

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
Высшего профессионального образования
«Самарский Государственный Аэрокосмический
Университет имени академика С.П.Королева»
(национальный исследовательский университет)

Кафедра «Автоматических систем энергетических установок»

Конструктивные схемы систем, агрегатов, применяемых в
современных ЛА и ДЛА

Составил: Ю.И. Кондрашов

240405.68 – 2016 – 0 – ПП- 2г00м-02

Методические указания к лабораторно-практическим работам
по курсу «Конструирование и проектирование агрегатов и систем»

24.04.05 Двигатели летательных аппаратов

Профиль – Мехатронные и пневмогидравлические агрегаты и системы

Самара

2016г

Цель работы: Ознакомиться с реальными конструкциями агрегатов, принципиальными и конструктивными схемами гидравлических, пневматических и топливных систем современных летательных аппаратов, двигателей, классификацией агрегатов.

Реферат

Содержит сведения об основных системах современных летательных аппаратов. Дается определение принципиальной схемы систем.

Приведены функциональные схемы гидравлической, пневматической, и топливных систем различных летательных аппаратов, двигателей, даны их описания; задачи этих систем, их агрегатный состав. Приведены классификации некоторых типов агрегатов, конструкции представленных агрегатов различных классов с описанием, выполняемые ими функции в системе.

Принципиальные обозначения.

ГТД - газотурбинный двигатель

ЛА - летательный аппарат

ЭПК- электропневматический клапан

ЖРД - жидкостный ракетный двигатель

ГПТА - гидropневмотопливная автоматика

САУ - система автоматического управления

ЭСУ - электронная система управления

P^* - давление на входе в двигатель

КВД - компрессор выходного давления

$P_{квд}$ - давление воздуха за КВД

КПД - клапан постоянного давления

1.Общая характеристика гидравлических, пневматических, топливных систем и агрегатов

Развитие авиационной и ракетной техники сопровождается совершенствованием их энергетических систем, основными из которых являются гидравлические, пневматические, топливные.

Для наглядного представления о циклограмме работы пневмогидравлической системы, назначении и взаимодействии ее элементов в процессе полного цикла эксплуатации, а также с целью анализа различных штатных и внештатных ситуаций прибегают к упрощенному графическому изображению взаимодействия элементов системы, которое называется ее принципиальной схемой.

Принципиальная схема определяет основные и вспомогательные магистрали, по которым движется рабочее тело, взаимное расположение агрегатов автоматики, емкостей и трубопроводов, позволяет лучше представить работу технического устройства и системы в целом.

Ниже рассмотрены принципиальные схемы гидравлических, пневматических и топливных систем различного назначения.

1.1 Гидравлические системы.

Гидравлические системы на современных летательных аппаратах (ЛА) и других объектах техники обычно используются в качестве силового привода. Гидропривод — совокупность устройств, предназначенных для приведения в движение механизмов и машин посредством гидравлической энергии, т. е. энергии потока жидкости. На рис. 1.1 приведены структурные схемы гидроприводов. В магистральном (рис. 1.1, а) и аккумуляторном (рис. 1.1, б) гидроприводах рабочая жидкость подается в гидродвигатель соответственно из магистрали и гидроаккумулятора, не входящих в состав этих приводов.

В насосном (рис. 1.1, в) гидроприводе рабочая жидкость подается в гидродвигатель насосом. В насосе механическая энергия приводящего двигателя преобразуется в энергию движущейся жидкости, которая в гидродвигателе преобразуется в механическую энергию. Системой управления можно воздействовать на

насос, гидродвигатель, другие агрегаты и элементы гидросистемы.

Гидравлические приводы используются для передачи силового воздействия на отклонение рулей и элеронов, выпуск и уборку закрылков, открытие и закрытие створок люков, подъем и выпуск шасси, поворот переднего колеса, перемещение конуса или клина воздухозаборника самолета, регулирование сопла и механизации компрессора ГТД и т. д.

Гидравлические приводы получили широкое применение в авиации, ракетной технике, судостроении, станкостроении, автотрак-

