давление практически равно нулю, а в блоке избыточного давления в сильфоне 10 давление равно атмосферному. Поэтому сильфон 10 деформируется под действием разности давлений: давления, действующего на внешнюю поверхность сильфона (кабинного давления), и атмосферного давления внутри сильфона, то есть речь фактически идет об измерении избыточного давления в кабине по сравнению с атмосферным. Полость А командного прибора 1 соединена с кабиной через дроссельное отверстие 15 с фильтром 16.

С помощью винта 17 изменяется предварительное натяжение пружины 13 и прибор настраивается на заданное избыточное давление, а с помощью винта 18

регулируется натяжение пружины 6 и задается давление начала герметизации. Регулировочным винтом 19 перемещается клапан 9, чем ограничивается скорость нарастания давления в кабине. Винты 17, 18 и 19 имеют фиксаторы, предотвращающие самопроизвольные их перемещения.

В выпускном клапане 2 имеются мембрана 20 с клапаном 21 и тарельчатый клапан 22 с мембраной 23. Полость Г клапана соединена с гермокабиной через дроссельное отверстие 24 с фильтром 25.

Принцип работы устройства заключается в следующем. Внутренняя полость А командного прибора через дроссель 15 соединена с кабиной, поэтому в ней давление практически равно кабинному, т.е. оно возрастает (уменьшается) по мере увеличения (падения) давления в гермокабине. В начале подъема самолета до высоты 6000-7000 м перепада давления на сильфоне 10 недостаточно, чтобы преодолеть предварительное натяжение пружины 13. Значит, до указанной высоты блок относительного давления командного прибора 1 не работает. Поэтому при повышении давления в кабине за счет наддува от системы СКВ, в первую очередь, начнет деформироваться вакуумный сильфон 4, давление в полость Б которого из полости А передается по трубопроводу 26 через клапан 9. Если давление в кабине (в полостях А и Б) станет больше заданного, то усилие, создаваемое на сильфоне 4 за счет перепада давлений (кабина-вакуум), станет больше усилия затяжки пружины 6. Вакуумный сильфон 4 сожмется и подпружиненный клапан 8 переместится вниз (по рисунку) и соединит полость А с атмосферой. Давление в полости А упадет. По трубопроводу 3 это падение давления передается в полость В повторителя 27, соединенного с выпускным клапаном 2. Понижение давления приводит к перемещению вверх мембраны 20 с клапаном 21, который отходит от отверстия и соединяет с атмосферой полость Г, находящуюся над тарельчатым выпускным клапаном 22. Давление в полости Г понизится и так как на мембрану 23 снизу действует кабинное давление, то давление снизу станет больше, чем давление сверху. Поэтому клапан 22 поднимется и воздух из кабины начнет стравливаться в атмосферу. Давление в кабине, и, соответственно, в полости А при этом понизится, сильфон 4 вернется в исходное состояние и клапан 8 закроется. Это приведет к увеличению давления в полостях А, Г и закрытию клапанов 21 и 22. Цикл регулирования давления закончен. Дальнейший наддув кабины приведет к увеличению в ней и в полости А давления, сжатию сильфона 4 и цикл повторится.

Набор высоты связан со снижением атмосферного давления. Значит давление в сильфоне 10 будет постепенно уменьшаться, так как его внутренняя полость через трубопровод 11 связана с атмосферой. На некоторой высоте перепад давления на сильфоне 10 станет достаточным, чтобы преодолеть предварительную затяжку пружины 13, после чего в работу включится блок относительного давления командного прибора 1.

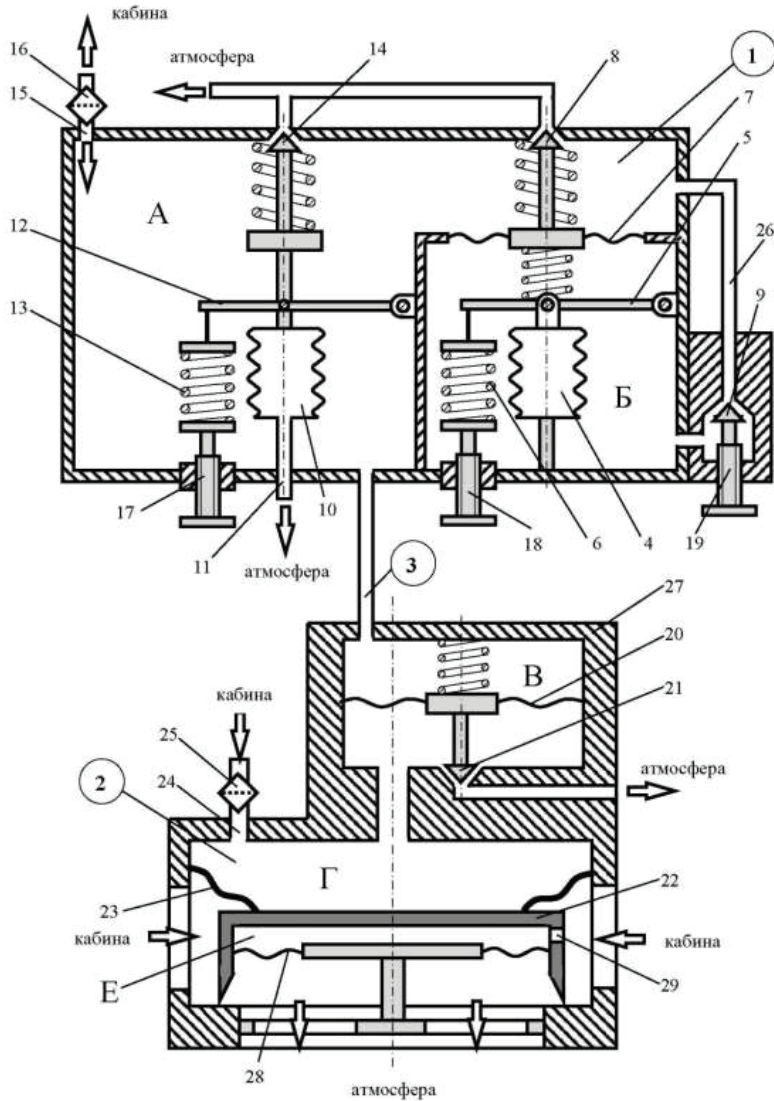


Рис. 2.31. Принципиальная схема регулятора давления в кабине самолета, где 1- командный прибор; 2- выпускной клапан; 3,11,26- трубопроводы; 4,10- сильфон; 5,12- тяга; 6,13- пружина; 7,20,23,28- мембрана; 8,9,14,21- клапан; 15,24,29- дроссельное отверстие; 16,25- фильтр; 17,18,19- регулировочный винт; 22- выпускной клапан; 27- повторитель

При этом сильфон 4 останется недеформированным, и блок абсолютного давления выключится из работы. Такой переход с управления выпускным клапаном 1 от блока абсолютного давления к блоку относительного давления происходит на высоте порядка 6000-7000 м. До высоты практического потолка управление выпускным клапаном осуществляется блоком относительного давления командного прибора.

Если на высоте свыше 7000 м избыточное давление в кабине станет выше заданного, то уже будет деформироваться сильфон 10, что приведет к открытию клапана 14 и понижению давления в камерах А, В и Г. Далее работа системы будет подобна вышеописанной от блока абсолютного давления.

Для предотвращения резкого изменения давления в кабине (выше 0,18 мм рт.ст./мин), например, при снижении с вертикальной скоростью выше 3 м/с, используются мембрана 7 и клапан 9. Изменение давления в кабине и полости А командного прибора 1 посредством трубопровода 26 и клапана 9 вызовет изменение давления в полости Б. Если клапан 9 полностью закрыт, то давление в полости Б меняться не будет. Если проходное сечение клапана велико, то скорость изменения давления в полости Б будет высокой. Уменьшая проходное сечение клапана 9 винтом 19, можно увеличивать время изменения давления в полости Б при изменении давления в полости А. Клапан регулируется таким образом, чтобы скорость изменения давления в кабине не превышала 0,18 мм рт.ст./мин. При этом давление в камере Б не успевает за изменением давления в полости А, что приводит к перепаду давления на мембране 7 и ее деформации. Перемещение мембраны 7 приводит к перемещению клапана 8 и соединению полости А с атмосферой. Кроме того, мембрана 7 вступает в работу в случае быстрого набора высоты, когда в полости А давление будет уменьшаться быстрее, чем в полости Б. При этом на мембране 7 создается перепад давления, она деформируется и прикрывает клапан 8. Давление в полостях А и В повышается. При этом выпуск воздуха из кабины через выпускной клапан 22 уменьшится, что приведет к требуемому уменьшению скорости изменения давления в кабине.

Выпускной клапан может также выполнять функцию вакуум клапана, т.е. пропускать атмосферный воздух в кабину, когда атмосферное давление выше кабинного.

Мембрана 28 выпускного клапана 2 служит демпфирующим элементом, исключаяющим влияние колебаний давления воздуха на выходе из клапана на его работу, для чего полость Е над мембраной 28 соединена с кабиной через отверстие 29.

### **10.3. Особенности систем жизнеобеспечения вертолетов**

#### **Система отопления и вентиляции вертолета Ми-171**

Система отопления и вентиляции вертолета Ми-171 (рис. 2.32) обеспечивает:

- подачу подогретого и атмосферного воздуха в кабину экипажа и в грузовую кабину для поддержания в них нормальных температурных условий;
- обдув стекол и блистеров кабины экипажа;
- выход теплого воздуха около педалей ножного управления;
- обогрев сливного крана дренажного бачка.

Основным агрегатом системы является керосиновый обогреватель КО-50. Встроенный вентилятор обогревателя нагнетает подогретый (или без подогрева в режиме вентиляции) воздух в выходной распределитель, и далее по воздуховодам в грузовую кабину и в кабину экипажа. Кроме того, у правого и левого летчиков установлены индивидуальные вентиляторы ДВ-302Т.

Система также включает в себя воздухозаборник, выходной распределитель, воздухопроводы, отопительные короба, патрубки. Воздухозаборник размещен с внешней стороны правого борта фюзеляжа в передней части капота керосинового обогревателя. Количество воздуха, забираемого из атмосферы, регулируется заслонкой. Управление заслонкой осуществляется рукояткой рычага (на рисунке не показаны), установленной в нижней части правого борта грузовой кабины между шпангоутами 2 и 3. В задней части капота обогревателя расположена противопожарная перегородка, отделяющая отсек обогревателя от отсека топливного бака.

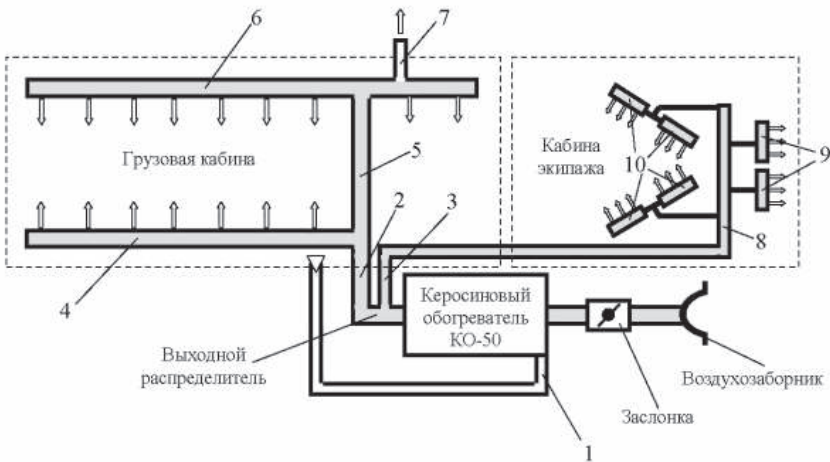


Рис. 2.32. Принципиальная схема системы обогрева (вентиляции) вертолета Ми-171, где 1,7,8,9,10 – патрубки; 2,3,5 – воздухопроводы; 4,6 – отопительные короба

В режиме отопления воздух забирается из атмосферы через воздухозаборник капота обогревателя и частично через патрубок 1 из грузовой кабины. Для ускорения прогрева воздух для обогревателя может забираться

только из грузовой кабины через патрубок 1, при этом заслонка в воздухозаборнике закрывается (режим рециркуляции). Нагретый воздух из обогревателя подается в выходной распределитель, в котором разделяется на два потока – в грузовую кабину (воздуховод 2) и в кабину экипажа (воздуховод 3). На обогрев грузовой кабины нагретый воздух из распределителя поступает в правый отопительный короб 4 и далее по соединительному воздуховоду 5, проложенному под полом кабины, – в левый отопительный короб 6.

Отопительные короба 4 и 6 выполнены из дюралюминия. Между коробами и внутренней обшивкой фюзеляжа проложены теплоизолирующие прокладки. На коробах выполнены отверстия для выхода теплого воздуха, размещение и размеры которых обеспечивают равномерный выход воздуха по длине грузовой кабины. Из короба 6, в районе шпангоутов 3 и 4, выведен патрубок 7 для обогрева крана дренажного бачка. Воздуховод 3, соединяющий распределитель с кабиной экипажа, проходит под обогревателем, далее – через отверстие в правом борту фюзеляжа выходит под пол грузовой кабины, затем – под пол кабины экипажа и подходит к трубопроводу-патрубку 8. Здесь линия разветвляется и подходит к двум патрубкам 9 для выхода теплого воздуха около педалей ножного управления обоих летчиков. Для подачи теплого воздуха к ногам летчиков имеются заслонки (на рисунке не показаны), которые должны быть открыты. От этих патрубков воздух поступает также для обдува нижних стекол кабины экипажа. У бортов кабины экипажа трубопровод-патрубок 8 выходит из-под пола и через патрубки 10 подводит воздух для обдува лобовых стекол и сдвижных блистеров.

В режиме вентиляции включается вентилятор обогревателя без подачи топлива в обогреватель. В этом случае воздух забирается из атмосферы через воздухозаборник и подается без подогрева в выходной распределитель и далее поступает в кабины по тем же каналам, что и в режиме отопления.

### **Система кондиционирования воздуха вертолета Ка-32**

Система кондиционирования воздуха вертолета Ка-32 (рис. 2.33) обеспечивает обогрев кабины экипажа и транспортной кабины, а также вентиляцию на рабочих местах пилота, штурмана и оператора.

СКВ вертолета Ка-32 включает в себя следующие системы:

- систему обогрева;
- систему регулирования температуры обогрева транспортной кабины;
- систему проточной вентиляции;
- индивидуальные средства вентиляции.

#### *Система обогрева*

Система предназначена для обогрева кабины экипажа, транспортной кабины, аккумуляторных отсеков, а также для обдува остекления кабины экипажа. В системе используется горячий воздух, отбираемый от двигателей. В линии обогрева кабины экипажа, аккумуляторных отсеков, обдува остекления кабины экипажа воздух поступает от правого двигателя. Перед подачей воздуха

в систему открывают заслонку 1. Для этого переключатель ПОДАЧА ВОЗДУХА – ОТКЛ – ПРОДУВКА, расположенный на верхнем пульте, устанавливают в положение ПРОДУВКА. Затем переключатель устанавливают в рабочее положение ПОДАЧА ВОЗДУХА. Заслонка 1 закрывается, а заслонка 2 открывается. Горячий воздух подводится в систему. На участке после заслонки подачи воздуха 2 установлен регулятор давления 3, который предназначен для поддержания за регулятором давления, равного  $2,5 \text{ кгс/см}^2$  ( $0,25 \text{ МПа}$ ), независимо от режима работы двигателей. Подача воздуха регулируется ручной заслонкой 4, установленной над полом, под центральным пультом. В эжекторах 5 к горячему воздуху подмешивается атмосферный воздух. Смешанный воздух с температурой  $50 - 100^\circ\text{C}$  через коллекторы 6 и трубопроводы 7 поступает к потребителям. Включение системы обогрева производится при температурах воздуха от  $-5^\circ\text{C}$  и ниже.

В линию обогрева транспортной кабины воздух отбирается от левого двигателя. Перед подачей воздуха в систему открывают заслонку 8. Для этого переключатель ПОДАЧА ВОЗДУХА – ОТКЛ – ПРОДУВКА, расположенный на дополнительной приборной доске, устанавливают в положение ПРОДУВКА. Затем переключатель устанавливают в положение ПОДАЧА ВОЗДУХА. Заслонка 8 закрывается, открывается заслонка 9. Горячий воздух поступает к регуляторам давления 10, которые поддерживают на выходе постоянное давление. Поступление воздуха в транспортную кабину регулируется заслонкой 11, которая управляется универсальным регулятором температуры или вручную в зависимости от положения переключателя регулирования обогрева, расположенного на дополнительной приборной доске. Электроснабжение цепей отбора воздуха от левого и правого двигателей осуществляется от шины постоянного тока напряжением 27 В (электрические связи на рис.2.34 показаны штриховой линией).

#### *Система регулирования температуры обогрева транспортной кабины*

Регулирование температуры воздуха в транспортной кабине производится автоматически универсальным регулятором температуры УРТ-20К или вручную. Для автоматического регулирования переключатель, расположенный на дополнительной приборной доске, устанавливают в положение АВТ, переключатель ПОДАЧА ВОЗДУХА – ПРОДУВКА должен быть установлен в положение ПОДАЧА ВОЗДУХА. При этом напряжение бортовой сети поступает на блок управления 12. Датчик температуры 13 включен в одно из плеч измерительного моста в блоке управления. При отклонении температуры в отсеке от заданной изменяется сопротивление датчика 13 и в блоке управления 12 появляется сигнал дисбаланса. Блок управления в зависимости от знака отклонения температуры от заданного значения подает сигнал на включение реверсивного двигателя электромеханизма 11, который открывает или закрывает заслонку в трубопроводе. Когда температура в месте установки датчика восстанавливается, сигнал исчезает и электромеханизм отключается.

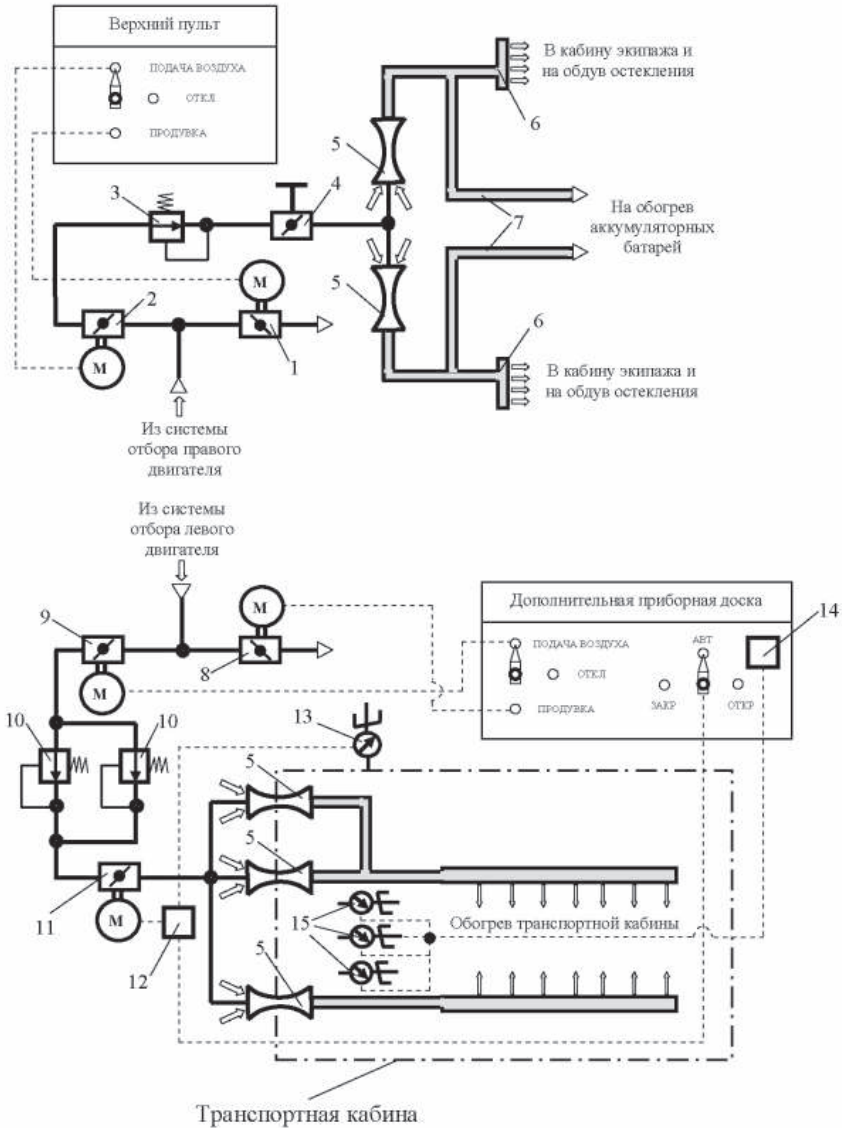


Рис. 2.33. Система кондиционирования воздуха вертолета Ка-32, где 1,2,4,8,9,11 – заслонки; 3,10 – регуляторы давления; 5 – эжектор; 6 – коллектор; 7 – трубопровод; 12 – блок управления; 13 – датчик температуры; 14 – указатель температуры; 15 – приемники термометра

При ручном регулировании температуры переключатель управления обогревом устанавливают в положение ЗАКР или ОТКР. Питание поступает на электромеханизм 11, минуя блок управления 12. Измерение и индикация температуры воздуха в транспортной кабине производится электрическим термометром ТВ-19Т. В комплект термометра входит указатель ТВ-1Т (14), расположенный на дополнительной приборной доске, и три приемника П-9Т (15). Приемники установлены в транспортной кабине: два на стенке шпангоута 4 и один – в зоне шпангоута 13. Электроснабжение термометра осуществляется от шины постоянного тока 27 В, подключенной к аварийным источникам электроснабжения.

#### *Система проточной вентиляции*

В систему проточной вентиляции кабины экипажа забортный воздух попадает через воздухозаборники, установленные на верхней обшивке кабины. Для вентиляции транспортной кабины используется воздухозаборник, установленный на левом борту вертолета в зоне шпангоутов 7 и 7а. Расход воздуха регулируется поворотом специального вкладыша. Для вентиляции рабочего места оператора по левому борту в зоне шпангоута 5 установлен специальный воздухозаборник. При переходе на эксплуатацию в зимний период, а также по мере необходимости, воздухозаборники и штуцеры вентиляции снимаются, а на отверстия в обшивке устанавливаются заглушки.

Для вентиляции рабочих мест пилота, штурмана и оператора на вертолете установлены три электровентилятора ДВ-302Т. Электровентиляторы пилота и штурмана размещены на центральном лобовом профиле. Электровентилятор оператора установлен на левой силовой балке между шпангоутами 5 и 6 и включается выключателем, расположенным на дополнительной приборной доске.

### **10.4. Основные направления совершенствования СКВ и САРД**

СКВ на современных ВС является наиболее энергозатратной системой, потребляя более половины энергии, генерируемой силовой установкой для нужд самолетных систем. В тоже время, используемые в современных ВС в качестве источника сжатого воздуха маршевые двигатели и ВСУ обеспечивают далеко не оптимальное расходование получаемой в результате сгорания топлива энергии. Так, значение давления воздуха в точке отбора от компрессора двигателя почти в 10 раз выше требуемого для наддува гермокабины, что в совокупности с низким КПД систем охлаждения воздушного цикла современных УОВ делает применяемые сегодня СКВ энергетически малоэффективными (рис. 2.34).

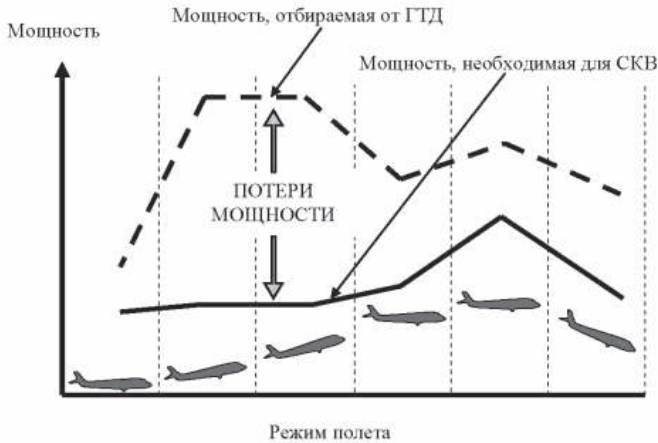


Рис. 2.34 Потери мощности СКВ с отбором воздуха от двигателя

Поэтому ключевой задачей создания перспективных СКВ является повышение их энергоэффективности — снижения затрат энергии на функционирование СКВ во всем диапазоне высот и скоростей полета. Наиболее рациональным решением представляются СКВ, не использующие отбор воздуха от двигателей (no-bleed systems), как, например, это реализовано на самолете Боинг-787. Помимо отказа от отбора воздуха перспективным также является использование агрегатов на основе парокомпрессионных циклов охлаждения. Традиционные УОВ на основе воздушных циклов охлаждения обладают низким КПД и практически исчерпали свой потенциал развития. Парокомпрессионные же циклы охлаждения обладают большим КПД и их использование в СКВ находится на этапе внедрения.

Ключевым элементом СКВ без отбора воздуха от двигателей является электрокомпрессор, обеспечивающий сжатие воздуха для нужд СКВ в зависимости от текущих потребностей, определяемых режимом полета и нагрузкой самолета. Появление электрокомпрессоров в составе СКВ, с одной стороны, обеспечивает повышение энергоэффективности СКВ, но, с другой стороны, требует кардинальной перестройки архитектуры не только СКВ, но и двигателя и системы электроснабжения самолета.

Отсутствие отбора воздуха для нужд СКВ обеспечивает упрощение конструкции двигателя и снижение потребных объемов вырабатываемой мощности в силу повышения энергоэффективности самолета в целом. В итоге уменьшаются габаритные размеры двигателя и, как следствие, лобовое сопротивление самолета, а, значит, улучшается топливная эффективность самолета.

В тоже время, требования по объему генерируемой электрической энергии на самолете без отбора воздуха от двигателя из-за перевода СКВ на питание от электроэнергии и высокой энергозатратности СКВ, возрастают не менее чем в 5 раз. Отметим, что концепция создания энергоэффективных самолетов, у которых широко используется электрическая энергия, получило название концепции более электрического самолета.

Заметим также, что развитие СКВ идет по пути повышения комфорта пассажиров в части понижения максимальной «высоты полета в гермокабине». Так, например, на большинстве современных самолетов максимальная «высота полета в гермокабине» составляет 2400 м. На «более электрическом» Боинг 787 она уменьшена до 1800 м. Кроме того, увеличивается до комфортных значений влажность в салоне самолета. Указанные мероприятия не возможны без использования в конструкции гермокабины новых композиционных материалов с лучшими, чем у традиционных металлических сплавов характеристиками прочности и коррозионной стойкости.

## РАЗДЕЛ III. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО СУДНА

### Глава 11. Структура топливной системы ВС

Топливная система (ТС) предназначена для размещения, хранения топлива на борту ВС и обеспечения бесперебойной его подачи с требуемыми характеристиками расхода, давления и температуры к двигателям, ВСУ и другим агрегатам (например, в керосиновый обогреватель КО-50 на вертолете Ми-8), а также для выполнения ряда вспомогательных функций (обеспечение заданной центровки ВС за счет реализации заданного порядка выработки топлива, охлаждение масла и др.).

ТС разделяют на самолетную (от заправочной горловины до входа основных насосов подачи топлива в двигатель) и двигательную (от основных насосов до форсунок). Далее будем рассматривать самолетную ТС.

Самолетные ТС включают следующие основные подсистемы:

- размещения топлива на ВС (топливные баки);
- дренажа топливных баков;
- подачи (подкачки) топлива в двигатели и ВСУ;
- перекачки топлива (между топливными баками);
- заправки топливных баков (под давлением, открытая);
- кольцевания;
- слива топлива, которая, в свою очередь, подразделяется на подсистемы аварийного слива в полете, слива на земле и слива отстоя;
- управления и контроля работы ТС.

### Глава 12. Подсистема размещения топлива на ВС

Топливо на борту ВС размещают в *топливных баках*.

Различают:

- 1) *мягкие топливные баки*, изготовленные из эластичных материалов (резины, пластмассы) и установленные в специальных отсеках (обычно используют на вертолетах);
- 2) *топливные баки-кессоны* (топливные отсеки) – герметичные отсеки планера ВС (крыла, фюзеляжа, оперения), предназначенные для размещения топлива.

В качестве примера на рис. 3.1 показана типовая конструкция бака-кессона, образуемого стенками лонжеронов и нервюр, а также верхней и нижней панелями крыла (верхняя панель на рисунке не показана). Напомним, что панель – это обшивка крыла, подкрепленная стрингерами. Очевидно, что баки-кессоны в отличие от мягких топливных баков являются элементами силовой конструкции самолета и воспринимают все действующие на него нагрузки.

Для обеспечения независимой подачи топлива в каждый из двигателей на ВС под каждый двигатель формируется своя группа баков, которые принято подразделять на периферийные баки-отсеки, предрасходные и расходные баки.

Расходный топливный бак – это топливный бак ВС, из которого топливо непосредственно подается в двигатель и к другим потребителям и который пополняется топливом из других топливных баков. Расходный бак может находиться внутри предрасходного. Программа перекачки топлива в расходный бак должна обеспечивать полное заполнение бака на всех этапах полета для предотвращения отлива топлива от заборных патрубков насосов подачи топлива в двигатель при любых допустимых в эксплуатации эволюциях самолета.

Основная задача при компоновке топливных баков на ВС состоит в обеспечении *минимального изменения центровки самолета* по мере выработки топлива.

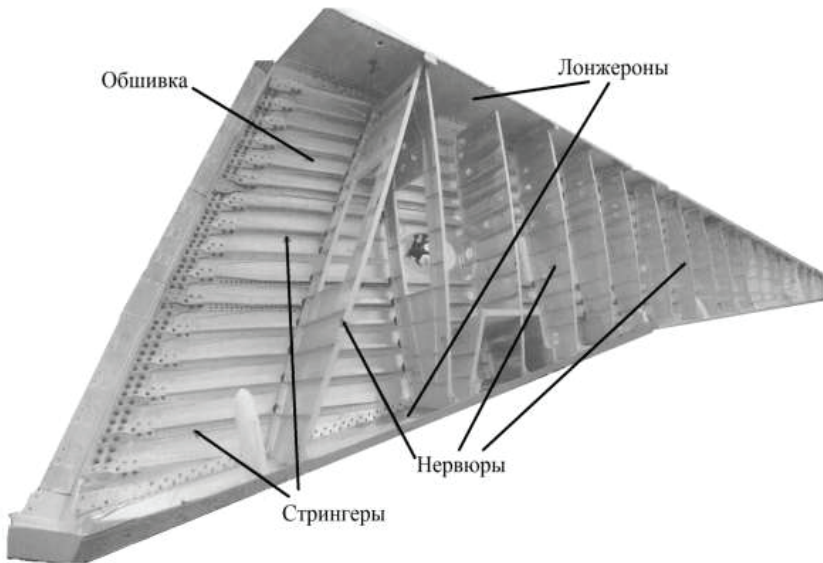


Рис. 3.1. Конструктивные элементы топливного бака консоли крыла

Дренажный бак – специальная емкость или герметичный отсек конструкции, предназначенный для сбора топлива, попавшего в трубопроводы системы дренажа, и предупреждающий выброс этого топлива за борт самолета. Дренажный бак также предназначен для перетекания топлива из других баков в случае его теплового расширения при стоянке с полными баками, а также для кратковременного заполнения этого бака в случае отказа клапанов заправки, во избежание раздутия баков.

Все топливо на современных ВС располагается, как правило, в крыле (в консолях и центроплане) в нескольких баках. Количество баков может быть различным – от трёх до восьми и более. У некоторых самолетов (Ил-62, Боинг 747) часть топливных баков располагается в хвостовой части фюзеляжа. Топливные баки имеют свободный незаполненный топливом дополнительный объем для безопасного расширения его при всех эксплуатационных температурных режимах.

Основной принцип компоновки топливных систем всех самолётов заключается в том, чтобы каждый двигатель питался из своего расходного бака, входящего в группу баков данного двигателя. Причем рекомендуется располагать баки соответствующего двигателя на минимальном удалении от него. Если двигателей на самолёте всего два, то сначала они расходуют топливо из общего центрального бака (обычно размещен в центроплане крыла), а затем каждый из своей группы.

*Герметичность бака* обеспечивается выполнением двух линий герметизации по болтовым и заклепочным соединениям:

- 1) *внутришовной* – герметик закладывается между сопрягаемыми элементами конструкции в процессе сборочных работ;
- 2) *поверхностной* – герметик наносится в виде жгутов по углам, стыкам, кромкам сопрягаемых деталей с последующим нанесением герметика кистевой консистенции по всем требующим герметичности болтам, стыковым заклепочным швам после сборки узлов и агрегатов.

В непроходных заклепочных соединениях (в которых утечка топлива возможна только по заклепке) герметичность обеспечивается самим методом клепки без применения герметиков.

Для выявления возможных дефектов герметичности внешняя поверхность заправленных баков и смежных с ними участков конструкции подлежит визуальному осмотру непосредственно после полной заправки и после полета.

*В целях дефектации все виды негерметичности разделяются на запотевание, пятно с растеканием, сильное просачивание или капельную течь, струйную течь.*

Каждый вид определяется визуальным наблюдением смоченной поверхности вокруг места течи. Для точной оценки места и характера негерметичности смоченные поверхности должны быть чисто насухо протерты перед наблюдением. Градация видов негерметичности основана на 15-минутном наблюдении после того, как негерметичное место конструкции обнаружено и поверхность его насухо протерта ветошью или фильтровальной бумагой:

- 1) *Запотевание* - небольшое увлажнение поверхности на участке диаметром до 50 мм за указанное время.
- 2) *Пятно с растеканием* - утечка топлива без каплеобразования с растеканием по поверхности на участке диаметром до 150 мм за указанное время.

- 3) Сильное просачивание или капельная течь - потеря топлива с каплеобразованием не более 30 капель в минуту.
- 4) Струйная течь - потеря топлива с каплеобразованием более 30 капель в минуту или с образованием струйки.

Авиационное топливо содержит растворенные в нем воздух и воду. Вода в топливо поступает из атмосферы, во время контакта поверхности топлива с воздухом в топливном баке. Так как плотность воды больше чем у топлива, вода постепенно отстаивается и опускается на дно бака. Перед каждой новой заправкой топлива и после её окончания производится слив отстоя воды из топливных баков через специальные краны слива. Это является обязательной операцией при подготовке самолёта к вылету. Тем не менее, растворённая вода всё равно присутствует в топливе. Температура воздуха на высотах крейсерского полета современных пассажирских самолетов (10-11км) опускается до минус 50...60°С. Топливо при таких температурах практически не меняет своих свойств, а вот растворённая в нём вода кристаллизуется и, попадая на топливные фильтры, забивает их. Чтобы предотвратить негативное воздействие этого явления, в линиях подачи топлива к каждому двигателю обычно размещают топливо-масляные радиаторы. Установка топливо-масляных радиаторов позволяет нагреть топливо и устранить кристаллы воды, а также охладить масло из масляной системы двигателя. Кроме того, для предотвращения кристаллообразования воды в зимнее время в топливо могут добавлять специальные присадки, что также повышает стабильность работы топливной системы.

Рассмотрим состав и конструкцию топливных баков современных самолетов.

На рис. 3.2 приведена схема размещения топлива на самолете Ил-76.

Так как на самолете четыре двигателя, то топливо размещается в четырех независимых группах баков, максимально приближенных к соответствующим двигателям. Каждый двигатель питается от своей группы баков, нумерация групп соответствует принятой нумерации двигателей (из первой группы баков топливо поступает в двигатель 1, из второй группы баков – в двигатель 2, и т.д.). В каждую группу входят:

- главный бак (бак 1Г в первой группе и далее по группам: 2Г, 3Г и 4Г);
- дополнительный бак (1Д, 2Д, 3Д, 4Д);
- резервный бак (1Р, 2Р, 3Р, 4Р).

Баки отделены друг от друга герметичными перегородками.

Главные баки всех групп имеют расходные и предрасходные отсеки. Дополнительные и резервные баки – только предрасходные отсеки. В расходных отсеках главных баков установлено по два насоса подкачки топлива к двигателю. В предрасходных отсеках баков – насосы перекачки топлива в расходные отсеки главных баков: по два насоса перекачки в предрасходных отсеках дополнительных и резервных баков и по одному насосу в предрасходных отсеках главных баков.

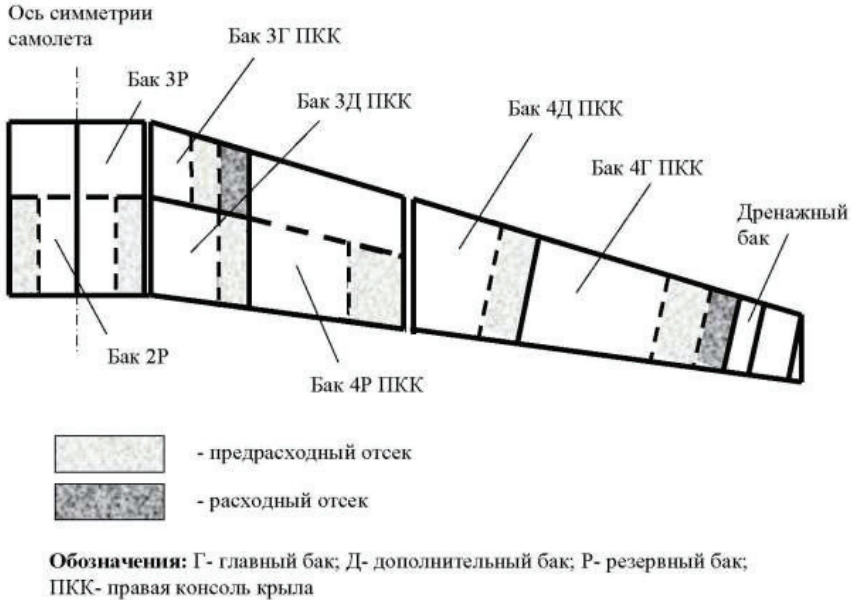


Рис. 3.2. Расположение топливных баков в консоли крыла самолета Ил 76

На рис. 3.3 приведена схема размещения топлива на самолете Суперджет.

На самолете два двигателя, поэтому основными являются крыльевые баки-отсеки, расположенные в соответствующих консолях крыла. Резервным является центральный бак, размещенный в центроплане крыла. Из центрального бака топливо подается к обоим двигателям.

Крыльевые топливные баки разделены на три отсека каждый:

- отсек № 1 расположен между бортовой нервюрой и нервюрой № 3;
- отсек № 2 расположен между нервюрами № 7 и № 16;
- отсек № 3 расположен между нервюрами № 3 и № 7.

В отсеке № 3 выделен расходный отсек, предназначенный для того, чтобы предотвращать отлив топлива от заборных трубопроводов насосов подкачки, обеспечивая тем самым бесперебойную подачу топлива к двигателю при любых допустимых в эксплуатации эволюциях самолета.

Центральный бак расположен в центроплане между бортовыми нервюрами, передним и задним лонжеронами.

На рис. 3.4 приведена схема размещения топлива на самолете А 320.

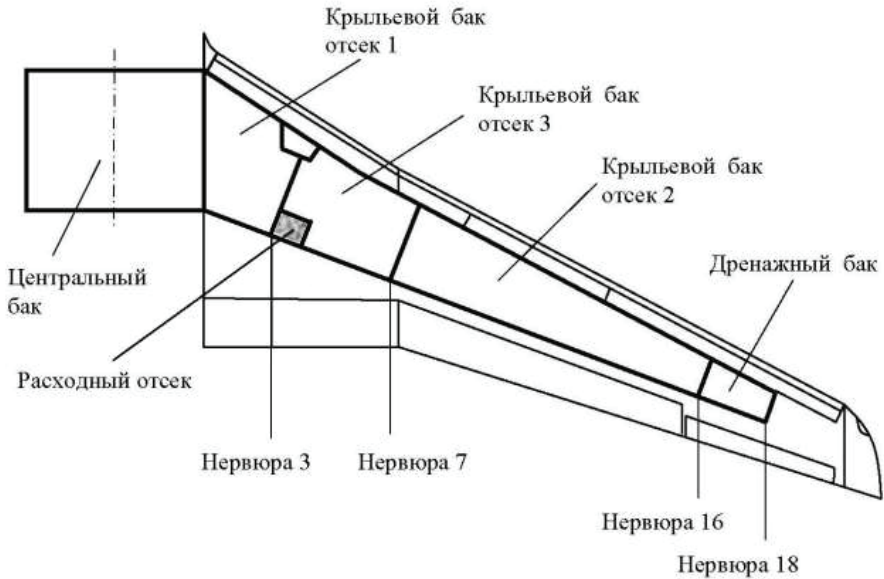


Рис. 3.3. Расположение топливных баков в консоли крыла самолета Суперджет

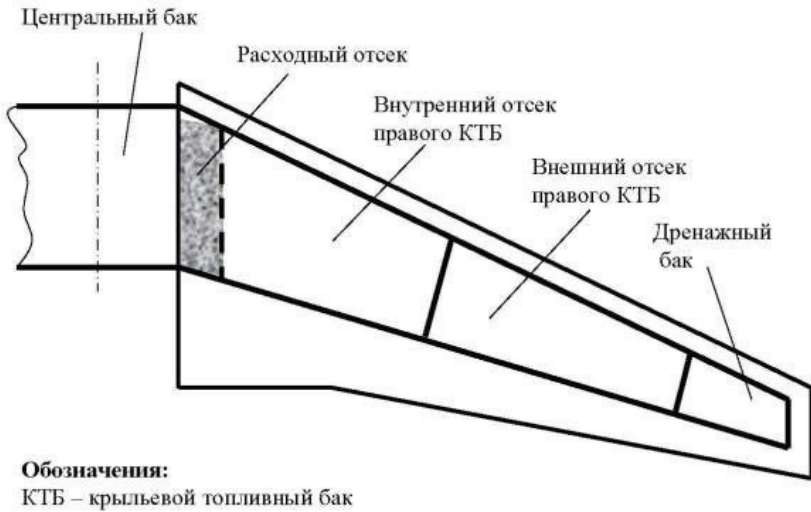


Рис. 3.4. Расположение топливных баков в консоли крыла самолета А 320

Топливо на борту самолета размещается в трех баках:

- баке-кессоне левой консоли крыла (LH wing tank);
- баке-кессоне правой консоли крыла (RH wing tank);
- центральном баке-кессоне в центроплане крыла (center tank).

Все топливные баки (в том числе и дренажный бак (vent surge tank)) имеют клапаны слива воды (water drain valves), установленные в самых низких точках баков.

### **Глава 13. Подсистема дренажа топливных баков**

Подсистема дренажа топливных баков предназначена для:

- поддержания в баках давления, близкого к атмосферному, с целью предотвращения их разрушения от перепада давления на всех этапах эксплуатации, включая заправку и слив топлива;
- обеспечения пожаробезопасности топливной системы путем выведения паров топлива за борт самолета.