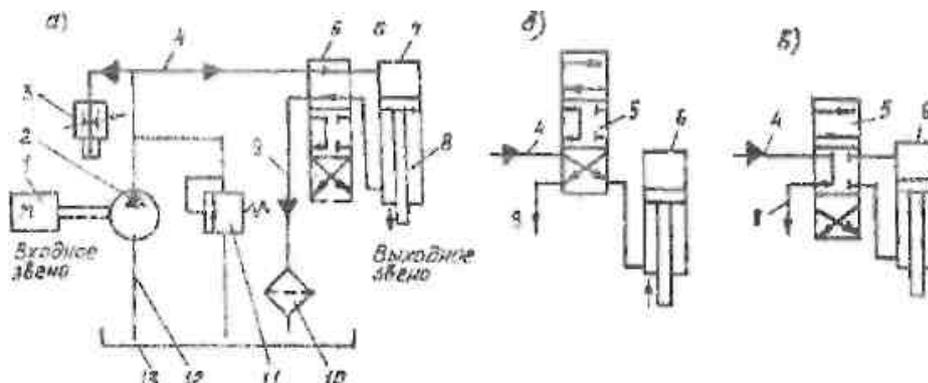


Рис. 1.2. Принципиальная схема насосного гидропривода: 1 — привод (электродвигатель); 2 — насос; 3 — регулятор потока; 4 — напорная линия; 5 — гидрораспределитель; 6 — гидродвигатель; 7 — поршневая полость; 8 — штоковая полость; 9 — сливная линия; 10 — фильтр; 11 — предохранительный клапан; 12 — всасывающая линия; 13 — гидробак

торном машиностроении, атомной энергетике и других отраслях (1,2,4,5).

Типовая схема насосного гидропривода может быть рассмотрена на примере, приведенном в работе (1) (рис. 1.2).

Рабочая жидкость подается насосом 2 через всасывающую линию 12 из гидробака 13 в напорную линию 4. При зафиксированном положении гидрораспределителя 5 жидкость под давлением поступает в поршневую полость 7 гидродвигателя, вызывая перемещение его выходного звена (штока) вниз и вытеснение из штоковой полости 8 отработанной жидкости в бак через сливную линию 9 и фильтр 10. Для движения выходного звена вверх необходимо установить запорные элементы распределителя 5 в позицию, показанную на рис. 1.2 б, в этом случае штоковая полость соединяется с напорной линией, а поршневая полость — со сливной линией. В третьей позиции, показанной на рис. 1.2 в, достигается фиксация выходного звена гидродвигателя в нужном направлении, т. е. жидкость в поршневой и штоковой полостях заперта закрытыми проходами распределителя, а напорная линия соединяется со сливной. Это приводит к разгрузке насоса. Регулирование скорости штока гидроцилиндра осуществляется регулятором потока 3, который изменяет расход рабочей среды за счет перепуска части жидкости в гидробак 13.

Различают гидродвигатели с поступательным, вращательным и поворотным движением выходного звена. Гидродвигатель с поступательным движением выходного звена называется гидроцилиндром, с вращательным движением —

гидромотором и с поворотным движением (менее 360°) — поворотным гидродвигателем.

Гидроприводы бывают с разомкнутой и замкнутой циркуляцией рабочей жидкости. На рис. 1.2 приведена принципиальная схема гидропривода с разомкнутой циркуляцией жидкости. Из рисунка видно, что в гидробаке размыкается циркуляция жидкости.

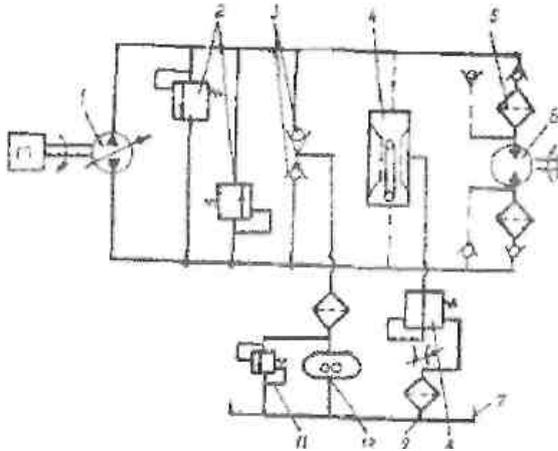
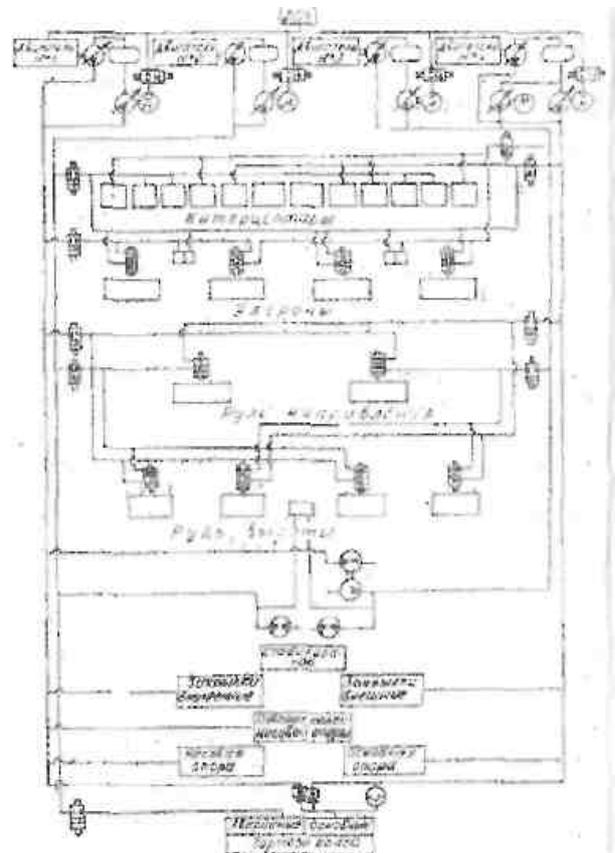


Рис. 1.3. Принципиальная схема гидропривода с замкнутой циркуляцией жидкости: 1 — насос; 2 — предохранительный клапан; 3 — подпиточный клапан; 4 — узел слива; 5, 9 — фильтры; 6 — гидродвигатель; 7 — гидробак; 8 — регулятор потока; 10 — шестеренчатый насос; 11 — переливной клапан

Рис. 1.4. Схема гидросистемы тяжелого пассажирского самолета



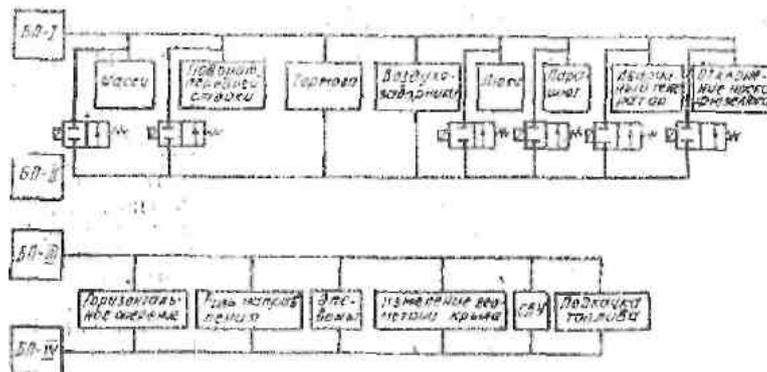


Рис. 1.5. Схема гидросистемы сверхзвукового самолета.

На рис. 1.3 приведена принципиальная схема гидропривода с замкнутой циркуляцией жидкости. При замкнутой циркуляции насос 1 и гидродвигатель 6 включены в кольцевую гидролинию. Жидкость из гидродвигателя, минуя гидробак 7, поступает в насос 1. Подпиточный насос 10 служит для компенсации возможных утечек жидкости. Так, как любое полукольцо может быть и всасывающей и запорной линией, то в системе установлено два обратных подпиточных клапана 3. Требуемое давление во всасывающей линии поддерживается настройкой переливного, клапана 11

Предохранительные клапаны 2 служат для защиты гидропривода от перегрузок по давлению и сбрасывают рабочую жидкость в соответствующую всасывающую линию. Пунктиром показано подключение узла, обеспечивающего слив в бак 7 части отработанной жидкости. В состав узла входят регулятор потока 8 и клапан 4 с логической функцией «И». Клапан 4 всегда закрывает проход жидкости со стороны высокого давления и открывает проход жидкости со стороны низкого давления.

Анализ бортовых энергетических систем самолетов и вертолетов показывает доминирующее положение гидросистем. Эти системы, обеспечивают энергией до 20...30 функциональных подсистем управления и включают в себя до 1000 агрегатов (2). Причем непрерывно растут рабочее, давление и температура в таких, системах, мощность систем достигает сотен и тысяч киловатт, возрастают динамические нагрузки, что может приводить к снижению их надежности, отказам.

Все это предопределяет многократное резервирование (до 3...4 раз) важнейших функциональных подсистем. Так, на рис. 1.4 приведена схема гидросистемы одного из тяжелых пассажирских самолетов (2), состоящая из четырех автономных систем. Блок питания каждой из них включает один насос с приводом от маршевого двигателя и второй — с приводом от пневмотурбины, что позволяет включать их лишь при пиковых нагрузках в системах, облегчает проверку всех систем при одном работающем двигателе, а также обеспечивает работу систем в аварийных режимах работы при запуске вспомогательной силовой установки (ВСУ). Номенклатура функциональных подсистем, и особенности их подключения к четырем независимым гидросистемам хорошо видны на схеме.

На рис. 1.5 дана укрупненная схема, гидросистемы сверхзвукового самолета ХВ-70. В каждой из четырех независимых систем имеется основной насос и два вспомогательных, работающих совместно с основным только в режиме больших потребляемых мощностей. В крейсерском полете вспомогательные насосы разгружены по

расходу и давлению. Основные насосы могут работать в качестве моторов, обеспечивая запуск двигателей, что особенно важно для самолета с электросистемой переменного тока. Гидравлическая система обеспечивает работу ряда новых функциональных потребителей - отклонение концевых частей крыла насосов перекачки топлива, привода аварийного генератора, которые в сочетании с обычными функциональными потребителями (управление в полете по трем каналам, механизация крыла, шасси, тормоза и т. д.) образуют сложную электрогидравлическую систему.