В общем случае подсистема дренажа включает:

- воздухозаборники, обычно расположенные на нижней поверхности крыла в дренажных баках;
- дренажные баки;
- систему трубопроводов, по которым воздух подается во все топливные баки ВС;
- предохранительные клапаны, предотвращающие повышение давления в баках выше заданного;
- вакуум-клапаны, обеспечивающие связь баков с атмосферой в случае засорения заборных патрубков;
- устройства, предотвращающие попадание пламени в подсистему дренажа при аварийных ситуациях (пламепреградители) и др.

В конструкции подсистемы учитывается, что на большинстве этапов полета (набор высоты, крейсерский полет, движение по аэродрому) наиболее «высокими» точками (частями бака, заполненными воздухом) являются области отсеков вблизи передних лонжеронов. Именно в эти области выводятся выходные патрубки системы основного дренажа. Однако на некоторых этапах полета (торможение, аварийное снижение) топливо приливает к переднему лонжерону и перекрывает выходные патрубки основного дренажа. Поэтому на ряде самолетов существует система дополнительного дренажа, выходные патрубки которой расположены в области заднего лонжерона крыла.

Рассмотрим подсистемы дренажа современных самолетов.

#### **Дренажная система самолета Ил-76**

На рис. 3.5 приведена схема *дренажной системы самолета Ил-76*.

Дренажная система самолета Ил-76 выполнена раздельно для баков левого и правого полукрыла. В каждом полукрыле предусмотрено два дренажа:

основной, обеспечивающий дренирование баков в горизонтальном полете, наборе высоты и на земле, а также дополнительный, обеспечивающий дренирование баков при планировании (аварийном снижении), когда выходные патрубки основного дренажа будут залиты топливом.

В каждом полукрыле имеется дренажный бак для сбора топлива, попадающего в дренажные трубопроводы. Накопившееся в дренажных баках топливо автоматически перекачивается в резервные топливные баки первого двигателя (из левого дренажного бака) и четвертого двигателя (из правого дренажного бака). Перекачка может быть включена вручную с центрального пульта летчиков. Каждый дренажный бак сообщается с атмосферой посредством воздухозаборника, выведенного под нижнюю поверхность концевой части крыла.

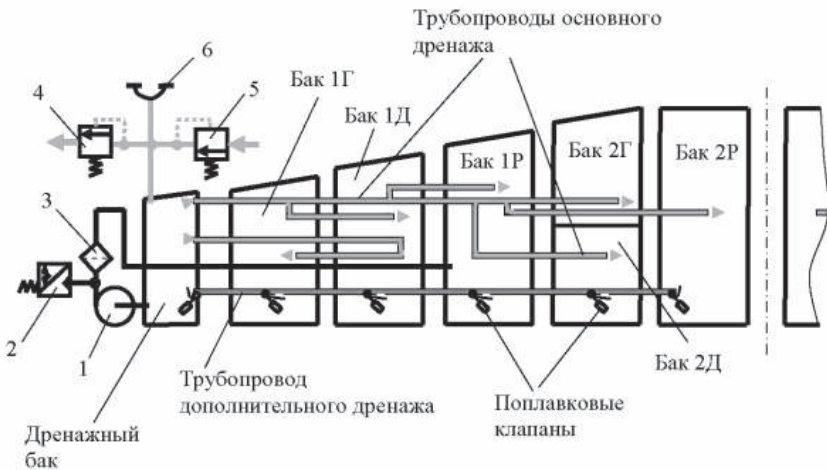


Рис. 3.5. Принципиальная схема системы дренажа топливных баков самолета Ил 76, где 1 - топливный насос; 2 - сигнализатор давления; 3 - фильтр; 4 - предохранительный клапан; 5 - вакуумный клапан; 6 - воздухозаборник

Воздухозаборник 6 дренажа состоит из трех патрубков: заборного, клапанного и внутрибакового. Конец заборного патрубка, выведенный под нижнюю панель крыла, имеет срез под углом  $46^\circ$  к направлению набегающего в полете потока воздуха. В расточках четырех приливов клапанного патрубка установлены три вакуумных клапана 5 и один предохранительный 4. Вакуумные клапаны 5 служат для сообщения дренажной линии с атмосферой, если перекроется заборный патрубок и в надтопливном пространстве баков образуется разрежение. Предохранительный клапан 4 сообщает дренажную линию с атмосферой при повышении давления в ней и баках.

В горизонтальном полете и наборе высоты при наличии топлива в баке линия дополнительного дренажа перекрыта заслонками поплавковых клапанов. Дренаживание топливных баков происходит через трубопроводы основного дренажа: поток поступающего через воздухозаборник воздуха создает избыточное давление в дренажном баке и через трубопроводы дренажной системы в надтопливном пространстве всех баков консоли. Если перекрыто входное сечение воздухозаборника (например, обмерзание), то дренажная система разобщается с атмосферой и в баках при снижении самолета или по мере выработки топлива в горизонтальном полете давление будет уменьшаться по сравнению с атмосферным. При увеличении перепада давления между дренажным баком и атмосферой до значения  $0,02 \text{ кгс/см}^2$  откроются три вакуумных клапана 5, установленных в клапанном патрубке воздухозаборника. Они соединят дренажную систему самолета с атмосферой. Если давление в топливных баках будет выше атмосферного на заданное значение, то сработает предохранительный клапан 4, установленный в клапанном патрубке воздухозаборника. Надтопливное пространство баков через дренажную систему соединится с атмосферой и давление в баках выровняется.

### **Дренажная система самолета Суперджет**

На рис. 3.6 приведена схема *дренажной системы самолета Суперджет*.

Дренажная система самолета Суперджет включает:

- два воздухозаборника дренажа, расположенные на нижней поверхности дренажных баков левой и правой консолей крыла под пламепреградителями;
- два дренажных бака;
- дренажный короб, соединяющий дренажные баки каждой консоли;
- трубопроводы дренажа;
- струйные насосы и трубопроводы откачки;
- поплавковые клапаны;
- предохранительные пружинные клапаны;
- предохранительные разрывающиеся диски;
- пламепреградители в каждой консоли.

Надтопливное пространство топливных баков сообщается с атмосферой с помощью трубопроводов дренажа через два воздухозаборника 1, расположенные в каждом дренажном баке в местах вне вероятных зон удара молнии. Дренажный короб, выполненный между стрингерами верхней панели крыла, соединяет дренируемые баки. Каждый топливный бак соединяется с дренажным коробом трубопроводом, передний конец которого выведен к переднему лонжерону. На заднем конце этого трубопровода установлен поплавковый клапан, предотвращающий попадание топлива в дренажный короб при наборе высоты и установившемся полете. На ответвлениях дренажного трубопровода в центральном баке установлены поплавковые клапаны, предотвращающие попадание топлива в дренажный короб при кренах самолета.

На нервюре, отделяющей дренажный бак от отсека 2, установлены поплавок-к-лапаны, предотвращающие попадание топлива из отсеков 2 в дренажные баки через отверстия, соединяющие надтопливные полости. Также на этих нервюрах установлены клапаны сброса давления (на рисунке не показаны), отрегулированные на избыточное относительно атмосферы давление 40кПа (0,4 кгс/см<sup>2</sup>). Тарелка клапана под действием загрузочных пружин плотно прижата к седлу клапана и закрывает отверстие, соединяющее полости дренажного бака с отсеком 2 крылевого топливного бака. При повышении давления внутри топливного бака до заданного значения, избыточное давление преодолевает усилие пружин и открывает клапан, стравливая давление.

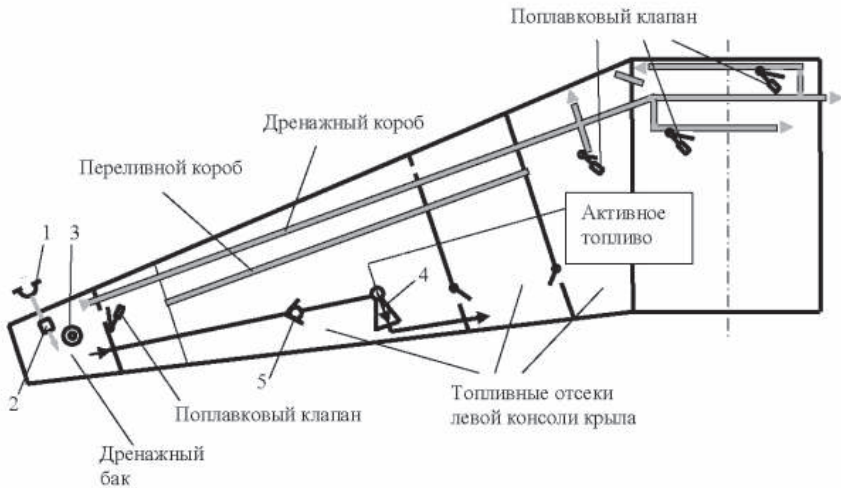


Рис. 3.6. Принципиальная схема системы дренажа топливных баков самолета Суперджет, где 1 - воздухозаборник; 2 - пламепреградитель; 3 - разрывающийся диск; 4 - струйный насос перекачки топлива из дренажного бака; 5 - обратный клапан

В дренажных баках на нижней обшивке консоли крыла установлены разрывающиеся диски 3, которые рассчитаны на разрушение в случае повышения избыточного давления в топливных баках выше 70 кПа (0,7 кгс/см<sup>2</sup>) относительно атмосферного давления и в случае создания отрицательного перепада давления относительно атмосферного более 15 кПа (0,15 кгс/см<sup>2</sup>).

В нижней зоне каждого из дренажных баков установлен датчик – сигнализатор уровня (на рисунке не показан), посылающий сигнал в систему заправки на блокировку заправки при заполнении 1/3 высоты дренажного бака топливом, и всасывающие патрубки струйных насосов 4, предназначенных для

откачки топлива, попавшего в дренажные баки. На всасывающих патрубках установлены обратные клапаны 5. Сопла струйных насосов подключены к напорным трубопроводам активного топлива, а выходные патрубки сообщены с отсеками 3 (рис. 3.3), куда подается топливо из дренажных баков. Для предотвращения проникновения пламени в топливные баки в случае аварийной посадки в воздухозаборниках дренажной системы установлены пламепреградители. Пламепреградитель работает по принципу лабиринтного воздушного фильтра, отсекая пламя, возникшее снаружи самолета, от системы дренажа, где присутствуют пары топлива.

Размещение основных элементов конструкции подсистемы дренажа, размещенных в дренажном баке, показано ниже на рис. 3.7.

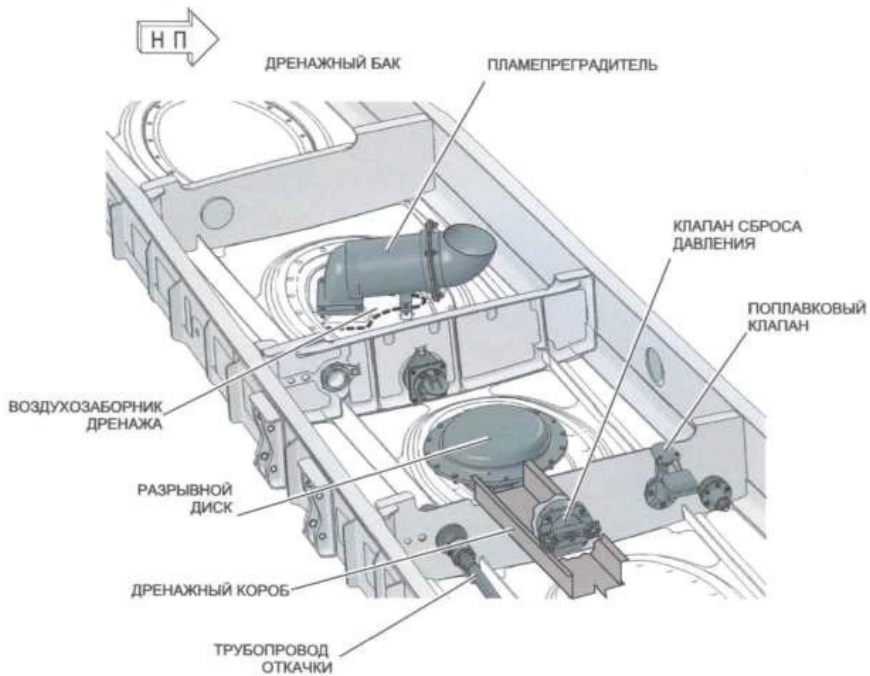


Рис. 3.7. Дренажный бак самолета Суперджет

### Дренажная система самолета А 320

На рис. 3.8 приведена схема дренажной системы самолета А 320, которая по конструкции и принципу работы подобна системе дренажа самолета Суперджет.

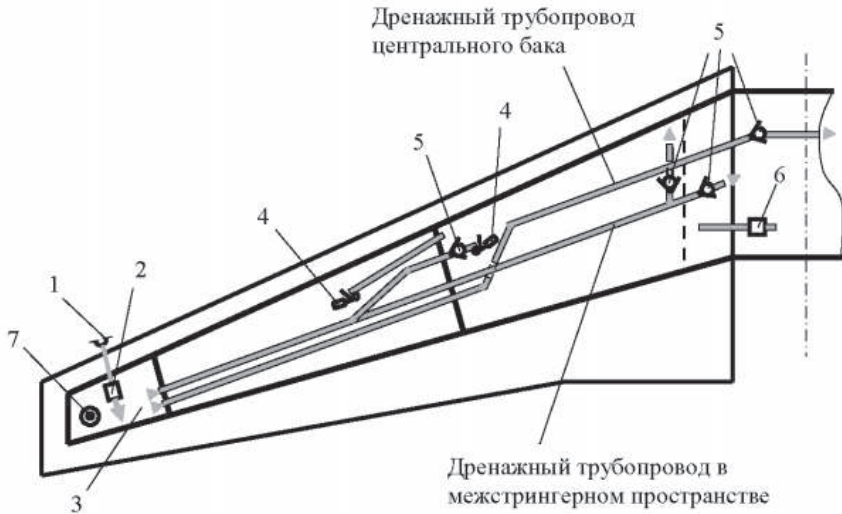


Рис. 3.8. Система дренажа топливных баков на самолете А 320, где 1 - воздухозаборник; 2 - пламепреградитель; 3 - дренажный бак; 4 - поплавковый клапан; 5 - обратный клапан; 6 - предохранительный клапан; 7 - разрывающийся диск

#### Глава 14. Подсистема подкачки топлива к двигателю и ВСУ

Подсистема подкачки топлива к двигателю и ВСУ предназначена для бесперебойной подачи топлива к двигателям самолета и ВСУ и в общем случае включает следующие агрегаты и системы (рис. 3.9):

- топливные насосы 1 подачи топлива в двигателя и ВСУ, которые обычно размещают в расходных топливных баках;
- систему трубопроводов подвода топлива к двигателям и ВСУ;
- систему обратных клапанов 2, предотвращающих слив топлива обратно в баки через отказавший топливный насос;
- систему сигнализации о наличии давления в линиях подачи топлива к двигателям (сигнализаторы 3);
- перекрывные (пожарные) краны 5, предназначенные для отключения системы подачи топлива при пожаре двигателя;
- систему управления и контроля.

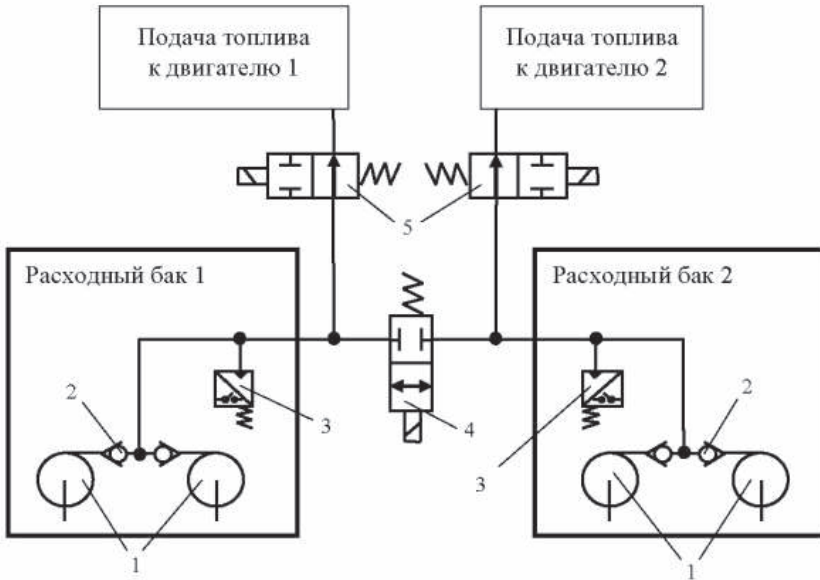


Рис. 3.9. Принципиальная схема системы подачи топлива к двигателям, где 1- электроприводной центробежный насос подачи; 2- обратный клапан; 3- сигнализатор давления; 4- кран кольцевания (см. п.3.7); 5- переключной (пожарный) кран

Для обеспечения подачи топлива в двигатели при отрицательных перегрузках отдельные топливные насосы подачи могут размещать в специальных стаканах или отсеках, полностью заполненных топливом при любых допустимых в эксплуатации эволюциях самолета. На современных самолетах также используются специальные устройства, позволяющие демонтировать топливные насосы без слива топлива из баков.

Обычно для каждого двигателя существует своя система подачи топлива с отдельной группой топливных баков и насосами подачи из соответствующих расходных баков, трубопроводами, пожарными кранами и т.п.

Рассмотрим конструкцию и работу систем подачи топлива к двигателям и ВСУ современных самолетов.

### **Подсистема подкачки топлива в двигатели и ВСУ самолета Ил-76**

Принципиальная схема системы подачи топлива в двигатели и ВСУ самолета Ил 76 показана на рис. 3.10. На самолете Ил-76 четыре двигателя, в которые топливо поступает от соответствующих четырех групп баков. В нормальных условиях эксплуатации каждый двигатель питается топливом из расходного отсека главного бака соответствующей двигателю группы баков. В

расходном отсеке каждого бака установлены два подкачивающих электроприводных центробежных насоса 1. Один из насосов (расположенный ближе к оси симметрии самолета) заключен в стакан, обеспечивающий подачу топлива к двигателю при отрицательных перегрузках. Второй насос оснащен экраном, препятствующим отливу топлива от насоса при резком торможении (ускорении) самолета. При выходе из строя одного насоса подачи второй насос обеспечивает нормальную подачу топлива на питание двигателя на всех режимах эксплуатации. При выходе из строя обоих насосов, подача топлива к двигателю обеспечивается насосами перекачки через расходный отсек главного бака. В случае отказа насосов подачи и насосов перекачки (обесточена топливная система) подача топлива к двигателю на высотах полета до 8000 м осуществляется самотеком при нормальной работе системы дренажа. Причем топливо в расходный бак поступает через систему обратных клапанов в стенках нервюр.

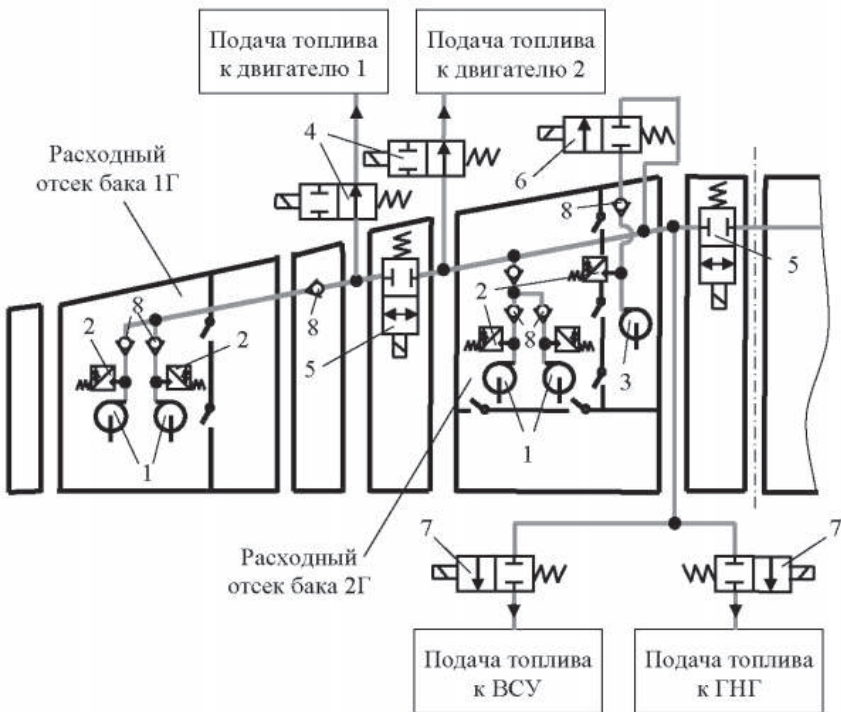


Рис. 3.10. Принципиальная схема системы подачи топлива в двигатели и ВСУ самолета Ил 76, где 1 - топливный насос; 2 - сигнализатор давления; 3 - насос подачи топлива к ВСУ; 4 - перекрывной (пожарный) кран; 5 - кран

кольцевания; 6,7 - электрогидрокраны подачи топлива к ВСУ и генератору нейтральных газов; 8- обратный клапан

Топливо к каждому двигателю поступает по отдельным трубопроводам, соединенным между собой системой кольцевания. Электрокраны кольцевания 5 дают возможность осуществить питание двигателей топливом из любого сочетания групп баков. Для обеспечения работы ВСУ топливо подается топливным насосом 3 постоянного тока ЭЦН-14Б. Насос ЭЦН-14Б может быть использован также при запуске двигателей самолета от наземного источника постоянного тока.

В линиях подачи топлива установлено восемь топливных кранов: четыре перекрывных крана двигателей 4; три крана кольцевания 5 и один перекрывной кран 6 топливного насоса ВСУ постоянного тока. Перекрывной кран является краном двухстороннего действия. Вращение вала крана осуществляется электромеханизмом.

Управление насосами подачи и кранами осуществляется выключателями, установленными на панели центрального пульта летчиков. Насос ВСУ включается и выключается выключателем на панели управления ВСУ.

Линия подачи топлива к первому двигателю начинается в расходном отсеке главного бака первой группы – 1Г, где установлены два топливных центробежных электроприводных подкачивающих насоса ЭЦНГ-10с76. Патрубки, отводящие топливо от насосов внутри расходного отсека, объединяются в единый трубопровод с помощью тройника, во входных каналах которого установлены обратные клапаны 8, которые препятствуют перетеканию топлива в бак через неработающий насос при одном работающем насосе. Соединение патрубков между собой и с трубопроводом осуществлено с помощью резиновых муфт (дюритов). Внебаковые дюритовые соединения закрыты кожухами с дренажными трубками, выведенными за боковую панель пилона. Линии подачи топлива к другим двигателям самолета принципиально не отличаются от линии подачи к первому двигателю, за исключением мест расположения отдельных агрегатов.

Насос постоянного тока ЭЦН-14Б (3), обеспечивающий подачу топлива к ВСУ, установлен внутри бака 2Г в специальном кожухе, который фланцем укреплен на нижней панели бака. В нижней части кожуха имеются окна для входа топлива, в верхней части – два резьбовых штуцера для присоединения трубопроводов отвода топлива к сигнализатору 2 работы насоса и к перекрывному топливному крану 6. Перекрывные топливные краны при монтаже на самолете размещаются в специальных корпусах, установленных внутри соответствующих топливных баков и укрепленных на стенке переднего лонжерона крыла. Для предохранения электромеханизмов кранов от попадания в них жидкости на топливные краны устанавливаются защитные чехлы.

Подсистема работает следующим образом. Насосы подкачки 1 включаются вручную на панели управления топливной системой центрального

пульта кабины летчиков до запуска двигателей и работают в течение всего полета. При установке выключателя насоса в положение "Включен" постоянный ток поступает на обмотку соответствующего контактора включения насоса, контактор замыкает цепи питания насоса переменным током напряжением 200В. Насос вступает в работу и подает топливо по трубопроводу линии подачи через открытый пожарный кран 4 к подкачивающему насосу ДЦН, установленному на двигателе. Перекрывной (пожарный) топливный кран открывается также вручную установкой выключателя на панели центрального пульта летчиков в положение "Открыт". При этом напряжение постоянного тока поступает на обмотку электромеханизма, который, срабатывая, открывает кран. Одновременно размыкается цепь питания желтой лампы, сигнализирующей о закрытом положении крана (лампа гаснет). При появлении в линии за насосом подачи давления топлива замыкаются контакты сигнализатора давления 2 и включается зеленая лампа сигнализации работы насоса.

### **Подсистема подкачки топлива к двигателям и ВСУ самолета Суперджет**

Принципиальная схема системы подачи топлива в двигатели и ВСУ самолета Суперджет показана на рис. 3.11 и включает в себя: систему подачи топлива к маршевым двигателям и систему подачи топлива к ВСУ.

К каждому маршевому двигателю топливо подается по автономной линии нагнетания 10, подключенной к группе из трех насосов соответствующего борта. Группы насосов размещаются слева и справа от плоскости симметрии в центральном баке на нижней панели центроплана впереди второго лонжерона. В каждую группу насосов входят два насоса переменного тока 1 и насос постоянного тока 3, которые установлены в канистрах (монтажных устройствах). Насос постоянного тока имеет встроенный преобразователь постоянного тока в трехфазный переменный ток стабилизированной частоты. Входные патрубки канистр каждой группы насосов объединены всасывающим трубопроводом, заборный патрубок которого расположен в расходном отсеке консоли крыла и оборудован сетчатым фильтром 8. Сетка фильтра выполнена комбинированной: ячейки сетки в верхней части фильтра имеют размер в свету 3,2х3,2 мм, а в нижней – 2,5х2,5 мм. Суммарная площадь проходного сечения фильтра более чем в пять раз превышает площадь проходного сечения всасывающего трубопровода.

Каждая канистра имеет два выходных патрубка, на которых устанавливаются обратные клапаны 12. Боковые выходные патрубки каждой группы насосов объединяются трубопроводом подачи соответствующего борта. К каждому из трубопроводов подачи в центральном баке подключены предохранительные клапаны 5, рассчитанные на избыточное давление 2,5 кгс/см<sup>2</sup>. Клапаны предназначены для предупреждения недопустимого повышения давления в замкнутой полости трубопровода подачи при закрытых перекрывных кранах и повышении температуры топлива в этой полости.

Верхние выходные патрубки каждой группы объединяются трубопроводом активного топлива (трубопровод на рисунке не показан).

К полости нагнетания каждой канистры подключены сигнализаторы давления 2, позволяющие диагностировать состояние насосов. Сигнализаторы рассчитаны на давление срабатывания  $P_1=0,464\pm 0,034$  кгс/см<sup>2</sup> (при повышении давления) и на  $P_2=0,429\pm 0,034$  кгс/см<sup>2</sup> (при понижении давления).

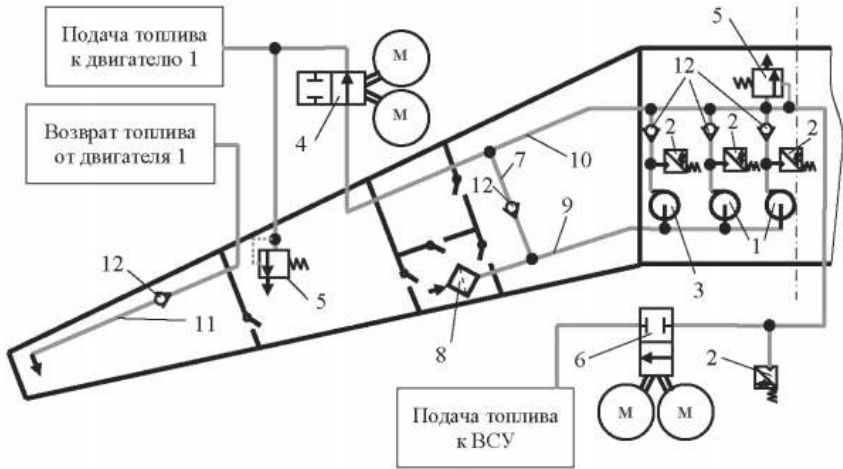


Рис. 3.11. Принципиальная схема системы подачи топлива в двигатели и ВСУ самолета Суперджет, где 1- топливный насос переменного тока; 2- сигнализатор давления; 3- топливный насос постоянного тока; 4- перекрывной (пожарный) кран; 5- предохранительный клапан; 6- электрогидрокраны подачи топлива к ВСУ; 7- линия подачи топлива в двигатель самотеком; 8- фильтр; 9- линия всасывания; 10- линия нагнетания; 11- линия возврата топлива от двигателя; 12- обратный клапан

В отсеках левого и правого крыльевых баков в трубопроводах подачи установлены перекрывные краны 4. Двухмоторные приводы перекрывных кранов установлены вне бака. За перекрывными кранами к трубопроводам подачи подключены предохранительные клапаны 5, рассчитанные на избыточное давление 0,2 кгс/см<sup>2</sup>. Клапаны предназначены для предупреждения недопустимого повышения давления в замкнутой полости трубопровода подачи при закрытых перекрывных кранах и повышении температуры топлива в этой полости. Кроме того, поскольку эти клапаны подключены в верхней точке трубопровода подачи, через них может стравливаться паровоздушная смесь, скопившаяся во время стоянки или оставшаяся после заправки баков топливом.

Всасывающий трубопровод 9 и трубопровод подачи (линия нагнетания) 10 каждой группы насосов сообщаются между собой патрубком самотека 7, в котором установлен обратный клапан 12, открывающийся в сторону трубопровода подачи. При работе хотя бы одного насоса обратный клапан закрыт давлением, создаваемым насосом. В случае отказа всех насосов топливо через фильтр всасывающего патрубка и упомянутый обратный клапан самотеком поступает в трубопровод подачи и далее в двигатель.

Трубопроводы подачи каждой группы насосов сообщены между собой патрубком кольцевания (на рисунке не показан), в котором установлен перекрывной кран. Двухмоторный привод перекрывного крана установлен вне бака.

В качестве основных насосов используются по одному насосу переменного тока в левой и правой группах, которые обеспечивают подачу топлива к двигателям на всех режимах полета во всех ожидаемых условиях эксплуатации, включая отрицательную перегрузку. Вторые насосы переменного тока, являются дополнительными и включаются в случае отказа основного или вспомогательного насосов. По одному насосу постоянного тока являются вспомогательными, работают параллельно с основными насосами и служат для исключения перебоев подачи топлива к двигателю при переходе на подачу от дополнительного насоса в случае отказа основного. Кроме того, вспомогательный насос используется, в случае необходимости, для запуска ВСУ на земле. Управление насосами производится с верхнего пульта пилотов путем нажатия соответствующих кнопок. Диагностика состояния насосов реализована в блоке управления топливной системой (БУТС), получающем информацию от сигнализаторов давления.

Управление перекрывными кранами маршевых двигателей осуществляется с панели «ENG START CP» левого (правого) двигателя. Работоспособность перекрывных кранов диагностируется БУТС. Состояние кранов отображается на мнемокадре «FUEL» на MFD. В случае отказа какого-либо из кранов проходит предупреждающее сообщение «CAUTION», сопровождаемое загоранием центрального сигнального огня (ЦСО) желтого огня, ударом колокола и надписью «SOV FAULT» на основном EWD. Перекрывной кран закрывается автоматически при включении противопожарной защиты соответствующего двигателя.

К трубопроводу подачи левой группы насосов подключен трубопровод, по которому подается топливо к ВСУ. Трубопровод проходит через задний лонжерон. Часть трубопровода, проходящая через фюзеляж, проложена в защитной трубе, предохраняющей от вытекания топлива в отсеки в случае нарушения герметичности. Защитная труба имеет дренажи, позволяющие отводить течь топлива за обшивку фюзеляжа. В трубопроводе подачи топлива к ВСУ установлен перекрывной кран 6 с двухмоторным приводом. В перекрывном кране установлен предохранительный (терморазгрузочный) клапан с давлением

срабатывания  $0,2 \text{ кгс/см}^2$ , перепускающий топливо из полости замкнутой между закрытым краном и вспомогательным двигателем в полость перед краном.

В отсеке ВСУ к патрубку трубопровода ввода в отсек подключен сигнализатор давления 2 для контроля давления на входе во ВСУ. Сигнализатор срабатывает при повышении давления до  $P_1=0,325\pm 0,034 \text{ кгс/см}^2$  и при понижении давления до  $P_2=0,220 \text{ кгс/см}^2$ . Для компенсации механических перемещений между патрубком ввода в отсек и штуцером входа топлива в ВСУ включен гибкий шланг. На земле топливо к ВСУ подается от вспомогательного насоса постоянного тока, установленного в левом топливном баке. В случае его отказа топливо подается от вспомогательного насоса, установленного в правом крыльевом баке при включении крана кольцевания. В полете топливо к ВСУ подается от трубопровода подачи левой группы насосов, или, при включении крана кольцевания, от трубопровода подачи правого борта. Управление перекрытым краном ВСУ и диагностика его работоспособности выполняется БУТС. Состояние крана отображается на синоптической странице «FUEL» на MFD. Контроль работы системы подачи топлива (работы насоса и крана) осуществляется по мнемокадру «FUEL».

Рассмотрим конструкцию и работу основных агрегатов подсистемы подачи топлива к двигателям и ВСУ на примере самолета Суперджет.

Насос подачи переменного тока с канистрой изображен на рис. 3.12.

Насосы подачи переменного тока устанавливаются в канистрах слева и справа от плоскости симметрии в центральном топливном баке на нижней панели центроплана впереди второго лонжерона. Насос подачи переменного тока предназначен для подачи топлива к двигателю. Канистра позволяет выполнять демонтаж насоса из бака при наличии топлива в баке.

Перекрывной кран с двухмоторным приводом (рис. 3.13) предназначен для открытия-закрытия линии подачи топлива к двигателю путем поворота шарового клапана на  $90^\circ$ . Перекрывной кран устанавливается в топливных отсеках 3 (рис. 3.3) на стенке переднего лонжерона левого и правого крыльевых баков в трубопроводах подачи.

Двухмоторный привод предназначен для вращения перекрывного крана линии подачи топлива в двигатель. При подаче напряжения на оба разъема, включаютсЯ два двигателя. Вращающий момент передается к ведущему валу через понижающий редуктор. При повороте ведущего вала на  $90^\circ$  кулачковый механизм отключает работу привода. В случае выхода из строя одного из двигателей, нормальную работу привода обеспечивает второй двигатель.

Для подачи топлива к двигателю необходимо открыть перекрывной кран и включить насосы этого двигателя. Перекрывной кран открывается с помощью кнопочного переключателя. Концевые выключатели крана в течение 4-6 секунд переключаются из закрытого положения в открытое и от них в БУТС поступает сигнал «Кран левого (правого) двигателя открыт».

Насосы включаются с помощью кнопочных переключателей на пульте управления топливной системой. Насосы вступают в работу и подают топливо

по трубопроводу линии подачи через открытый перекрывной кран к подкачивающему насосу двигателя. Насосы подачи остаются включенными во время всей работы двигателей на земле и в полете. Одновременно с подачей топлива для питания двигателей насосы подают активное топливо ко всем струйным насосам, установленным в основных топливных баках, в том числе и к струйным насосам, которые перекачивают топливо в расходные отсеки. Благодаря работе струйных насосов расходные отсеки на протяжении всей работы насосов полностью заполнены топливом, что обеспечивает непрерывную подачу топлива к двигателю на всех режимах полета, включая отрицательные перегрузки и резкое торможение. При выходе из строя одного насоса, оставшийся насос обеспечивает подачу топлива для работы двигателя. Выключение насосов и закрытие перекрывных кранов производится повторным нажатием кнопочных переключателей.

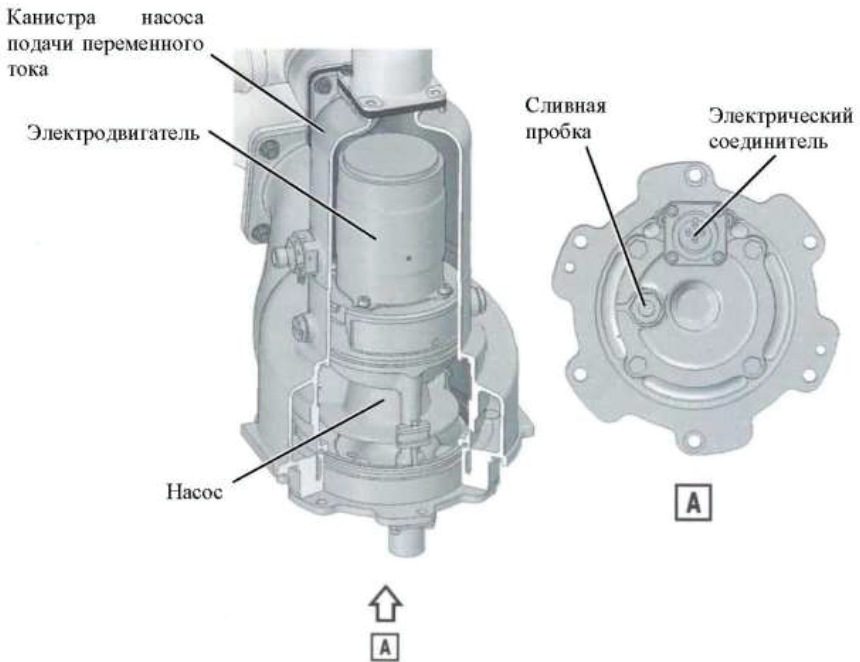


Рис. 3.12. Насос подачи топлива в двигатели переменного тока самолета Суперджет

Для подачи топлива к ВСУ необходимо включить один насос (основной) и открыть перекрывной кран 6 (рис. 3.11) топливной линии. Перекрывной топливный кран открывается с панели управления ВСУ нажатием кнопки.

Выключение насоса и закрытие перекрывного крана производится повторным нажатием кнопочного переключателя.

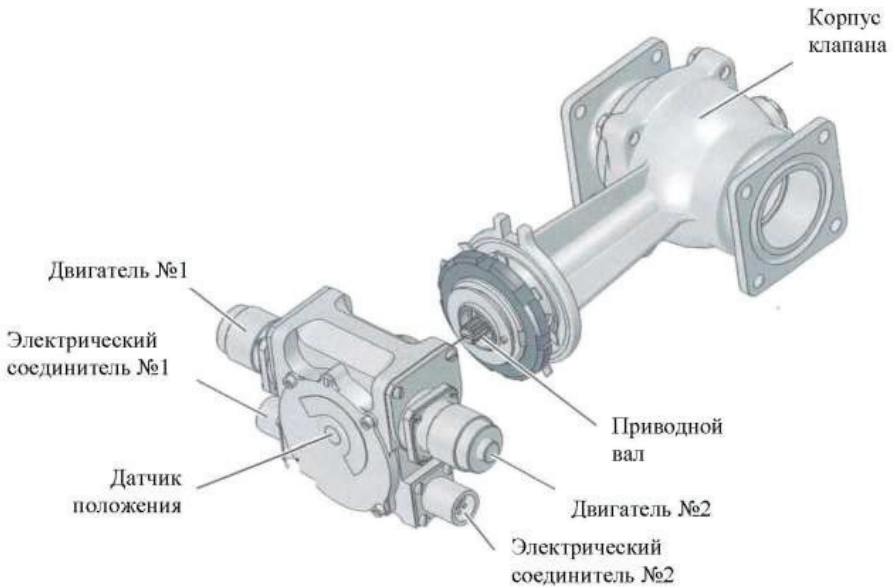


Рис. 3.13. Перекрывной кран с двухмоторным приводом

### Подсистема подачи топлива в двигатели и ВСУ самолета А 320

Принципиальная схема системы подачи топлива в двигатели и ВСУ самолета А 320 представлена на рис. 3.14.

Топливо в каждый двигатель самолета А 320 из расходных отсеков крыльевых баков подается двумя центробежными насосами 2, а из центрального бака – одним центробежным насосом 1. На выходе из насосов установлены обратные клапаны 15, препятствующие перетеканию топлива обратно в бак через отказавший насос, а также сигнализаторы давления 3, 4, обеспечивающие контроль работоспособности насосов и передающие сигналы в систему контроля и управления подачей топлива в двигатели.

В первую очередь топливо вырабатывается из центрального бака. Для этого давление топлива на выходе из крылевых центробежных насосов подачи 2 создается меньше, чем давление на выходе из насосов подачи центрального бака 1. Насосы крылевых баков работают постоянно на всех этапах эксплуатации ВС. После выработки центрального бака насосы подачи 1 автоматически отключаются, и топливо в двигатели подается насосами 2 крылевых баков.

Часть топлива из линии нагнетания подается в трубопровод активного (командного) топлива 13 (штриховая линия) для обеспечения работы струйных насосов перекачки топлива из крыльевых отсеков. Кроме того, часть топлива от центробежных насосов подкачки 1 центрального бака используется в качестве активного топлива для струйных насосов внутрибаковой перекачки 6.

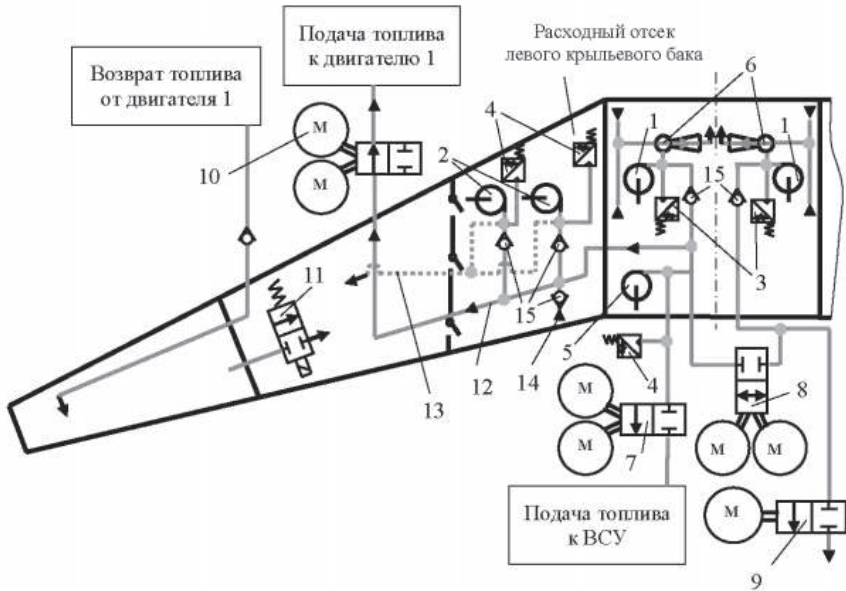


Рис. 3.14. Принципиальная схема системы подачи топлива в двигатели и ВСУ самолета А 320, где 1- топливные насосы подачи топлива из центрального бака; 2- топливные насосы подачи из левого крылевого бака; 3,4- сигнализаторы давления; 5- насос подачи топлива к ВСУ; 6- струйные насосы внутрибаковой перекачки; 7- клапан включения подачи топлива к ВСУ; 8- кран кольцевания; 9- кран системы слива топлива на земле; 10- перекрывной (пожарный) кран; 11- электроклапан перелива; 12- линия нагнетания (подачи топлива в двигатели); 13- линия командного топлива; 14- линия подачи топлива в двигатели самолетом; 15- обратный клапан

Для подачи топлива к ВСУ используется специальный электроцентробежный насос 5 со своим сигнализатором давления 4. Управление подачей топлива в ВСУ осуществляется двухмоторным клапаном включения 7. Системы подачи топлива в первый и второй двигатели связаны краном кольцевания 8. Кран кольцевания 8 совместно с краном 9 используются для слива топлива на земле. При этом должны быть включены насосы подачи 1 и 2.

В линии подачи топлива к двигателям 12 установлены перекрывные (пожарные) краны 10, которые перекрывают подачу топлива в двигатели при возникновении пожара. В систему включена также линия рециркуляции топлива (возврат топлива от двигателя), по которой часть топлива, использованного в системе охлаждения двигателя, возвращается в крыльевой бак. Электротрекляпаны перелива 11 открываются для перелива топлива из внешних крыльевых отсеков во внутренние при достижении в последних уровня топлива 750 кг. Предусмотрена также возможность подачи топлива в двигатель самотеком по трубопроводу 14.

### Подсистема подкачки топлива в двигатели и ВСУ самолета Боинг 737

Подсистема подкачки топлива в двигатели и ВСУ самолета Боинг 737 изображена на рис. 3.15 и подобна подсистеме подачи топлива самолетов Суперджет и А 320. Отметим только, что в качестве насоса подачи топлива в ВСУ на самолете Боинг 737 используется специальный электроцентробежный насос, установленный в расходном отсеке левой консоли крыла (на рисунке не показан).

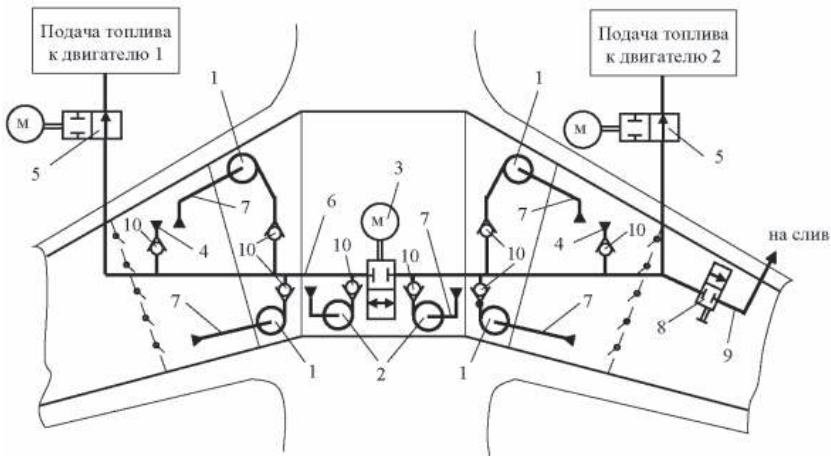


Рис. 3.15. Принципиальная схема системы подачи топлива в двигатели самолета Боинг 737, где 1- топливные насосы подачи топлива из крыльевых баков; 2- топливные насосы подачи из центрального бака; 3- кран кольцевания; 4- линии подачи топлива в двигатели самотеком; 5- перекрывные (пожарные) краны; 6- линии нагнетания (подачи топлива в двигатель); 7- трубопроводы всасывания топлива в насосы с заборными патрубками; 8- ручной кран для слива топлива на земле; 9- линия слива топлива; 10- обратный клапан

## Глава 15. Подсистема заправки топливных баков

Существуют следующие виды подсистем заправки топливных баков:

- 1) Подсистемы открытой заправки топливных баков топливом, обеспечивающие заполнение топливных баков самолета (вертолета) топливом открытой струей из средств наземного обслуживания.
- 2) Подсистемы заправки топливных баков под давлением, обеспечивающие наполнение топливных баков самолета (вертолета) топливом в заданной последовательности и определенным количеством при подаче топлива под давлением из средств наземного обслуживания.

На одном самолете указанные системы могут сочетаться. В этом случае подсистема заправки топливных баков под давлением обычно является основной, а открытой заправки – аварийной.

Заправка под давлением может происходить в автоматическом или ручном режимах, централизованно или нецентрализованно (по уровню).

При автоматическом режиме расчет заправляемого в каждый бак количества топлива, открытие и закрытие кранов заправки, распределение топлива по бакам, процесс заправки и его прекращение осуществляется автоматически по сигналам от автоматической системы управления. В ручном режиме расчет распределения топлива по бакам и управление кранами выполняются оператором.

Централизованная заправка производится через основной заправочный штуцер. Нецентрализованная заправка заданного количества топлива осуществляется через вспомогательные штуцеры слива-заправки с контролем количества заправленного топлива по счетчику топливозаправщика или самолетным датчиком.

Принципиальная схема типовой системы заправки топливного бака под давлением показана на рис. 3.16.

В общем случае в систему заправки входят следующие агрегаты:

- штуцер заправки 1 (на самолете их может быть несколько), предназначенный для подсоединения шланга топливозаправщика или централизованной аэродромной системы заправки;
- система обратных клапанов 2, обеспечивающая организацию заданного движения топлива по линиям заправки;
- предохранительные 3 и вакуумные 4 клапаны, предназначенные для предотвращения разрушения трубопроводов в процессе заправки и после ее окончания;
- главный кран заправки 5 (на самолете их может быть несколько), который является общим для всех топливных баков ВС;
- кран заправки 6 конкретного бака (обычно электрогидравлический), через который топливо поступает в данный бак;

- поплавковый клапан заправки 8, обеспечивающий прекращение заправки при достижении в топливном баке заданного уровня наполнения топливом посредством отключения крана заправки 6 топливного бака;

- сигнализатор давления 7, срабатывающий при превышении в топливном баке заданного уровня давления и обеспечивающий последующее автоматическое отключение крана заправки конкретного бака 6 и, при необходимости, главного крана заправки 5;

- датчик топливомера 9, измеряющий реальный уровень топлива в баке, что позволяет задавать любой промежуточный уровень заправки данного бака.

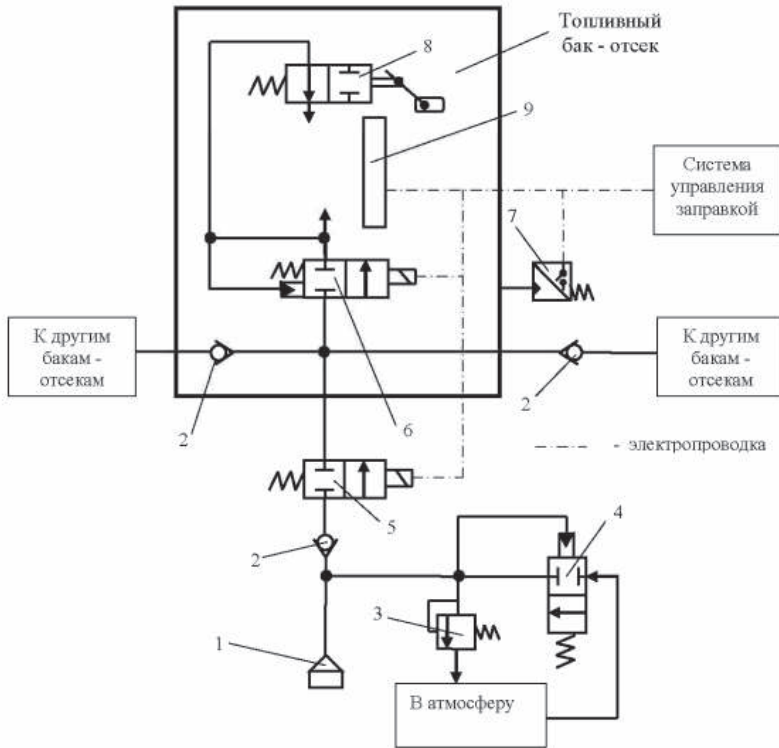


Рис. 3.16. Принципиальная схема типовой системы заправки топливного бака, где 1- заправочный штуцер; 2- обратный клапан; 3- предохранительный клапан; 4- вакуумный клапан; 5- главный (магистральный) кран заправки; 6- кран заправки бака; 7- сигнализатор давления; 8- поплавковый клапан; 9- датчик топливомера

Рассмотрим подсистемы заправки топливных баков современных самолетов.

### **Система заправки топливных баков самолета Ил-76**

Принципиальная схема системы заправки топливных баков левой консоли крыла самолета Ил 76 представлена на рис. 3.17.

Основной способ заправки самолета Ил-76 – заправка под давлением. Кроме того, предусмотрена также возможность открытой заправки через заливные горловины, установленные на верхних поверхностях баков.

Система заправки под давлением выполнена одинаково для левой и правой консолей крыла. От заправочных штуцеров 1 до разветвления в левую и правую консоли крыла линия заправки является общей.

Система обеспечивает заправку с максимальной производительностью до 3000 л/мин при давлении топлива перед заправочными штуцерами до 4 кгс/см<sup>2</sup>. Заправка баков под давлением производится через два стандартных заправочных штуцера 1. Топливо в баки подается через электрогидравлические клапаны заправки 2, 5. Клапаны закрываются автоматически, если баки заправляются полностью, и вручную, если баки заправляются частично. Предусмотрено также автоматическое закрытие клапанов, если избыточное давление в баках превысит значение 0,2 кгс/см<sup>2</sup>.

С целью сокращения времени заправки предусмотрена возможность одновременного подключения к системе четырех заправочных шлангов от двух топливозаправщиков с помощью специального переходника. Управление заправкой и контроль осуществляется со щитка, расположенного в правом обтекателе шасси. Полная емкость системы составляет 109480 л.

Система заправки самолета топливом под давлением включает бортовые штуцера заправки 1, магистральный клапан заправки 2, электрогидравлические клапаны заправки 5 и поплавковые клапаны 6 в баках, клапан двойного действия (предохранительный клапан 3 и вакуум-клапан 4), обратные клапаны 9 и трубопроводы. Два бортовых штуцера 1 заправки под давлением установлены в правом обтекателе шасси. Штуцер представляет собой стандартный узел для присоединения стандартного наконечника шланга наземного топливозаправщика.

Магистральный клапан заправки 2 (главный электрогидрокранный заправки) служит для перекрытия или открытия заправочной линии. Клапан установлен в трубопроводе заправочной линии перед входом ее внутрь топливных баков (БАК ЗР) и закреплен на специальном кронштейне. Электрогидравлические клапаны заправки 5 предназначены для сообщения (разобщения) полостей топливных баков, в которых они установлены, с линией заправки. В линии установлено 12 клапанов заправки: по одному клапану в каждом баке. Электрогидравлический клапан заправки имеет дистанционное управление: основное – электрическое при помощи электромагнита и дополнительное гидравлическое – от поплавкового клапана 6. Поплавковые клапаны 6 закрывают

электрогидравлические клапаны заправки при отказе электрического управления, когда топливо достигнет определенного уровня. В топливной системе самолета установлено 12 поплавковых клапанов – по одному в каждом топливном баке. Все поплавокые клапаны установлены на верхней панели крыла.

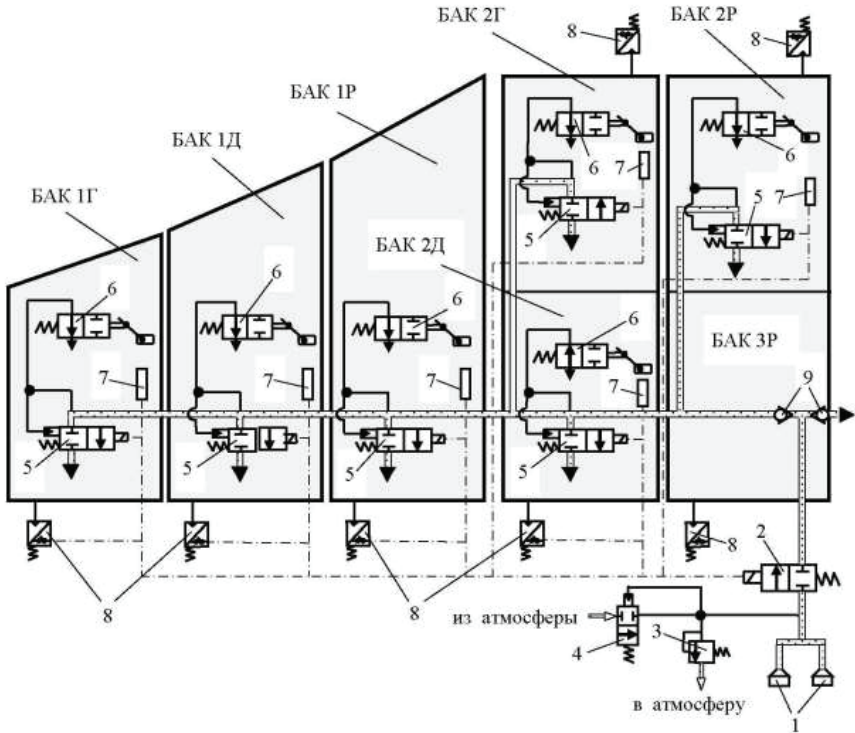


Рис. 3.17. Принципиальная схема системы заправки топливных баков левой консоли крыла самолета Ил 76, где 1-штуцер заправки; 2, 5- клапан заправки; 3- предохранительный клапан; 4- вакуум-клапан; 6- поплавковый клапан; 7- датчик топливомера; 8- сигнализатор давления; 9- обратный клапан

Клапан двойного действия (состоит из двух клапанов 3 и 4) предназначен для предохранения заправочной линии от значительного повышения давления в ней при термическом расширении топлива и обеспечения откачки топлива из заправочной линии после окончания заправки. Клапан установлен в трубопроводе заправочной линии перед клапаном заправки 2. Обратные клапаны 9 заправочной линии установлены на концах выходных патрубков тройника,

который разветвляет общий участок линии в левую и правую консоли крыла. Тройник с обратными клапанами установлен внутри бака ЗР.

Заправочные линии правой и левой консолей крыла, как уже отмечалось, выполнены одинаково и проложены в непосредственной близости к заднему лонжерону крыла. В местах расположения клапанов заправки от линии сделаны отводы, подсоединяемые к входным патрубкам корпусов клапанов заправки. Топливо в баки подается через выходные патрубки корпусов соответствующих клапанов заправки 5.

Для заправки топливных баков необходимо включить источник постоянного тока в бортовой электросети самолета, переключатель топливомера в кабине летчиков перевести из положения «Показания в кабине» в положение «Заправка снизу». Присоединить наконечники шлангов топливозаправщика к бортовым штуцерам заправки 1, проверить положение всех выключателей на щитке управления заправкой. Перед заправкой все выключатели на щитке управления должны находиться в положении «Выключено», главный клапан заправки 2 и электрогидравлические клапаны заправки 5 должны находиться в закрытом положении. Затем последовательно установить в положение «Включено» главный выключатель «Питание», выключатель клапана заправки 2 и выключатели внутрибаковых клапанов заправки 5, включить подачу топлива.

При включении топливозаправщика на подачу топлива под давлением открываются соответствующие электрогидравлические клапаны, и топливо из заправочной линии поступает в определенный топливный бак. При полной заправке бака электрогидравлический клапан заправки 5 закрывается автоматически по команде датчика топливомера 7 с сигнализатором (или датчика-сигнализатора уровня, который на рис. 3.17 не показан), подающего напряжение на обмотку реле выключения клапана заправки 5. При этом цепь питания обмотки электропривода клапана заправки размыкается, клапан закрывается, и подача топлива в бак прекращается. В случае отказа электрического управления клапан заправки 5 закрывается при достижении определенного уровня топлива с помощью поплавкового клапана 6. В случае отказа управления электрогидравлическим клапаном от датчика топливомера и от поплавкового клапана заправка прекращается автоматически по команде сигнализатора давления 8, установленного в баке. Сигнализатор давления срабатывает, когда в процессе заправки избыточное давление в баке становится выше допустимого ( $0,2 \text{ кгс/см}^2$ ). При этом через замкнувшиеся контакты сигнализатора напряжение поступает на обмотку реле выключения электрогидравлического клапана заправки 5. Реле срабатывает и подает напряжение на обмотки реле выключения главного клапана заправки 2 и электрогидравлического клапана заправки 5. Главный клапан и электрогидравлический клапан заправки закрываются – подача топлива в бак прекращается. Одновременно на щитке управления заправкой загорается красная лампа, сигнализирующая о повышении давления в баке сверх

допустимого, и загорается желтая лампа сигнализации закрытого положения главного клапана заправки.

При неполной заправке бака электрогидравлический клапан заправки 5 закрывается вручную посредством установки выключателя на щитке управления в нижнее положение, в результате чего размыкается цепь питания обмотки электропривода клапана. При открытой заправке количество заправляемого топлива контролируется по указателям топливомера на щитке заправки и по счетчику-литромеру топливозаправщика.

### Система заправки топливных баков самолета А 320

Принципиальная схема подсистемы заправки топливом самолета А 320 представлена на рис. 3.18.

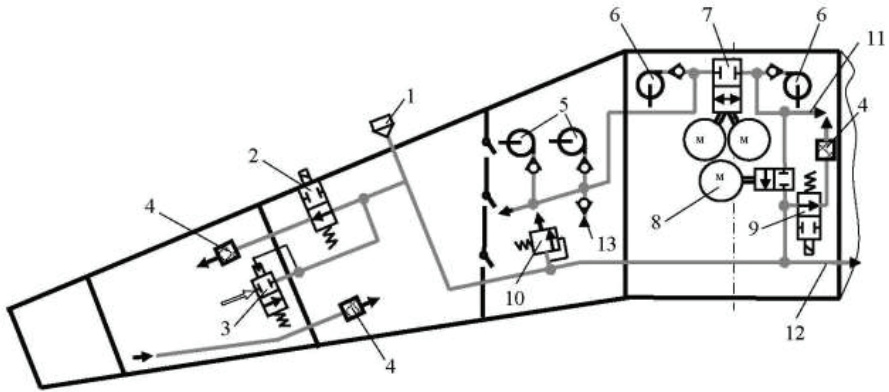


Рис. 3.18. Система заправки топливных баков и слива топлива самолета А 320, где 1- заправочный штуцер; 2,9- заправочный клапан; 3- клапан впуска воздуха; 4- диффузор; 5,6- насосы подачи топлива в двигатели; 7- клапан кольцевания; 8- перепускной клапан слива; 10- патрубок слива; 11, 12, 13 - трубопроводы

Автоматическая заправка топливных баков самолета А 320 по заданной программе осуществляется через заправочный штуцер (refuel receptacle) 1, после которого топливо поступает в трубопроводы заправки и к управляемым системой централизованной заправки заправочным клапанам (refuel valves) 2 и 9. При открытых клапанах заправки 2, 9 топливо по специальным трубопроводам подается через диффузоры (diffusor) 4 в крыльевые и центральный бак. При достижении заданного программой уровня заправки клапаны заправки 2, 9 перекрываются, и заправка прекращается. В расходный отсек топливо поступает через патрубок слива (manifold drain valve) 10, который открывается только при наличии давления в трубопроводе заправки.

Диффузоры 4, установленные на концах трубопроводов заправки, предназначены для уменьшения турбулентности потока на входе в бак и предотвращения накопления статического электричества. Клапан впуска воздуха (air inlet valve) 3 предназначен для обеспечения слива топлива из трубопровода заправки после ее окончания. Он предотвращает также разрушение трубопровода при температурном расширении оставшегося в нем топлива.

Трубопровод заправки используется также для слива топлива на земле. При этом используются центробежные насосы подкачки 5 (основное их назначение – подача топлива в двигатели), установленные в расходном отсеке каждого крылевого бака (по два насоса в каждом расходном баке) и насосы 6 в центральном баке. Управление процессом слива топлива осуществляется через перепускной клапан слива (defuel transfer valve) 8 и клапан кольцевания (crossfeed valve) 7. Когда клапаны открыты и насосы включены, топливо подается по трубопроводу 12 к заправочному штуцеру и от него на слив. При этом клапаны заправки закрыты.

Предусмотрена возможность слива топлива самотеком через трубопровод 13.

По линии 11 топливо подается на питание правого двигателя.

### **Система заправки топливных баков самолета Боинг 737**

Принципиальная схема системы заправки самолета Боинг 737 представлена на рис. 3.19.

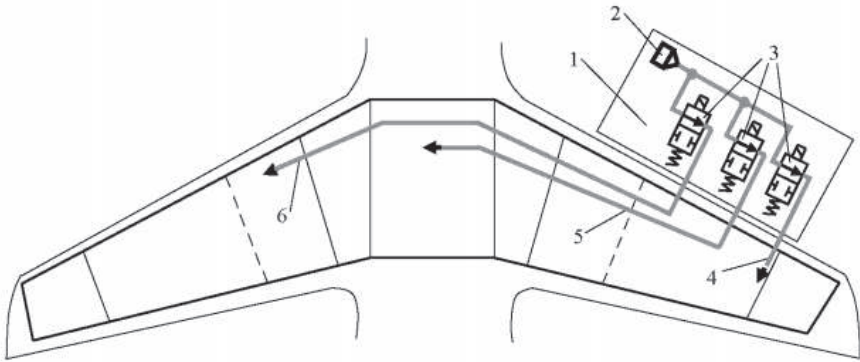


Рис. 3.19. Система заправки топливных баков самолета Боинг 737, где 1-панель заправки; 2- заправочный штуцер; 3- заправочный клапан; 4, 5, 6- трубопроводы подачи топлива в заправляемые отсеки самолета

Автоматическая заправка топливных баков самолета Боинг 737 по заданной программе осуществляется через заправочный штуцер 2,

установленный на заправочной панели 1. Непосредственно в заправляемые баки топливо поступает по трубопроводам 4-6 через заправочные клапаны 3.

## Глава 16. Подсистема перекачки топлива

Для обеспечения бесперебойной подачи топлива к двигателям и для полноты его выработки из баков, а также для перераспределения, в случае необходимости, топлива между отдельными баками в топливной системе предусмотрены следующие виды перекачки топлива:

- перекачка в расходные отсеки;
- перекачка в предрасходные отсеки;
- межбаковая перекачка.

В системах перекачки топлива обычно используются центробежные электронасосы и струйные топливные насосы. С помощью центробежных насосов производится межбаковая перекачка. С помощью струйных насосов производится перекачка топлива в предрасходные и расходные отсеки баков. Работа струйного насоса основана на принципе эжекции активного топлива, подводимого к насосу (рис. 3.20). В результате внутри насоса создается зона разрежения и происходит всасывание окружающего топлива через патрубок заборного устройства струйного насоса и подача его в трубопровод перекачки. Конструктивно струйные насосы различных типов выполнены одинаково. Они отличаются размерами и значениями рабочих параметров.

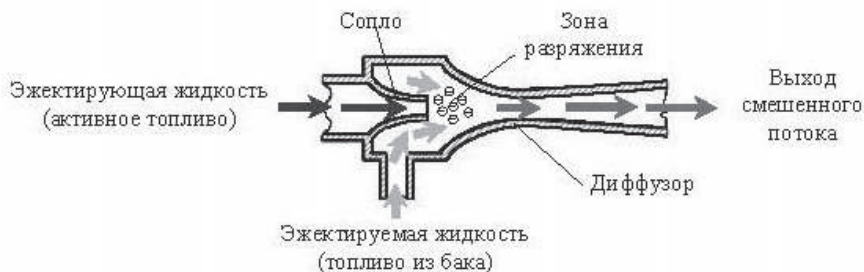


Рис. 3.20. Принцип работы струйного насоса

В систему перекачки с помощью струйных насосов входят: заборник топлива из бака, трубопровод подачи активного топлива и трубопровод перекачиваемого топлива.

Заборники струйных насосов предназначены для обеспечения наибольшей полноты перекачки топлива из отсеков, в которых они установлены. С этой целью входные окна заборников располагаются с минимально допустимыми

засорами от днищ отсеков. С помощью заборников сами струйные насосы крепятся в отсеках. Для этого на каждом заборнике выполнен фланец, с помощью которого он соединяется со струйным насосом и одновременно крепится к элементам конструкции отсека.

По трубопроводам активного топлива к струйным насосам подается топливо под давлением из линий подачи к двигателям или от специальных насосов перекачки. В линиях активного топлива устанавливают обратные клапаны, которые служат для предотвращения перетока топлива в направлении, противоположном направлению перекачки топлива струйными насосами. Кроме того, обратные клапаны предназначены для предупреждения попадания воздуха в трубопроводы подачи топлива к двигателям в тех случаях, когда питание двигателей происходит самотеком (при неработающих насосах подачи).

Межбаковая перекачка предназначена для перекачки топлива из любого бака топливной системы в любой из основных топливных баков. Так, например, межбаковая перекачка может быть использована для перекачки топлива из бака, в котором отказали подкачивающие насосы. В этом случае питание топливом соответствующего этому баку (группе баков) двигателя будет происходить по линии кольцевания. Межбаковая перекачка может быть использована также для предупреждения недопустимой разницы количества топлива в баках в полете. Например, на самолете Ил-86 в полете допускается разница между количеством топлива в баках 1А и 4А, расположенных в концевых отсеках крыла, не более 1500 кг. В других симметрично расположенных баках, а также в правом и левом полукрыле – не более 3000 кг. В составе топливной системы самолета межбаковая перекачка обычно не имеет самостоятельных агрегатов и трубопроводов. Для межбаковой перекачки используются электронасосы, электрогидрокраны и трубопроводы систем заправки и аварийного слива.

На рис. 3.21 приведен пример принципиальной схемы системы перекачки топлива в предрасходные и расходные баки одной группы баков, обеспечивающих топливом один двигатель.

Конструктивно в группу баков входят:

- главный бак 2Г, в котором расположен расходный отсек (из него топливо подается в двигатели);
- дополнительный бак 2Д, который имеет общий отсек и предрасходный отсек. Топливо из общего отсека в предрасходный подается самотеком, а из предрасходного в расходный отсек бака 2Г – центробежными насосами перекачки 1;
- резервный бак 2Р, который имеет общий (периферийный) отсек и предрасходный отсек. Топливо из общего отсека в предрасходный подается струйным насосом 3, а из предрасходного в расходный отсек бака 2Г – центробежными насосами перекачки 1.

Для сигнализации о работе системе перекачки на выходе из каждого насоса установлен сигнализатор давления 2, а также обратные клапаны 7, предотвращающие перетекание топлива обратно в бак через отказавший насос.

В стенках нервюр, соединяющих баки, установлены обратные клапаны 5, обеспечивающие перетекание топлива в предрасходные и расходные отсеки самотеком. В трубопроводах, соединяющих насосы системы с отсеками, установлены дроссели 6, которые обеспечивают заданные расходы перекачки и полное заполнения расходного отсека бака 2Г. Если давление в отсеке превысит заданный уровень, то сработает предохранительный клапан 4.

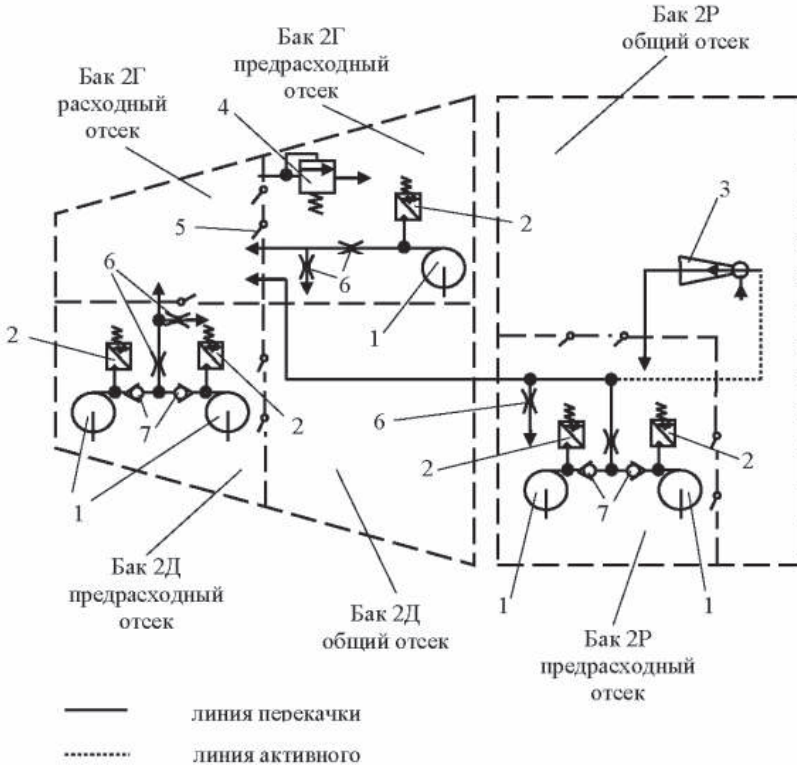


Рис. 3.21. Принципиальная схема перекачки топлива из баков одной группы, где 1- электроприводной центробежный насос перекачки; 2- сигнализатор давления; 3- струйный насос; 4- предохранительный клапан; 5- обратный клапан в стенке нервюры; 6- дроссель; 7-обратный клапан

В рассмотренном примере активное топливо для питания струйного насоса 3 забирается от центробежных насосов перекачки (штриховая линия). Забор активного топлива может осуществляться также от основных насосов подачи топлива в двигатели.

### Система перекачки топлива самолета Суперджет

Принципиальная схема системы перекачки топлива самолета Суперджет представлена на рис.3.22.

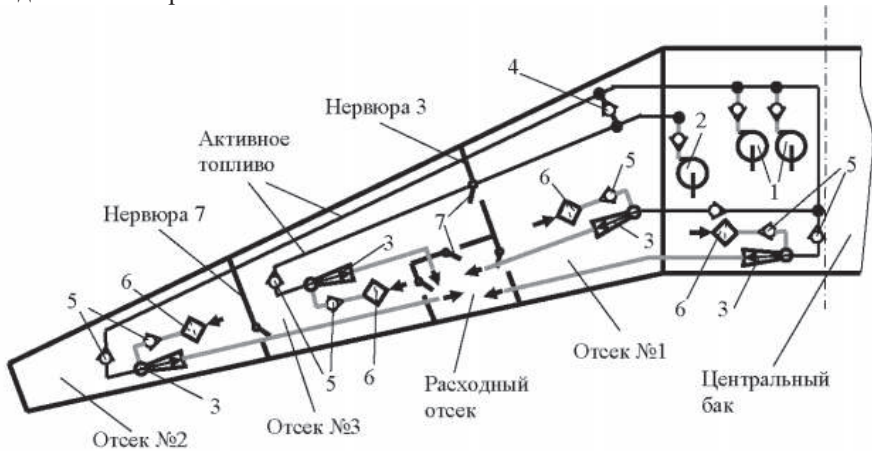


Рис. 3.22. Принципиальная схема системы перекачки топлива самолета Суперджет, где 1- насосы подачи топлива в двигатели переменного тока; 2- насос подачи топлива в двигатель постоянного тока; 3- струйный насос; 4,5- обратные клапан; 6- фильтр; 7- переливные устройства

В системе перекачки топлива используются насосы подкачки 1 и 2 (насосы подачи топлива к двигателям) и струйные топливные насосы 3. Активное топливо по специальным линиям для струйных насосов поступает от насосов подкачки. При помощи струйных насосов производится перекачка топлива в расходные отсеки консолей крыла.

Для перекачки топлива из центрального и крыльевых баков в расходные отсеки используются восемь струйных насосов (по три в консолях крыла и два в центроплане), каждый из которых перекачивает топливо в соответствующий расходный отсек:

- два насоса установлены симметрично в центральном баке: один насос перекачивает топливо из центрального бака в левый расходный отсек, другой – в правый;

- по одному насосу установлено в каждом из отсеков №1, 2, 3.

Обратный клапан 5, установленный на струйном насосе после фильтра 6, предотвращает вытекание топлива через патрубок заборного устройства обратно в основные баки при отсутствии давления в линии активного топлива. Входной фильтр 6, препятствует засасыванию посторонних предметов струйным насосом.

Струйный насос перекачки топлива 3 из центрального бака в отсек № 3 левого крыльевого бака установлен так, чтобы его всасывающий патрубок размещался в чашке, расположенной ниже днища центрального бака с тем, чтобы уменьшить невырабатываемый остаток топлива на самолете.

По окончании выработки топлива из очередного отсека струйный насос в этом отсеке начинает подсасывать из него газовую среду, и в расходный отсек поступает газотопливная смесь. Для отделения газовой фазы на выходе трубопроводов перекачки в расходном отсеке установлены воздухоотделители (сепараторы), направляющие отделяемый газ в надтопливное пространство (на рис.3.22 не показаны), что предотвращает попадание воздуха в линию подачи топлива к двигателям.

Порядок выработки топлива из баков и отсеков обеспечивается за счет соответствующего согласования характеристик гидравлической сети активного топлива и струйных насосов. Гидравлическое сопротивление системы активного топлива ограничивает суммарный расход топлива значением не более 6500 л/час на одну консоль. Расходы перекачки топлива в расходный отсек превышают темп подачи топлива в двигатель и отбор на активное топливо. Поддержание давления в отсеках в допустимых пределах обеспечивается переливными устройствами 7 между ними (на рис.3.22 показаны условно).

Соблюдается следующий порядок перекачки топлива в расходные отсеки:

- центральный бак;
- отсеки № 1 крыльевых баков;
- отсеки № 2 крыльевых баков;
- отсеки № 3 крыльевых баков.

Система перекачки вступает в работу одновременно с включением подкачивающих насосов 1 и 2, которые вместе с подачей топлива к двигателям (линии подачи на рис. 3.21 не показаны) начинают подавать и активное топливо ко всем струйным насосам 3, установленным в баках-отсеках №1, 2, 3 и в центральном баке. Струйные насосы подключены к выходным патрубкам системы активного топлива соответствующего борта. В свою очередь, линия активного топлива подключена к верхним выходным патрубкам канистр основного и дополнительного насосов переменного тока 1. Таким образом, основной и дополнительный насосы переменного тока 1 обеспечивают подачу активного топлива одновременно ко всем струйным насосам перекачки. При этом мощности каждого насоса переменного тока 1 достаточно для работы струйных насосов. В случае отказа основного и дополнительного насосов, давление перед обратным клапаном 4 падает, клапан закрывается, и активное топливо начинает поступать от менее мощного вспомогательного насоса постоянного тока 2 только к насосу перекачки из отсека № 3. В результате перекачка топлива производится в расходный отсек только из отсека № 3, а топливо из центрального бака перестает вырабатываться. Топливо из отсеков № 1 перетекает в отсеки № 3 самотеком через переливные клапаны, установленные на нервюре № 3. В этом случае в отсеке № 1, за счет его более низкого днища,

может остаться невыработываемый остаток до 500 кг. Топливо из отсеков № 2 перетекает в отсеки № 3 также самотеком через переливные клапаны, установленные на нервюре № 7.

Выработка топлива самотеком происходит также при отказе каких-либо струйных насосов выработки из крыльевых отсеков. В случае отказа одного из струйных насосов перекачки из центрального бака, перекачка всего топлива из него производится вторым струйным насосом в соответствующий крылевой бак. Поскольку отказ струйного насоса отсека № 1 приводит к большим невыработываемым остаткам, система топливоизмерения сигнализирует об отказе при наличии топлива в отсеке № 1 более 100 л и в отсеке № 2 менее 1000 л загоранием центрального желтого огня, ударом колокола и надписью. Контроль работы системы перекачки осуществляется по цифровым значениям количества топлива в отсеках крылевых баков на синоптической странице «FUEL».

### Особенности системы перекачки топлива самолета А 320

Принципиальная схема системы перекачки топлива на самолете А 320 изображена на рис.3. 23.

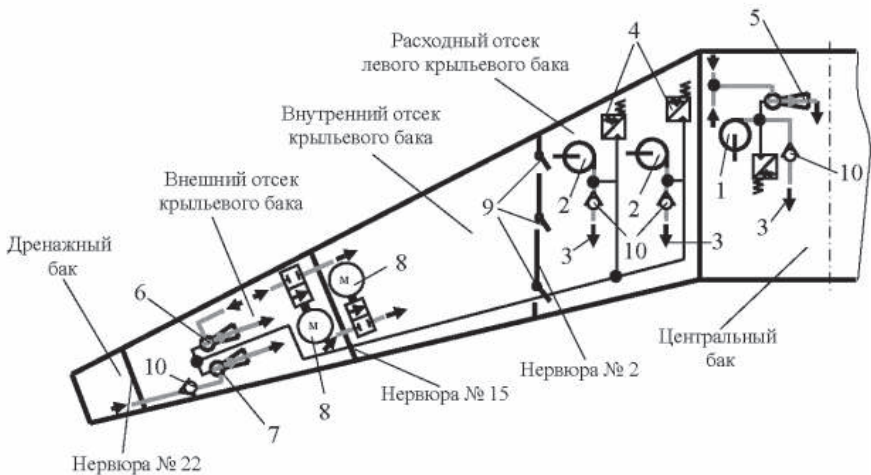


Рис. 3.23. Система перекачки топлива самолета А 320, где 1,2- насосы подачи топлива в двигатели; 3- трубопроводы линии подачи топлива в двигатели; 4- сигнализаторы давления; 5, 6, 7- струйные насосы; 8- клапаны перелива; 9, 10- обратный клапан

Внутрибаковая перекачка (обеспечивает полноту выработки топлива из баков) на самолете А 320 обеспечивается струйными насосами (scavenge jet pump) 5 и 6. При этом струйный насос 6 используется для перекачки топлива из

периферийной части внешнего отсека крыльевого бака в зону размещения клапанов перелива 8.

Межбаковая перекачка топлива осуществляется самотеком из внутреннего отсека крыльевого бака в расходный отсек через систему клапанов (intercell transfer valve) 9, установленных в нервюре № 2. Из внешнего отсека крыльевого топливного бака во внутренний отсек топливо поступает самотеком через два клапана перелива 8, установленных в районе нервюры № 15. Управление клапанами перелива 8 осуществляется автоматически по сигналам от двух датчиков уровня, размещенных в расходном отсеке (на рис. 3.22 не показаны).

Топливо при эволюциях самолета, а также при температурном расширении может попадать в дренажный бак. Для удаления топлива из дренажного бака используется струйный насос 7.

Активное топливо для работы струйных насосов 5-7 поступает от основных насосов подачи топлива в двигатели 1 (один насос в центральном баке) и 2 (два насоса в расходном отсеке).

## **Глава 17. Подсистема кольцевания**

Подсистема кольцевания предназначена для обеспечения равномерной выработки топлива из всех баков самолета в нештатных ситуациях, а именно:

- для выработки топлива из всех баков (совместно с системой перекачки) в случае отказа системы подачи топлива одного или нескольких двигателей;
- для выравнивания количества топлива в крыльевых баках.

Кроме того, подсистема кольцевания обеспечивает:

- запуск ВСУ при работе любого из насосов подачи топлива в двигатели;
- централизованный слив топлива.

Пример принципиальной схемы системы кольцевания самолета с четырьмя двигателями приведена на рис. 3.24. Указанная система состоит из трубопроводов кольцевания, соединяющих линии подачи всех двигателей, и перекрывных кранов кольцевания 3 с дистанционным электрическим приводом. Обратные клапаны 2 обеспечивают заданное направление подачи топлива при различной комбинации включения кранов кольцевания.

В штатном режиме работы двигателей и топливной системы краны кольцевания 3 закрыты, обеспечивая независимость подачи топлива к разным двигателям.

*Подсистема кольцевания топлива самолета Суперджет.*

Принципиальная схема системы кольцевания самолета Суперджет приведена на рис. 3.25.

Основным элементом системы, обеспечивающим связь систем подачи топлива в первый и второй двигатели, является перекрывной кран с двухмоторным приводом 8.

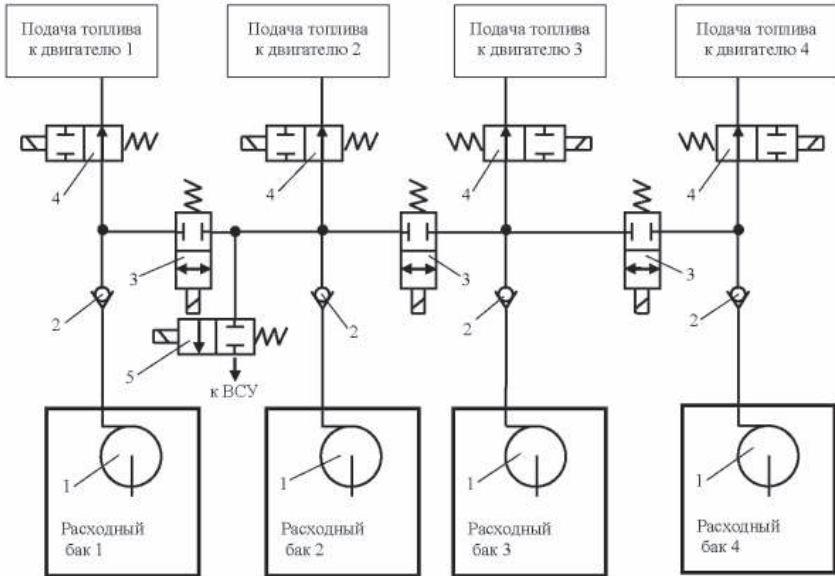


Рис. 3.24. Принципиальная типовая схема системы кольцевания топлива четырехдвигательного самолета, где 1- электроприводной центробежный насос подачи; 2- обратный клапан; 3- кран кольцевания; 4- перекрывной (пожарный) кран; 5- перекрывной кран ВСУ

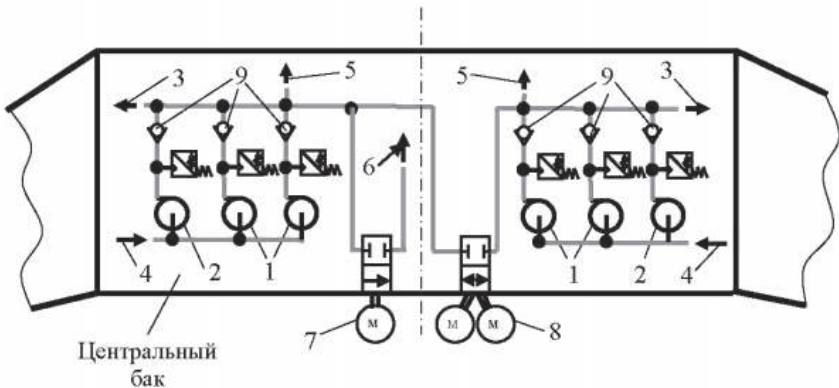


Рис. 3.25. Принципиальная схема системы кольцевания самолета Суперджет, где 1- насосы подачи топлива в двигатели переменного тока; 2- насос подачи топлива в двигатели постоянного тока; 3- линия подачи топлива в двигатели; 4- линия всасывания топлива в насосы подачи; 5- линии подачи активного топлива к струйным насосам перекачки; 6- линия слива топлива на

земле через трубопровод заправки; 7- перекрывной кран (кран слива);  
 8- перекрывной кран с двухмоторным приводом (кран кольцевания);  
 9- обратный клапан

В штатном режиме работы двигателей и насосов подачи топлива в двигатели кран кольцевания 8 закрыт, что обеспечивает независимую подачу топлива в каждый из двух двигателей. Система кольцевания используется в следующих целях:

- для запуска двигателя при отказе вспомогательного насоса 2 запускаемого двигателя. В этом случае система кольцевания обеспечивает подачу топлива от вспомогательного насоса другого двигателя;
- для запуска ВСУ от обоих вспомогательных насосов;
- для выработки топлива из центрального бака при отказе основного и аварийного насосов подачи одного из двигателей;
- для обеспечения выработки топлива из крыльевых баков при отказе двигателя того же борта (из крылевого бака топливо самотеком поступает в центральный бак);
- для выравнивания количества топлива в крыльевых баках;
- для централизованного слива топлива на земле через двухпозиционный перекрывной кран 7.