Гидравлические системы применяются также на ракетах класса «воздух-воздух» (рис 1.6). В момент отделения от носителя срабатывает пиропатрон в газогенераторе 1 и вытесняет рабочую жидкость из гидроаккумулятора 2 через разрывную мембрану 3 и фильтр 4 к электрогидравлическим рулевым машинкам 5, 6.

Все более сложными становятся гидросистемы вертолетов (рис. 1.7). Основная и дублирующая системы одновременно питают все гидроусилители систем управления и через переключатель - систему управления углом атаки вспомогательного крыла. Изолированная от названных дополнительная система обеспечивает функционирование вспомогательных агрегатов.

1.2. Пневматические, гидрогазовые системы

На летательных аппаратах часто используют гидрогазовые системы. В качестве примера на рис. 1.8. и 1.9 приведены пневмогидравлическая и принципиальная схемы системы наддува гидробака пассажирского самолета, содержащей более 20 наименований различных агрегатов. Наддув гидробака осуществляется с целью создания избыточного

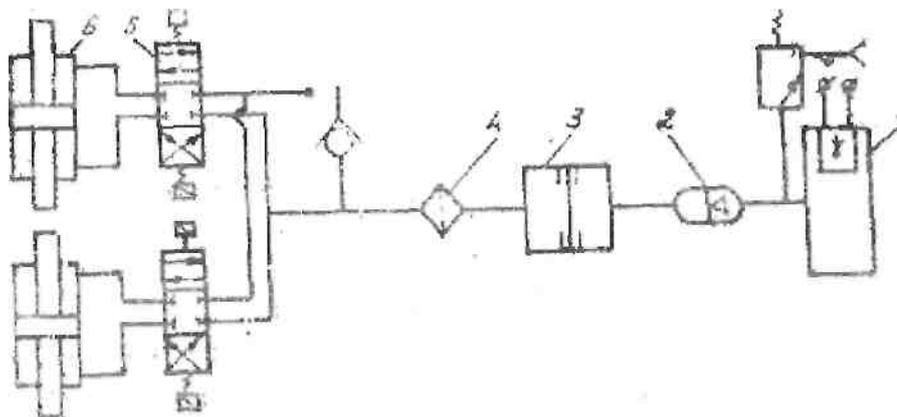


Рис. 1.6. Схема гидрогазовой системы ракеты класса «воздух—воздух»: 1 - газогенератор; 2 - гидроаккумулятор; 3 - взрывная мембрана 4 - фильтр; 5,6- электрогидравлические рулевые машинки