Управление краном кольцевания 8 осуществляется вручную от соответствующей кнопки на пульте управления работой топливной системы.

## **Глава 18. Подсистема слива топлива**

Подсистема слива топлива обеспечивает:

- аварийный слив топлива в полете (не на всех самолетах);
- слив топлива на земле;
- слив конденсата.

Следует учитывать, что подсистема слива имеет много общих агрегатов с другими подсистемами топливной системы самолета:

- трубопроводы заправки, перекачки и подачи топлива к двигателям;
- насосы подачи и перекачки;
- краны системы кольцевания.

Рассмотрим режимы работы подсистемы слива на примере самолета Ил-86.

*Аварийный слив топлива в полете.*

Принципиальная схема системы аварийного слива топлива самолета Ил-86 представлена на рис. 3.26.

Система слива топлива в полёте самолета Ил-86 предназначена для уменьшения полётной массы самолёта до значения, допустимой при посадке.

Топливо, подлежащее сливу в атмосферу, перекачивается насосами из баков в линию слива и выбрасывается за борт самолёта через конечные участки

линии слива 6, расположенные в концевых отсеках крыла. Эта система является общей для левого и правого полукрыла и позволяет производить слив топлива из всех баков, как через оба конечных участка линии слива 6, так и через один из них.

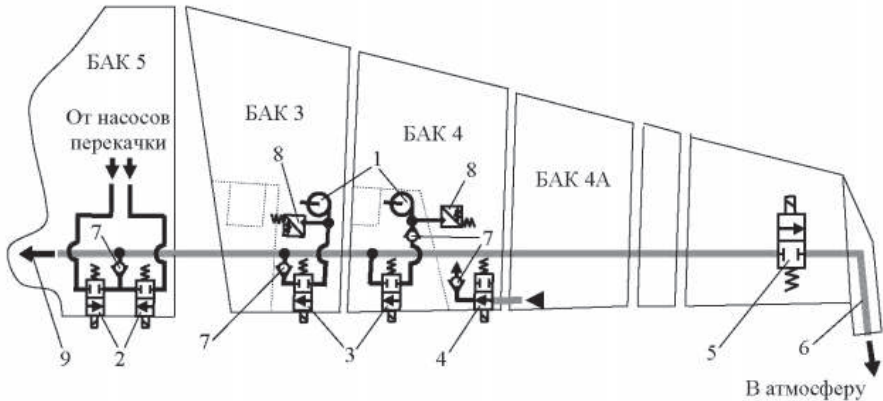


Рис. 3.26. Принципиальная схема системы аварийного слива топлива самолета Ил-86, где 1- насос аварийного слива; 2,3- внутрибаковые краны аварийного слива; 4- кран перелива; 5- главный кран аварийного слива; 6- линия слива топлива в атмосферу; 7- обратные клапаны; 8- сигнализаторы давления; 9- подача топлива в линию слива левой консоли

Из основных баков 1-4 топливо сливается с помощью специально установленных электронасосов аварийного слива 1. Из дополнительного бака 5 топливо сливается с помощью насосов перекачки этого бака (с одновременной перекачкой топлива в баки 1-4 через дроссели). Из баков 1А и 4А топливо сливается одновременно со сливом из баков 1 и 4 соответственно, поступая в эти баки самотёком через краны перелива 4. К системе слива топлива в полёте относятся:

- четыре насоса аварийного слива (по два в каждой консоли) 1;
- шесть внутрибаковых кранов аварийного слива 2 и 3;
- два крана перелива 4 топлива из баков 1А и 4А в баки 1 и 4 соответственно;
- два главных крана аварийного слива 5 (по одному в каждой консоли);
- трубопроводы;
- электросистема управления.

При сливе топлива используются два насоса перекачки топлива из центрального бака (БАК 5). Значительную часть трубопровода слива составляет внутрибаковая часть трубопровода заправки. Система слива топлива в полёте в

сочетании с внутрибаковыми кранами заправки используется для межбаковой перекачки топлива.

Темп слива топлива в полёте составляет 2000 л/мин через обе линии слива 6 (в левом и правом полукрыле) или 1300 л/мин - через одну линию слива.

Система управления сливом топлива в полете предусматривает ручное включение, ручное и автоматическое выключение насосов аварийного слива, а также ручное открытие и закрытие кранов аварийного слива. Ручное управление насосами и кранами аварийного слива – дистанционное, электрическое. Оно ведется из кабины экипажа с панели управления топливной системой.

Для приведения в действие системы слива топлива в полете в электросистему управления системы слива топлива подается переменный ток, который питает насосы аварийного слива 1, и постоянный ток, который питает краны аварийного слива 2 и 3, обеспечивает сигнализацию и управление насосами и кранами.

Слив топлива в полете из баков 1-4 происходит тогда, когда работает насос и открыт кран аварийного слива этого бака, а также открыты главные краны аварийного слива. Работающий насос аварийного слива забирает топливо из основной части бака и под давлением нагнетает его в трубопровод аварийного слива. Последовательно проходя открытые внутрибаковые краны и главные краны аварийного слива, топливо поступает в конечные участки трубопровода 6 и через его концевые патрубки сбрасывается в атмосферу.

Слив топлива из центрального бака происходит при работающих основном и резервном насосах перекачки и при открытых кранах аварийного слива 2 этого бака и главных кранах аварийного слива 5. Слив топлива происходит одновременно с его перекачкой в основные баки.

Слив топлива в полете из баков 1А и 4А происходит через открытые краны перелива топлива 4 из баков 1 и 4. Топливо из баков 1А и 4А самотеком переливается в баки 1 и 4 (соответственно), откуда забирается насосами аварийного слива этих баков и через открытые краны аварийного слива 3 и главные краны аварийного слива 5 сбрасывается в атмосферу. Если при включении слива топлива не открывается один из главных кранов, то слив может производиться через другой открытый кран. Необходимо следить, чтобы разница между количеством топлива в баках не выходила за допустимые пределы. Слив топлива в полете производится из всех баков одновременно. Автономный слив разрешается только из центрального бака.

#### *Слив топлива на земле.*

В топливной системе самолета Ил-86 предусмотрена возможность слива топлива на земле из топливных баков и трубопровода подачи топлива к ВСУ. Для слива топлива из баков в системе имеется пять ручных кранов 604700-1, установленных по одному в линиях подачи топлива в двигатели и в дополнительном (центральном) баке. Для слива топлива из трубопровода подачи к ВСУ установлен ручной кран слива 636700А. Слив топлива из баков производится самотеком или под давлением.

При сливе самотеком топливо из основных баков поступает к кранам слива по линиям подачи топлива к двигателям. Топливо из баков 1А и 4А переливается в баки 1 и 4 через открытые краны перелива 4. Из центрального бака топливо сливается непосредственно через сливной кран этого бака.

Слив топлива под давлением производится подкачивающими насосами основных баков. Из центрального бака топливо перекачивающими насосами этого бака перекачивается в основные баки 1, 2, 3, 4. При необходимости, используя межбаковую перекачку, можно производить слив топлива из всех баков через три, два или один сливной кран. Когда топливо из баков полностью слито, остатки топлива сливаются через краны слива конденсата.

#### *Слив конденсата.*

Для слива конденсата в топливной системе самолета Ил-86 используются 27 кранов двух типов: на консолях установлено 22 нажимных крана; в центральном топливном баке установлено 5 поворотных кранов. Краны слива конденсата используются также для удаления остатков топлива из баков после полного его слива на земле.

### **Глава 19. Подсистема удаления воды из топливных баков**

Вода, растворенная в топливе, при понижении температуры, например, с поднятием на высоту, может кристаллизоваться и забивать топливные фильтры. Поэтому на современных самолетах устанавливают краны слива воды (конденсата) в топливной системе для удаления воды на земле. Кроме того, на отдельных самолетах, дополнительно устанавливается система принудительного удаления воды из топливных баков. Поскольку плотность воды выше плотности топлива, то она скапливается в нижней части топливных баков, куда и устанавливают специальные краны для ручного слива и где находятся заборники воды струйных насосов систем принудительного удаления воды в полете. В качестве примера рассмотрим подсистему удаления воды, установленную на самолете Боинг 737-600(700,800). Принципиальная схема указанной подсистемы изображена на рис. 3.27.

Принцип работы системы состоит в следующем. Вода, которая накапливается в характерных местах топливных баков ВС, струйными насосами 4 откачивается и распыляется вблизи патрубков забора 5 топлива в центробежные насосы 1-3. Далее смесь топлива и воды центробежными насосами 1-3 по трубопроводам 6 перекачивается по линии подачи топлива в двигатели, в которых топливо сгорает, а вода испаряется после чего со смесью выхлопных газов удаляется в атмосферу.

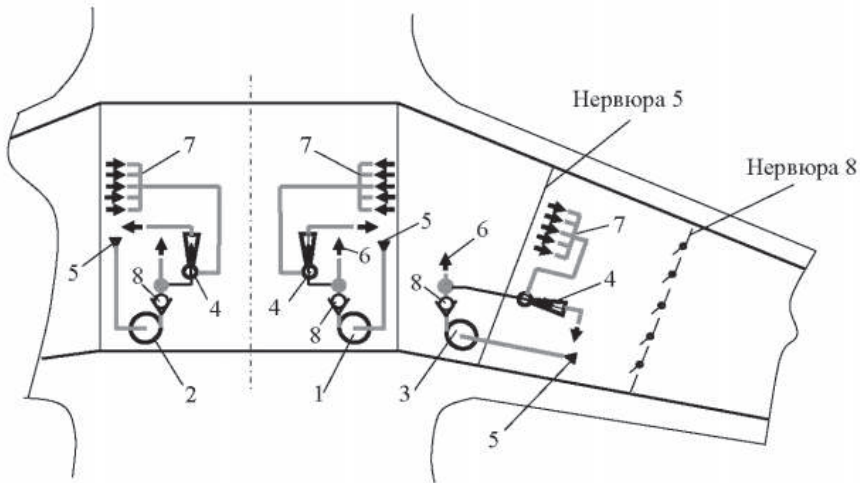


Рис. 3.27. Принципиальная схема подсистемы удаления воды на самолете Боинг 737-600(700, 800), где 1, 2 – электроцентробежные насосы подсистемы подачи топлива в двигатели из центрального бака; 3 – центробежный насос подачи топлива в двигатели из правого крыльевого бака (бак левой консоли на схеме не показан); 4 – струйные насосы перекачки воды; 5- патрубки забора топлива в центробежные насосы 1-3; 6 – трубопроводы подачи топлива от центробежных насосов в двигатели; 7 – патрубки забора воды из топливных баков; 8- обратный клапан

## Глава 20. Особенности конструкции топливной системы вертолета

### Топливная система вертолета Ми-171

Принципиальная схема топливной системы вертолета Ми-171 представлена на рис. 3.28.

На вертолете топливо размещается в трех основных топливных баках, из которых два подвесных жестких бака I и II расположены снаружи по бортам фюзеляжа и один расходный мягкий бак III находится в контейнере за главным редуктором.

При необходимости для увеличения дальности и продолжительности полета внутри фюзеляжа могут быть установлены еще один или два дополнительных жестких бака IV и V.

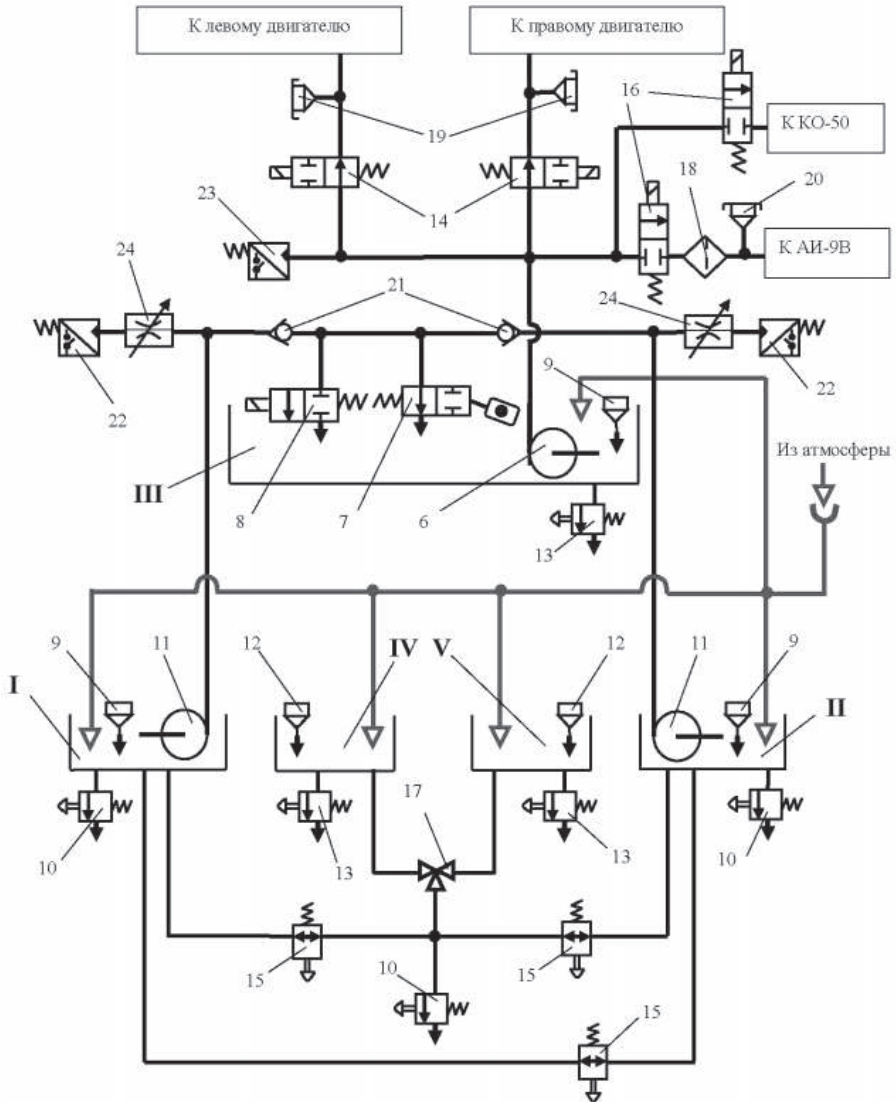


Рис. 3.28. Принципиальная схема топливной системы вертолета Ми-171, где I, II- подвесные топливные баки; III- расходный бак; IV, V- дополнительные топливные баки; 6- насос 463Б расходного бака; 7- поплавковый клапан; 8,14,16- электрогидроклапан; 9,12- заливная горловина; 10,13- сливной кран; 11- насосы ЭЦН-91С подвесных баков; 15- перекрывной кран; 17- перепускной

кран; 18- фильтр; 19,20- клапан консервации; 21- блок обратных клапанов; 22,23- сигнализаторы давления; 24- демпфер (дроссель)

Мягкий расходный топливный бак III крепится к элементам конструкции фюзеляжа шпильками. Плита и переходник, на котором устанавливается топливный насос 463Б (6), крепятся на баке с помощью металлической арматуры. На плите бака устанавливаются датчик топливомера (на рисунке не показан), поплавковый клапан 7, заливная горловина 9 и перекрывной (перепускной) кран 8.

Подвесные топливные баки I, II и дополнительные топливные баки IV и V – сварной конструкции. В верхней и нижней частях диафрагм баков имеются отверстия для прохода топлива и воздуха. В верхней части баков находятся заливные горловины 9 и 12, фланцы датчиков топливомера, дренажный штуцер, а в нижней части – штуцеры для подсоединения трубопроводов, соединяющих подвесные баки между собой, фланцы под сливные краны 10, 13.

В топливную систему вертолета входят следующие основные агрегаты:

- электроприводной центробежный топливный насос 6 подачи топлива в двигателя, ВСУ и керосиновый обогреватель КО-50;
- два центробежных топливных насоса 11 подсистемы перекачки топлива из подвесных жестких баков I и II в расходный бак III;
- электроприводной топливный насос 748Б (на рисунке не показан) подачи топлива в керосиновый обогреватель КО-50;
- поплавковый клапан 7;
- три электроуправляемых перекрывных крана (8, 14);
- три перекрывных крана 15 ручного управления;
- два электромагнитных крана 16;
- перепускной кран 17;
- топливный фильтр 18;
- клапаны консервации двигателей ТВЗ-117ВМ (19) и ВСУ (20);
- блок обратных клапанов 21;
- трубопроводы и шланги.

Топливо из подвесных баков двумя насосами 11 подается по трубопроводам в расходный бак, из которого насосом 6 подается в два двигателя. В линиях от насоса 6 к двигателям установлены перекрывные (пожарные) краны 14 и штуцеры консервации 19. Отбор топлива для питания двигателя АИ-9В ВСУ и керосинового обогревателя КО-50 производится от линии, идущей к правому двигателю (до пожарного крана) через электрогидрокраны 16.

Заправка топливных баков осуществляется открытым способом через заливные горловины 9 и 12. Слив топлива из баков производится через сливной кран 13 расходного бака, при этом топливо перекачивается насосами 11 из подвесных баков в расходный.

Насос 6 внебакового расположения, крепится к литому из алюминиевого сплава патрубку, который установлен в нижней части расходного бака. При

отказе насоса работа двигателей не нарушается, так как в этом случае топливо к двигателям из расходного бака поступает самотеком.

Поплавковый клапан 7 предназначен для предохранения расходного бака от переполнения при перекачке топлива из подвесных баков и установлен в расходном баке. Перепускной кран 17 предназначен для подключения одного или двух дополнительных баков IV и V к передней линии, соединяющей подвесные топливные баки I и II, а также для слива топлива из дополнительных баков. Кран открывается вручную, установлен под полом грузовой кабины рядом с передними перекрывными кранами 15 и обеспечивает выработку топлива из дополнительных баков как раздельную, так и одновременную.

Топливный фильтр 18 предназначен для очистки топлива от механических примесей в линии питания двигателя АИ-9В ВСУ и установлен в отсеке ВСУ. Клапаны консервации двигателей 19 предназначены для подсоединения установки для консервации. Блок обратных клапанов 21 включает в себя два обратных клапана, смонтированных в линиях перекачки топлива из подвесных баков в расходный. Клапаны пропускают топливо только в одном направлении – в расходный бак и установлены на плите расходного бака перед поплавковым клапаном 7 и краном перепуска 8.

### **Топливная система вертолета Ка-32**

Топливная система вертолета Ка-32 состоит из:

- топливных баков;
- системы дренажа баков;
- системы заправки топливных баков;
- системы перекачки топлива;
- системы подкачки топлива в двигатели;
- системы слива топлива из баков;
- приборов и устройств контроля топливной системы.

Топливные баки заправляются централизованно под давлением (основной способ) или открытым способом через заливные горловины.

Топливные баки расположены вдоль левого и правого бортов фюзеляжа и в грузовом отсеке. Баки, расположенные вдоль левого борта, и передний подвесной бак, расположенный в грузовом отсеке, образуют левую группу баков. Баки, расположенные вдоль правого борта, и задний подвесной бак, расположенный в грузовом отсеке, образуют правую группу. В каждую группу входят баки № 1, 2, 3, 4, 5, 6. Баки № 1, 2, 3, 4 размещены под полом транспортной кабины, баки № 5 – в контейнерах, установленных на внешних сторонах бортов фюзеляжа, баки № 6 – в грузовом отсеке.

Баки № 2 и № 5 образуют расходную группу, в которой расходным является бак № 2. Из расходных баков топливо подается к двигателям насосами подкачки, смонтированными по два в насосных узлах подкачки. По мере расходования топлива из расходных групп они пополняются топливом из баков № 1, 3, 4 насосами перекачки, смонтированными по одному в насосных узлах

перекачки, установленных в баках № 1, 4. В свою очередь бак № 1 левой группы пополняется топливом из переднего бака № 6, а баки № 3, 4 правой группы – из заднего бака № 6. Перекачка топлива из баков № 6 осуществляется насосами перекачки аналогичными установленным в баках № 1, 4. При централизованной заправке каждый бак заполняется строго определенным количеством топлива, ограничиваемым поплавковыми клапанами уровня, установленными в каждом баке, кроме баков № 2. Суммарное количество заправляемого топлива составляет 3080 литров.

Топливо при централизованной заправке одновременно поступает в левую и правую группы баков. Каждая группа баков обеспечивает питание топливом одного основного двигателя. Двигатель ВСУ питается от правой группы баков. Группы баков соединены между собой трубопроводом кольцевания, в котором установлен кран кольцевания. При выходе из строя одной группы баков или одного из основных двигателей топливо по трубопроводу кольцевания при открытом кране кольцевания поступает из одного трубопровода питания в другой, обеспечивая питание двух двигателей из одной группы баков или одного двигателя из обеих групп баков. Для питания топливом двух основных двигателей из одной группы баков все насосы неисправной группы должны быть выключены, а кран кольцевания открыт. Для питания топливом одного основного двигателя из обеих групп баков перекрывной кран трубопровода питания неисправного двигателя должен быть закрыт, а кран кольцевания открыт.

После централизованной заправки поплавковые клапаны уровня, установленные в левом баке № 1, правом баке № 4 и в баках № 5, обеспечивают такую выработку топлива, при которой центровка сохраняется в допустимых пределах. Для увеличения количества топлива баки могут быть дозаправлены сверх объема централизованной заправки через заливные горловины баков. Дополнительно может быть заправлено до 370 л.

Перед запуском двигателей все насосы подкачки и перекачки топлива включаются вручную. Автоматически насосы перекачки топлива выключаются после выработки топлива из бака по сигналу концевого выключателя датчика топливомера. Насосы подкачки выключаются только вручную. При необходимости любой насос может быть отключен вручную выключателями насосов, расположенными на центральном пульте.

Повышение надежности топливной системы обеспечивается:

- установкой в насосные узлы подкачки расходных баков двух насосов, работающих параллельно. При отказе одного из насосов второй насос обеспечивает работу двигателя на всех эксплуатационных режимах;
- подключением насосов подкачки и перекачки к аварийной шине электроснабжения, что обеспечивает питание насосов электроэнергией от аккумуляторных батарей при отказе основной электросистемы;
- способностью двигательных насосов подсасывать топливо из расходных баков через обводной обратный клапан при отказе обоих насосов подкачки.

При отказе всех насосов подкачки и перекачки двигатели могут израсходовать топливо из баков № 2 и 5. При отказе насосов подкачки и нормальной работе насосов перекачки может быть выработано все топливо. Слив топлива производится через краны слива на баках или централизованно через штуцеры консервации двигателей.

Дренаж топливных баков производится через трубопроводы дренажа, которые соединены с заборниками воздуха. Вентиляция топливных баков № 1, 2, 3, 4, 5 объединена в единую систему дренажа. Система состоит из трубопроводов дренажа, трубопровода кольцевания дренажа и двух воздухозаборников воздуха (по левому и по правому борту соответственно). Трубопроводы дренажа левой группы баков соединены с заборником воздуха, установленном на левом борту фюзеляжа и со штуцерами дренажа, установленными на каждом топливном баке левой группы. Трубопроводы дренажа правой группы баков соединены с заборником воздуха, установленном на правом борту фюзеляжа и со штуцерами дренажа баков правой группы. Трубопроводы дренажа групп баков соединены между собой трубопроводом кольцевания.

Поступивший вместе с топливом воздух (например, при заправке) собирается в воздухоотделительных бачках и вместе с частью топлива через трубопроводы слива отводится в верхние полости топливных баков № 2, откуда он стравливается в атмосферу через трубопроводы дренажа и заборники. Трубопроводы изготовлены из труб алюминиевого сплава. Они соединены со штуцерами и между собой с помощью ниппельных соединений (ниппель – это участок воздуховода несколько меньшего диаметра, который вставляется внутрь воздуховода, соединяя его части).

Трубопроводы дренажа проложены по бортам внутри транспортной кабины и прибортованы к элементам фюзеляжа при помощи хомутов с обкладками и колодок с резиновыми вкладышами. Каждый бак № 6 имеет самостоятельный дренаж. Трубопроводы дренажа этих баков выведены вниз фюзеляжа и соединены со специальными воздухозаборниками.

Рассмотрим подробнее конструкцию и работу подсистем топливной системы вертолета Ка-32.

#### *Система заправки*

Принципиальная схема системы заправки вертолета Ка-32 приведена на рис. 3.29.

Система централизованной заправки состоит из штуцера заправки 1, крана заправки 2, щитка заправки и трубопроводов. В эту систему также входят поплавковые клапаны уровня 7 и датчики топливомера 6, размещенные в баках. Электроприводной кран заправки 2, штуцер 1 и щиток заправки размещены по левому борту фюзеляжа у шпангоута № 16. Штуцер централизованной заправки 1 и кран заправки 2 соединены в один узел. Трубопроводы централизованной заправки соединяются с установленными в баках поплавковыми клапанами



Для централизованной заправки частично используются и трубопроводы перекачки. В трубопроводах централизованной заправки и в трубопроводах перекачки вмонтированы обратные клапаны 9, предохраняющие систему от переливания топлива из бака в бак при стоянке вертолета. Электроснабжение агрегатов управления заправкой осуществляется от шины постоянного тока распределительного устройства РУ-10.

Перед заправкой перекрывные краны двигателей, перекрывной кран кольцевания 8 и кран заправки 2 должны находиться в закрытом положении. Стандартный наконечник шланга топливозаправщика подсоединяется к штуцеру централизованной заправки 1 вертолета, трос металлизации - в гнездо, рядом со штуцером, и нажимается кнопка автомата защиты. Максимально допустимое давление топлива при централизованной заправке составляет  $5 \text{ кгс/см}^2$ . При включении бортовой сети вертолета на щитке заправки загорается лампа ЗАПРАВКА ПРЕКР. При включении выключателя крана заправки 2 срабатывает электромеханизм крана. Кран открывается. Гаснет сигнальная лампа ЗАПРАВКА ПРЕКР и загорается лампа КРАН ОТКР. При этом срабатывает реле и подготавливает цикл на автоматическое закрытие крана в случае переполнения топливом одного из баков.

При открытом кране топливо от топливозаправщика под давлением подается в систему централизованной заправки. О ходе заправки сигнализирует лампа ЗАПРАВКА ИДЕТ, включающаяся сигнализатором давления 3, установленным в трубопроводе заправки, при избыточном давлении топлива в нем более  $0,3 \text{ кгс/см}^2$ . При наполнении баков топливом до установленного уровня, поплавковые клапаны уровня 7 закрываются, прекращая поступление топлива в баки, а лампы сигнализации наполнения баков, размещенные на щитке заправки, загораются. По истечении 10 с после загорания всех сигнальных ламп на щитке заправки централизованную заправку прекращают установкой выключателя крана заправки в положение ЗАПР ВЫКЛ.

В случае переполнения одного из баков топливом при централизованной заправке, срабатывает сигнализатор давления 4, установленный в этом баке, который подает сигнал на закрытие крана 2. Кран закрывается. При этом гаснет лампа КРАН ОТКР и загорается лампа ЗАПРАВКА ПРЕКР. Чтобы определить в каком баке отказал клапан уровня, необходимо нажать кнопку КОНТРОЛЬ СД, размещенную на щитке заправки. При этом лампа переполненного бака будет продолжать гореть, а остальные лампы на щитке заправки БАК ПОЛНЫЙ погаснут. Для контроля исправности ламп предусмотрена кнопка КОНТРОЛЬ ВСМП, размещенная на щитке заправки. При нажатии на нее исправные лампы загораются.

#### *Система подкачки топлива к двигателям*

Принципиальная схема системы подкачки топлива в правый двигатель и ВСУ вертолета Ка-32 представлена на рис. 3.30. Указанная система состоит из насосного узла подкачки 1, установленного в расходном баке № 2 пр, и трубопровода, в котором установлен перекрывной кран 8,

воздухоотделительный бачок 9 и штуцер консервации 6. В систему также входят трубопровод кольцевания с краном кольцевания 7, топливомер и сигнализатор давления 2 за насосами подкачки. Питание двигателя ВСУ осуществляется по трубопроводу, в котором установлены перекрывной кран 4, фильтр 5 и штуцер консервации 6.

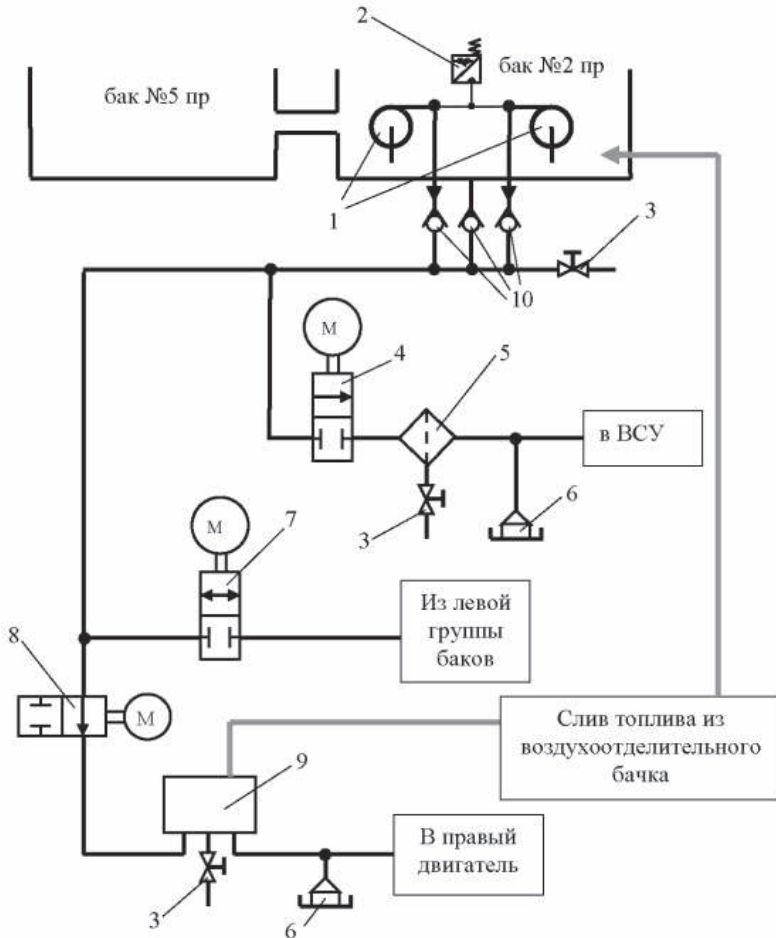


Рис. 3.30. Принципиальная схема системы подкачки топлива в правый двигатель и ВСУ вертолета Ка-32, где 1- насосный узел подкачки; 2- сигнализатор давления; 3- сливной кран; 4- перекрывной кран ВСУ; 5- фильтр; 6- штуцер консервации; 7- кран кольцевания; 8- перекрывной (пожарный) кран; 9- воздухоотделительный бачок; 10- обратный клапан

Воздухоотделительный бачок закреплен на основном двигателе и соединен с насосным узлом подкачки 1 и двигательным насосом ДЦН-70 трубопроводами питания, а с расходным баком № 2пр - трубопроводом слива. Трубопроводы топливной системы изготовлены из труб алюминиевого сплава. Они соединены между собой и с агрегатами с помощью ниппельных и ограниченно-подвижных соединений. В качестве перекрывных кранов и крана кольцевания применены перекрывные электроприводные краны 768600МА. Перекрывные краны и кран кольцевания подключены к распределительному устройству РУ-8 через автоматы защиты и переключатели. Автоматы защиты размещены на верхнем пульте, а переключатели – на центральном пульте кабины экипажа.

При включении автомата защиты УПР ТОПЛ НАСОС ПРАВ на верхнем пульте и включении выключателя НАСОСЫ ПРАВ БАКОВ на центральном пульте в кабине экипажа подается напряжение на обмотки контакторов, которые срабатывают и подключают силовые цепи насосов подкачки. Насосы начинают работать и, при открытом перекрывном кране двигателя, подавать топливо через воздухоотделительный бачок в двигатель. Насосы насосного узла подкачки работают параллельно. При неисправности одного насоса подачу топлива в двигатель обеспечивает второй насос. При избыточном давлении топлива после насосов более  $0,3 \text{ кгс/см}^2$  срабатывает сигнализатор давления 2 и включается на табло уведомляющей сигнализации верхнего пульта в кабине экипажа надпись «НАСОС 2 БАКА», что свидетельствует о нормальной работе насосов.

#### *Система перекачки топлива*

Принципиальная схема системы перекачки топлива правой группы баков вертолета Ка-32 показана на рис. 3.30 (левая – аналогична).

Систем перекачки топлива обеспечивает выработку топлива из баков по заданной программе.

В баках №6задний, № 1пр, № 4пр установлены насосные узлы перекачки 1 с сигнализаторами давления 2. Из бака № 1пр топливо перекачивается в бак №5пр. Из бака №3пр топливо поступает самотеком в бак № 4пр, а из бака № 6задний насосным узлом 1 перекачивается также в бак № 4пр. Затем насосным узлом 1 бака №4пр топливо перекачивается в бак № 5пр. Из бака № 5пр топливо самотеком поступает в расходный бак № 2пр и далее к двигателю. Управление системой перекачки осуществляется поплавковыми клапанами 3 и с использованием сигналов от датчиков топливомера, установленных в баках (на рисунке не показаны).

При включении автомата защиты УПР ТОПЛ НАСОС ПРАВ на верхнем пульте и включении выключателя НАСОСЫ ПРАВ БАКОВ I на центральном пульте включается насос перекачки правого бака № 1пр. Насос начнет перекачку топлива из бака № 1пр в бак №5пр. При создании насосом избыточного давления топлива более  $0,15 \text{ кгс/см}^2$  срабатывает сигнализатор давления и включается табло «НАСОС 1 БАКА», что свидетельствует о нормальной работе насоса перекачки. При выработке топлива из бака датчик топливомера подает сигнал на реле времени. Реле запускается и через 300 с отключает цепь электропитания

насоса. Если сигнал с датчика топливомера поступает в результате маневра вертолета, то насос не выключится, так как реле времени не успеет сработать и отключить цепь электроснабжения насоса. Работа насосов перекачки баков № 4пр и № 6задний аналогична работе насоса перекачки бака № 1пр.

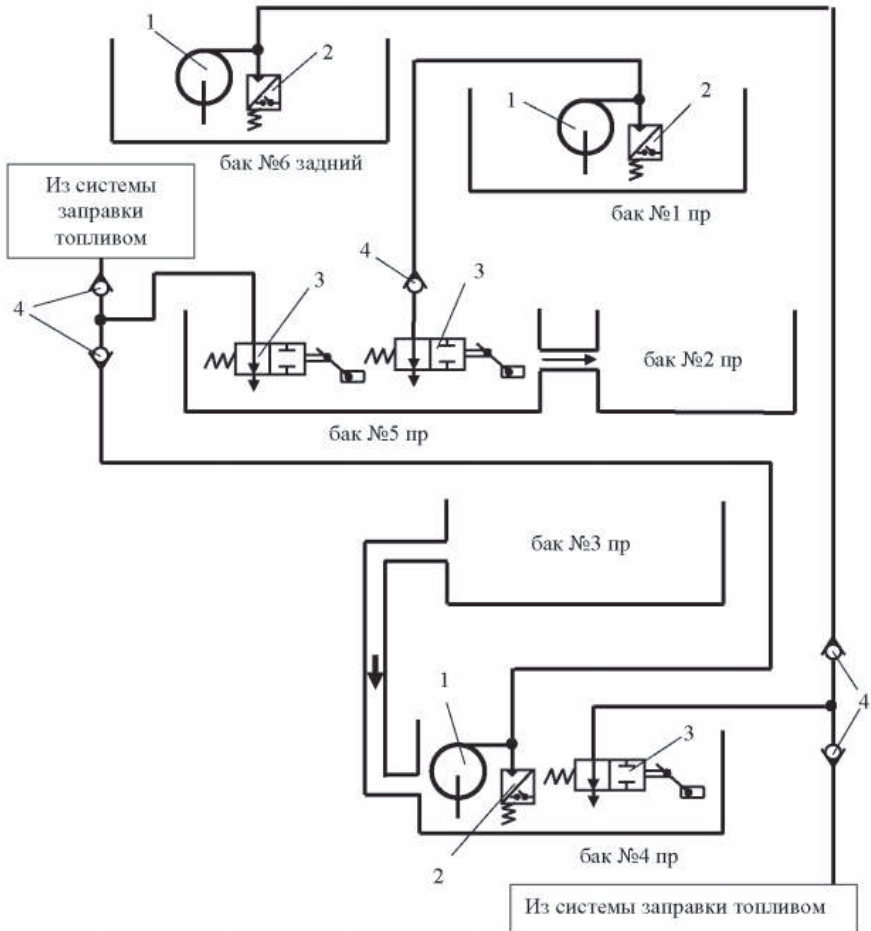


Рис. 3.31. Принципиальная схема системы перекачки топлива правой группы баков вертолета Ка-32, где 1- насосный узел перекачки; 2- сигнализатор давления; 3- поплавковый клапан; 4- обратный клапан

При включении автомата защиты ПЕРЕКРЫВНЫЕ КРАНЫ ПРАВ ДВИГ на верхнем пульте и установке на центральном пульте переключателя ПЕРЕКРЫВНЫЕ КРАНЫ ДВИГ ПРАВ в положение ОТКРЫТО подается напряжение на электромеханизм перекрывного крана двигателя, который срабатывает и открывает кран. В открытом положении крана один его концевой выключатель прерывает цепь электроснабжения на открытие, а второй концевой выключатель соединяет цепь электромеханизма с клеммой переключателя, подготавливая цепь на закрытие.

При последующей установке переключателя в положение ЗАКР включается цепь электроснабжения электромеханизма крана на его закрытие. Кран закрывается. При этом один концевой выключатель прерывает электроснабжение механизма на закрытие и включает табло на верхнем пульте КРАН ПРАВ ЗАКРЫТ, а второй концевой выключатель соединяет цепь с клеммой переключателя, подготавливая цепь на открытие. Работа остальных кранов аналогична работе перекрывного крана правого двигателя, но при установке перекрывного крана кольцевания положение ОТКР на верхнем пульте высвечивается табло КОЛЬЦЕВ ОТКРЫТО.

#### *Система слива*

Топливо из баков сливается самотеком через сливные краны 3 (рис.3.30) или под давлением (централизованно) через штуцеры 6 консервации основных двигателей. Слив отстоя топлива производится через краны 600400 МА (на рисунках не показаны) каждого бака. Краны слива отстоя топлива из баков №1пр, №2пр, и №6передний размещены внизу фюзеляжа по правому борту между шпангоутами №8 и №8а. Из баков №4пр и №6задний – по правому борту между шпангоутами №12 и №13. Из баков №1л и №2л – по левому борту между шпангоутами №8 и №8а. Из бака №4л – по левому борту между шпангоутами №12 и №13.

Слив отстоя топлива из баков №5пр и №5л производится через краны, размещенные в нижней части контейнеров, установленных снаружи фюзеляжа по обоим его бортам. Трубопроводы слива отстоя топлива из баков №1пр, №2пр и №4пр проложены под полом транспортной кабины по правому борту фюзеляжа, а баков №1л, №2л и №4л – по левому борту. Они изготовлены из алюминиевых труб, которые соединяются с угольниками насосных узлов и проходниками с помощью нипельных соединений, и крепятся к элементам конструкции фюзеляжа хомутами. Трубопровод слива отстоя топлива из каждого бака №6 состоит из рукава и алюминиевой трубы, которые соединяются между собой через фланцевый проходник, закрепленный к продольной балке фюзеляжа.

## **Глава 21. Основные направления совершенствования топливной системы самолета**

Анализ статистических данных по отказам и неисправностям топливных систем ВС показывает, что наиболее проблемными элементами ТС современного самолета являются: топливные баки, датчики и индикаторы, блоки измерения, краны и клапаны. Рассмотрим общие подходы, реализованные при проектировании и создании ТС современных самолетов и вертолетов, и основные направления их совершенствования.

### **Обеспечение герметичности топливных баков**

Нарушение внешней герметичности топливных баков является одной из наиболее характерных причин неисправности ТС самолета. Для решения этой проблемы проводятся конструктивно-компоновочные мероприятия и исследования по применению более совершенных технологий и средств герметизации. В первом случае речь идет о минимизации числа перфораций в ограничительных стенках топливных баков – отсеков (верхней и нижней панелях крыла, стенках лонжеронов и торцевых нервюр). С этой целью, например, панели крыла выполняют цельнопрессованными (фрезерованными), что одновременно улучшает усталостные характеристики крыла и упрощает процесс герметизации баков.

Можно считать, что современные подходы обеспечивают заданный уровень герметичности топливных баков, выполненных из традиционных материалов (алюминиевые сплавы), однако, для перспективных самолетов с цельно композитным крылом и центропланом (например, линейка самолетов МС-21) эта проблема является исключительно актуальной и требует большого объема дополнительных исследований. Фактически на сегодняшний день у нас в стране отсутствует опыт длительной эксплуатации крупногабаритных элементов конструкции фюзеляжа, крыла, а значит и топливных баков, основные силовые элементы которых выполнены из композитных материалов, в частности в плане оценки длительного воздействия топлива на конструкцию указанных элементов.

### **Оптимизация трубопроводной сети подсистемы дренажа топливных баков**

Для обеспечения надежной работы ТС на всех эксплуатационных режимах необходимо давление в баках поддерживать близким к атмосферному. Эту проблему решает подсистема дренажа ТС. Конструктивно система очень простая и надежная, однако, значительную часть ее массы составляет трубопроводная система, которая должна обеспечить самостоятельный дренаж (как основной, так и дополнительный) всех групп баков ТС самолета.

На современных самолетах одним из направлений снижения массы трубопроводной сети является использование особым образом

сконструированных элементов основной силовой конструкции крыла для подачи воздуха от системы дренажа (из дренажного бака) в отсеки. Так, например, на самолетах А 320 и Суперджет один из стрингеров верхней панели крыла с этой целью выполнен в виде дренажного короба, что позволило обеспечить подачу воздуха через его внутреннюю полость в наддуваемые отсеки без использования специальных трубопроводов.

Очевидно, что такой подход влияет как на эксплуатационную технологичность системы, так и на ее эксплуатационную надежность. Следует также отметить, что на современных самолетах предпочтение отдается установке в дренажном отсеке так называемых разрывных дисков для дренажа баков в нештатных ситуациях. На выпускаемых ранее отечественных самолетах для этой цели использовались клапанные блоки с несколькими предохранительными и вакуум клапанами, что усложняло систему и увеличивало массу ВС.

### **Использование нейтрального газа для дренажа топливных баков**

На современных самолетах большое внимание уделяется предотвращению образования огнеопасных паров топлива в баках топливной системы путем снижения содержания кислорода в них до уровня не более 10%. Снижение содержания кислорода в топливных баках осуществляется путём подачи обогащенного азотом воздуха в надтопливное пространство. Обычно такая система (система нейтрального газа) состоит из системы генерации обогащенного азотом воздуха и системы его распределения. Воздух в систему нейтрального газа поступает из подсистемы отбора воздуха, предварительного охлаждения и регулирования СКВ (от пневмосистемы самолета). Заметим, что ранее на самолетах газовая смесь для наддува топливных баков формировалась или за счет сжигания топлива в специальных горелках, или забиралась из возимых баллонов, или поступала из СКВ без обработки т.е. с высоким содержанием кислорода.