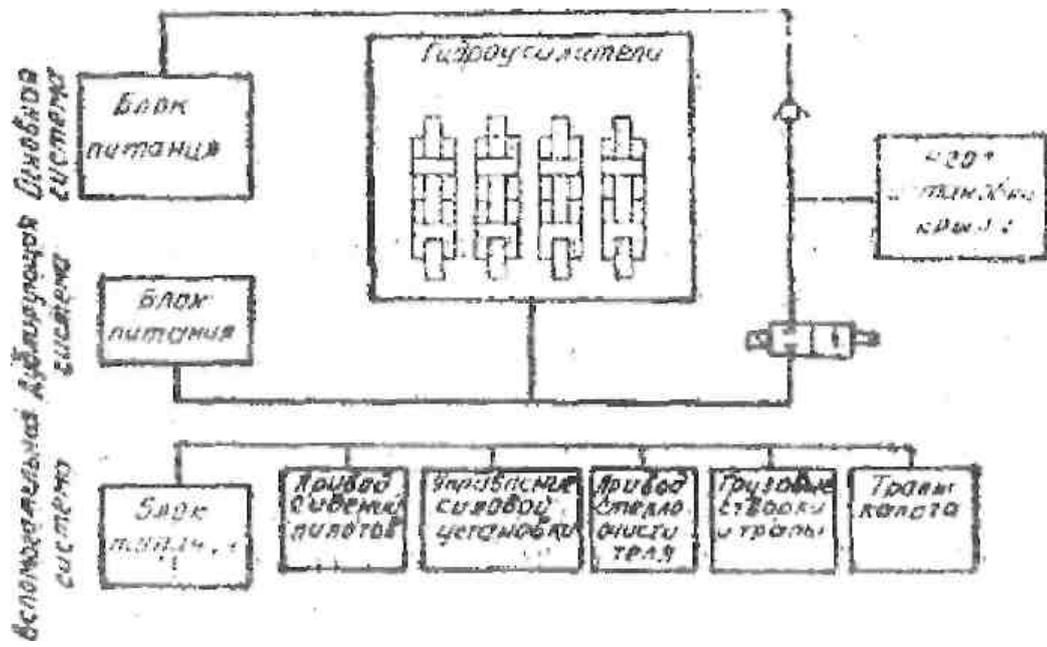


Рис. 1.7. Схема гидросистемы вертолета

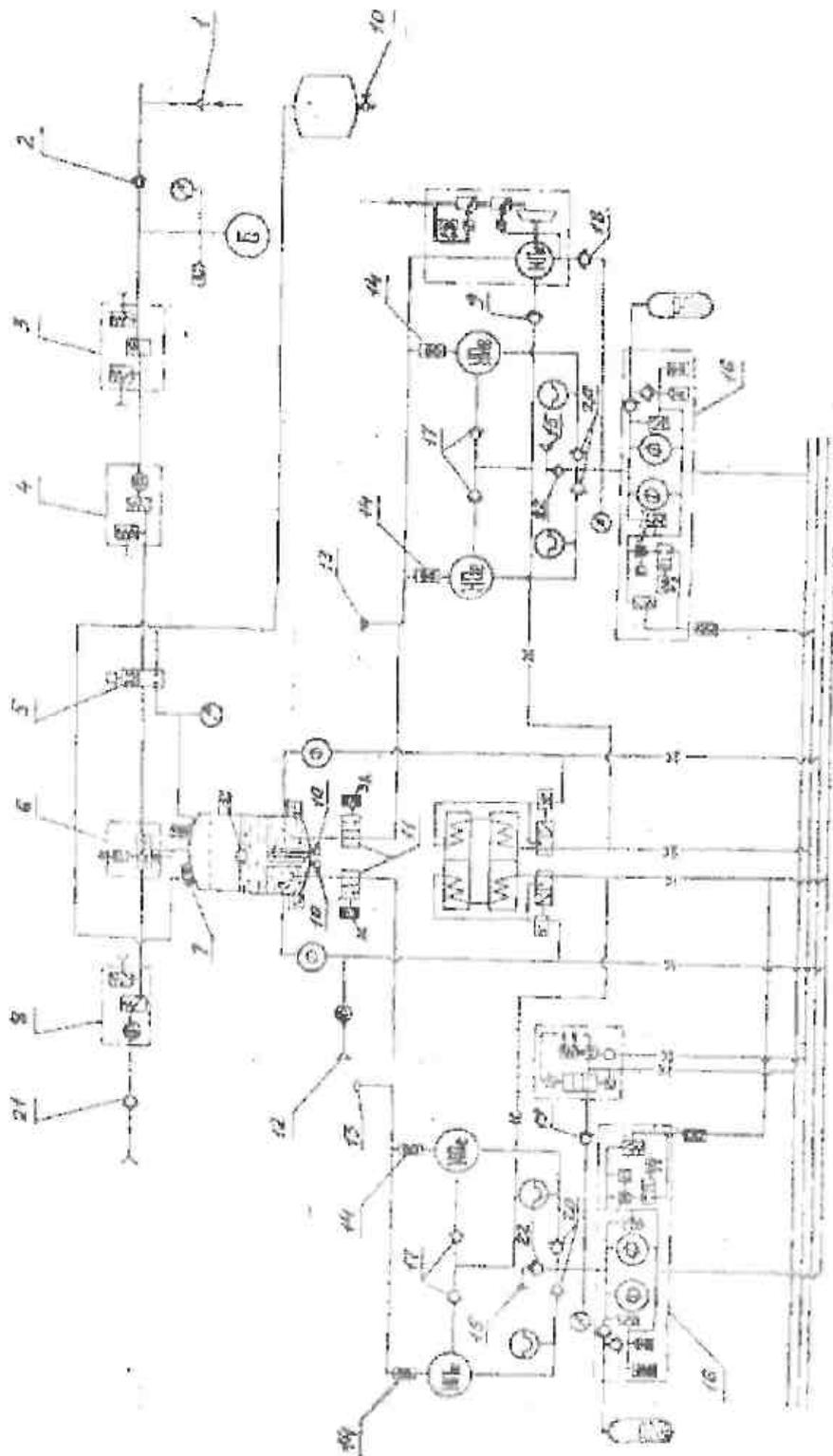


Рис. 1.8. Пневмогидравлическая схема системы наддува гидробака самолета: 1 — штуцер зарядный; 2 — клапан зарядный; 3 — редуктор азотный; 4 — редуктор основной системы; 5 — кран сброса наддува; 6 — клапан челночный; 7 — клапан предохранительный двойного действия; 8 — редуктор аварийной системы; 9 — клапан обратный; 10 — кран сливной; 11 — кран перекрытия электроуправляемый; 12 — борт разъем закрытой заправки; 13 — борт разъем линии всасывания; 14 — клапан разъемный низкого давления; 15 — борт разъем линии» давления; 16 — комплексный гидроагрегат; 17, 18, 19, 20, 21, 22 — клапан обратный