Основным элементом новых систем нейтрального газа является блок разделения воздуха (генерации нейтрального газа). Он состоит из корпуса, в котором находится картридж со специальным волокном, имеет входную камеру, камеру для воздуха с повышенной концентрацией азота и камеру выпуска воздуха с повышенной концентрацией кислорода. Воздух под давлением поступает через воздухопровод к входной камере, откуда направляется в полые волокна очень малого диаметра. Воздушный поток, проходя через мембраны волокон, подвергается разделению. Часть воздуха с повышенным содержанием кислорода, проходит через стенку волокон и выпускается в атмосферу. Часть воздуха с повышенным содержанием азота поступает в систему распределения и далее в надтопливное пространство баков.

Кроме того, в системе обычно устанавливают озоновый фильтр, преобразующий химически активный озон в кислород, тем самым защищая от повреждения мембранный материал блока разделения воздуха. Такая система

имеет также собственную подсистему охлаждения воздуха, регулирования давления и температуры на входе в блок, что позволяет создать оптимальные условия для его работы.

Система имеет два нормальных режима эксплуатации – режим низкого расхода и режим высокого расхода. В режиме низкого расхода система обеспечивает наименьший расход нейтрального газа и потребляет наименьший объём воздуха СКВ. При этом достигается обеспечение наиболее высокой степени чистоты потока в том смысле, что при данном режиме эксплуатации концентрация кислорода будет наименьшей. В режиме высокого расхода система эксплуатируется во время снижения, когда внешнее атмосферное давление постепенно увеличивается, заставляя воздух поступать в дренажную систему ВС. Скорость поступления нейтрального газа в топливные баки во время режима высокого расхода должна быть максимально высокой, чтобы снизить поступление обогащенного кислородом атмосферного воздуха в бак.

### **Новые конструктивно – компоновочные решения**

В процессе эксплуатации необходимо обеспечить доступ к основным агрегатам ТС для их обслуживания и демонтажа. Очевидно, что чем больше будет эксплуатационных люков, тем сложнее решать задачу герметизации топливных баков. Поэтому перспективной можно считать такую компоновку ТС, при которой все основные ресурсные агрегаты (топливные насосы) всех подсистем расположены в одном отсеке. В этом случае также формируется расходный отсек в каждой группе баков, но в этом отсеке не устанавливают электроцентробежные насосы подачи топлива в двигатели. Насосы могут быть размещены в некотором общем для самолета отсеке (например, в центроплане), а в расходных отсеках крыльевых баков размещают лишь заборные патрубки с системой фильтрации. В частности, такая компоновка реализована на самолете Суперджет.

### **Максимальное использование в подсистемах струйных насосов**

Из всей совокупности элементов ТС самолета особое внимание, с точки зрения ее эксплуатационной надежности, следует уделять источникам энергии, в качестве которых во всех подсистемах современного самолета используют электроцентробежные насосы. Заданная надежность их функционирования достигается резервированием. Очевидно, что проблема сокращения числа насосов, как агрегатов дорогих и ограниченно ресурсных, исключительно актуальна. Наиболее эффективно ее можно решить, обеспечив максимально возможное использование пассивных энергетических устройств – струйных насосов. На современном самолете струйные насосы широко применяются в подсистемах перераспределения топлива и кольцевания, что позволило существенно повысить эксплуатационную надежность системы в целом. Кроме того, развивая сеть струйных насосов, удастся обеспечить заданную полноту и последовательность выработки топлива их топливных баков.

### Элементное резервирование основных агрегатов

Длительный опыт эксплуатации топливных систем ВС показывает, что «узким местом» таких систем являются различного рода распределительные устройства (противопожарные краны, заслонки и др.), причем основной причиной отказов и неисправностей являются электрические приводы. Для решения этой проблемы предлагается использовать распределительные устройства с двухмоторным приводом, который получает питание от разных электросистем самолета.

### Авариестойкие топливные системы вертолетов

Современные авиационные стандарты (в частности европейские) требуют, чтобы топливная система транспортно-пассажирских вертолетов была авариестойкой. Последнее означает отсутствие при жесткой посадке вертолета вытекания топлива и последующего пожара. Фактически эти требования обеспечиваются за счет реализации следующих конструктивных мероприятий (рис. 3.32):

- 1) использование мягких топливных баков из прорезиненной твердой ткани, устойчивых к сдавливанию, инерционным нагрузкам, проколам и порезам. При аварии такие баки сохраняют свою целостность, а разрывы соединений происходят в специальных элементах, которые предотвращают вытекание топлива;
- 2) использование фторопластовых рукавов и титановых фитингов, выдерживающих высокие температуры и давление.

Отметим, что работоспособность авариестойких топливных систем вертолетов в соответствии с требованиями АП-29 п.952 подтверждается, в том числе, испытаниями на сброс с высоты 15,2 м.



Рис. 3.32. Авариестойкая топливная система вертолета холдинга «Технодинамика»

### Перспективные топливомеры

Погрешность современных датчиков уровня топлива в баках (поплавковых или емкостных) составляет не менее  $\pm 5\%$ . Избыток топлива от расчетного на борту воздушного судна приводит к прямым убыткам, так как повышает взлётный вес и увеличивается себестоимость перелёта.

К другим недостаткам современных средств измерения уровня и учета количества топлива в баках относят:

- недостаточную надёжность и взрывобезопасность, связанную с наличием электрических сигналов в контролируемой среде;
- сложность и громоздкость, связанную с необходимостью использования волноводно-фидерных устройств;
- высокую стоимость калибровки и метрологической аттестации;
- наличие механических элементов (поплавки, крыльчатка), способных к заеданию.

Перспективным направлением в разработке приборов для измерения и контроля уровня топлива является использование иных принципов (например, ультразвукового, электромагнитного, волнового и т.п.), обеспечивающих как большую точность, так и большую надежность по сравнению с существующими системами.

Для примера, на рис.3.33 структурная схема лазерно-акустического уровнемера<sup>2</sup>, обеспечивающего погрешность измерения уровня топлива не более  $\pm 1,0$  мм.

Устройство работает следующим образом. Акустический сигнал, посылаемый излучателем в акустический волновод, создает возмущения на поверхности топлива, что формирует условия для отражения лазерного сигнала посылаемого дальномером. Блок управления осуществляет перестройку частоты сигнала, поступающего с генератора на излучатель, таким образом, чтобы создать наибольшее возмущение на границе раздела сред, которое наступает, в частности, в момент акустического резонанса в полости волновода. Таким образом, лазерный дальномер, расположенный на высоте  $Z_m$ , принимает лазерный луч, отражённый от границы раздела сред, и определяет расстояние  $Z$  до уровня контролируемой жидкости (топлива), после чего вычисляется величина  $H$ . Блок обработки данных отправляет информацию о расстоянии  $Z$  на внешнее устройство для последующего анализа, контроля и учёта собранной информации.

<sup>2</sup> Патент на полезную модель RU №135121, МПК G 01 F 1/86 Лазерно-акустический уровнемер / Б.В. Скворцов, Д.И. Блинов, А.В. Солнцева, С.А. Борминский; заявитель и патентообладатель Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва. – № 2013120735/28; заявл. 06.05.2013; опубл. 27.10.2013.

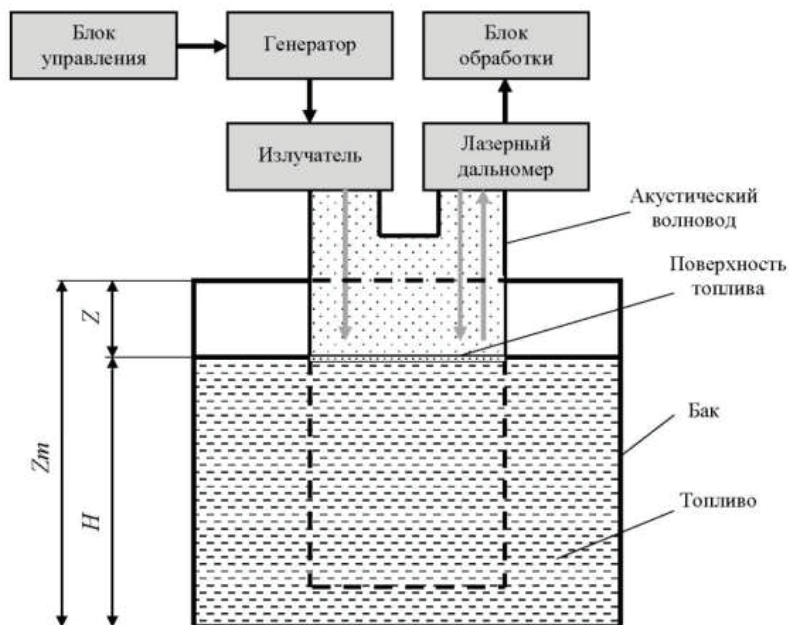


Рис. 3.33. Структурная схема лазерно-акустического уровнемера

## РАЗДЕЛ IV. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО СУДНА

### Глава 22. Основные понятия и определения

При полёте в атмосфере, содержащей переохлажденные капли воды (воды в жидкой фазе при отрицательной температуре), возможно обледенение на поверхностях ВС и его агрегатов (образование льда на передних кромках крыла и оперения, воздухозаборнике, воздушных винтах, остеклении кабины, датчиках углов, приемниках давления, антеннах и других элементах). При столкновении с поверхностью ВС переохлажденные капли воды быстро кристаллизуются, образуя ледяные наросты различной формы и размеров [15] (рис. 4.1). Формы и размеры наростов зависят главным образом от температуры воздуха и скорости ВС. Так, например, клинообразная форма обледенения образуется при температуре от  $-10 \dots -15^\circ\text{C}$  и ниже. В этом случае капли не успевают растекаться и замерзают мгновенно. Желобообразная форма образуется при температуре от 0 до  $-7^\circ\text{C}$ . В этом же диапазоне, но при большей скорости полета (при которой температура торможения потока на передней кромке положительна) образуется рогообразная форма обледенения. В диапазоне температур от  $-7$  до  $-10^\circ\text{C}$  может образовываться любая из указанных выше форм, а также промежуточная.

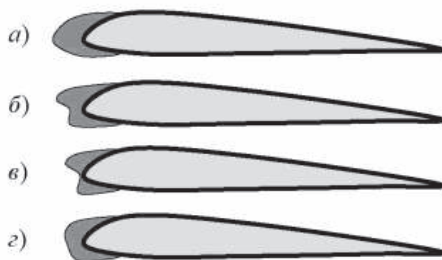


Рис. 4.1. Формы ледяных наростов на несущей поверхности: а – клинообразная; б – желобообразная; в – рогообразная; г – промежуточная

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. Статистические данные о частоте случаев обледенения ВС для различных географических районов Земли свидетельствует, что, хотя возможность обледенения наблюдается в широком интервале отрицательных температур, наибольшая вероятность существует при полетах в диапазоне

температур от  $0^{\circ}\text{C}$  до  $-10^{\circ}\text{C}$  и влажности более 85%. Вне этого интервала вероятность обледенения быстро понижается. Входные устройства и каналы воздухозаборников двигателей ВС могут подвергаться обледенению и при положительных (до  $+10^{\circ}\text{C}$ ) температурах. Это объясняется тем, что движущийся в каналах воздухозаборников воздух охлаждается при адиабатическом расширении и влага, находящаяся в нем, конденсируется и замерзает.

Обледенение опасно повышением лобового сопротивления и, в особенности, уменьшением критического угла атаки, что может повлечь за собой потерю устойчивости и сваливание ВС при пилотировании на эксплуатационных углах атаки (рис. 4.2). Кроме того, при попадании льда в двигатель возможен помпаж и повреждение двигателя.

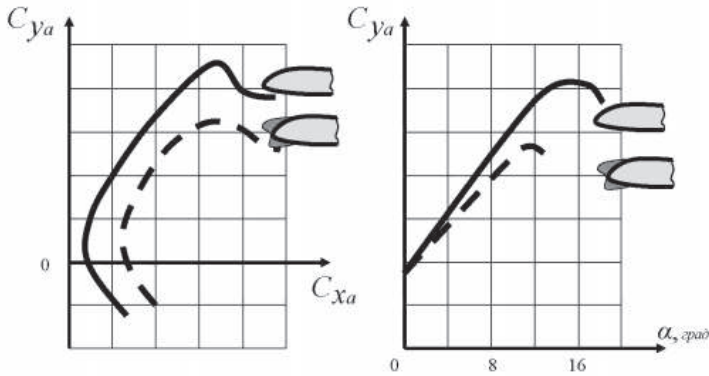


Рис. 4.2. Изменение аэродинамических характеристик крыла в условиях обледенения

Средства защиты ВС от обледенения условно разделяют на «внешние» и «внутренние». К «внешним» можно отнести:

- выбор маршрута полета с облетом зон вероятного обледенения;
- ангарное хранение ВС на аэродроме;
- предполетная обработка ВС специальными жидкостями.

«Внутренние» (находящиеся на борту ВС) средства защиты от обледенения включают конструктивные мероприятия, снижающие вероятность образования льда на элементах конструкции ВС, и собственно противообледенительные системы.

Бортовая противообледенительная система (ПОС) предназначена для предотвращения образования и удаления образовавшегося льда с поверхностей самолета, обледенение которых критически сказывается на безопасности полета и летных характеристиках. От обледенения на ВС обычно защищены крыло (предкрылок), хвостовое оперение, лопасти несущего и рулевого винтов вертолета, силовая установка (воздухозаборник, направляющий аппарат и кок

двигателя), стекла кабины экипажа, приемники воздушного давления, датчики углов и др.

ПОС по способу борьбы со льдом разделяют на:

- 1) механические – лед разрушается в результате силового воздействия;
- 2) физико-химические (жидкостно-химические) – используют специальные жидкости, понижающие температуру замерзания переохлажденных капель воды или уменьшающие силу сцепления льда с обшивкой;
- 3) тепловые – используют нагрев защищаемой поверхности до температуры таяния льда.

Механические ПОС бывают пневматическими (ППОС) и электроимпульсными (ЭИПОС). Обычно работают в циклическом режиме:

- 1) образование льда допустимой толщины (до 4-5 мм);
- 2) разрушение льда и его удаление под действием набегающего потока (рис. 4.3).

ППОС разработана в начале 30-х годов в США. Основная идея ППОС заключается в том, что на защищаемой поверхности закрепляется протектор из эластомерного материала с пневмокамерами, внутрь которых в определенном порядке подается под давлением воздух, отбираемый от компрессора двигателя. При подаче воздуха камеры раздуваются, отрывают и раскалывают лед, который уносится набегающим потоком с защищаемой поверхности. ППОС достаточно легкие (до 30 кг/м<sup>2</sup>) и не энергоемкие (расход воздуха до 30 кг/ч), но такие ПОС заметно увеличивают профильное сопротивление крыла:

- на 5-6% в нерабочем состоянии;
- на 80-100% при раздутых камерах.

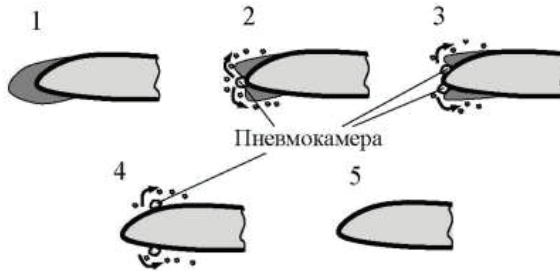


Рис. 4.3. Принцип действия пневматической ПОС

ЭИПОС разработана в СССР в начале 60-х годов И.А. Левиным. Впервые установлена на самолете Ил-86. ЭИПОС создает в защищаемой обшивке импульсные деформации, достаточные для разрушения льда (Рис. 4.4).

Деформации создаются *индукторами* – электромагнитными катушками без сердечника, закрепленными с некоторым зазором  $\delta$  относительно внутренней поверхности обшивки вдоль передней кромки защищаемого элемента

конструкции (крыла, оперения). Каждый индуктор защищает определенную зону обшивки. При подаче импульса тока высокого напряжения в индукторе возникает кольцевой ток и возбуждается электромагнитное поле, в обшивке по закону электромагнитной индукции возбуждаются кольцевые токи и возникает собственное электромагнитное поле. Взаимодействие этих полей будет отталкивать от закрепленного на защищаемом элементе конструкции индуктора обшивку, упруго деформируя ее и разрушая таким образом лед. Из физики процесса удаления льда с помощью ЭИПОС очевидно, что с возрастанием жесткости конструкции требуется увеличение мощности импульса. Практика показала эффективность впервые установленной на самолете Ил-86 в качестве штатной системы ЭИПОС: серии из трех последовательных импульсов продолжительностью около  $10^{-4}$  с и периодом их следования 1...2 с достаточно для эффективного удаления льда.



Рис. 4.4. Схема работы электроимпульсной ПОС

Тепловые ПОС работают в постоянном или циклическом режимах и подразделяются на воздушно-тепловые и электротепловые. Это наиболее распространенный на сегодняшний день тип ПОС. Воздушно-тепловые и электротепловые ПОС могут использоваться на одном ВС для защиты различных элементов. Например, на самолете Боинг 787 для защиты передней кромки крыла используется электротепловая ПОС, а для защиты входного устройства маршевого двигателя – воздушно-тепловая.

Воздушно-тепловая ПОС использует горячий воздух от компрессора газотурбинного двигателя для нагрева защищаемых поверхностей.

Электротепловая ПОС (ЭТПОС) обычно питается от переменного тока высокого напряжения. Поскольку ЭТПОС не чувствительна к качеству тока, то может запитываться и от переменного тока плавающей частоты (так называемого «грязного тока»).

Конструктивно ПОС состоит из *системы обнаружения и сигнализации об обледенении*, а также собственно *противообледенительной системы* ВС.

Система обнаружения и сигнализации об обледенении включает датчики обледенения, блоки управления и совокупность бортовых устройств сигнализации об обледенении. Сигнализаторы обледенения или реагируют на образование льда, или реагируют на появление условий к образованию льда (температура и влажность). Рассмотрим подробнее конструкцию и работу датчиков обледенения.

### **Глава 23. Датчики обледенения**

Для обнаружения обледенения или определения факта входа ВС в зону вероятного обледенения, используются специальные датчики. Датчики обледенения определяют необходимость включения ПОС ВС. В настоящее время установка датчиков обледенения предусмотрена на всех самолетах и вертолетах, выполняющих регулярные рейсы. Наибольшее распространение получили датчики двух типов:

- датчики, детектирующие образование ледяной корки;
- датчики, фиксирующие условия окружающей среды, способствующие началу обледенения.

По оценкам экспертов, датчики условий обледенения (ICD) обладают более высокой эффективностью, и именно этот тип датчиков в настоящее время устанавливается, например, на самолете Боинг 787.

Датчики первого типа (фиксирующих возникновение обледенения) тоже широко используются на современных ВС. В зависимости от принципа действия они подразделяются на следующие основные типы:

- визуальные;
- механические (вибрационные);
- пневматические;
- электротермические.

Самым распространенным является вибрационный датчик обледенения, представляющий собой магнитоstrictionный прибор, принцип действия которого основан на способности некоторых материалов к расширению или сжатию в магнитном поле. Такие датчики состоят из магнита, катушки обратной связи и нагреваемого специального сенсора (чувствительного элемента), контактирующего с воздушным потоком. Переменное магнитное поле, генерируемое переменным током заставляет сенсор колебаться (резонировать) на собственной частоте колебаний. Эти колебания регистрируются катушкой обратной связи. При обледенении частота колебаний сенсора вследствие увеличения его массы понижается. Снижение частоты и является регистрируемым признаком обледенения. В качестве примера рассмотрим конструкцию вибрационного сигнализатора обледенения самолета Суперджет (рис. 4.5).



Рис. 4.5. Сигнализатор обледенения самолета Суперджет

Сигнализатор обледенения крепится к фюзеляжу и готов к работе сразу после подачи питания. При попадании самолёта в условия обледенения на чувствительном элементе сигнализатора начинает нарастать лёд. Нарастающая масса льда понижает частоту вибрации чувствительного элемента сигнализатора. Когда сдвиг частоты вибрации составляет 130 Гц (соответствует наросту льда толщиной 0,5 мм) сигнализатор выдает сигнал в блок управления и в центральный процессор. По этому сигналу происходит автоматическое включение ПОС крыла и воздухозаборников, выдаётся аварийно-сигнальное сообщение о наличии обледенения на дисплей в кабину экипажа и звучит соответствующий звуковой сигнал. Одновременно с этим встроенные в сигнализатор нагревательные элементы начинают нагрев его чувствительного элемента. Сигнализатор нагревается в течение 5-20 с, лед сбрасывается и затем нагревательные элементы отключаются. Исходная частота чувствительного элемента сигнализатора восстанавливается, и он снова начинает накапливать лёд. Таким образом, процесс накопления и удаления льда повторяется.

На самолетах Ил-96 [8], Ту-334, Ан-124, вертолетах Ми-17, Ка-32 [9] и их модификациях используется датчик сигнализатора ДСЛ-40Т, который входит в комплект сигнализатора обледенения СО-121ВМ. ДСЛ-40Т также относится к датчикам вибрационного типа. Датчик установлен на кронштейне (рис. 4.6), закрепленном на обшивке фюзеляжа. Датчик ДСЛ-40Т состоит из вибратора, корпуса и кронштейна. Основной частью датчика является вибратор, в котором расположены электромагнитная система возбуждения, мембрана и обмотка обогрева головки вибратора. Для сброса льда с кронштейна датчик оборудован

нагревателем кронштейна. При попадании ВС в зону обледенения происходит нарастание льда на мембране датчика. Частота колебаний мембраны увеличивается (за счет увеличения жесткости мембраны), электронный преобразователь срабатывает и выдает сигнал на светосигнальное табло «ЛЕД», табло загорается. Одновременно сигнал поступает на реле, которое включает противообледенительную систему. После сброса льда частота колебаний мембраны датчика восстанавливается, сигнал с преобразователя исчезает, обогрев отключается с заданной задержкой. При повторном нарастании льда процесс повторяется.

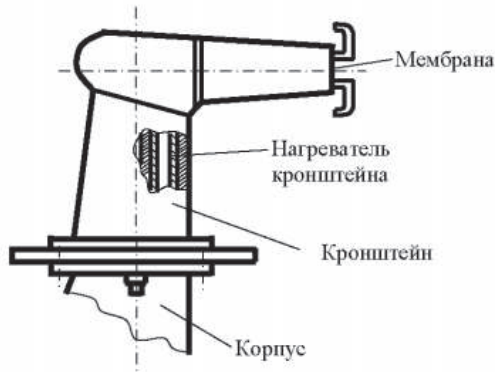


Рис. 4.6. Датчик ДСЛ-40Т

В качестве примера электротермического датчика обледенения, который реагирует на попадание ВС в условия обледенения исходя из температуры и влажности окружающего воздуха, рассмотрим датчик ДО-38Т (рис. 4.7), применяемый, например, на самолете Ил-76.

Датчик состоит из цилиндрического корпуса, укрепленного на ножке обтекаемой формы, двух торцевых крышек с термосопротивлениями, двух нагревателей, основания, крышки, под которой размещены резисторы электрической схемы, штепсельного разъема для включения датчика в электросхему сигнализатора ИСО-16. На боковых поверхностях ножки расположены термосопротивления, измеряющие температуру поверхности, соприкасающейся с набегающим потоком. Функционально датчик ДО-38Т состоит из датчика температуры, датчика влажности и двух нагревательных элементов. На наружной стороне основания ДО-38Т выгравирована стрелка, указывающая направление полета.

При попадании самолета в зону обледенения передняя торцевая крышка датчика резко охлаждается за счет нагрева и испарения улавливаемых переохлажденных капель воды и на выходе мостовой термоизмерительной

схемы датчика водности ДО-38Т появляется сигнал, пропорциональный разности температур переднего и заднего торцов (крышек) корпуса, которая пропорциональна интенсивности обледенения. К выходу мостовой термоизмерительной схемы датчика водности ДО-38Т подключен указатель И-32, шкала которого отградуирована в единицах интенсивности обледенения. После выхода самолета из зоны обледенения температура переднего торца ДО-38Т повышается и сигнал с мостовой термоизмерительной схемы уменьшается. При уменьшении этого сигнала до значения, меньшего порога срабатывания анализатора водности, последний выдает сигнал о выходе из зоны обледенения.

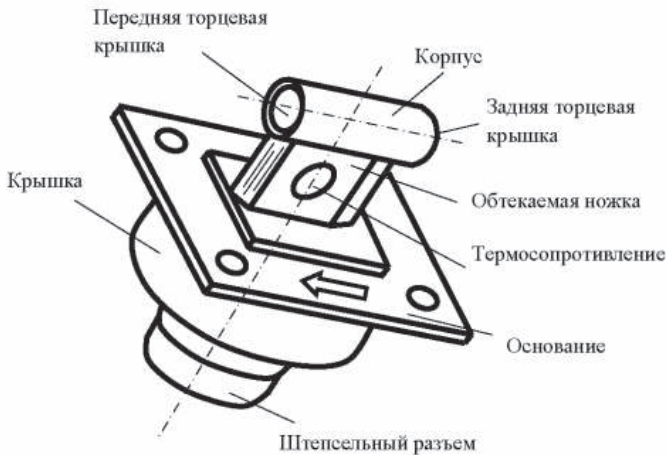


Рис. 4.7. Датчик обледенения ДО-38Т

В качестве примера датчика пневматического типа рассмотрим сигнализатор обледенения ДО-206 (рис. 4.8), устанавливаемый на каждом двигателе самолета Ил-76. Датчик размещается слева в верхней части двигателя и закрепляется демпфирующим кронштейном на фланце переходника двигателя.

Датчик ДО-206 состоит из следующих основных узлов:

- приемного датчика;
- эталонного датчика;
- сигнализатора перепада давления СПД-45-3.

Приемный датчик состоит из кожуха (тонкостенной трубки) и нагревательного элемента (в виде трубки-каркаса). Каркас имеет пять входных отверстий диаметром 0,9 мм и два выходных отверстия диаметрами 0,9 мм и 0,8 мм (на рисунке не показаны). Эталонный датчик имеет одно входное отверстие диаметром 2,8 мм и три выходных отверстия – два диаметром 1,3 мм и одно 0,7 мм. Сигнализатор перепада давления состоит из основания, корпуса,

механизма с чувствительным элементом и контактной группой. Чувствительный элемент (две манометрические коробки) служит для восприятия измеряемого давления. Площади сечения отверстий приемного и эталонного датчиков подобраны так, что при наличии воздушного потока внутри датчиков создается перепад давления относительно статического потока, причем в приемном датчике давление ( $P_1$ ) несколько выше давления в эталонном ( $P_2$ ) из-за разницы диаметров входных и выходных отверстий. Давление из приемного датчика поступает в полость корпуса сигнализатора перепада давления, а из эталонного датчика – в манометрические коробки. Для обеспечения устойчивости при воздействии на сигнализатор вибрационных и линейных нагрузок применены две коробки. При отсутствии обледенения создаваемый перепад ( $P_1 > P_2$ ) гарантирует от ложных срабатываний сигнализатора перепада давления СПД-45-3. При появлении условий обледенения пять входных маленьких отверстий приемного датчика закрываются льдом быстрее, чем большое входное отверстие эталонного датчика сигнализатора. При этом давление в приемном датчике падает до значения давления в зоне выходных отверстий. Возникающий обратный перепад давления ( $P_1 < P_2$ ) воспринимается манометрическими коробками, которые через кривошипно-шатунный передаточный механизм замыкают контакты сигнализатора СПД-45-3. При замыкании контактов СПД-45-3 напряжение подается на контакторы реле блока автоматики, которые включают нагреватели датчиков сигнализатора. Одновременно реле блока своими контактами включает соответствующую двигателю сигнальную лампу табло и цепь блокировки обогрева датчиков.



Рис. 4.8. Сигнализатор обледенения ДО-206

После освобождения входных отверстий приемного датчика от льда контакты СПД-45-3 размыкаются и цепь питания управляющего реле блока автоматики разрывается. Сигнализатор приходит в исходное положение.

В настоящее время в качестве перспективных рассматриваются оптические и оптико-волоконные датчики обледенения.

Оптические датчики обледенения используют инфракрасное поляризованное излучение, которое проходит через облака и фиксирует состояние воды, размер капель и наличие кристаллов льда.

Оптико-волоконные датчики обледенения за счет появления дифракции светового излучения, вызванной образованием льда, позволяют установить не только момент начало обледенения, но также тип и толщину льда.

Кроме того, исследуются возможные конструкции оптических датчиков обледенения не нарушающих аэродинамику самолета. Принцип работы подобных датчиков заключается в том, что одно оптическое волокно переносит инфракрасный луч на датчик, а другое оптическое волокно получает сигнал после взаимодействия луча с системой воздух-вода-лед. Анализируя интенсивность данного сигнала, датчик определяет, с чем конкретно взаимодействует луч – с воздухом, водой или льдом, на основе чего вырабатывает соответствующий сигнал.

Рассмотрим теперь конструкцию и работу ПОС серийных ВС.

## **Глава 25. Примеры типовых противообледенительных систем современных самолетов**

### **Противообледенительная система самолета Ил-76**

ПОС самолета Ил-76 является тепловой. Часть элементов ПОС работает по принципу воздушно-тепловой ПОС (защита предкрылка и элементов силовой установки). Часть элементов (защита хвостового оперения, лобовых стекол кабины экипажа, приемников полного давления и датчиков углов атаки) – по принципу электротепловой ПОС.

Принципиальная схема элементов конструкции и оборудования самолета Ил-76, защищаемых ПОС показана на рис. 4.9.

Предкрылок и силовая установка (носок воздухозаборника, входной направляющий аппарат (ВНА) и кок) самолета обогреваются воздухом, отбираемым от компрессоров двигателей. Хвостовое оперение, лобовые стекла кабины экипажа, приемники полного давления и датчики углов атаки оборудованы электрическим обогревом.

Сигнализация о начале или наличии условий обледенения самолета и двигателей обеспечивается сигнализатором обледенения самолета ИСО-16 (датчик ДО-38Т) и четырьмя сигнализаторами обледенения двигателей ДО-206. Информация об интенсивности обледенения выдается непрерывно на указатель "Лед" из комплекта ИСО-16, установленный на панели ПОС в кабине экипажа. Информация о начале обледенения выдается:

- на светосигнализатор "Обледенение самолета" на приборной доске летчиков – по сигналу от любого из пяти датчиков;

- на табло "Обледенение" на панели ПОС (правый пульт летчиков) – по сигналу от датчика ДО-38Т из комплекта ИСО-16;

- на четыре табло "Обледенение двигателя" на панели ПОС – по сигналам датчиков ДО-206.

Элементы ПОС предкрылка, хвостового оперения, силовой установки могут включаться автоматически по сигналам от указанных датчиков.

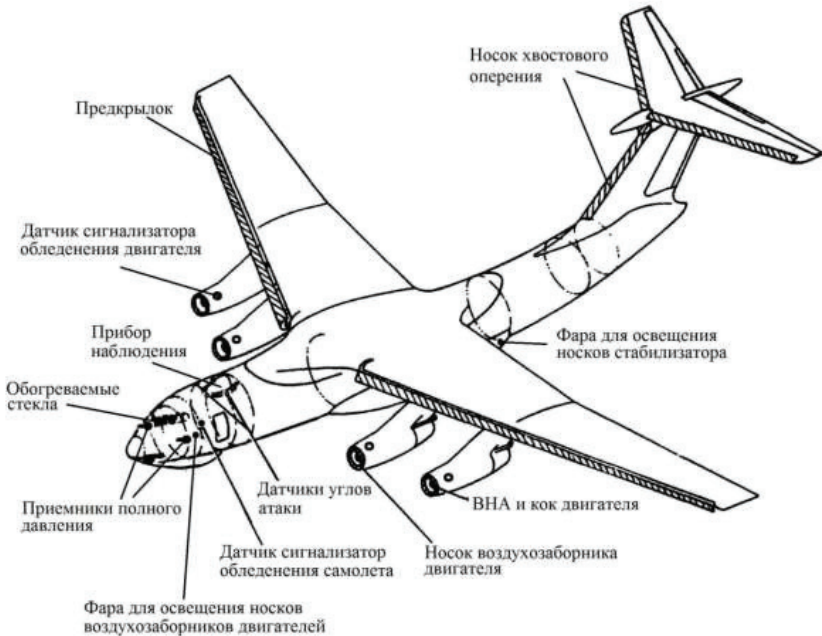


Рис. 4.9. Принципиальная схема ПОС самолета Ил-76

Внутренние поверхности электрообогреваемых стекол для предотвращения запотевания обдуваются горячим воздухом. Остальные стекла кабины летчиков и штурмана, а также стекла окон грузовой кабины для предотвращения запотевания оборудованы дренажно-осушительными устройствами. Кроме этого, на больших лобовых стеклах кабины летчиков установлены стеклоочистители (по два на каждом стекле).

Рассмотрим конструкцию и работу элементов ПОС самолета Ил-76.

#### *ПОС предкрылка*

Предкрылок самолета Ил-76 оборудован воздушно-тепловой ПОС постоянного действия. Образование льда предотвращается путем обогрева носовой части предкрылка горячим воздухом, который отбирается от компрессоров двигателей самолета. Элементы управления и контроля ПОС

предкрылка расположены на панели ПОС, установленной на пульте правого летчика. Принципиальная схема ПОС предкрылка приведена на рис. 4.10.

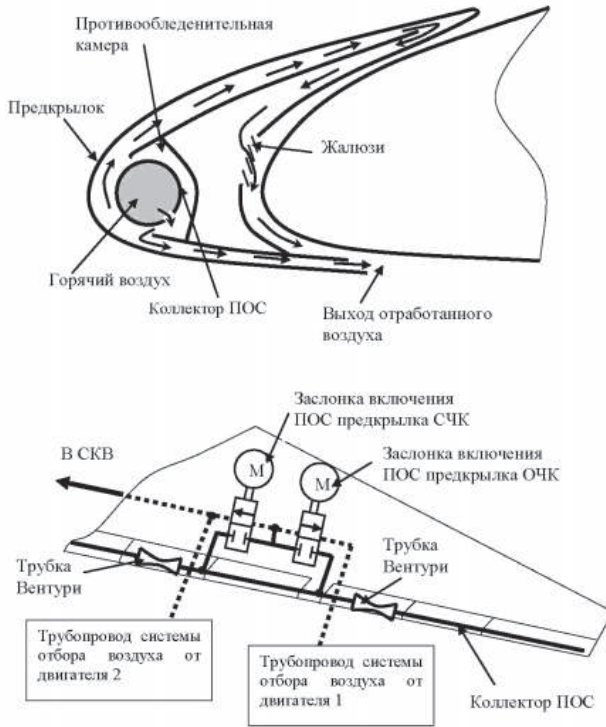


Рис. 4.10. Принципиальная схема ПОС предкрылка самолета Ил-76

Горячий воздух, отбираемый от компрессоров двигателей, через централизованную систему отбора воздуха поступает в трубопроводы (штриховая линия), общие с системой кондиционирования и расположенные в носках левой и правой консолей крыла. Эти трубопроводы имеют отводы в районе средней части консоли крыла, через которые воздух подается в трубопроводы ПОС предкрылка (сплошная линия). На входе в трубопроводы ПОС на каждой консоли крыла установлены по две заслонки включения обогрева (внутренние, расположенные ближе к оси симметрии самолета, и внешние). Выход из строя одной заслонки не приводит к снижению эффективности ПОС, так как воздух в достаточном количестве проходит через другую заслонку. Далее воздух подается по трубопроводам ПОС в предкрылок

средней и отъемной частей крыла через трубки Вентури и подвижные соединения трубопроводов.

Трубки Вентури работают как ограничители подачи воздуха только в случае разрушения трубопровода, расположенного за ними. Подвижные соединения трубопроводов обеспечивают подачу воздуха в предкрылок при его убранном и выпущенном положениях. Через подвижные соединения воздух попадает в коллекторы, представляющие собой трубопроводы с отверстиями, расположенные в противообледенительных камерах по всей длине предкрылка. Коллекторы обеспечивают равномерное поступление воздуха по длине предкрылка и являются ограничителями подачи воздуха. Коллекторы отдельных секций предкрылка стыкуются с помощью специальных проставок, обеспечивающих независимое снятие любой секции. Противообледенительные камеры стыкуются гофрированными муфтами. Из коллекторов воздух попадает в противообледенительные камеры и затем в каналы, образованные наружной и гофрированной внутренней обшивками предкрылка. Отработавший воздух выбрасывается в атмосферу через жалюзи во внутренней обшивке предкрылка и далее через щель между предкрылком и неподвижной частью консоли крыла.

В целях предотвращения перегрева на земле ПОС предкрылка включать запрещается.

#### *ПОС хвостового оперения*

Элементами ПОС хвостового оперения являются электрообогреваемые носки стабилизатора и киля. Участки оперения (секции носков) нагреваются специальными нагревательными элементами. В состав ПОС хвостового оперения входят:

- электрообогреваемый носок стабилизатора (8 секций);
- электрообогреваемый носок киля (5 секции);
- программный механизм ПМК-21С, обеспечивающий работу ПОС хвостового оперения в режиме «Выше - 20°C»;
- программный механизм ПМК-21ТВ-2 серии, обеспечивающий работу ПОС хвостового оперения в режиме «Ниже - 20°C»;
- блоки дифференциальной защиты нагревательных элементов от короткого замыкания;
- блок-реле проверки обогрева;
- коммутационная аппаратура (контакты, реле, выключатели и др.).

Элементы управления ПОС хвостового оперения и контроля за ее работой размещены на панели противообледенительной системы на пульте правого летчика. Включение ПОС хвостового оперения производится переключателем «Выше -20°C - Автомат - Ниже -20°C», расположенным на пульте правого летчика.

Каждая секция носка киля и стабилизатора представляет собой многослойную конструкцию (рис. 4.11), состоящую из внешней и внутренней обшивок, двух электроизоляционных пакетов из стеклоткани и проложенного между ними нагревательного элемента. Нагревательный элемент каждой секции

изготовлен из отдельных полос нержавеющей стальной сетки (число полос определяется расчетной величиной суммарного сопротивления элемента).



Рис. 4.11. Принципиальная схема ПОС оперения

Отдельные части нагревательных элементов всех секций носка стабилизатора и киля включаются под напряжение циклично, в соответствии с временной программой электромеханизмов ПМК-21С и ПМК-21ТВ-2 серии. Другие части (тепловые ножи) нагревательных элементов всех секций носка стабилизатора и киля при включении ПОС питаются электроэнергией постоянно.

Включение ПОС оперения в работу на длительное время разрешается производить только в полете. Включение ее на земле при отсутствии интенсивного обдува оперения приводит к недопустимому перегреву обогреваемых секций.

#### *ПОС воздухозаборников двигателей*

Противообледенительная система воздухозаборников двигателей является составной частью ПОС силовой установки. Кроме носка воздухозаборника на двигателе от обледенения защищены кок и ВНА. Воздух на обогрев отбирается от компрессора. Максимальное рабочее давление воздуха на входе в ПОС воздухозаборника 3,0 ата, максимальная температура воздуха на входе 320°C. ПОС каждого двигателя имеет автономное управление. Элементы управления и контроля за работой ПОС воздухозаборников размещаются на панели ПОС на правом пульте летчиков.

Воздух, отбираемый от компрессора двигателя, проходит через перекрывное устройство (заслонку включения ПОС двигателя). Часть воздуха

поступает на обогрев кока и ВНА двигателя, а другая часть подводится к фланцу отбора воздуха на обогрев носка воздухозаборника. Сразу за фланцем располагается регулятор избыточного давления, соединенный через монтажную проставку с трубкой Вентури, которая ограничивает подачу воздуха на обогрев воздухозаборника. Элементы конструкции соединены стяжными хомутами, трубка Вентури стыкуется с входным патрубком с помощью муфты. Через входной патрубок воздух подается в кольцевую противообледенительную камеру, а из нее через щель во внутренней обшивке, расположенную в верхней части носка воздухозаборника, попадает в кольцевой канал переменного сечения, образованный внешней и внутренней обшивкой. Отработанный воздух через овальные щели в нижней части носка воздухозаборника выбрасывается в атмосферу. ПОС воздухозаборников двигателей включается вручную четырьмя выключателями «Двигатели» на панели ПОС на правом пульте летчиков или автоматически. Включение системы контролируется по загоранию четырех сигнальных ламп.

#### *ПОС приемников полного давления и датчиков углов атаки*

Система предназначена для обогрева входных отверстий приемников полного давления (ППД), а также фланцев и флюгеров датчиков углов атаки. Система состоит из электронагревательных элементов, входящих в конструкцию каждого прибора, трех сигнализаторов, коммутационной и защитной аппаратуры. Для включения системы служит переключатель на панели обогрева на правом пульте летчиков. Сигнализация неисправности цепей обогрева ППД осуществляется тремя сигнализаторами красного цвета. При нормальной работе системы обогрева ППД сигнализаторы не горят, при отказе – загораются. Сигнализации отказа обогрева датчиков углов атаки нет. Вся коммутационная аппаратура размещена в двух коробках, расположенных в техническом отсеке кабины летчиков на левом и правом бортах.

#### *Противообледенительные устройства окон*

Лобовые (малые и большие) окна кабины летчиков, а также нижнее и нижнее переднее стекла кабины штурмана защищены от обледенения при помощи электрообогрева. На больших лобовых окнах кабины летчиков установлены стеклоочистители (по два на каждом окне) для очистки стекол от снега и воды. Внутренние стекла лобовых окон кабины летчиков, нижнее и нижнее переднее стекла кабины штурмана дополнительно обдуваются воздухом от системы кондиционирования, температура которого регулируется экипажем. Форточки кабины летчиков оборудованы электрообогревом для защиты их от запотевания. Верхнее и боковые окна кабины летчиков, боковые окна кабины штурмана, окна грузовой кабины предохраняются от запотевания и обмерзания при помощи дренажно-осушительной системы. Элементы управления обогревом и обдувом стекол сосредоточены на пультах летчиков и штурмана.

### **Противообледенительная система самолета Суперджет**

ПОС самолета Суперджет является тепловой. Часть элементов ПОС работает по принципу воздушно-тепловой ПОС, а часть элементов – по принципу электротепловой (рис. 4.12).

Горячим воздухом от двигателей обогреваются:

- передняя кромка секций № 3 и № 4 предкрылка левой и правой консолей крыла;
  - воздухозаборники двигателей.
- Электрически обогреваются следующие компоненты:
- приёмники полного и статического давлений;
  - датчики температуры полного торможения;
  - датчики угла атаки;
  - лобовые стекла и стекла форточек;
  - панели наземного обслуживания систем водоснабжения и удаления отходов.

Для обеспечения хорошей видимости окна и лобовые стекла фонаря кабины экипажа имеют защиту от обледенения, запотевания, дождя и снега.

Система электрообогрева остекления кабины экипажа предотвращает обледенение лобовых стёкол и запотевание форточек. Система состоит из левой и правой подсистем, работающих независимо друг от друга. Каждая подсистема обогревает соответственно левую или правую форточку и левое или правое лобовое стекло.

Для очистки лобовых стёкол от снега и воды на самолете установлены два одинаковых стеклоочистителя (по одному для левого и правого лобовых стёкол) с электрическим приводом. Для повышения эффективности стеклоочистителей, применяется система подачи специальной жидкости на лобовые стекла.

На панели системы водоснабжения обогревается заправочный штуцер. Обогрев осуществляет обогреваемая манжета, закрепленная на штуцере с внутренней стороны панели. На панели системы удаления отходов обогревается промывочный штуцер и шаровой клапан. Обогрев электрический.

Сигнализаторы обледенения обеспечивают выдачу сигнала об обледенении в блок управления комбинированной СКВ самолета, на дисплеи в кабину экипажа и на автоматическое включение ПОС крыла и воздухозаборников.

#### *ПОС крыла (предкрылков)*

ПОС крыла - воздушно-тепловая. Обогреваются передние кромки секций № 3 и № 4 предкрылков. ПОС крыла состоит из левой и правой подсистем. Воздух для обогрева отбирается от пневматической системы самолета (от компрессоров двигателей). Подача воздуха регулируется в зависимости от высоты полёта. Регулирование расхода воздуха обеспечивается клапаном регулирования давления. После прохождения горячего воздуха через обогреваемые секции № 3 и № 4 предкрылков охлажденный воздух

выбрасывается в атмосферу. Конструктивная и принципиальная схемы ПОС крыла приведены на рис. 4.13 и рис. 4.14.

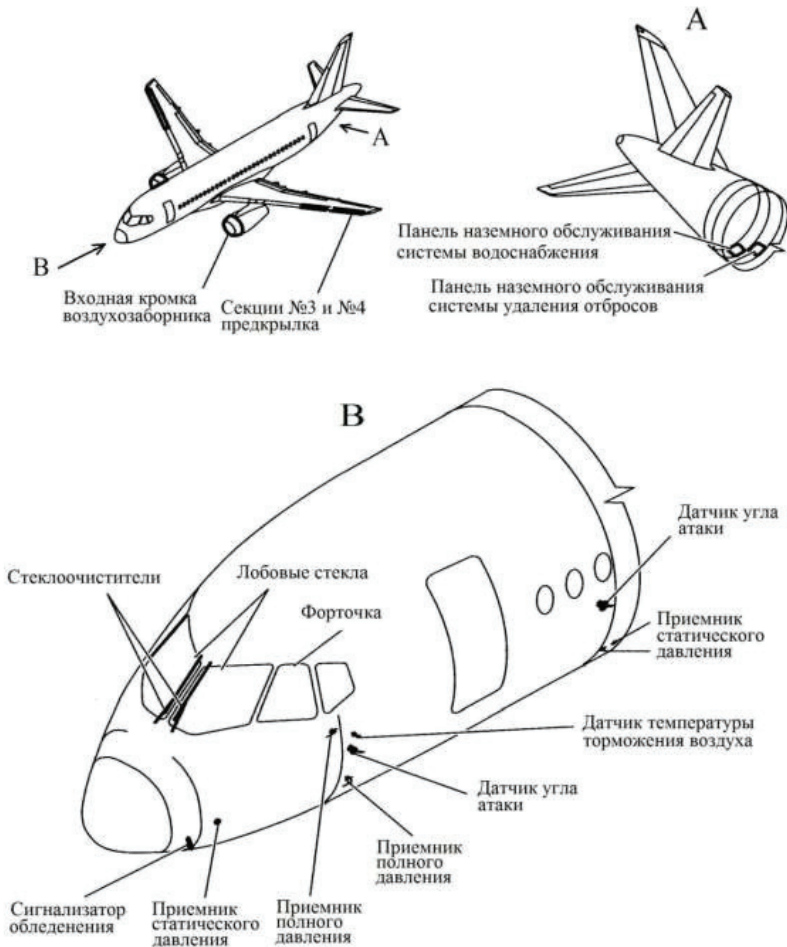


Рис. 4.12. Элементы, обогреваемые ПОС самолета Суперджет

Предварительно охлажденный воздух, отбираемый от двигателя, перед подачей в ПОС, имеет температуру  $200^{\circ}\text{C}$  при нормальном режиме работы двигателей и  $230^{\circ}\text{C}$  при отказе одного из двигателей. Электропневматический отсечной регулирующий клапан осуществляет управление подачей воздуха в ПОС. Клапан управляет давлением воздуха на входе в обогреваемую зону

предкрылка. Контроль давления воздуха после клапана осуществляют два датчика давления. После прохождения клапана воздух поступает в телескопическую трубу, соединенную с подводящим трубопроводом, через который воздух поступает в коллектор. Датчик давления, соединенный со штуцером трубопровода, измеряет давление в трубопроводе за клапаном. Далее воздух поступает в обогреваемую часть предкрылка через отверстия на передней стенке коллектора, расположенные по всей его длине. Для сокращения потерь тепла трубопровод ПОС крыла имеет теплоизоляцию. При отказе одного из двигателей, второй двигатель обеспечивает воздухом ПОС всех секций предкрылков через трубопровод перекрестного отбора, в котором установлены заслонки перекрестного отбора. Для наблюдения за обледенением предкрылков из кабины экипажа на фюзеляже установлены фары. Схема движения воздуха в предкрылке показана на рис. 4.15.

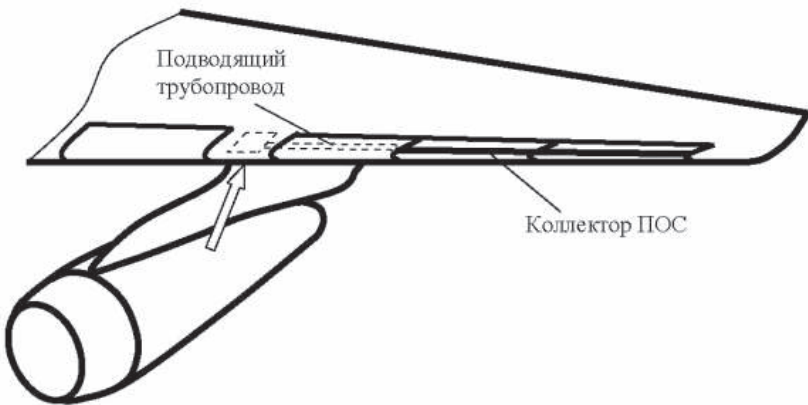


Рис. 4.13. Размещение трубопроводов ПОС в консоли крыла

Как уже отмечалось выше, при попадании самолета в условия обледенения ПОС автоматически включается от сигналов сигнализаторов обледенения. Одновременно с этим выдается сигнал на дисплей о попадании в условия обледенения. ПОС также может быть включена вручную переключателем в кабине экипажа. Как в автоматическом, так и в ручном режиме регулирование давления воздуха за отсечным регулирующим клапаном происходит в зависимости от высоты полёта и контролируется с помощью двух датчиков давления на один клапан. Один датчик используется для управления, а другой – для контроля. При отказе одного из датчиков ПОС остается работоспособной.

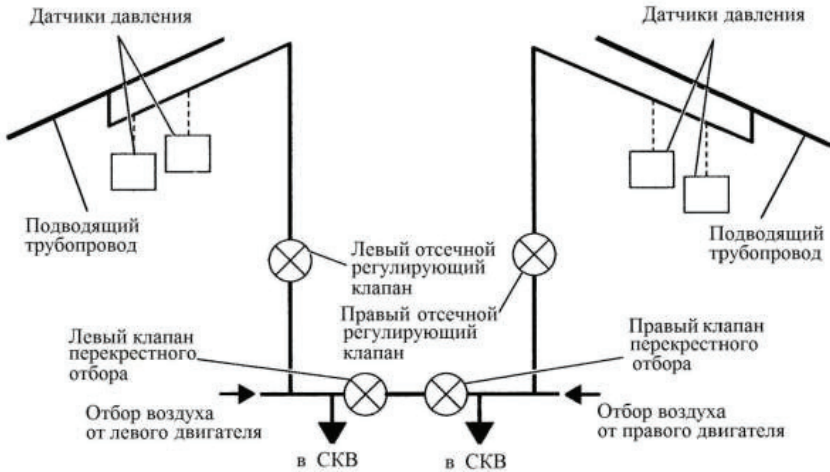


Рис. 4.14. Принципиальная схема ПОС предкрылков

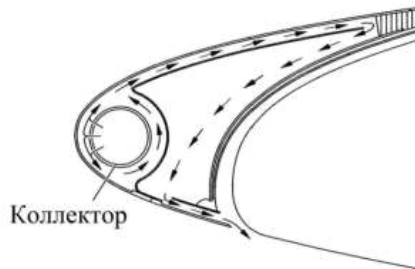


Рис. 4.15. Схема движения воздуха системы ПОС предкрылка

#### *ПОС воздухозаборника двигателя*

ПОС воздухозаборника двигателя (рис. 4.16) предназначена для предотвращения образования льда на входной кромке воздухозаборника и попадания его в двигатель в условиях обледенения за счет нагрева входной кромки. ПОС воздухозаборника состоит из автономных подсистем левого и правого двигателей.

Нагрев входной кромки осуществляется горячим воздухом, отбираемым от компрессора высокого давления (КВД) двигателя и поступающим по трубопроводу сначала в кольцевой воздушный коллектор, расположенный во внутренней полости входной кромки воздухозаборника, а далее, через отверстия

в коллекторе – во внутреннюю полость входной кромки воздухозаборника. Отработанный воздух выходит наружу через выходной патрубок, расположенный в нижней части воздухозаборника. Для сокращения потерь тепла трубопровод ПОС воздухозаборника имеет теплоизоляцию. Давление в трубопроводе контролируется сигнализатором давления.

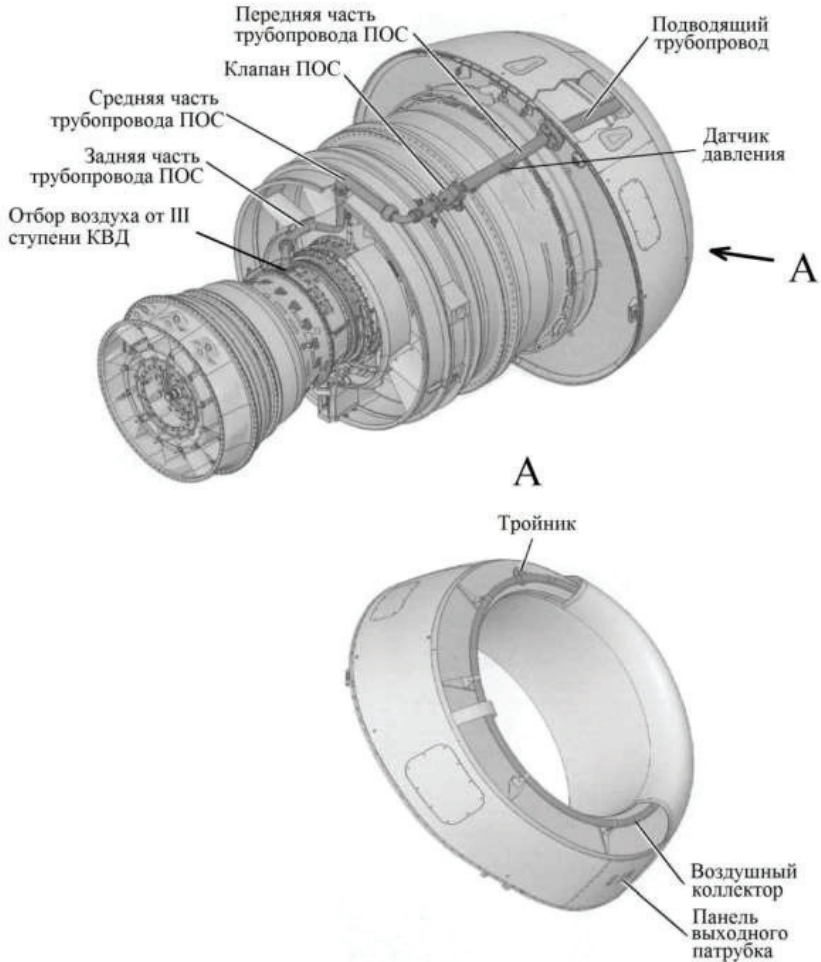


Рис. 4.16. ПОС воздухозаборника двигателя самолета Суперджет

Клапан ПОС обеспечивает включение и отключение подачи воздуха в воздухозаборник. Клапан установлен на трубопроводе ПОС под капотами

вентилятора. Клапан – двухпозиционный, тарельчатого типа, оснащен концевыми выключателями, которые вырабатывают сигнал о его состоянии (открыт/закрыт).

Управление ПОС воздухозаборника осуществляется в ручном и автоматическом режимах. Ручное управление ПОС воздухозаборника каждого двигателя осуществляется собственным переключателем. Автоматическое управление выполняется сразу для двух двигателей по сигналам, приходящим от сигнализаторов обледенения.

### Особенности ПОС предкрылка самолета А320

ПОС предкрылка самолета А320 (рис.4.17) подобна ПОС предкрылка самолета Суперджет.

Система включает:

- клапан управления подачей горячего воздуха от двигателей в ПОС;
- ограничитель расхода воздуха;
- систему трубопроводов подачи воздуха в коллектор ПОС предкрылков;
- телескопическую трубу, обеспечивающую бесперебойную подачу горячего воздуха в коллектор ПОС при выпуске и уборке предкрылков;
- кран кольцевания, обеспечивающий штатную работу системы при отказе одного из двигателей.

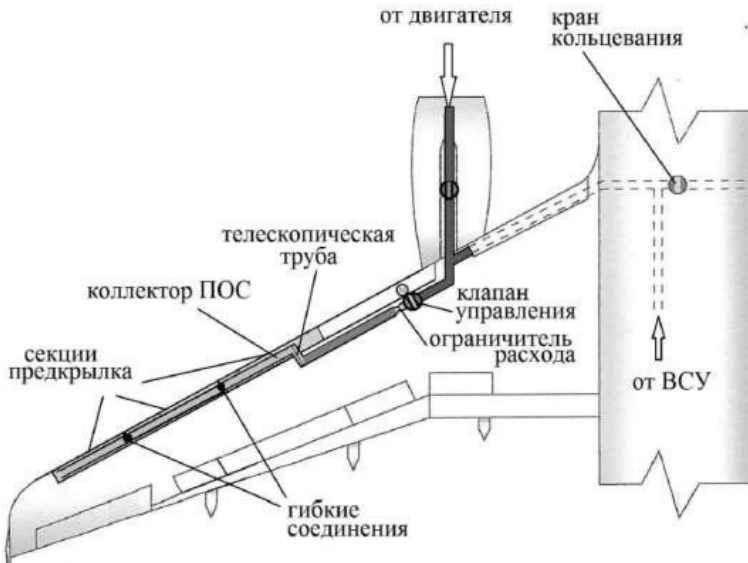


Рис. 4.17. ПОС предкрылка самолета А320

## Глава 26. Особенности ПОС вертолетов

### ПОС вертолета Ми-171

ПОС вертолета Ми-171 обеспечивает предотвращение образования и удаление льда или воды с лопастей несущего и рулевого винтов, двух передних смотровых стекол кабины экипажа и воздухозаборников, включающих пылезащитные устройства (ПЗУ) и входные части двигателей.

ПОС винтов и стекол работают на принципе электрообогрева. Противообледенительная система ПЗУ – смешанная, воздушно-теплого и электротеплового действия, а противообледенительная система входных частей двигателей – только воздушно-теплого действия. Питание системы электрообогрева осуществляется переменным током напряжением 115/200 В и частотой 400 Гц.

Для воздушно-теплого обогрева используется горячий воздух, отбираемый от компрессоров двигателей. Для обеспечения сигнализации о начале обледенения на вертолете установлен сигнализатор обледенения СО-121 и визуальный датчик обледенения. ПОС винтов и стекол включаются автоматически от сигнала, поступающего от сигнализатора СО-121, или вручную. Обогрев ПЗУ и двигателей включается вручную перед полетом. Если система обогрева ПЗУ и двигателей по каким-либо причинам перед полетом включена не была, схемой предусмотрено включение обогрева правого двигателя и ПЗУ от сигнализатора СО-121.

### *ПОС воздухозаборников*

ПЗУ предназначено для очистки воздуха, поступающего в двигатели ТВЗ-117ВМ от пыли и посторонних предметов во время руления, взлета и посадки вертолета. ПЗУ состоит (рис. 4.18) из обтекателя, внешней обечайки с входной коллекторной губой, образующими воздухозаборный кольцевой туннель, по которому воздух из атмосферы засасывается в двигатель, трубопровода с кожухом для выхода загрязненного воздуха, сепаратора для очистки воздуха от пыли и эжектора, предназначенного для отсоса и выброса загрязненного воздуха за борт вертолета. Обтекатель ПЗУ состоит из передней части, задней части и трех стоек. Стойки прикреплены к задней части обтекателя, через которые задняя часть обтекателя крепится к коллекторной губе.

Противообледенительная система ПЗУ выполнена смешанной: часть узлов обогревается горячим воздухом, другая часть имеет систему электрообогрева. Воздушно-тепловая противообледенительная система ПЗУ включается одновременно с противообледенительной системой двигателя.

*Горячим воздухом обогревается узел сепаратора, входная коллекторная губа туннеля и поверхность туннеля, воздухозаборник термокомпенсатора насоса регулятора НР-3ВМ. Горячий воздух, отбираемый от камеры сгорания двигателя, поступает по одному трубопроводу к заслонке системы эжектора, а по другому трубопроводу – к терморегулятору, который в зависимости от температуры горячего воздуха регулирует его расход. Пройдя терморегулятор и*

заслонку, предназначенную для включения и выключения противообледенительной системы ПЗУ и двигателя, воздух распределяется на обогрев элементов двигателя, сепараторов ПЗУ, входной губы туннеля и поверхности туннеля, а также на обогрев воздухозаборника термокомпенсатора насоса-регулятора НР-3ВМ.

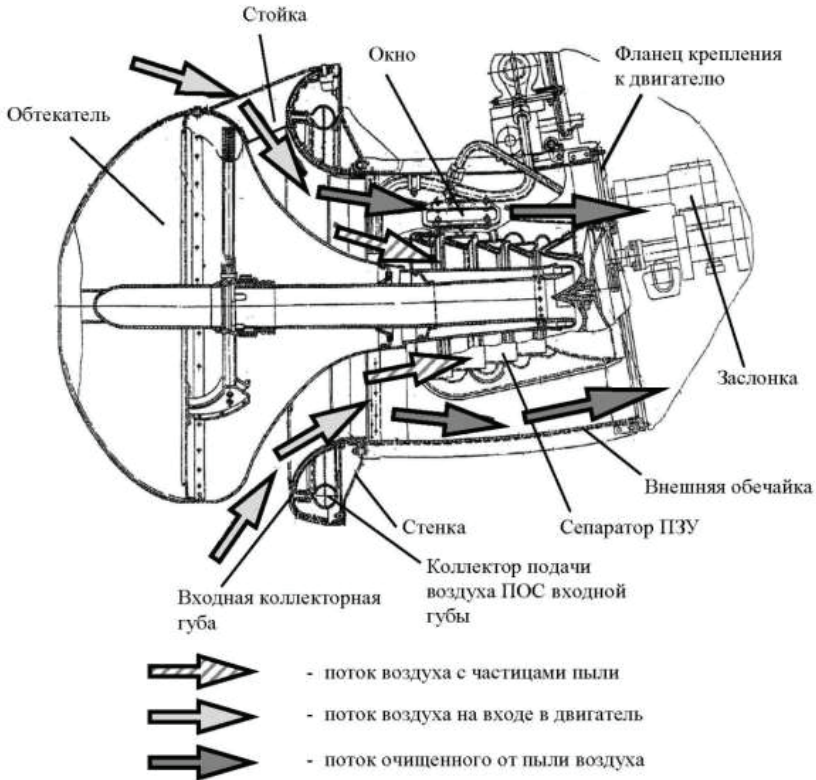


Рис. 4.18. Пылезащитное устройство двигателя вертолета Ми-171

*Электрический обогрев* применен для следующих элементов ПЗУ:

- передней части обтекателя;
- задней части обтекателя;
- кожуха трубопровода вывода пыли (на рисунке не показан);
- раструба вывода пыли (на рисунке не показан);
- носков стоек.

На указанные поверхности по всей площади с внутренней или наружной стороны приклеены клеем ВК-3 нагревательные накладки, которые конструктивно выполнены одинаково и отличаются только величинами сопротивления нагревательных элементов. Нагревательная накладка состоит из изоляции, выполненной из тринадцати листов стеклоткани марки ПС-ИФ/ЭП толщиной 0,1...0,12 мм. Между десятым и одиннадцатым слоями изоляции вклеены нагревательные элементы, выполненные из стальной сетки. Для защиты нагревательных накладок от абразивного износа на стенках раструба вывода пыли и кожуха трубопровода вывода пыли наклеена оковка из стали 12Х18Н9-М толщиной 0,15 и 0,3 мм. Питание к нагревателю подводится с помощью шин, выполненных из латунной ленты. Между обшивкой и нагревательной накладкой вклеены термодатчики ТД-2 (один рабочий, один запасной), работающие совместно с терморегуляторами ТЭР-1М. Термодатчики предназначены для обеспечения стабильного температурного поля нагревательной накладки при различных температурах наружного воздуха. Питание нагревателей осуществляется переменным током 28 А, напряжением 200 В и частотой 400 Гц. Температура окружающей среды, при которой включается противообледенительная система ПЗУ, от +5°C и ниже при работающих двигателях.

#### *Термодатчик ТД- 2*

Термодатчик представляет собой плоскую зигзагообразную спираль из платиновой проволоки диаметром 0,03мм. Термодатчик работает вместе с терморегулятором ТЭР-1М и является одним плечом измерительного моста регулятора. Изменение температуры элементов ПЗУ, на кожухи которых наклеены термодатчики, вызывает изменение сопротивления термодатчика. Нарушается баланс измерительного моста регулятора, и он срабатывает.

#### *Регулятор температуры ТЭР-1М*

Регулятор температуры (терморегулятор) предназначен для поддержания постоянной температуры нагрева конструктивных элементов ПЗУ путем включения и выключения питания электронагревательных элементов. При увеличении температуры элементов ПЗУ выше температуры настройки регулятора сопротивление термодатчика, включенного в одно плечо измерительного моста регулятора, возрастает и происходит разбаланс моста. Схемой регулятора этот сигнал преобразуется в сигнал, снимающий питание с контактора включения нагревательных элементов ПЗУ.

Для сигнализации о включении в работу системы ПОС воздухозаборников применены зеленые табло ТС-5: ОБОГРЕВ ДВИГ. ЛЕВ., ЛЕВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ЛЕВ. ПЗУ ЗАДН., ОБОГРЕВ ДВИГ. ПР., ПРАВ. ПЗУ ПЕРЕДН., ПРАВ.ПЗУ ЗАДН.

При включении переключателей ПОС ПЗУ в положение ВКЛ. и в положение РУЧНОЕ срабатывают реле и подается питание на регуляторы ТЭР-1М. Реле включают заслонки 1919Т на открытие. При полном открытии заслонок загораются табло. Горячий воздух подается на обогрев ПЗУ и двигателей. При

срабатывании терморегулятора ТЭР-1М левого ПЗУ или правого ПЗУ одновременно срабатывают реле и через контакты этих реле питание подается на контакторы. Контакторы срабатывают и включают питание нагревательных элементов левого и правого ПЗУ.

#### *ПОС стекол*

ПОС стекол вертолета предназначена для предотвращения образования инея и льда на двух передних смотровых стеклах (правого и левого летчиков) и удаления с них водяных брызг и снега. ПОС стекол включает два обогреваемых стекла В8БП, автотрансформатор АТ-8-3 питания нагревательных элементов стекол, два регулятора температуры стекол ТЭР-1М с датчиками ТД-2, два стеклоочистителя с электромеханизмами ЭПК-2Т-60, а также аппаратуру защиты, коммутации, управления и контроля. ПОС стекол обеспечивает как автоматическое включение обогрева стекол от сигнала, поступающего от сигнализатора СО-121, так и ручное включение обогрева стекол и стеклоочистителей.

Температура обогрева стекол ( $30^{\circ}\text{C}$ ) поддерживается термоэлектрическими регуляторами ТЭР-1М. Передние стекла В8БП левого и правого летчиков имеют пленочные электрообогреватели, которые предохраняют стекла от запотевания и обмерзания. Стекло представляет собой триплекс, состоящий из двух плоских силикатных стекол (внешнего и внутреннего), склеенных между собой специальной прозрачной пленкой. На внутреннюю поверхность внешнего стекла нанесено токопроводящее покрытие и шинки, образующие электронагревательный элемент стекла. В верхней части обогреваемой зоны стекла между внешним и внутренним стеклами запрессован термодатчик ТД-2.

Стеклоочистители предназначены для удаления водяных брызг и снега с обогреваемых смотровых стекол летчиков. На вертолете щетки стеклоочистителей приводятся в движение электромеханизмами ЭПК-2Т-60. Электромеханизм может работать в четырех режимах: пусковой режим, первая рабочая скорость, вторая рабочая скорость, возврат щетки в исходное положение. Угол поворота щетки равен  $60^{\circ}$ , длина ведущего рычага стеклоочистителя составляет  $(420 \pm 10)$  мм.

#### *ПОС винтов*

ПОС винтов включает нагревательные элементы лопастей несущего винта, нагревательные элементы лопастей рулевого винта, токосъемник ТСВ 36М313 несущего винта, токосъемник 8АТ-7420-100 рулевого винта, программный механизм ПМК-21ТВ, а также аппаратуру защиты, коммутации и управления.

*ПОС лопасти несущего винта (НВ)* – электронагревательного действия. Нагревательная накладка ПОС лопасти (рис. 4.19) состоит из шести слоев изолирующей стеклоткани 1, антиабразивного слоя резины 3, силовых проводов 4, нагревательных элементов 5, соединительных шинок 6. Нагревательная накладка приклеивается к носку лонжерона на пленке ВК-3. Питание током нагревательных элементов осуществляется через штепсельный разъем, к

которому подсоединены силовые провода 4. Другим концом силовые провода подпаяны к шинкам 6 нагревательных элементов 5. На носке лопасти, на длине 5 м от конца установлены разрезные металлические оковки 7 для защиты носка от абразивного износа. На оковку нанесен слой полиуретана толщиной 0,8...1 мм.

Нагревательные элементы лопастей несущего винта представляют собой тонкие ленты из нержавеющей стали, расположенные вдоль всей длины носовых частей лопастей. Нагревательный элемент каждой лопасти состоит из четырех секций. Нагревательный элемент заканчивается шинами с проводами, которые впаяны в штепсельный разъем, установленный в комле лопасти.

Нагревательные элементы лопастей рулевого винта представляют собой тонкие ленты нержавеющей стали, смонтированные на носовых частях лопастей. Весь пакет нагревателя наклеивается по всей длине лопасти. Нагревательный элемент каждой лопасти разделен на две секции: верхнюю и нижнюю. У комля к концевым лентам нагревателя припаяны три латунные соединительные шины, к которым припаяны провода. Эти провода соединяются с соответствующими проводами токосъемника с помощью клеммной колодки, установленной в комлевой части лопасти.

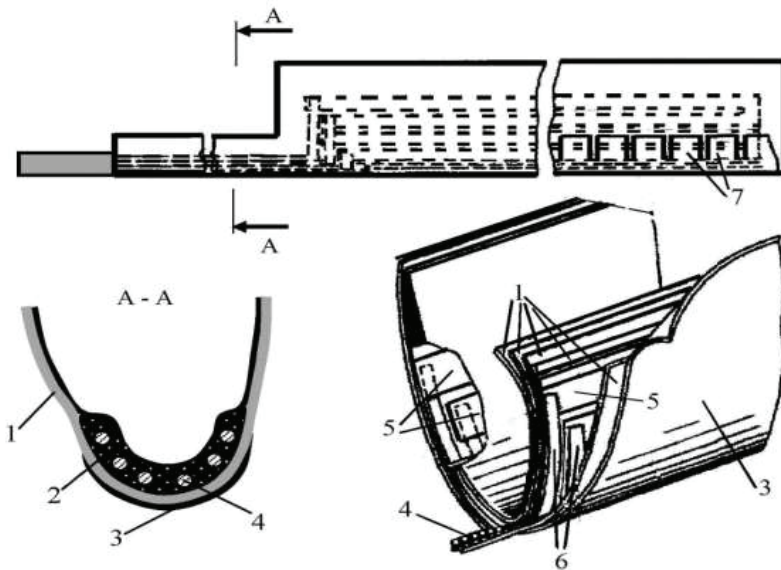


Рис. 4.19. Нагревательные накладки лопасти несущего винта вертолета Ми-171, где 1 – слой стеклоткани; 2 – клеевой наполнитель; 3 – абразивный слой резины; 4 – силовые электропровода; 5 – нагревательные элементы; 6 – соединительные шинки; 7 - оковка

*Токосъемники* несущего винта и рулевого винта предназначены для передачи электроэнергии от бортсети к нагревательным элементам лопастей при вращении винта.

Принципиальная схема токосъемника рулевого винта показана на рис. 4.20. Основными частями токосъемника являются коллектор и щеткодержатель. Коллектор состоит из стального корпуса 6, имеющего форму стакана, на котором стяжными болтами 5 закреплены три контактных кольца 9, изолированных один от другого, а также от корпуса коллектора и стяжных болтов изоляционными втулками и кольцами 11. От каждого контактного кольца на верхнее изоляционное кольцо выведены по три контактных болта 8, закрытых чехлами 7. Корпус коллектора имеет фланец, которым он крепится на ведомом валу хвостового редуктора теми же болтами, что и втулка рулевого винта. Корпус 10 щеткодержателя отлит из алюминиевого сплава и представляет собой стакан с фланцем для крепления к картеру хвостового редуктора. На корпусе имеется наружная площадка, на которой установлены штепсельный разъем 1 и текстолитовая щеточная колодка 2 с угольными щетками 4, которые постоянно прижимаются к контактным кольцам коллектора спиральными пружинами. Штепсельный разъем, щеточная колодка, щетки и контактные кольца закрыты крышкой 3.

Программный механизм ПМК-21ТВ предназначен для управления последовательностью включения секций нагревательных элементов лопастей несущего и рулевого винтов и установлен на правой стороне потолка грузовой кабины между шпангоутами № 2 и № 3. Программный механизм обеспечивает нагрев каждой секции лопастей несущего винта в течение  $(38,5 \pm 2)$  с за один цикл и нагрев каждой секции лопастей рулевого винта в течение  $(38,5 \pm 2)$  с, по два раза за один цикл.

Питание противообледенительной системы винтов осуществляется трехфазным переменным током напряжением 115/200В и частотой 400Гц через автомат защиты сети АЗЗК-100 и предохранители ПМ-25. Для включения в работу системы ПОС несущего и рулевого винтов на вертолете необходимо включить автоматы защиты сети противообледенительной системы УПРАВЛЕНИЕ и СО-121 и установить выключатель ОБЩЕЕ в положение АВТОМ. При входе вертолета в зону обледенения сигнализатор СО-121 выдает сигнал, загорается табло ОБЛЕДЕН., и противообледенительная система винтов автоматически включается в работу, о чем сигнализирует зеленое табло ПОС ВКЛЮЧЕНА. При выходе вертолета из зоны обледенения сигнализатор СО-121 перестает выдавать сигнал, табло ОБЛЕДЕН гаснет. После этого необходимо выключить систему кнопкой ОБЩЕЕ ОТКЛ.

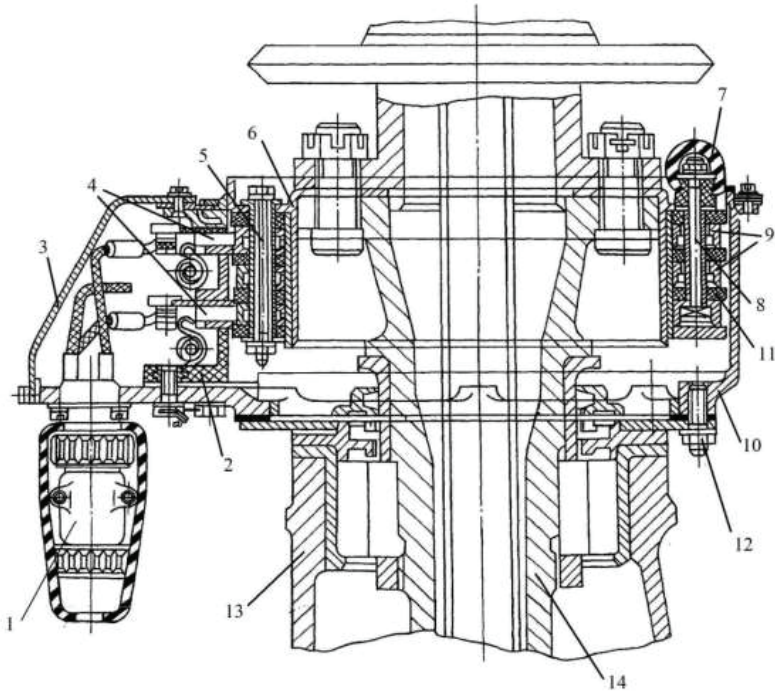


Рис. 4.20. Токосъемник рулевого винта вертолета Ми-171, где 1 – штепсельный разъем; 2 – щеточная колодка; 3 – крышка; 4 – угольные щетки; 5 – стяжной болт; 6 – корпус; 7 – чехол; 8 – контактный болт; 9 – контактное кольцо; 10 – корпус щеткодержателя; 11 – изоляционное кольцо; 12 – стяжной болт; 13 – корпус хвостового редуктора (не вращающаяся часть); 14 – вал рулевого винта (вращающаяся часть)

### **Противообледенительная система вертолета Ка-32**

ПОС вертолета Ка-32 включает (рис. 4.21):

- ПОС воздухозаборников двигателей;
- обогрев приемников воздушного давления (ПВД) и часов;
- ПОС стекол кабины экипажа;
- ПОС лопастей несущих винтов;
- сигнализацию обледенения.

Обогрев часов подключен к системе обогрева ПВД.

Органы управления противообледенительной системой, светосигнальное табло контроля обогрева сигнализатора обледенения СО ИСПРАВЕН, светосигнальные табло ПОС ЛЕВ ДВ, ПОС ПРАВ ДВ, ПОС ВИНТ, ПОС ПВД

расположены на верхнем пульте летчиков. Светосигнальные табло ЛЕД, ОТКАЗ ПОС ВИНТ, ВКЛЮЧИ ПОС ПВД, ОБОГРЕВ ПВД ЛЕВ, ОБОГРЕВ ПВД ПРАВ расположены на приборной доске.

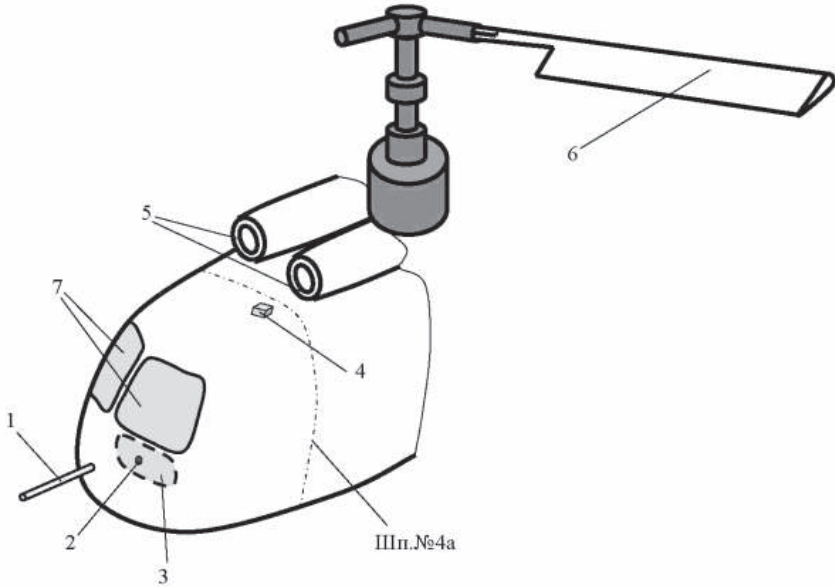


Рис. 4.21. Элементы конструкции вертолета Ка-32, защищаемые от обледенения, где 1 – приемник воздушного давления, 2 – часы; 3 – приборная доска пилота; 4 – датчик ДСЛ-40Т сигнализатора обледенения СО-121ВМ, 5 – воздухозаборники, 6 – лопасти несущего винта, 7 – лобовые стекла кабины экипажа

#### *ПОС двигателей*

ПОС двигателей предназначена для предотвращения обледенения воздухозаборников двигателей и передних кромок воздуховодов термокорректоров. В качестве теплоносителя в системе используется горячий воздух, отбираемый от камеры сгорания основного двигателя.

На двигателе установлена заслонка 1919Т, при открытии которой горячий воздух поступает на обогрев воздухозаборника и входных элементов двигателя. Через трубопровод воздух поступает в кольцевой коллектор, а из коллектора через 120 отверстий диаметром 1 мм воздух с большой скоростью поступает в направлении передней кромки воздухозаборника. Растекаясь по кольцевым каналам, образованным внутренними дефлекторами и обшивкой

воздухозаборника, воздух отдает тепло обшивке, предотвращая ее обледенение. Длина обогреваемой поверхности воздухозаборника составляет примерно 150 мм для внутренней части "губы" воздухозаборника и примерно 70 мм для наружной части. Зазор, образованный кольцевым коллектором и кромками дефлекторов, обеспечивает подсос холодного воздуха для исключения перегрева элементов конструкции воздухозаборников. Воздух для обогрева передних кромок воздуховода термокорректора подается через специальные трубопроводы к штуцеру воздуховода.

Управление противообледенительной системой раздельное для каждого двигателя и осуществляется двумя переключателями ПОС РУЧН ДВИГ – АВТ ДВИГ (для левого и правого двигателей), расположенными на верхнем пульте. Автоматическое включение ПОС осуществляется при срабатывании сигнализаторов температуры наружного воздуха по сигналу от датчиков температуры, при этом переключатели работы должны быть установлены в положение ПОС АВТ ДВИГ. При температуре окружающей среды плюс 6°C и ниже датчики температуры выдают сигналы в сигнализаторы температуры. Сигнализаторы срабатывают, электропитание поступает на электродвигатели заслонок 1919Т ПОС. Электродвигатели отработывают цикл и открывают заслонки. После открытия заслонок горячий воздух поступает на воздухозаборники двигателей. Загораются на блоке светосигнализаторов верхнего пульта светосигнальные табло ПОС ЛЕВ ДВ и ПОС ПРАВ ДВ. Выключение системы происходит автоматически при поступлении сигнала от датчиков температуры. Электродвигатели отработывают цикл в обратном направлении, заслонки 1919Т закрываются. Светосигнальные табло ПОС ЛЕВ ДВ и ПОС ПРАВ ДВ гаснут.

При незапущенных двигателях ПОС двигателей не включается, так как центробежные выключатели двигателей блокируют цепи включения ПОС. Сигнализаторы температуры 5747Т установлены на потолке грузовой кабины в зоне шпангоутов № 6 и № 7 по правому борту. Датчики температуры П-77 установлены под фюзеляжем в зоне шпангоута № 4 по оси симметрии.

#### *Обогрев приемников воздушного давления и часов*

Для предотвращения обледенения ПВД предусмотрен их обогрев. Для этого в их конструкции предусмотрены обогревательные элементы, электроснабжение которых осуществляется от шин постоянного тока напряжением 27 В через блок контроля ПВД. Электросхемой также предусмотрено подключение обогрева часов, у которых имеется обогревательный элемент с терморегулятором. Терморегулятор отключает обогрев часов при температуре окружающей среды выше 25°C и включает его при температуре ниже 10°C.

#### *ПОС стекол кабины экипажа*

ПОС стекол кабины экипажа предназначена для удаления появляющихся на стеклах в полете льда, инея и осадков соли, образующихся в результате

попадания морской воды на стекла. Противообледенительная система стекол кабины экипажа включает в себя:

- стеклоочистители;
- систему опрыскивания лобовых стекол омывающей жидкостью (ОЖ) из баков с ОЖ.

Для предотвращения запотевания стекол производится их обдув горячим воздухом, поступающим из линий системы обогрева и вентиляции. В условиях обледенения стекол включать стеклоочистители разрешается только при подаче ОЖ на щетки. В случае если поверхность стекол смачивается естественными осадками (дождь), разрешается включение стеклоочистителей и без подачи ОЖ на щетки.

Пуск и останов любого стеклоочистителя производится переключателями СТЕКЛООЧИС – ВОЗВ ЩЕТКИ – ПУСК – 1 СКОР – 2 СКОР, установленными на верхнем пульте. Для пуска стеклоочистителя левого лобового стекла (пилота) необходимо на верхнем пульте включить автомат защиты и установить переключатель в положение ПУСК. После этого напряжение с шины постоянного тока верхнего пульта через автомат защиты и переключатель подается на электродвигатель электромеханизма. Электромеханизм начинает работать в режиме пуска. При установке переключателя в положение 1 СКОР или 2 СКОР напряжение частично гасится на сопротивлениях и электромеханизм начинает работать в режиме 1-й или 2-й скорости. Для выключения электромеханизма стеклоочистителя из любого положения необходимо переключатель установить в нейтральное положение.

Система опрыскивания лобовых стекол включает в себя (рис. 4.22):

- бак 1 с ОЖ;
- трубопровод 2 подачи ОЖ из бака до тройника 3;
- трубопроводы 4 подачи ОЖ на щетки стеклоочистителей;
- кран 5 слива ОЖ;
- краны 6 включения подачи ОЖ на щетки стеклоочистителей.

Расход омывающей жидкости на один стеклоочиститель составляет 130 мл/мин, на два стеклоочистителя – 260 мл/мин. Омывающая жидкость из бака 1 по трубопроводу 2 поступает к тройнику 3, от которого подается через краны 6, трубопроводы 4 и рычаги стеклоочистителей на щетки.

#### *ПОС лопастей несущего винта*

Для защиты от обледенения лопастей несущие винты снабжены электротепловой ПОС циклического действия. В эту систему входят:

- нагревательные элементы, расположенные в носовой части лопастей;
- общий токосъемник ТС-7М;
- токосъемник нижнего винта ТСВ36МО33;
- внутренняя проводка, проходящая внутри вала верхнего винта;
- внешняя проводка, закрепленная на деталях колонки.

Ток управления обогревом лопастей от программного коммутатора и рабочий ток от генератора подаются через токосъемник ТС-7М, внутреннюю и

внешнюю проводки на контакторы, откуда через электрические соединители лопастей несущих винтов на нагревательные элементы. Нагревательные элементы лопастей состоят из двух групп секций: носовых и боковых. Они предназначены для обогрева передних кромок лопастей. При включении системы ток подается в секции поочередно, циклами. В течение цикла каждая группа секций подключается на 12с для нагревания и выключается на 36с для охлаждения. Токосъемники служат для электрической связи нагревательных элементов и контурных огней лопастей несущих винтов с системой электроснабжения вертолета.