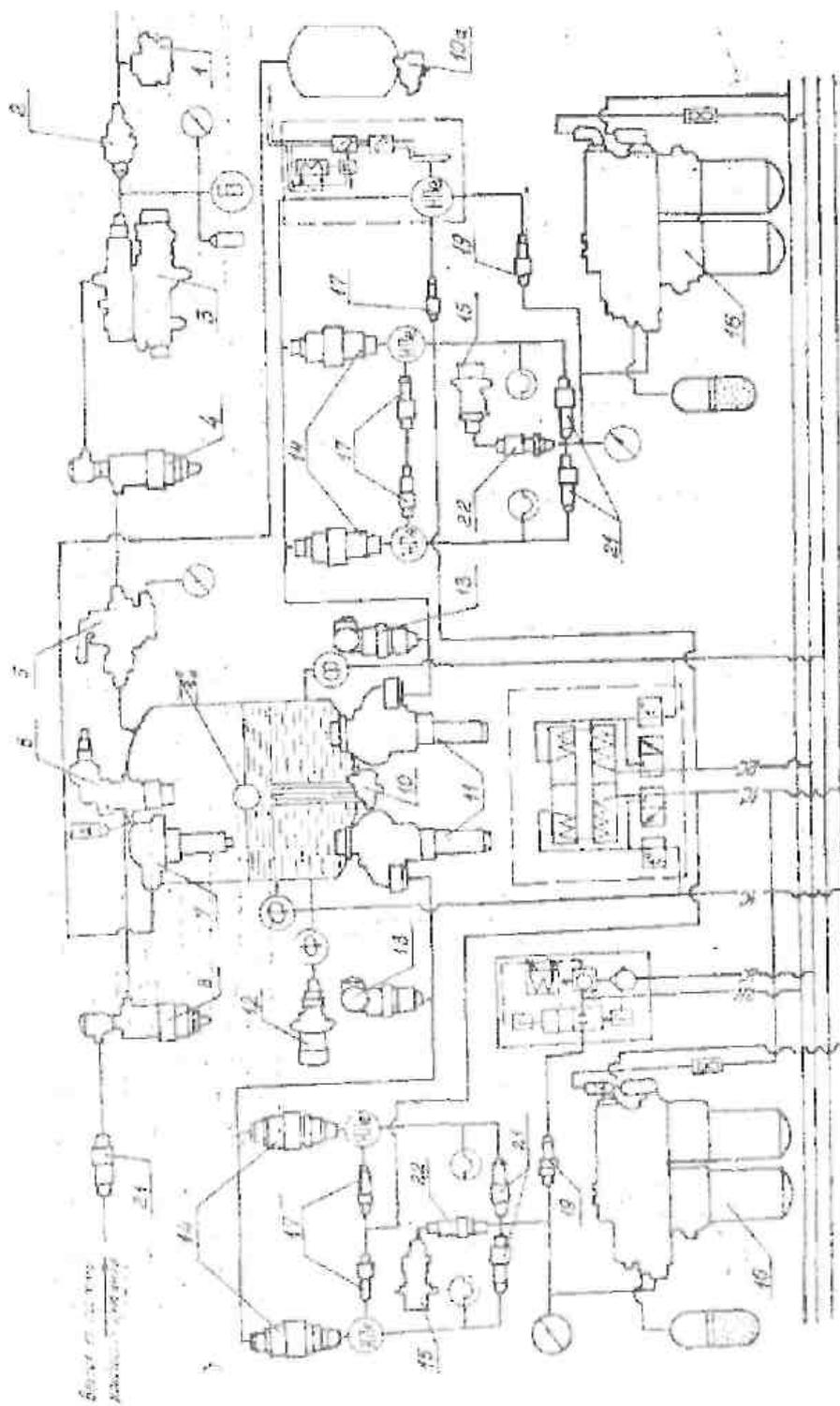


Рис. 1.9. Принципиальная схема системы наддува гидробака самолета (наименование позиций см. на рис. 1.8)

давления жидкости на входе в гидронасосы для их бескавитационной работы.

Предусмотрена основная система наддува, когда рабочая среда (воздух, азот) поступает от заряженного высоким давлением баллона, и аварийная система, которая вступает в работу при необеспечении требуемого давления наддува основной системой. Для работы аварийной системы наддува воздух отбирается от двигателя. Работа системы наддува осуществляется следующим образом: посредством бортового штуцера заправки 1, от наземного источника производится зарядка системы наддува гидробака и баллона «Б» рабочей средой — воздухом или азотом.

Для предотвращения обратного перетекания рабочей среды из баллона «Б» и из системы наддува в схеме установлен обратный клапан 2. От бортового штуцера заправки 1 через обратный клапан 2 рабочая среда поступает на редуктор высокого давления 3, от него — на редуктор 4, через кран сброса наддува 5 и челночный клапан 6 производится наддув воздушной полости гидробака. По окончании зарядки баллона и системы рабочей средой наземный источник отсоединяется, бортовой штуцер заправки 1 закрывается, и система работает от высокого давления рабочей среды баллона «Б», Редуктор высокого давления 3 служит для понижения высокого давления до промежуточного давления рабочей среды, которое подается на редуктор 4 и понижается им до рабочего давления системы наддува гидробака.