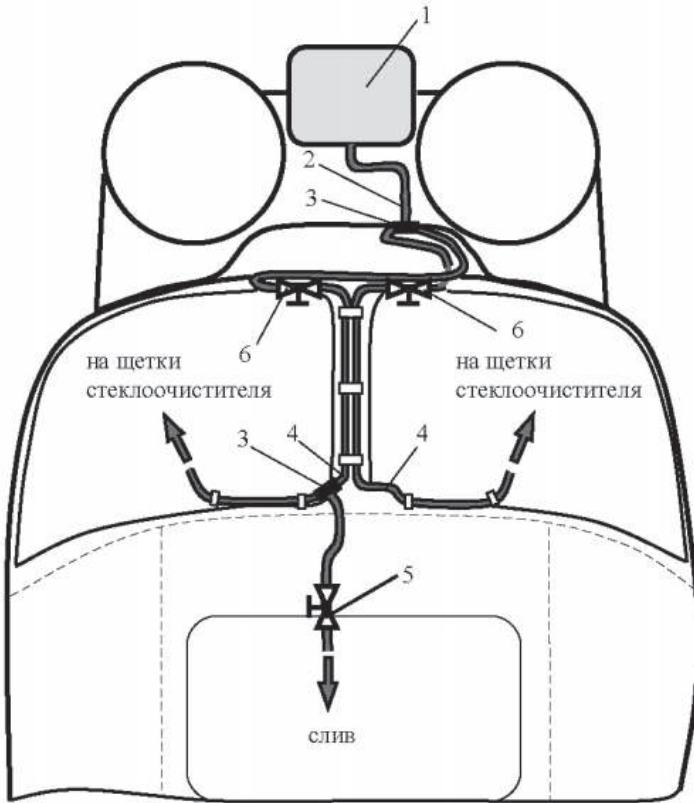


Рис. 4.22. Принципиальная схема системы опрыскивания лобовых стекол вертолета Ка-32, где 1 – бак с омывающей жидкостью; 2, 4 – трубопроводы; 3 – тройник; 5 – кран слива омывающей жидкости; 6 – краны включения подачи омывающей жидкости на щетки стеклоочистителя

Противообледенительная система лопастей включается по сигналу от сигнализатора СО-121ВМ или вручную. Переключатель ПОС АВТ ВИНТЫ - ОТКЛ - РУЧН ВИНТЫ и сигнальная лампа ПОС ВИНТ установлены на верхнем пульте, сигнальная лампа ОТКАЗ ПОС ВИНТ – на приборной доске. Последовательное включение обогрева по группам обогревательных элементов лопастей осуществляется программным коммутатором ПКПС-1. Электроснабжение цепей управления ПОС осуществляется постоянным током напряжением 27 В, а обогревательных элементов лопастей – трехфазным переменным током напряжением 200 В 400 Гц. Для подготовки системы к работе в автоматическом режиме необходимо переключатель ПОС АВТ ВИНТЫ - ОТКЛ - РУЧН ВИНТЫ установить в положение АВТ ВИНТЫ. При обледенении вертолета сигнализатор обледенения СО-121ВМ выдает управляющий сигнал на включение ПОС. Напряжение подается на программный коммутатор ПКПС-1, который также включается в работу. Одновременно напряжение поступает на обмотки реле и контактора. Реле срабатывает, и на верхнем пульте загорается светосигнальное табло ПОС ВИНТ. Контактор через контакты кольца токосъемника подает напряжение на обогрев секций лопастей верхнего винта.

При ручном включении противообледенительной системы переключатель устанавливается в положение РУЧН ВИНТЫ. В этом случае обогрев лопастей включен независимо от наличия сигнала от сигнализатора СО-121ВМ. Противообледенительная система лопастей несущих винтов включается только при работающих генераторах переменного тока. Для блокировки включения ПОС винтов при подключенном аэродромном источнике переменного тока используется отключение контактов реле.

## **Глава 27. Основные направления совершенствования ПОС ВС**

К основным направлениям совершенствования систем борьбы с обледенением на ВС следует отнести следующие:

1. Совершенствование характеристик противообледенительных жидкостей (ПОЖ) в целях:
  - ускорения процесса удаления льда с поверхности самолета при его наземной обработке;
  - увеличение времени действия ПОЖ;
  - снижение концентрации вредных веществ в составе ПОЖ;
  - улучшение способности ПОЖ к биологическому разложению.
2. Совершенствование характеристик ПОС в целях:
  - повышения энергоэффективности ПОС;
  - уменьшения массы и габаритов ПОС.

Наиболее перспективной на сегодняшний день является электротепловая ПОС. Это связано в том числе и с широким внедрением на ВС элементов

концепции более электрического самолета, предполагающей перевод систем самолета на питание в основном от электрической энергии.

Отметим характерные особенности наиболее совершенной на сегодняшний день электротепловой ПОС, разработанной компанией GKN *Aerospace* (Великобритания), для самого «электрического» из ВС транспортной категории – самолета Боинг 787.

Во-первых, ПОС Боинг 787 (рис. 4.23, рис. 4.24) адаптирована для использования в конструкциях из композитных материалов. Отметим, что с каждым новым ВС доля использования композиционных материалов в конструкции ВС растет. Так, например, за 40 лет доля использования композиционных материалов выросла в 50 раз от 1% (Боинг 747, 1969г.) до 50% (Боинг 787, 2009г.). Композитные передние кромки крыла имеют встроенный нагревательный элемент с проводящим слоем напыленного металла. Всего на самолете восемь нагревательных матов – по одному на каждый предкрылок. Каждый предкрылок сегментирован так, чтобы обеспечить от четырех до девяти (на рисунке шесть) поверхностей нагрева.

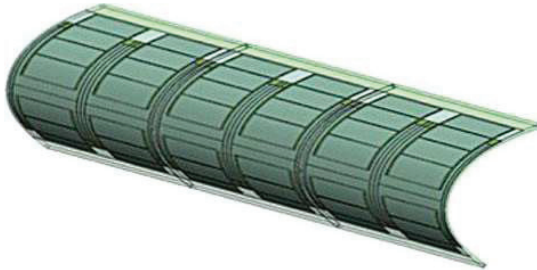


Рис. 4.23. Нагревательная панель самолета Боинг 787

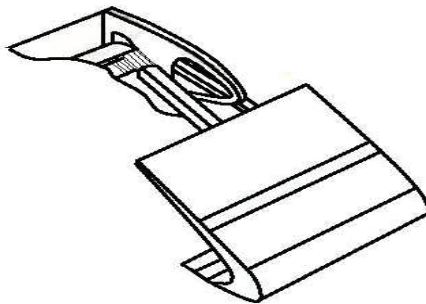


Рис. 4.24. Композитная передняя кромка предкрылка самолета Боинг 787 со встроенным нагревательным элементом из распыленного металла между слоями пластика, армированного углеродным волокном и стеклотканью

Во-вторых, нагревательный элемент ПОС Боинг 787 (полимерная пленка) работает при более низкой температуре. Последнее означает значительную экономию электроэнергии по сравнению с традиционными нагревателями за счет:

- меньших затрат на нагрев пленки;
- отсутствия затрат энергии на испарение воды, которое присутствует при работе ПОС с традиционными нагревателями.

## РАЗДЕЛ V. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО СУДНА

### Глава 28. Основные понятия и определения

Горение – это сложное, быстропротекающее физико-химическое превращение, сопровождающееся выделением тепловой энергии и света. Основа горения – комплекс окислительно-восстановительных реакций горючих веществ с окислителем. При взрыве в ограниченном (замкнутом) объеме за короткий промежуток времени происходит освобождение большого количества энергии в результате чего вещество, заполняющее объем, превращается в сильно нагретый газ с высоким давлением. Это может привести к разрушению окружающей конструкции.

Для возникновения пожара или взрыва необходимо наличие:

- 1) горючего вещества;
- 2) окислителя;
- 3) источника воспламенения.

Пожар начинается или при доведении топливовоздушной смеси до температуры самовоспламенения (230...240°C) или при поджоге холодной смеси. Важно помнить, что воспламеняется не топливо, а топливовоздушная смесь при концентрации от 1/25 до 1/5.

Пожар (или взрыв) на борту ВС может возникнуть в результате:

- утечки и попадания на нагретые элементы конструкции горючих жидкостей из топливной, масляной или гидравлической систем ВС;
- разрушения элементов конструкции двигателя (например, обрыв лопатки ротора);
- разрядов статического электричества внутри топливных баков;
- поражения молнией и т.п.

Особенности пожара на борту ВС:

- 1) очень скоротечен – через 1...5 мин элементы конструкции начинают разрушаться, поскольку температура горения топлива достигает 1100°C, а температура плавления основных конструкционных материалов ВС (алюминиевых сплавов) не превышает 650°C;
- 2) доступ человека в зону горения, как правило, невозможен.

По физико-химическим условиям процесса горения (большое количество окислителя (кислорода) в воздушном потоке) вероятность возникновения пожара на борту ВС наиболее высока на взлетно-посадочных режимах и при полете на малых высотах.

Физика процессов горения определяет способы борьбы с пожаром:

- снижение концентрации окислителя (кислорода) в очаге горения путем его замещения нейтральными газами (обезвоженной углекислотой, азотом и др.);
- отвод тепла от очага горения применением веществ, вступающих в химические реакции с продуктами горения со значительным поглощением тепла.

При этом существенно понижается температура и ухудшаются условия горения (фреоны (хладоны) – органические соединения на основе фтора, брома).

Комплекс средств противопожарной защиты самолета включает:

- пассивные средства (конструктивно-технологические мероприятия);
- активные средства – собственно системы пожаротушения ВС.

Конструктивно-технологические мероприятия способствуют предотвращению условий, при которых может возникнуть пожар или взрыв, а также локализации зоны пожара для облегчения борьбы с ним. К таким мероприятиям можно отнести:

- компоновку агрегатов и коммуникаций (трубопроводов пожароопасных систем и электропроводки) на борту ВС таким образом, чтобы исключить возможность воспламенения горючих жидкостей;

- отделение наиболее пожароопасных отсеков от остальной конструкции огнестойкими противопожарными перегородками;

- охлаждение и теплоизоляция горячих частей ВС, вентиляция отсеков и дренирование мест возможного скопления горючих жидкостей при их утечке из систем;

- использование в конструкции преимущественно огнестойких, трудновоспламеняемых и негорючих материалов.

В качестве примера перечислим конструктивно-технологические мероприятия противопожарной защиты, реализованные на самолете Суперджет.

- 1) Для защиты пилонов от возможного пожара в отсеках двигателей предусмотрены противопожарные перегородки из жаропрочных сплавов или перегородки с огнезащитным покрытием.
- 2) Для обеспечения защиты хвостовой части фюзеляжа, агрегатов и трубопроводов систем управления рулями направления и высоты от возможного пожара в отсеке ВСУ предусмотрены противопожарные перегородки из жаропрочных сплавов или с огнезащитным покрытием.
- 3) Трубопроводы внутри отсеков двигателей и ВСУ выполнены из огнестойких материалов.
- 4) Кабина экипажа, пассажирский салон, кухни, туалеты, вестибюли имеют внутреннюю отделку из пожаробезопасных материалов.
- 5) Мусоросборники туалетов и кухонь плотно закрываются и способны сдерживать распространение пожара.
- 6) В отсеках двигателей и ВСУ применена защита электрожгутов всех систем, которые должны работать во время пожара и после, от воздействия высоких температур. Отверстия для прохода коммуникаций через пожарные перегородки герметизированы от проникновения пламени.

К пассивным средствам защиты ВС от пожара можно отнести также мероприятия по специальной подготовке топлива. В частности, специальная обработка топлива перед заправкой позволяет снизить его испаряемость и выделение растворенного в нем кислорода, что уменьшает вероятность

возникновения взрыва. Охлаждение топлива не только снижает его испаряемость, уменьшает концентрацию взрывоопасных паров керосина в надтопливном пространстве баков, но и повышает плотность топлива, что позволяет при имеющихся на борту объемах топливных баков увеличить запас топлива. Известны процессы выдерживания топлива в специальных емкостях с пониженным давлением и азотирования («промывание» топлива жидким азотом) перед заправкой, что позволяет удалить растворенный в нем кислород.

Дренаж топливных баков и наддув нейтральными газами также относятся к пассивным средствам защиты от пожара. Топливные баки в консолях крыла располагают на некотором удалении от его законцовок, что снижает вероятность поражения бака молнией. Во избежание искрового разряда на борту проводится металлизация, т.е. соединение токопроводящими перемычками (перемычками металлизации) всех частей и агрегатов самолета для выравнивания электрических потенциалов. Накопленный заряд «стекает» в атмосферу через разрядники статического электричества, установленные на законцовках крыла и хвостового оперения, или в землю при посадке через зарядосъемники, установленные на шасси. Отметим также, что металлизация уменьшает помехи радиоприему и дает возможность использовать корпус самолета в качестве второго провода бортовой электросети.

Противопожарная система (ППС) ВС предназначена для извещения экипажа о возникновении на борту пожара, его локализации и тушения. ППС включает следующие основные системы:

- 1) обнаружения пожара и дыма;
- 2) сигнализации о возникновении пожара и дыма;
- 3) пожаротушения.

Управление противопожарным оборудованием на современном ВС осуществляет бортовой компьютер пожарной защиты.

Основными объектами ВС, защищаемыми от пожара и задымления, являются:

- отсеки двигателей и ВСУ;
- отсеки главного редуктора на вертолетах;
- кабина экипажа, пассажирская кабина и туалеты;
- багажно-грузовые отсеки (БГО);
- на некоторых ВС (например, Ил-76) – топливные баки консолей крыла.

## **Глава 29. Системы обнаружения и сигнализации о возникновении пожара и дыма**

Системы обнаружения пожара и дыма и сигнализации о пожаре и дыме включают следующие основные конструктивные элементы:

- датчики дыма/перегрева;

- датчики пожара/перегрева (как правило, тепловые, устанавливаются в пожароопасных зонах, таких как гондолы двигателей, носовая часть консолей крыла, отсек ВСУ и др.);

- пульта пожарной защиты (сигнализации) двигателей, ВСУ, багажно-грузовых отсеков (БГО), кабины экипажа и других защищаемых агрегатов ВС;

- средства аварийной сигнализации;

- бортовые устройства регистрации пожара (дыма);

- бортовой компьютер пожарной защиты.

Типовая функциональная схема взаимодействия основных компонентов пожарного оборудования ВС приведена на рис. 5.1.



Рис. 5.1. Типовая функциональная схема ППС самолета

Рассмотрим далее конструкцию и работу основных элементов систем обнаружения и сигнализации о возникновении пожара и дыма.

### Датчики дыма/перегрева

Современные оптические датчики дыма/перегрева устанавливаются, как правило, в БГО и туалетах ВС. Рассмотрим подробнее конструкцию и принципы функционирования указанных датчиков на примере датчиков, используемых на современных ВС.

Датчик дыма/перегрева самолета Суперджет – совмещенный оптический датчик дыма и температуры, использующий эффект рассеивания света частицами дыма, взвешенными в воздухе. Функциональная схема датчика изображена на рис. 5.2. Датчик срабатывает при прозрачности окружающего воздуха менее  $96,5 \pm 1 \%$  и/или температуре нагрева более  $85^\circ\text{C}$ .

Датчик работает по следующему принципу.

Луч света, сгенерированный светоиспускающим инфракрасным диодом, проектируется в камеру датчика и нацелен на оптически «черную» ее поверхность. «Черной» поверхность выбрана с тем, чтобы минимизировать отражения. Чувствительное устройство датчика, кремниевый фотодиод, расположено под углом к световому лучу, чтобы минимизировать любой прямой свет, проникающий на поверхность датчика. При отсутствии задымления в пределах камеры датчика ток фотодиода минимален при воздействии света, отраженного от поверхностей камеры. При проникновении дыма в камеру часть светового луча начинает рассеиваться дымом и попадать на чувствительную поверхность датчика (фотоприемника), что увеличивает ток, протекающий через фотоприемник пропорционально задымленности камеры датчика. Когда уровень электрического сигнала на входе в блок управления превысит пороговое значение ( $96,5 \pm 1 \%$ ), блок управления активирует сигнальный вывод.

В конструкцию датчика дыма также встроен датчик температуры (перегрева воздуха). При превышении температуры в окружающей датчик среде порогового значения ( $85^\circ\text{C}$ ), генерируется соответствующий сигнал.

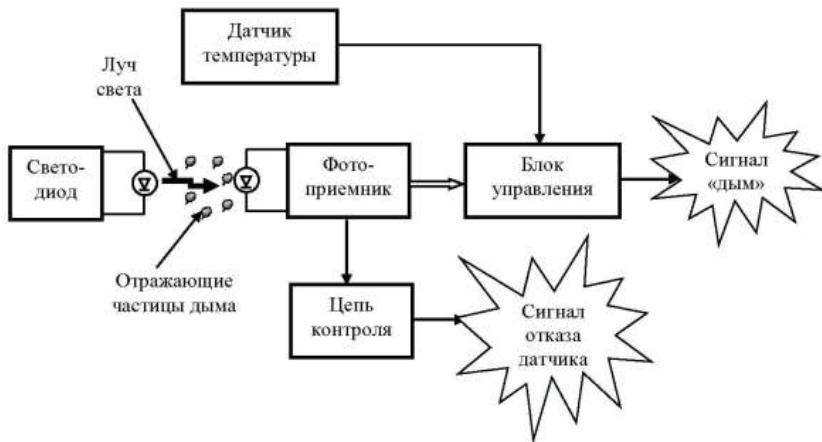


Рис. 5.2. Функциональная схема датчика дыма/перегрева самолета Суперджет

Каждый из датчиков имеет встроенный контроль. Цепь контроля приводится в действие при нажатии соответствующей кнопки на корпусе

датчика. Встроенный контроль проверяет правильность работы датчика, измеряя нормальное фоновое напряжение. Фоновое напряжение должно быть постоянно в штатных условиях из-за постоянного, управляемого освещения в пределах оптически «черной» камеры обнаружения. Фоновое напряжение уменьшается в случае затенения или блокировки источника света, при этом формируется сигнал об отказе датчика.

На самолете Суперджет в БГО установлено десять датчиков дыма/перегрева. Датчики установлены парами в углублениях потолочных панелей отсеков: четыре в переднем БГО и шесть – в заднем. Датчики образуют два канала сигнализации в каждом из отсеков. Сигналы о пожарной опасности принимаются от обоих каналов компьютером пожарной защиты. Кроме того, каждый туалет на самолете Суперджет оборудован одним датчиком дыма/перегрева, который установлен на потолочной панели.

Фотоэлектрический датчик дыма ДС-3М установлен на самолете Ил-76. Датчик выдает электрический сигнал в систему сигнализации дыма при уменьшении прозрачности среды, окружающей фоторезистор. Система сигнализации дыма на самолете Ил-76 обеспечивает членов экипажа информацией о появлении дыма в грузовом отсеке и пассажирских кабинах. Эту информацию члены экипажа получают с помощью специального сигнального табло и сигнала системы речевой информации в виде сообщения. Контроль исправности элементов сигнализации осуществляется из кабины летчиков.

Принципиальная схема работы датчика приведена на рис. 5.3. Сигнализатор ДС-3М представляет собой блок, в котором смонтированы чувствительный элемент (фоторезистор СФ2-5), усилительная схема и устройство контроля работоспособности сигнализатора. Конструктивно сигнализатор дыма выполнен таким образом, что его фоторезистор (фоточувствительный элемент) предохранен от прямого попадания лучей осветительной лампы специальным экраном. Действие же на фоторезистор лучей, отраженных от корпуса сигнализатора, слабое и возникающее при этом в цепи фоторезистора тока недостаточно для срабатывания сигнализатора. Когда в пространстве между экраном и фоторезистором появится дым, лучи осветительной лампы, отражаясь от частиц дыма, увеличивают освещенность фоторезистора. В результате сопротивление фоторезистора уменьшается, а ток в его цепи возрастет настолько, что происходит срабатывание сигнализатора. Получающийся на выходе сигнал поступает на обмотку реле включения сигнализации дыма. Последнее срабатывает и, став на самоблокировку, замыкает цепи включения сигнального табло и канала сигнализации дыма в системе речевой информации. После удаления дыма сигнал, поступивший от сигнализатора, снимется. Однако сигнальное табло и система речевой сигнализации будут оставаться включенными, так как реле сигнализации будет оставаться на самоблокировке. Разблокировка реле производится нажатием кнопки проверки.

В системе обнаружения дыма на самолете Ил-76 используются 10 сигнализаторов ДС-3М, которые установлены в верхней части грузовой кабины. Выходные клеммы всех сигнализаторов дыма соединены параллельно и подключены к обмотке реле включения сигнализации. При срабатывании реле сигнализации коммутирует напряжение бортовой сети на сигнальное табло "Дым в грузовой кабине". Переключатель и кнопка, служащие для проверки исправности системы обнаружения дыма, установлены на панели "Проверка систем сигнализации".

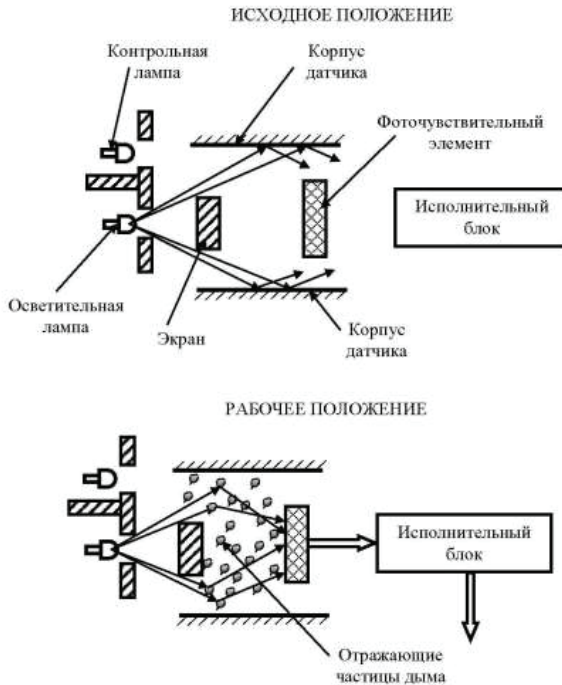


Рис. 5.3. Принципиальная схема работы датчика ДС-3М

#### Датчики пожара/перегрева.

На современных ВС используют точечные и линейные тепловые датчики пожара/перегрева.

Линейные датчики выполняют:

1. В виде кабеля диаметром до 2 мм, между наружной металлической стенкой и внутренним центральным проводником которого находится наполнитель, например, смесь окиси магния  $MgO$  и кобальтового

марганца  $\text{CoMn}$ , сопротивление которого при нагревании резко падает, что приводит к появлению тока, регистрируемого измерителем.

2. В виде гибкой трубки с газом, при нагревании которого растет давление в трубке и замыкается реле, сигнализирующее о перегреве/пожаре. При повреждении трубки давление падает и срабатывает реле, сигнализирующее о неисправности.

*Линейные датчики пожара/перегрева.*

Рассмотрим конструкцию и работу линейных датчиков пожара/перегрева на примере датчиков, установленных в отсеках маршевых двигателей и ВСУ на самолете Суперджет.

В отсеке ВСУ самолета Суперджет установлены два датчика пожара (рис. 5.4) с температурой срабатывания при нагреве выше  $250^{\circ}\text{C}$ . Указанные датчики относятся к температурным пневматическим сигнализаторам линейного типа. Корпус исполнительного элемента выполнен в виде коробки, изготовленной из нержавеющей стали, закрепляемой с помощью установочного зажима на конструкции планера. Чувствительный элемент датчика представляет собой протяженную тонкую трубку, заполненную газом (гелием) и содержащую сердечник из специального материала. Один конец трубки присоединен к герметичной расширительной газовой камере корпуса. Два пневматических концевых выключателя (сигнал «ПОЖАР» и сигнал «НАРУШЕНИЕ ЦЕЛОСТНОСТИ») присоединены к расширительной камере и загерметизированы в корпусе из нержавеющей стали. Из корпуса выведены изолированные резьбовые контактные штифты А и Б. Штифты электрически связаны с расположенными внутри выключателями и сопротивлением. Штифты обеспечивают соединение цепей выключателей с бортовой сетью самолета. Они имеют различный диаметр для обеспечения идентификации электрической полярности.

При возникновении пожара из-за высокоинтенсивного воздействия пламени на короткий участок чувствительного элемента происходит быстрое выделение большого объема газа из материала сердечника, приводящее к росту внутреннего давления и последующему замыканию контактов выключателя «ПОЖАР».

При утечке газа внутреннее давление падает и датчик выдает сигнал о нарушении целостности.

Заметим, что при установке датчика важно соблюдать минимальные допустимые радиусы изгиба чувствительного элемента (не менее 9,5 мм). Вмятины, утончения, лунки на чувствительном элементе не приводят к замене датчика, если стенка трубки не пробита и не нарушена его герметичность.

Расположение датчиков пожара в отсеке ВСУ самолета Суперджет представлено на рис. 5.5.

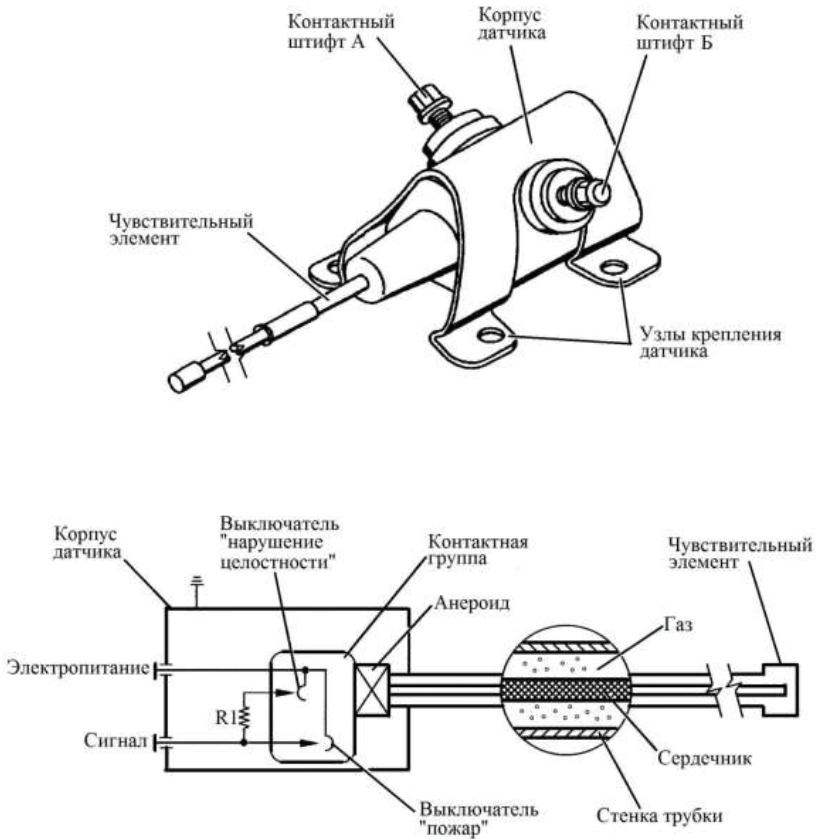


Рис. 5.4. Принципиальная схема датчика пожара отсека ВСУ самолета Суперджет

Подобные по конструкции датчики установлены и в двигательных отсеках. Они отличаются наличием двух режимов срабатывания: пожар и перегрев.

Четыре датчика пожара/перегрева с температурой срабатывания при нагреве выше  $340/220^{\circ}\text{C}$ , установлены в вентиляторном отсеке.

Четыре датчика пожара/перегрева с температурой срабатывания при нагреве выше  $450/350^{\circ}\text{C}$  установлены в газогенераторном отсеке.

Контактная группа включает в себя три пневматических концевых выключателя:

- сигнал «ПЕРЕГРЕВ»;
- сигнал «ПОЖАР»;
- сигнал «НАРУШЕНИЕ ЦЕЛОСТНОСТИ».

Концевые выключатели присоединены к расширительной камере и загерметизированы в корпусе из нержавеющей стали. Из корпуса выведен один изолированный резьбовой штифт. Штифт электрически связан с расположенными внутри выключателями и сопротивлением. Он обеспечивает соединение цепей выключателей с бортовой сетью самолета. Второй точкой соединения цепей выключателей и компьютера пожарной защиты является корпус сигнализатора, который связан с конструкцией самолета через установочный зажим.

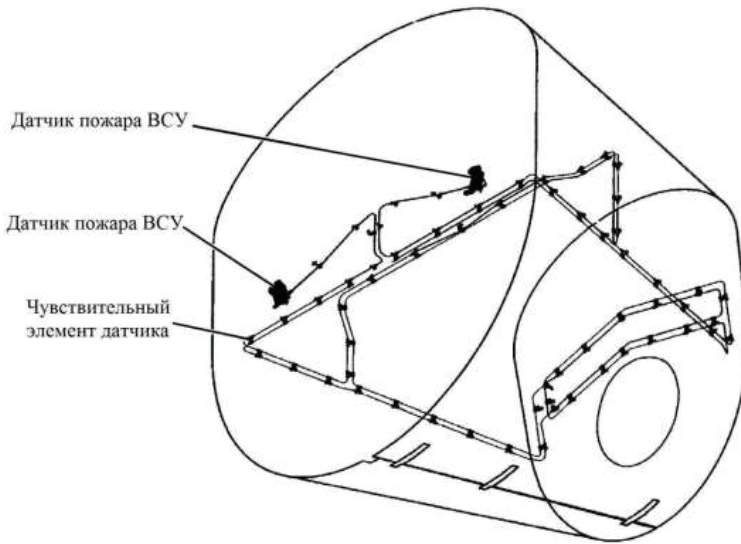


Рис. 5.5. Расположение датчиков пожара в отсеке ВСУ самолета Суперджет

Сигнализатор определяет два порога температуры/давления.

Если окружающая температура вокруг датчика растет или короткий участок чувствительного элемента подвергается интенсивному нагреву, сердечник выделяет газ. Внутреннее давление в чувствительном элементе и в расширительной камере будет расти пропорционально росту температуры. Когда давление достигнет первого порогового значения, замкнутся контакты выключателя «ПЕРЕГРЕВ». Сигнал «ПЕРЕГРЕВ» через контактный штифт поступит в компьютер пожарной защиты и в систему аварийной и предупредительной сигнализации.

Когда давление достигнет второго установленного значения, замкнутся контакты выключателя «ПОЖАР». Сигнал «ПОЖАР» через контактный штифт

поступит в компьютер пожарной защиты и в систему аварийной и предупредительной сигнализации.

Если температура, а значит и внутреннее давление газа упадут, контакты выключателя «ПОЖАР» разомкнутся и датчик вернется в исходное состояние. Сигналы «ПЕРЕГРЕВ», «ПОЖАР» снимаются.

Заметим также, что интегральный концевой выключатель внутри корпуса сигнализатора при нормальном установленном давлении внутри чувствительного элемента постоянно замкнут. Утечка газа и падение давления приводят к размыканию контактов выключателя и выдаче сигнала об отказе чувствительного элемента «НАРУШЕНИЕ ЦЕЛОСТНОСТИ».

Всего на самолете установлено 16 датчиков пожара/перегрева двигателей.

Общая схема размещения датчиков пожара/перегрева, пожара и дыма в отсеках двигателей, ВСУ, БГО и туалетах самолета Суперджет показана на рис. 5.6.

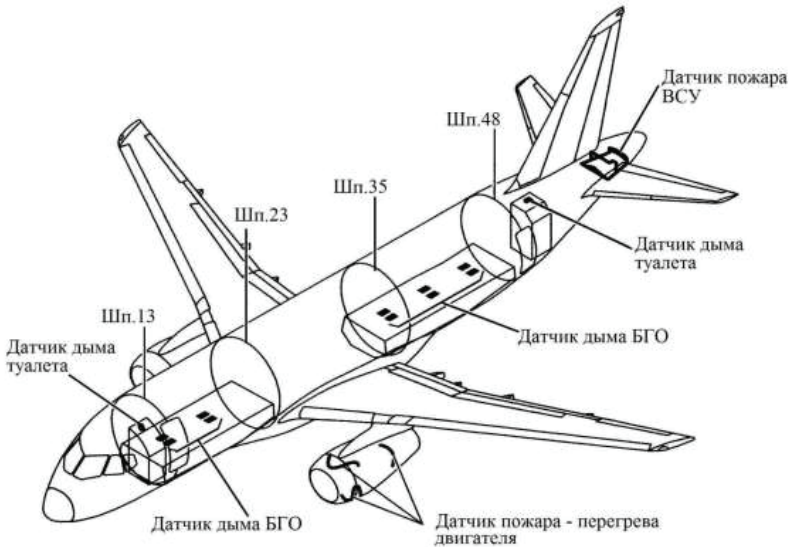


Рис. 5.6. Расположение датчиков ППС на самолете Суперджет

#### *Точечные датчики пожара.*

Конструкцию и работу точечного датчика пожара рассмотрим на примере датчика ДПС (рис. 5.7), входящего в систему ССП-2А, которая устанавливается в пожароопасных зонах (гондолы двигателей, носовая часть консолей крыла, отсек ВСУ и др.) отечественных ВС Ил-76, Ил-96, Ту-204, Ми-17, Ка-32.

Датчик ДПС – это дифференциальный малоинерционный датчик точечного типа. Принцип действия датчика основан на возникновении термоэлектродвижущей силы при быстром ( $>2^{\circ}\text{C}/\text{с}$ ) возрастании температуры окружающей среды. Чувствительным элементом датчика является термобатарея, собранная из четырех хромель-алюмелевых термопар, соединенных последовательно.

Термобатарея имеет инерционные и малоинерционные (по отношению к нагреву) спаи, различающиеся своей массой. Малоинерционные и нерабочие инерционные спаи выполнены в виде шариков. Стальной колпачок предохраняет термобатарею от повреждений. Основание датчика выполнено из термостойкой пластмассы, в которую заделаны контактные штыри из нержавеющей стали. К штырям припаивается термобатарея. К верхней части плюсового штыря припаяны концы хромелевого элемента, к минусовому штырю – концы алюмелевого элемента. Датчик имеет накидную гайку для крепления к розетке ССП-2И-РМ.

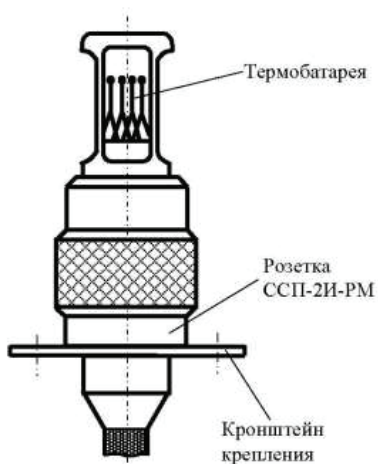


Рис. 5.7. Датчик ДПС

При быстром нагревании термобатареи (со скоростью не ниже  $2^{\circ}\text{C}$  в секунду) ее малоинерционные спаи нагреваются значительно быстрее инерционных, в результате чего возникает разность температур нагрева малоинерционных и инерционных спаев и на выходе датчика появляется термоэлектродвижущая сила, вызывающая срабатывание исполнительного блока. При снижении температуры среды до  $+100^{\circ}\text{C}$  термоэлектродвижущая

сила падает до такого значения, что исполнительный блок возвращается в исходное положение.

### Пульты пожарной защиты.

В качестве примера рассмотрим пульт пожарной защиты отсека левого двигателя самолета Суперджет (рис. 5.8). На указанном пульте установлены:

- кнопки-сигнализаторы «FIRE PUSH», имеющие блокирующие откидные рамки, защищающие от случайного включения и механизмы фиксации во включённом положении, управляющие остановом двигателя, отключением самолетных систем и разблокировкой кнопок пожаротушения;

- нажимные кнопки-сигнализаторы «AGENT 1» и «AGENT 2», включающие разряд соответствующего огнетушителя. На кнопке имеются два сигнализирующих поля: поле «SQUIB», которое загорается белым цветом и уведомляет экипаж о включении разряда огнетушителя и поле «DISCH», которое загорается белым цветом при фактическом разряде огнетушителя;

- нажимные кнопки контроля «TEST», предназначенные для проверки работоспособности системы обнаружения пожара двигателя.

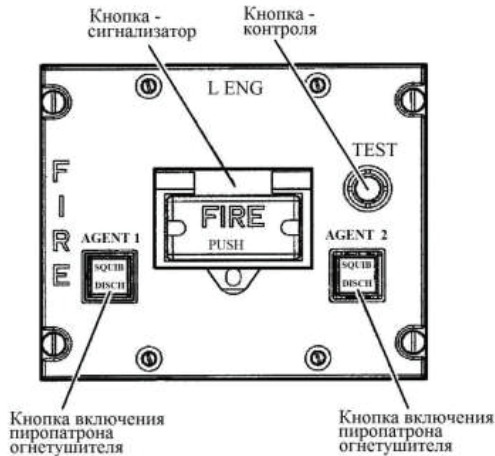


Рис. 5.8. Пульт пожарной защиты двигателя

При нажатии кнопки «FIRE PUSH»:

- перекрывается топливный пожарный кран;
- перекрываются пожарные краны гидравлической системы, установленные в линии всасывания соответствующего двигателя;
- перекрывается заслонка отбора воздуха от двигателя в систему СКВ;
- отключается генератор;

- разблокируются кнопки включения системы пожаротушения.

При последовательном нажатии кнопок «AGENT 1» и «AGENT 2» срабатывают пиропатроны и включается разряд соответствующего баллона огнетушителя (первой или второй очереди).

При нажатии кнопки «TEST»:

- непрерывно звучит аварийная звуковая сигнализация («удар колокола»);
- включается световая сигнализация «ВНИМАНИЕ» («WARNING»);
- на табло аварийных сигналов красным цветом выдается сообщение «ПОЖАР ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ» («ENG L FIRE»);
- на пульте пожарной защиты двигателя подсвечивается табло нажимной кнопки-сигнализатора «FIRE PUSH»;
- на центральном пульте летчиков подсвечивается красное табло соответствующей кнопки пожарного (перекрывного) крана топливной системы, расположенной на панели управления двигателем.

### **Компьютер пожарной защиты.**

Компьютер пожарной защиты является основным элементом управления и контроля противопожарного оборудования ВС, предназначенным для:

- приема и обработки сигналов от систем обнаружения пожара и дыма в отсеках двигателей, ВСУ и БГО;
- формирования аварийной, предупреждающей и уведомляющей информации для систем сигнализации и индикации;
- проверки исправности электрических компонентов системы пожарной сигнализации и выдачи уведомляющей информации об отказах, а при обнаружении отказа, требующего действий экипажа и изменения плана полёта, выдачи предупреждающей информации экипажу;
- проверки в полете цепей формирования и индикации системы обнаружения пожара и дыма в защищаемых отсеках.

Компьютер осуществляет непрерывный контроль всех конструктивно-сменных элементов пожарной защиты. Контроль производится автоматически, в непрерывном режиме, в полёте и на земле, с момента включения электропитания и до его выключения. Результаты контроля и информация об отказах сохраняются во внутренней энергонезависимой памяти компьютера.

Так, например, компьютер пожарной защиты на самолете Суперджет проверяет исправность:

- датчиков перегрева/пожара в отсеках двигателей (обрыв или короткое замыкание электрических цепей датчиков, разрушение чувствительных элементов датчиков);
- датчиков пожара/перегрева в отсеке ВСУ (обрыв или короткое замыкание электрических цепей датчиков, разрушение чувствительных элементов датчиков);
- датчиков дыма/перегрева в БГО (обрыв или короткое замыкание электрических цепей датчиков, отсутствие аварийного сигнала при проверке);

- цепей формирования предупреждающих и аварийных сигналов систем обнаружения перегрева/пожара в отсеках силовых установок, ВСУ, БГО;
- цепей подрыва пиропатронов огнетушителей силовых установок, ВСУ, БГО и их распределительных устройств;
- цепей датчиков давления в огнетушителях силовых установок, ВСУ, БГО.

При выявлении отказов в системах обнаружения или тушения пожара, влияющих на безопасность полета самолета, компьютер выдает предупреждающую информацию в системы сигнализации и экранной индикации:

- звучит звуковая сигнализация (например, «удар колокола»);
- включается предупреждающая сигнализация «ВНИМАНИЕ» («CAUTION»);
- на экран в кабине экипажа выводится информация о соответствующем отказе.

Контроль выполняется компьютером пожарной защиты при подключении электропитания. Исправность соответствующих подсистем также можно проверить путем нажатия кнопок «ТЕСТ» («TEST») на соответствующих пультах пожарной защиты. Продолжительность каждого цикла контроля составляет несколько минут. В промежутках между циклами компьютер выдает в системы сигнализации и экранной индикации результаты последней проверки.

### **Глава 30. Система пожаротушения**

Система пожаротушения предназначена непосредственно для тушения пожара при его обнаружении в отсеках ВС по управляющему сигналу от бортового компьютера пожарной защиты (автоматический режим) или при включении системы экипажем (ручной режим).

Средства пожаротушения, входящие в систему, обычно подразделяются на стационарные и переносные огнетушители.

Разряд стационарных огнетушителей осуществляется автоматически или вручную, разряд переносных огнетушителей – только вручную. Ручные (переносные) огнетушители используются в случае возникновения пожара в кабине экипажа или в пассажирском салоне и используются для тушения пожара при горении всех видов материалов и оборудования, в том числе и оборудования, находящегося под током.

Рассмотрим конструкцию и работу системы пожаротушения современных ВС.

*Система пожаротушения самолета Суперджет.*

На самолете Суперджет стационарные огнетушители (рис. 5.9) обеспечивают тушение пожара в следующих зонах:

- двигатели (два огнетушителя);
- ВСУ (один огнетушитель);

- туалет (один огнетушитель расположен над мусоросборником);
- багажно-грузовой отсек (два огнетушителя).

В полете разряд огнетушителя ВСУ осуществляется только вручную из кабины экипажа. На земле разряд огнетушителя ВСУ может быть осуществлен как автоматически, так и вручную с сервисного пульта наземного обслуживания.

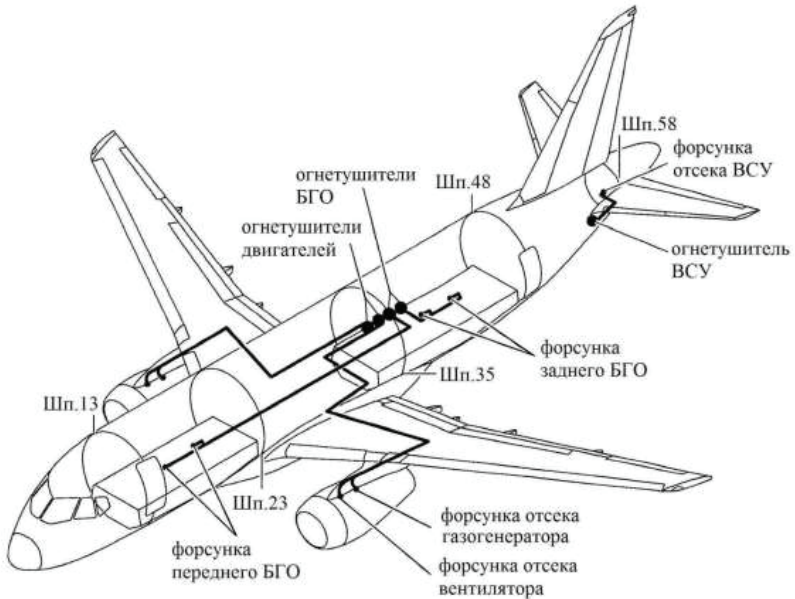


Рис. 5.9. Система пожаротушения самолета Суперджет

Разряд огнетушителей БГО осуществляется из кабины экипажа. Работа средств пожаротушения построена на принципах торможения и прекращения процесса горения за счёт создания в контролируемых отсеках огнегасящей концентрации среды при разряде одной из очередей пожаротушения. Огнетушитель № 1 срабатывает в первую очередь и предназначен для создания огнегасящей концентрации состава в переднем или заднем БГО в целях ликвидации пламенного горения. Огнетушитель № 2 срабатывает с задержкой и предназначен для поддержания огнеподавляющей концентрации в том же БГО с целью исключения перехода тлеющего пожара в пламенное горение во время подлёта к ближайшему аэродрому и совершения посадки. Управление огнетушителем № 2 происходит также вручную: если через заданный промежуток времени после разряда баллона первой очереди сигнал о пожаре в отсеке все еще присутствует, экипаж должен вручную активировать разряд баллона второй очереди.

Помимо огнетушителей в систему пожаротушения БГО входят:

- смеситель, объединяющий составы обоих баллонов для подачи в распределительный клапан;
- распределительный клапан, направляющий огнегасящий состав к распылительным форсункам в один из БГО;
- трубопроводы, обеспечивающие подачу огнегасящего состава от баллонов в соответствующий БГО;
- распылительные форсунки, обеспечивающие распределение огнегасящего состава и установленные на потолочных панелях БГО.

При возникновении пожара в одном из БГО на пульте пожарной защиты ВСУ/БГО загорается красным цветом соответствующее верхнее поле «ПОЖАР» («FIRE») кнопки-сигнализатора. Включение системы пожаротушения осуществляется путем нажатия данной кнопки-сигнализатора. При этом включаются:

- пиропатроны обоих огнетушителей;
- распределительное устройство, направляющее огнегасящий состав в соответствующий БГО;
- перекрываются заслонки вентиляции отсека.

При срабатывании пиропатронов пироголовок огнетушителей пороховые газы разрывают мембрану огнетушителя, и огнегасящий состав поступает в трубопровод. После разряда огнетушителя в соответствующий БГО нижнее поле «DISCH» кнопки-сигнализатора подсвечиваются белым цветом. Под действием давления огнегасящего состава огнетушителя смеситель открывается, и огнегасящий состав поступает в распределительный клапан. При срабатывании пиропатрона в пироголовке распределительного клапана мембрана соответствующего выходного штуцера распределительного клапана разрушается. Огнегасящий состав по трубопроводам подается в БГО и распространяется в отсеке через распылительные форсунки (рис. 5.10).

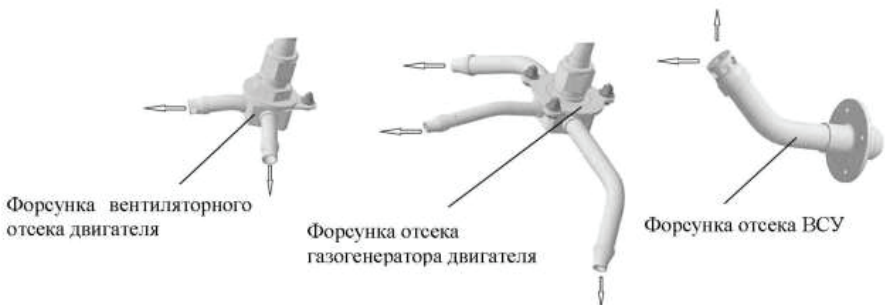


Рис. 5.10. Конструкции распылительных форсунок самолета Суперджет

Каждый стационарный огнетушитель на самолете Суперджет (рис. 5.11) оснащен:

- баллоном, содержащим огнегасящий состав Halon 1301 под заданным давлением;
- пироголовками для разряда огнетушителя;
- предохранительным устройством, которое сбрасывает давление в огнетушителе при его росте;
- сигнализатором давления, срабатывание которого указывает на отсутствие состава в емкости. Этот сигнал поступает в бортовой компьютер пожарной защиты.

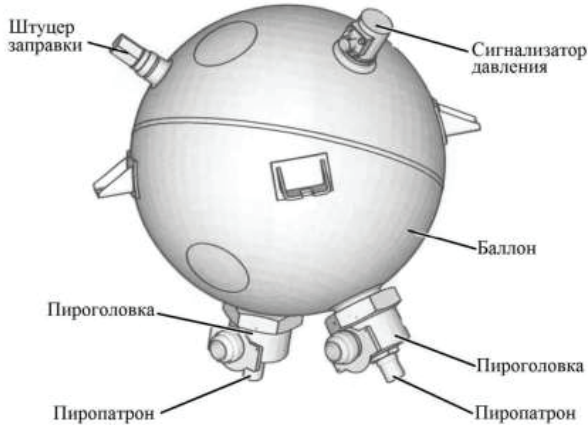


Рис. 5.11. Стационарный огнетушитель системы пожаротушения самолета Суперджет

Ручные огнетушители на самолете Суперджет установлены в пассажирском салоне в непосредственной близости от рабочих мест бортпроводников (три огнетушителя) и в кабине экипажа (один огнетушитель). Огнетушители устанавливаются в кронштейнах и закрепляются хомутами с легкоразъемными замками. После установки огнетушителя замки должны быть законтрены и опломбированы. Огнетушитель представляет собой герметично запаенный контейнер с огнегасящим составом. Контейнер изготовлен из нержавеющей стали и окрашен в красный цвет. Основными частями огнетушителя являются:

- баллон, выпускной канал которого перекрыт мембраной;
- съемная рукоятка, в которой расположен механизм управления огнетушителем.

В рукоятке огнетушителя имеется сопло для выброса огнегасящего состава при срабатывании огнетушителя. В рукоятку огнетушителя вставлена предохранительная чека. Она служит для предотвращения случайного

срабатывания ручного огнетушителя. Ручные огнетушители заряжены огнегасящей жидкостью Halon 1211 под давлением 10,6 кгс/см<sup>2</sup>. Масса ручного огнетушителя 1,14 кг.

*Система пожаротушения самолета Ил-76.*

Система пожаротушения самолета Ил-76 (рис. 5.12) предназначена для ликвидации пожара в гондолах двигателей, в носовых частях крыла, в отсеке ВСУ, в кабинах экипажа и в грузовой кабине.

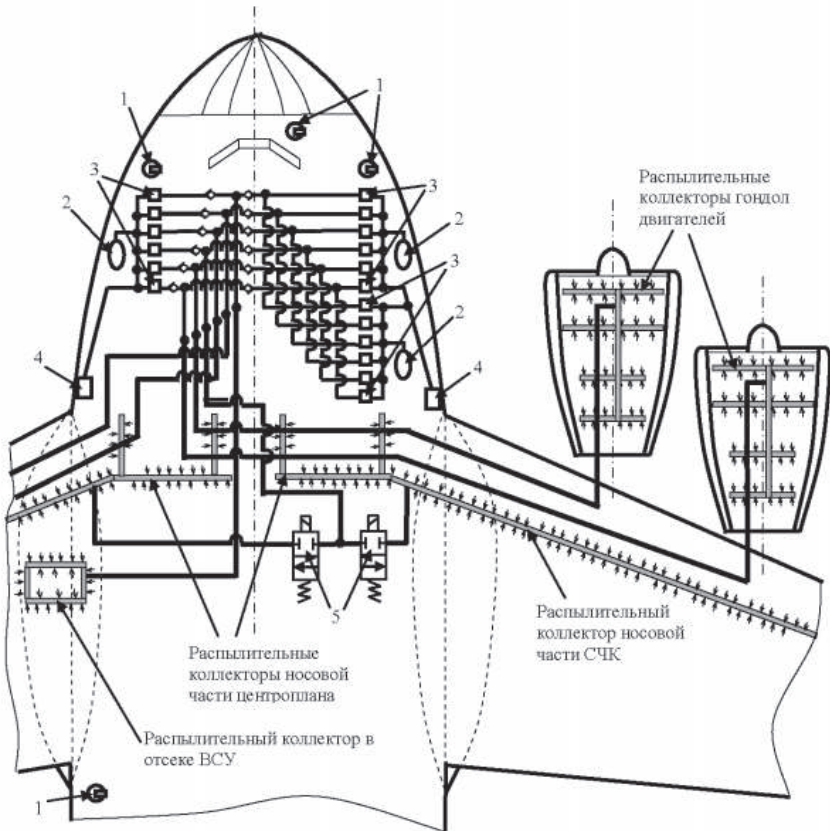


Рис. 5.12. Принципиальная схема системы пожаротушения самолета Ил-76, где 1- переносной огнетушитель (ОР1-2 или ОР2-6); 2- огнетушитель УБЦ-16-7; 3- пироголовки ПГКц огнетушителя УБЦ-16-7; 4- сигнальный диск; 5- распределительные краны

Для ликвидации пожара используются три стационарных огнетушителя типа УБЦ-16-7 с пироголовками ПГКц. В соответствии с количеством линий, в которые может быть направлен огнегасящий состав, каждый огнетушитель

имеет шесть пироголовок (седьмой соединительный штуцер – резервный). Общий запас огнегасящего состава (хладон 114В<sub>2</sub>) в огнетушителях составляет 67,8 кг. Огнетушители разряжаются последовательно в три очереди – по одному огнетушителю в каждую очередь. Огнетушитель первой очереди пожаротушения установлен на правом борту грузовой кабины между шпангоутами № 26 и № 27. Огнетушитель второй очереди установлен рядом с огнетушителем первой очереди между шпангоутами № 27 и № 28. Огнетушитель третьей очереди установлен на левом борту грузовой кабины между шпангоутами № 27 и № 28. Для контроля за возможной саморазрядкой огнетушители соединены трубопроводами с сигнальными дисками, установленными на обшивке фюзеляжа.

Сигнальные диски служат для контроля за возможным саморазрядом огнетушителей при их значительном нагреве. На самолете установлено два сигнальных диска, расположенные на нижней поверхности фюзеляжа между шпангоутами № 26 и № 27. Левый сигнальный диск соединен с огнетушителем, установленным на левом борту грузовой кабины, правый сигнальный диск соединен с огнетушителями, расположенными на правом борту грузовой кабины. Сигнальные диски крепятся заклепками к обшивке фюзеляжа, в которой выполнены отверстия в соответствии с размерами буртика корпуса. Над сигнальным диском красной краской нанесена надпись «Саморазрядка огнетушителей».

Сигнальный диск состоит из корпуса, штуцера для присоединения трубопровода от огнетушителей и целлулоидного диска красного цвета (указателя), который фиксируется под буртиком корпуса пружинным кольцом. При повышении в огнетушителе давления до величины  $200 \pm 20$  кгс/см<sup>2</sup> разрывается мембрана зарядно-предохранительного устройства огнетушителя. Содержимое огнетушителя по трубопроводу, соединяющему его зарядно-предохранительное устройство с сигнальным диском, поступает в корпус диска, выдавливает целлулоидный диск и стравливается в атмосферу за борт самолета. Отсутствие целлулоидного диска в отверстии обшивки фюзеляжа является сигналом о произошедшем разряде какого-либо огнетушителя.

Для ликвидации пожара в кабинах экипажа установлены три переносных огнетушителя типа ОР1-2. В грузовой кабине установлены два переносных огнетушителя ОР2-6 и, кроме того, предусмотрены места для установки четырех дополнительных огнетушителей ОР2-6.

В системах пожаротушения в гондолах двигателей, в носовых частях крыла, в отсеке ВСУ предусмотрено автоматическое включение огнетушителя первой очереди по сигналу от систем обнаружения пожара ССП-2А. При необходимости огнетушитель первой очереди может быть включен вручную из кабины пилотов соответствующими переключателями на панели сигнализации и управления пожаротушением. Управление включением огнетушителей второй и третьей очередей – ручное. При посадке самолета с убраным шасси предусмотрено автоматическое включение огнетушителей от включателей,

расположенных в обтекателях концевых частей крыла и в обтекателях основных опор шасси.

Включение огнетушителей производится взрывом пиропатронов, установленных в запалах пироголовок. В каждой пироголовке имеется два запала с пиропатронами. Для большей надежности срабатывания огнетушителей, цепи подачи напряжения к каждому из запалов одной пироголовки выполнены самостоятельными линиями. Напряжение бортовой сети для управления коммутационной аппаратурой и для взрыва пиропатронов формируется в распределительных устройствах постоянного тока.

Для подачи огнегасящего состава от огнетушителя к месту пожара в системе пожаротушения применены, в основном, металлические трубопроводы. На отдельных участках линий подачи (гондолы двигателей) используются гибкие шланги. Металлические трубопроводы выполнены из материала АМГ-2М, оксидированы внутри, снаружи анодированы и покрыты красной эмалью ПФ-233. На каждой из труб нанесен номер детали. Трубопроводы крепятся с помощью хомутов и разъёмных колодок. Резьбовые соединения собираются на смазке БУ и контрятся проволокой между собой и за находящиеся рядом элементы конструкции. После монтажа трубопроводов соединения испытывают на герметичность воздухом под давлением  $50 \text{ кгс/см}^2$  в течение 5 мин, при этом должна быть обеспечена полная герметичность. При монтаже трубопроводов между ними и каркасом самолета обеспечивается минимальный зазор не менее 5 мм. Шланги, применяемые в системе пожаротушения, теплоизолированы асбестовой тканью АТ-7.

## **Глава 31. Особенности противопожарных систем вертолетов**

### **Противопожарная система вертолета Ми-171**

Противопожарная система вертолета Ми-171 состоит из:

- системы обнаружения пожара;
- системы сигнализации о пожаре;
- системы пожаротушения.

Рассмотрим подробнее конструкцию и работу указанных систем.

#### *Система обнаружения пожара*

Система обнаружения пожара по принципу действия представляет собой многоконтурное электрическое устройство, имеющее в каждом контролируемом отсеке вертолета несколько самостоятельных групп датчиков, выдающих сигналы на исполнительные устройства. В исполнительном блоке каждая группа датчиков подсоединена к своему блоку преобразования сигналов (комбинированному блоку), образуя полностью независимый чувствительный контур. Этим обеспечивается высокая надежность системы, так как при выходе из строя любой группы датчиков работоспособность остальных групп сохраняется. Система способна обнаружить пожар с помощью одного контура чувствительных элементов.

Чувствительным элементом системы обнаружения пожара является рассмотренный ранее датчик ДПС (рис. 5.7). Датчик стыкуется с розеткой ССП-2И-РМ и крепится накидной гайкой. Розетка служит для крепления датчика к кронштейну в месте установки и подключения его к схеме. Исполнительный блок ССП-ФК-БИ конструктивно состоит из шести исполнительных блоков, каждый из которых соединен со своей группой датчиков. В исполнительном блоке сигнал датчика усиливается и подается на пороговое устройство. При превышении заданного значения сигнала устройство срабатывает и через релейный усилитель мощности выдает напряжение бортсети на выход схемы. Питание исполнительного блока осуществляется от аккумуляторной шины через автомат защиты сети. Исполнительные блоки установлены в кабине экипажа на правой этажерке.

#### *Система оповещения о пожаре*

Оповещение о пожаре производится световой сигнализацией и дополнительными сигналами оповещения. Система световой сигнализации о пожаре включает пять сигнальных табло с красными светофильтрами:

- два табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ. и ПОЖАР ПРАВ. ДВ. сигнализируют о пожаре, возникшем соответственно в отсеках левого и правого двигателей вертолета;

- табло ПОЖАР КО-50 сигнализирует о пожаре в отсеке обогревателя КО-50;

- табло ПОЖАР РЕДУК. ВСУ сигнализирует о пожаре в отсеках главного редуктора, расходного топливного бака и двигателя АИ-9В.

Табло установлены на средней панели электропульты летчиков. Чтобы быстрее привлечь внимание экипажа, табло подключены к системе САС, которая обеспечивает работу сигнальных табло в режиме "Проблеск" с выходом на красный ЦСО, установленный на левой приборной доске летчиков.

Одновременно с подачей питания на табло система пожарной сигнализации обеспечивает выдачу по параллельным цепям *дополнительных сигналов оповещения*:

- на вход блока РИ-65-10 из комплекта аппаратуры речевой информации РИ-65Б. В зависимости от места пожара сигнал поступает на один из четырех каналов РИ-65Б, который при этом запускается и обеспечивает выдачу соответствующего речевого сообщения в телефоны левого летчика. Одновременно это же сообщение через командную УКВ-радиостанцию вертолета автоматически передается на наземный пункт управления полетом;

- на вход блока БСПИ-4-2 из комплекта системы автоматической регистрации параметров полета БУР-1-2. Чувствительные элементы накопителя информации аппаратуры БУР-1-2 автоматически регистрируют информацию о пожаре в функции времени.

Схема сигнализации о пожаре предусматривает возможность контроля исправности системы и готовности ее к действию. Контроль исправности

системы сигнализации сводится к проверке исправности ламп сигнальных табло и контролю исправности датчиков.

#### *Система пожаротушения*

Система пожаротушения состоит из стационарной системы пожаротушения и переносных огнетушителей.

Стационарная система применяется для тушения пожара в отсеках двигателей ТВЗ-117ВМ, двигателя АИ-9В, главного редуктора, расходного топливного бака и керосинового обогревателя КО-50.

Переносные огнетушители типа ОР1 ручного применения могут быть использованы для тушения пожара в кабине экипажа, грузовой кабине и других зонах вертолета, не защищенных стационарной системой пожаротушения.

Стационарная система пожаротушения состоит:

- из двух баллонов типа УБШ с огнегасящим составом и разрядом в две очереди;
- системы подачи огнегасящего состава от баллонов к коллекторам;
- коллекторов для распыления огнегасящего состава, размещенных в защищаемых отсеках;
- системы автоматического и ручного управления подачей огнегасящего состава в каждую зону пожаротушения;
- системы индикации срабатывания средств пожаротушения;
- средств контроля исправности системы пожаротушения.

Специальный авиационный огнетушитель УБШ (тип1-4-4) предназначен для хранения огнегасящего состава и представляет собой баллон, рассчитанный на рабочее давление до  $150 \text{ кгс/см}^2$ , с переходником, пироголовками, манометром и зарядным штуцером. На вертолете применены два огнетушителя УБШ, каждый вместимостью по 4 л и с четырьмя пироголовками. Каждая пироголовка обеспечивает открытие баллона в соответствующий защищаемый отсек. Включение огнетушителя в действие (разрядка) осуществляется дистанционно от электрического импульса системы управления пожаротушением.

Баллон представляет собой стальную сферическую оболочку, покрытую противоосколочной стеклопластиковой оплеткой. В верхнюю полусферу баллона вварена горловина, в которой установлен переходник с сифонной трубкой, обеспечивающей лучшие условия выброса огнегасящего состава из полости баллона. Переходник служит для монтажа на нем пироголовок, манометра и зарядного штуцера. При помощи вспомогательного переходника огнетушитель через трубопровод соединяется с забортным пространством, что позволяет стравить содержимое баллона за борт в случае внезапного прорыва предохранительной мембраны. Баллон заправляется огнегасящим составом фреон 114В массой 5,640 кг и для обеспечения подачи этого состава заряжается воздухом или азотом массой 0,18 кг до давления 105...115  $\text{кгс/см}^2$  при температуре 15...20°C.

Клапанная пироголовка ПГКц является основным запорным узлом огнетушителя, при открытии которой производится выброс огнегасящего состава из баллона в линии системы пожаротушения. Установленные на баллоне четыре пироголовки обеспечивают выход огнегасящего состава при подаче его в любую одну зону, защищаемую от пожара, за время не более 1,3 с. Открытие пироголовки производится с помощью двух пиропатронов типа ПП-3 при подаче на них электрического импульса автоматически от системы сигнализации о пожаре или вручную от соответствующей кнопки на средней панели электропульты.

Система подачи огнегасящего состава обеспечивает доставку огнегасящего состава из баллонов огнетушителей в зону пожаротушения. Каждая зона пожаротушения (защищаемый отсек) обслуживается индивидуальной системой подачи огнегасящего состава, состоящей из соединительного коллектора, магистрального трубопровода и распылительных коллекторов. Коллектор соединяет выходные рабочие штуцера двух одноименных пироголовок огнетушителей I и II очереди с трубопроводом, ведущим к распылительным коллекторам соответствующего отсека, обеспечивая подачу в данную магистраль огнегасящего состава из любого баллона. Все трубы системы изготовлены из стали, пассивированы и окрашены красной эмалью.

Распылительные коллекторы предназначены для создания в зоне пожаротушения интенсивной завесы огнегасящего состава необходимой концентрации. Они представляют собой разной конфигурации трубы диаметром 12 мм из нержавеющей стали с большим количеством направленных распылительных отверстий диаметром 0,8 мм, через которые выбрасывается огнегасящий состав, поступающий из огнетушителя по трубопроводам. Конфигурация коллекторов, шаг и направление сверления отверстий рассчитаны из требований обеспечения наибольшей эффективности пожаротушения: создания необходимого расхода огнегасящего состава и направленности распыления непосредственно в зону очага пожара.

В отсеках левого и правого двигателей (рис. 5.13) вертикально установлены по три поперечных распылительных кольцевых коллектора, охватывающих двигатели в трех местах, с распылительными отверстиями, направленными на поверхности двигателей. В отсеке главного редуктора имеются горизонтальный распылительный кольцевой коллектор и четыре вертикальные трубы-распылители, изогнутые по контуру редуктора и охватывающие его с четырех сторон. Над контейнером расходного топливного бака установлены прямой и дугообразный распылительный коллекторы. В отсеке двигателя АИ-9В распылительный коллектор выполнен в виде четырехугольной изогнутой рамки, охватывающей двигатель. В отсеке обогревателя КО-50 установлены два вертикальных поперечных распылительных кольцевых коллектора, соединенных горизонтальной трубой-распылителем. Все трубы-распылители – химически пассивированы и окрашены

красной эмалью. После покраски перед сборкой распылительные отверстия прочищаются и продуваются сжатым воздухом.

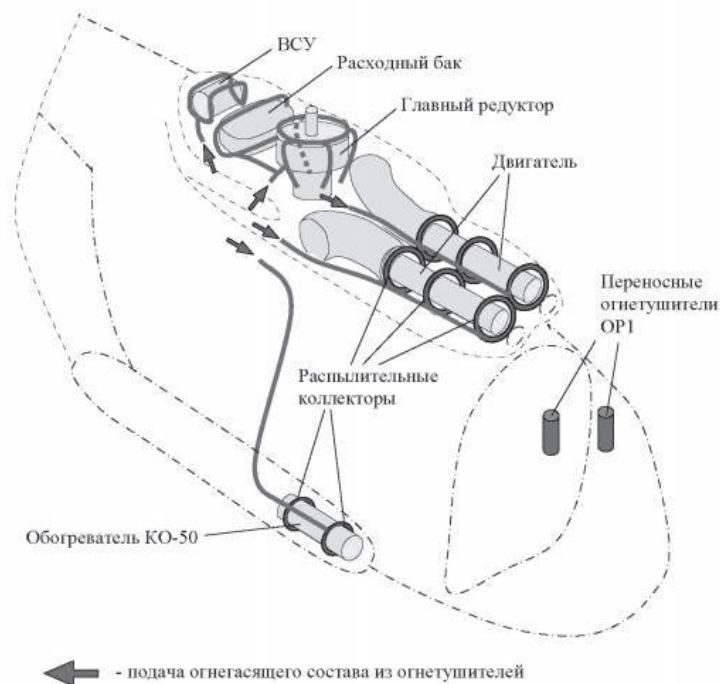


Рис.5.13. Расположение коллекторов системы пожаротушения вертолета Ми-171

#### *Работа системы обнаружения, сигнализации и пожаротушения*

Работу системы обнаружения, сигнализации и пожаротушения рассмотрим на примере пожара в отсеке левого двигателя. Работа схемы при пожаре в любом из защищаемых отсеков вертолета аналогична.

При возникновении пожара в отсеке левого двигателя во всех трех группах датчиков ДПС этого отсека вследствие резкого повышения температуры возникает термо-ЭДС. От каждой группы датчиков через клеммы разъема исполнительного блока ССП-ФК-БИ поступает сигнал на вход комбинированного блока данной группы. С комбинированного блока подается напряжение бортсети на обмотку реле пожарной системы. Реле срабатывает. При появлении сигнала в системе САС на левой панели приборной доски в режиме "Проблеск" загорается красный центральный огонь, а на средней панели электропульта загорается табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ. При нажатии на центральный

огонь табло ПОЖАР ЛЕВ. ДВ переходит в режим "Постоянное горение", а центральный огонь отключается. Запускается аппаратура РИ-65Б и в телефоны левого летчика в циркулярном режиме поступает заранее записанный текст речевого оповещения ПОЖАР В ОТСЕКЕ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ. Одновременно этот текст через радиостанцию Р-863 автоматически передается на наземный пункт управления полетом. Также напряжение поступает на блок сбора полетной информации БСПИ-4-2 из комплекта системы автоматической регистрации параметров полета БУР-1-2. Аппаратура БУР-1-2 автоматически регистрирует информацию о пожаре. Сигнал поступает также на электрозапалы пиропатронов баллона I очереди. Пиропатроны срабатывают и огнегасящий состав из баллона I очереди сбрасывается в зону пожара – в отсек левого двигателя.

Загорается табло I ОЧЕРЕДЬ, сигнализируя о разрядке баллона I очереди в зону левого двигателя. После ликвидации пожара в отсеке сигнал о пожаре снимается. Таблo ПОЖАР ЛЕВ. ДВ. гаснет, а табло I ОЧЕРЕДЬ продолжает гореть, свидетельствуя об израсходовании баллона I очереди.

Система предусматривает как автоматическое, так и ручное управление пожаротушением. Автоматическое управление осуществляется от сигналов системы ССП-ФК, обеспечивающей автоматическое включение разрядки в зону пожара баллона I очереди. Ручное управление обеспечивает экипажу возможность выбора и введения в действие разрядки любого баллона в любую из четырех зон противопожарной защиты. Управление осуществляется кнопками с пульта ручного управления ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА. РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ, расположенного в кабине экипажа на средней панели электропультa летчиков и совмещенного со щитком световой сигнализации о пожаре и индикации о срабатывании средств пожаротушения.

На пульте установлены два ряда кнопок ручного включения разрядки: I ОЧЕРЕДЬ и II ОЧЕРЕДЬ – по четыре кнопки в каждом ряду, расположенных по одной вертикали с соответствующими световыми табло защищаемых отсеков на щитке световой сигнализации. При обнаружении системой ССП-ФК пожарной ситуации в каком-либо из защищаемых отсеков (загорелось в «мигающем» режиме соответствующее красное табло на щитке пожарной сигнализации) выдается сигнал на автоматическую разрядку в зону пожара баллона I очереди. О разрядке баллона свидетельствует загорание табло I ОЧЕРЕДЬ. Если пожар не ликвидирован (таблo пожара продолжает гореть), следует нажать на кнопку II ОЧЕРЕДЬ, расположенную на пульте управления в одной вертикали с горящим таблo пожарной сигнализации. При этом происходит разрядка баллона II очереди, о чем свидетельствует загорание табло II ОЧЕРЕДЬ на щитке сигнализации. Аналогично осуществляется ручное управление разрядкой баллона I очереди в случае, когда не сработало автоматическое управление (таблo I ОЧЕРЕДЬ не загорелось одновременно с красным таблo пожара).

## **Противопожарное оборудование вертолета Ка-32**

Противопожарная система вертолета Ка-32 включает:

- средства пожарной сигнализации;
- средства пожаротушения.

### *Средства пожарной сигнализации*

Средства пожарной сигнализации предназначены для своевременного обнаружения пожара в любом защищаемом от пожара отсеке и для автоматического включения системы пожаротушения (I очереди). К средствам пожарной сигнализации относятся:

I. *Два комплекта системы сигнализации о пожаре типа ССП*, датчики которых расположены в отсеках основных двигателей (по девять датчиков в каждом отсеке) и в отсеке вспомогательного двигателя (шесть датчиков). Датчики в отсеке электрически объединены в группы – по три датчика в каждой.

II. *Аппаратура световой сигнализации и управления пожаротушением*, предназначенная для подачи сигналов о возникновении пожара в каждом защищаемом от пожара отсеке, включения системы пожаротушения, а также сигнализации о срабатывании огнетушителей.

III. *Аппаратура проверки исправности цепей сигнализации*. Для контроля средств сигнализации предусмотрен переключатель РАБОТА - КОНТР, установленный на верхнем пульте. В рабочем положении переключатель закрывается колпачком и контрится. Для проверки цепей сигнализации системы переключатель РАБОТА – КОНТР устанавливается в положение КОНТР. При этом цепь срабатывания пиропатронов огнетушителей рвется.

Система сигнализации о пожаре ССП-2А сер.2 предназначена для подачи светового (звукового) сигнала при возникновении пожара на вертолете. Система предусматривает возможность автоматического включения средств пожаротушения. В состав системы входят:

- исполнительный блок БИ-2А сер. 2;
- датчики ДПС (рис. 5.7);
- розетки ССП-2И-РМ.

Система сигнализации о пожаре состоит из исполнительного блока и соединенных с ним групп датчиков. Принцип работы системы основан, как уже отмечалось ранее, на использовании явления возникновения термоэлектродвижущей силы в термобатареях датчика при изменении температуры контролируемого отсека. При достижении в отсеке установленного значения температуры, термоЭДС датчиков достигает величины, достаточной для срабатывания исполнительного блока. При срабатывании исполнительный блок выдает в систему противопожарной защиты вертолета сигнал напряжением бортсети.

### *Средства пожаротушения*

К средствам пожаротушения вертолета Ка-32 относятся (рис. 5.14):

- система пожаротушения;
- ручные огнетушители ОП1.

В систему пожаротушения входят:

- два стационарных огнетушителя 1-3-3;
- магистральные трубопроводы;
- распылительные коллекторы.

Система пожаротушения обеспечивает подачу огнегасящего состава в две очереди в отсеки основных двигателей и в отсек вспомогательного двигателя. Распыление огнегасящего состава в отсеках производится через коллекторы:

- кольцевые – по три в каждом отсеке основных двигателей;
- прямоугольный в отсеке вспомогательного двигателя.

Огнетушитель 1-3-3 может заряжаться как хладоном 114В2, так и хладоном 12В1. Марка огнегасящего состава для каждого огнетушителя указывается на его трафарете. Огнетушители должны располагаться на вертолете в вертикальном положении переходниками вверх и прочно закрепляться. Допускаемый наклон оси огнетушителя от вертикали при его установке не более 20°. Трубопроводы противопожарной системы должны подходить к штуцерам пироголовок соосно.

Огнетушитель (рис. 5.15) состоит из следующих основных частей: баллона 1 с сифонной трубкой 2, пироголовок 3, переходника 4, зарядного штуцера 5 и манометра 6.

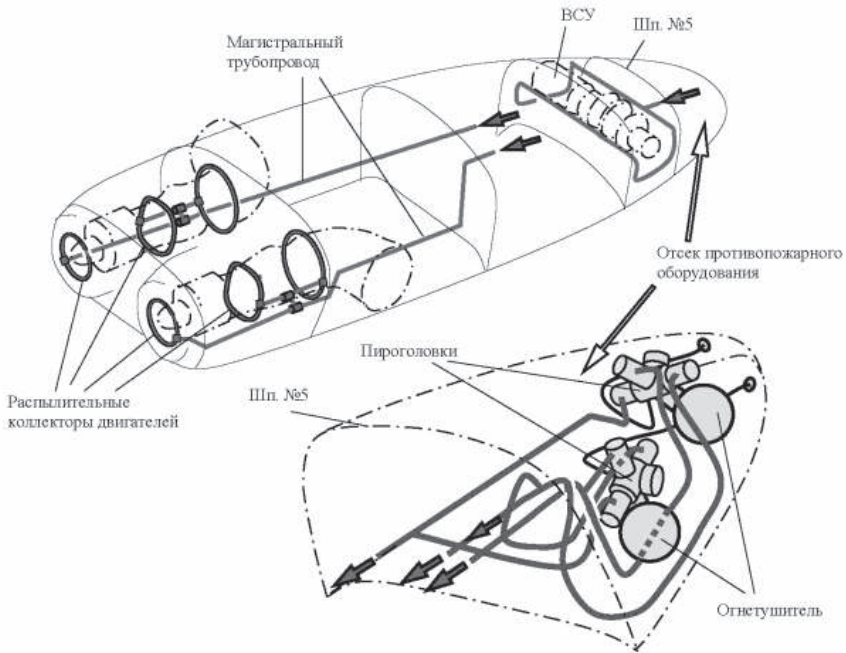


Рис.5.14. Средства пожаротушения вертолета Ка-32

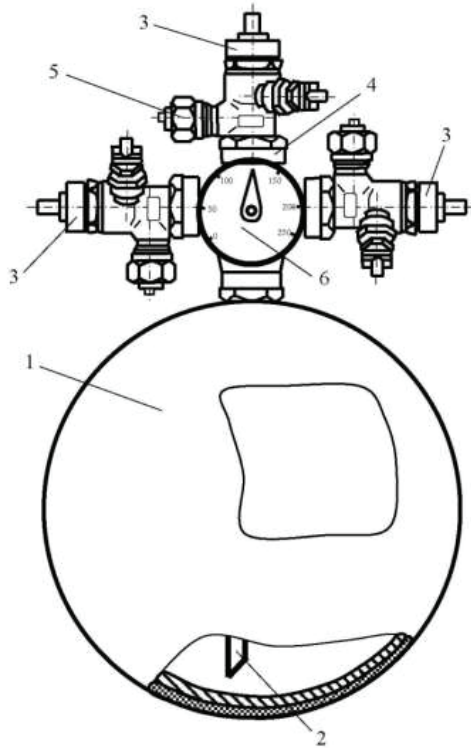


Рис. 5.15. Огнетушитель 1-3-3 ППС вертолета Ка-32, где 1 – баллон; 2 – сифонная трубка; 3 – пироголовка; 4 – переходник; 5 – зарядный штуцер; 6 – манометра.

Ручной огнетушитель типа ОР1 предназначен для тушения пожара в кабине экипажа и транспортной кабине. Огнетушители ОР1 выпускаются вместимостью 1,0; 1,5 и 2,0 л.

Для зарядки огнетушителей используется водозтиленгликолевая смесь или хладон 12В1, поддавленные азотом. Огнетушители, заряженные водозтиленгликолевой смесью, имеют в верхней части баллона голубую отличительную окраску и надпись на трафарете "Вода". Огнетушители, заряженные хладоном 12В1, имеют в верхней части баллона бордовую отличительную окраску и надпись на трафарете "Хладон".

Для обозначения огнетушителей принят шифр, первые две буквы и цифра в котором обозначают тип огнетушителя, последующие три числа – вместимость баллона в литрах, давление в баллоне (кгс/см<sup>2</sup>) при испытании на герметичность

и давление в баллоне при испытаниях на прочность, состав. Пример обозначения: ОР1-4,0-20-30 Хладон.

Огнетушители, заряженные водоэтиленгликолевой смесью, могут быть применены для тушения горящих конструкционных и отделочных материалов (тканей, резин, пластиков и т.д.) при условии отсутствия электрического напряжения. Огнетушители, заряженные хладоном 12В1, могут быть применены для тушения любых горящих веществ, в том числе топлив, смазочных материалов, специальных жидкостей при возможном наличии электрического напряжения.

Огнетушитель состоит из баллона, сифонной трубки, канал которой перекрыт мембраной, съемной рукоятки. В съемной рукоятке расположен механизм управления огнетушителем, включающий рычаг, толкатель и подпружиненную втулку с уплотнением. В рукоятке устанавливают предохранительную чеку.

На вертолете огнетушитель закрепляется в кронштейне. Для индикации срабатывания огнетушителя предусмотрен резиновый колпачок, установленный на штуцере распылителя. В огнетушителе типа ОР1 резиновый колпачок установлен внутри рукоятки. Для обзора колпачка в рукоятке предусмотрены отверстия.

Огнетушитель приводится в действие нажатием рычага. При этом рычаг через толкатель воздействует на втулку, которая перемещается по направлению к мембране и разрушает ее. Заряд в баллоне огнетушителя, находящийся под давлением, поступает в распылитель и выбрасывается наружу. Резиновый колпачок на огнетушителях – одноразового использования. При отпуске рычага втулка под действием возвратной пружины садится верхним торцом на уплотнение, и действие огнетушителя прекращается. Таким образом, подачу состава можно осуществлять порциями.

#### *Работа средств пожарной сигнализации и пожаротушения*

Для подготовки пожарной системы к работе включаются автоматы защиты, размещенные на верхнем пульте. Переключатель РАБОТА - КОНТР на верхнем пульте устанавливается в положение РАБОТА, а переключатель 1 ОЧЕРЕДЬ - 2 ОЧЕРЕДЬ на центральном пульте – в положение 1 ОЧЕРЕДЬ. При наличии и исправности всех пиропатронов на двух баллонах 1-3-3 на центральном пульте горят светосигнальные табло зеленого цвета БАЛЛОНЫ 1 и БАЛЛОНЫ 2. При отсутствии пиропатронов в любой пироголовке баллона сигнальная лампа соответствующего баллона не горит.

При возникновении пожара в отсеке, например, левого двигателя в зоне расположения датчиков возникает термоэлектродвижущая сила, и с исполнительного блока в систему поступает сигнал о пожаре. В этом случае экипажу предоставляется следующая информация:

- на приборной доске загораются в проблесковом режиме ЦСО красного цвета и светосигнальное табло красного цвета ПРОВЕРЬ ПОЖАР;

- на центральном пульте загорается в режиме постоянного горения светосигнальное табло красного цвета ПОЖАР ЛЕВ ДВ;
- в шлемофоны подается тональный звуковой сигнал.

Напряжение подается на пиропатроны первого баллона, пиропатроны срабатывают, огнегасящий состав из баллона поступает в зону пожара. При взрыве пиропатронов светосигнальное табло БАЛЛОНЫ I гаснет. После прекращения пожара и падения температуры в отсеке двигателя по сигналу исполнительного блока разрывается цепь питания реле, табло ПРОВЕРЬ ПОЖАР и ЦСО гаснут. Чтобы погасить табло ПОЖАР ЛЕВ ДВ, необходимо выключить и вновь включить автомат защиты ПРОТИВОПОЖАР СИГН, установленный на центральной панели верхнего пульта. При возникновении пожара в отсеке правого двигателя или в отсеке вспомогательного двигателя система работает аналогично.

Пожарная система может быть также включена вручную путем нажатия соответствующей месту возникновения пожара кнопки ПОЖАР ЛЕВ ДВ или ПОЖАР ПРАВ ДВ, или ПОЖАР ВСУ. Указанные кнопки расположены на центральном пульте.

После подачи электрического напряжения к запалам пироголовки (автоматически от системы сигнализации о пожаре или с пульта управления), срабатывает пиропатрон и цанговый замок в соответствующей пироголовке от воздействия пороховых газов вскрывается, клапан освобождается, и под воздействием давления в баллоне открывается проходное отверстие для выхода огнегасящего состава из огнетушителя в трубопроводы и коллекторы системы пожаротушения. После выброса заряда давление в огнетушителе падает, и клапан под воздействием возвратной пружины вновь садится на седло, препятствуя наполнению пустого огнетушителя огнегасящим составом при срабатывании следующей очереди системы пожаротушения. После срабатывания огнетушителя шток сработавшей пироголовки остается в верхнем положении, выступая на 12-15 мм над верхней плоскостью упорной крышки цангового замка, сигнализируя о том, что пироголовка сработала. Для обеспечения безопасности при обращении с заряженным огнетушителем предусмотрена предохранительная чека, которая фиксирует детали замка, не допуская его случайного вскрытия; а на выходной штуцер устанавливается накидная гайка с заглушкой.

## **Глава 32. Основные направления совершенствования противопожарных систем**

Совершенствование противопожарных систем идет по пути повышения эффективности огнегасящих составов и датчиков обнаружения дыма/перегрева, перегрева/пожара, надежности противопожарных систем, обеспечения высокой вероятности своевременного и безошибочного срабатывания.

В качестве перспективных в настоящее время рассматриваются оптоволоконные датчики обнаружения перегрева/пожара. Преимущество пожарной сигнализации на основе волоконно-оптических датчиков обусловлено использованием волоконно-оптического кабеля в качестве чувствительного элемента, что обеспечивает:

- контроль больших площадей (протяженность волоконно-оптического кабеля для обнаружения пожара до 4000 метров);
- высокую точность определения места возникновения пожара;
- устойчивость чувствительного элемента к внешним воздействующим факторам таким как тепло, холод, влажность, коррозия, механические воздействия, агрессивные среды;
- простоту обслуживания и ремонта чувствительного элемента, в том числе и после аварий;
- возможность резервирования и точной локализации повреждения;
- безопасность эксплуатации во взрывоопасных зонах благодаря отсутствию электричества в чувствительном элементе.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Boeing 737MAX. Sistem Description Section, 2018.
2. Training Manual A320. Line and Base Maintenance, Lufthansa, 1995.
3. Training Manual A380. Line and Base Maintenance, Lufthansa, 2005.
4. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. М., Межгосударственный авиационный комитет, АВИАИЗДАТ, издание 5 с поправками 1-8, 2015.
5. Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. М., Межгосударственный авиационный комитет, АВИАИЗДАТ, 2018.
6. Вертолет Ми-171. Руководство по технической эксплуатации, книга III, часть 1, 2. Вертолетные системы, 1995.
7. Ил-86. Руководство по технической эксплуатации, 1981.
8. Ил-96-300. Руководство по технической эксплуатации, 1988
9. Ка-32Ф11ВС. Руководство по технической эксплуатации, 2005.
10. Матвеевко А.М., Машиностроение. Энциклопедия. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Кн.2 / А.М.Матвеевко, А.И.Акимов, М.Г.Акопов и др.; Под общ. ред. А.М. Матвеевко. - М.: Машиностроение, 2004. - 752 с.; ил.
11. Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха: Учеб. пособие для студентов высших технических учебных заведений/ Н. В. Антонова, Л.Д. Дубровин, Е.Е. Егоров и др.; под ред. Ю.М. Шустрова. М.: Машиностроение, 2006. 384 с.: ил.
12. Самолет RRJ-95B. Руководство по технической эксплуатации, 2010.
13. Самолет Ил-76 ТД. Инструкция по технической эксплуатации, 1978.
14. Самолет Ту-204С. Руководство по технической эксплуатации, 1997.
15. Системы оборудования летательных аппаратов: Учебник для студентов высших технических учебных заведений/М. Г. Акопов, В. И. Бекасов, В. Г. Долгушев и др.; Под ред. А. М. Матвеевко и В. И. Бекасова. - 3-е изд., исправл. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. — 558 с.: ил.