Кран сброса наддува 5 служит для перекрытия линии, идущей от баллона, при неработающей системе для надежного сохранения давления рабочей среды в баллоне «Б» и одновременного сброса рабочего давления из гидробака, для его разгрузки в нерабочем положении. Челночный клапан 6 служит для переключения наддува гидробака от основной системы (баллона «Б») на аварийную систему в случае падения давления в гидробаке до определенной величины. Для аварийного наддува гидробака рабочая среда (воздух) подводится от двигателя, конкретно от системы кондиционирования, и через обратный клапан 21 и редуктор 8, понижающий давление воздуха до давления наддува гидробака поступает в гидробак.

На гидробаке установлен предохранительный клапан двойного действия 7, служащий для предохранения гидробака от повышенного давления рабочей среды (излишнее давление сбрасывается в систему дренажа) и для предохранения его при понижении давления, когда срабатывает вакуумный клапан, впуская в гидробак атмосферный воздух. Для слива жидкости из гидробака дренажного бачка предусмотрены сливные краны 10 и 10 а. Основная гидравлическая система дублирована. При выходе из строя одной из подсистем обеспечивается нормальная работа гидросистемы за счет других работающих веток.

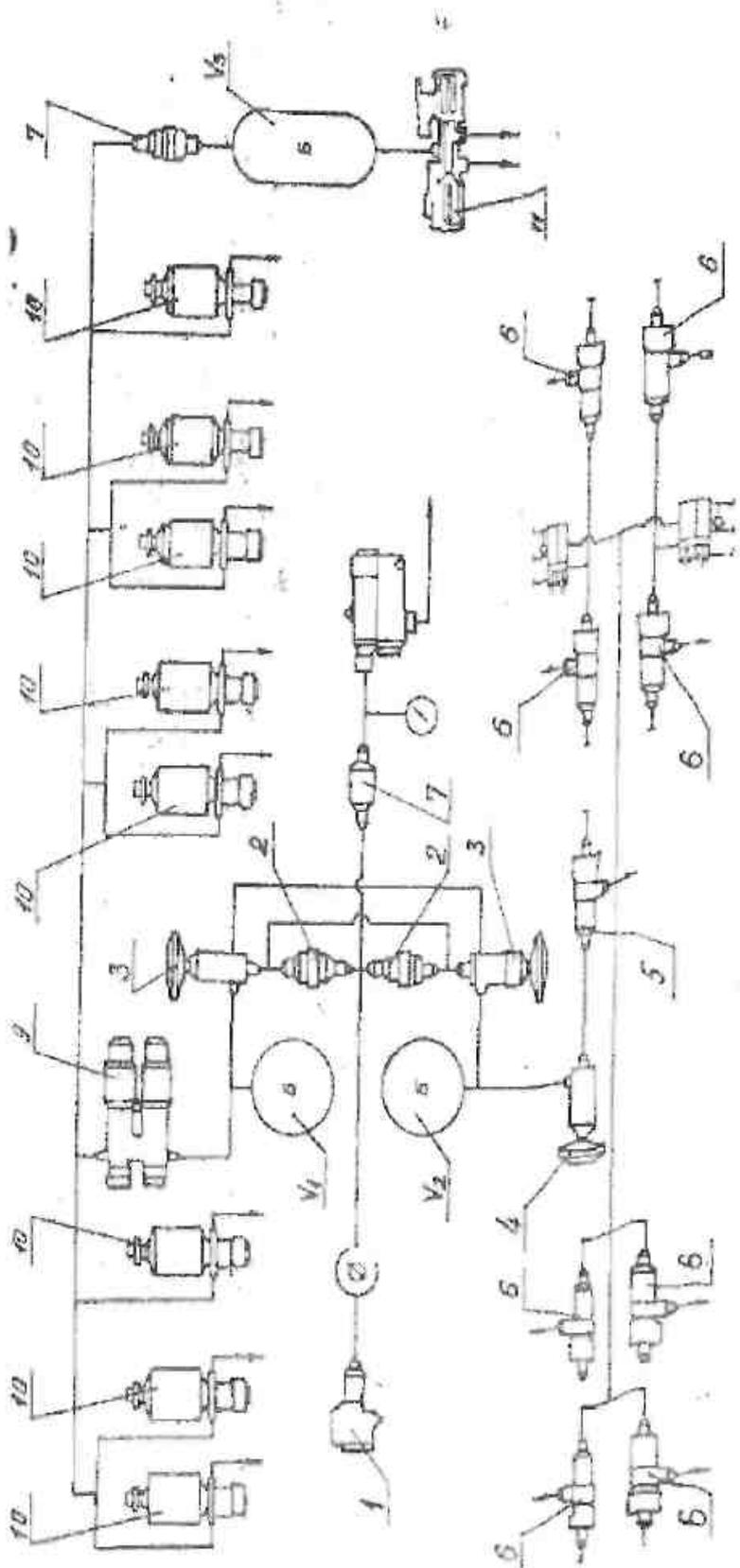


Рис. 1.11. Структурная схема пневматической системы самолет истребителя (наименование позиций см. на рис. 1.10).

Рабочая жидкость из гидробака через перекрывные краны 11 и гидроразъемы 14 поступает к гидронасосам, далее через систему обратных клапанов подводится к комплексным гидроагрегатам 16 и затем после фильтрации подается по трубопроводам к различным исполнительным механизмам.

Пневматические системы летательных аппаратов выполняют следующие функции: наддув герметичных кабин и топливных баков летательных аппаратов, кондиционирование салонов самолетов, стабилизацию, ориентацию и коррекцию траекторий летательных аппаратов, пожаротушение. Кроме того, пневматические системы используются в качестве приводов различных машин и механизмов (1.6).

На рис. 1.10 и 1.11 приведены схемы пневматической системы самолета-истребителя, предназначенной для:

- аварийного выпуска шасси;
- управления створками турбостартеров;
- управления аварийным сливом топлива;
- управления топливными перекрывными кранами;
- управления заслонками обдува генератора;
- управления выпуском тормозного парашюта.

Работа пневмосистемы осуществляется следующим образом: через бортовой штуцер заправки 1 от наземного источника производится зарядка системы и баллонов V_1 и V_2 ; рабочей средой (воздух, азот) при открытых вентилях 3. От штуцера заправки рабочая среда поступает одновременно на вход воздушных редукторов 8 и 9. Для предотвращения обратного перетекания рабочей среды из баллонов V_1 и V_2 и из редуктора 8 в систему установлены обратные клапаны 2 и 7. При неработающей пневмосистеме для надежного сохранения давления рабочей среды в баллонах V_1 и V_2 вентили 3 закрываются. По окончании зарядки баллонов и системы рабочей средой наземный источник отсоединяется, бортовой штуцер заправки 1 закрывается, и система работает от высокого давления рабочей среды баллонов V_1 и V_2 . Входное давление редуктора 8 подается на вход редуктора абсолютного давления системы подавливания радиоблоков. Выходное давление редуктора 9 подается на электропневмоклананы 10; кроме того через обратный клапан 7 и баллон V рабочая среда подается на сдвоенный ЭПК 11, служащий для управления створками люка тормозного парашюта и отцепки тормозного парашюта

При необходимости аварийного выпуска шасси открывается расположенный в кабине пилота вентиль 4 — рабочая среда подается к аварийному переключателю 5, от него к гидрозамку передней стойки и системе, состоящей из восьми аварийных переключателей 6, служащих для открытия створок люка шасси, щитков, для подвода рабочей среды к цилиндрам выпуска шасси и цилиндрам замков выпущенного положения.

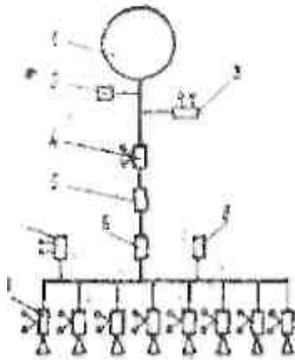


Рис. 1.12. Схема газореактивной системы управления космическим аппаратом; 1 — баллон со сжатым газом; 2 — зарядный клапан; 3 - датчик высокого давления; 4- пусковой клапан; 5 - фильтр; 6 — редуктор давления; 7 — датчик низкого давления; 8 — предохранительный клапан; 9 — газореактивный двигатель.

Для управления движением космических летательных аппаратов в пространство применяют газореактивные системы с использованием сжатого газа в качестве рабочего тела (I).

На рис. 1.12 показана газореактивная система управления космическим аппаратом. Сжатый газ хранится на борту в баллоне 1, через клапан 2 осуществляется заправка газа и дренаж, а также необходимые проверочные операции. После открытия клапана 4 газ через фильтр 5 поступает к регулятору давления газа 6, который редуцирует высокое давление газа до заданного значения и поддерживает его в определенных пределах с целью получения постоянной величины тяги газореактивных двигателей 9. Редуцированный газ низкого давления по трубопроводу поступает к коллектору низкого давления, а отсюда подводится к газореактивным двигателям 9, установленным, в Соответствующих плоскостях стабилизации. Двигатели включаются в работу при подаче электрической команды от системы управления, при этом клапан 4 двигателя открывается и газ поступает в сопло. Предохранительный клапан 8 предназначен для исключения аварийной ситуации при временном повышении давления газа в коллекторе, например, из-за выхода из строя регулятора давления 6. Чтобы предотвратить в этом случае возникновение возмущений при срабатывании предохранительного клапана за счет истечения из него сжатого газа, организуется безмоментный выход газа из предохранительного клапана, т. е. истечение газа в противоположные стороны через одинаковые проходные сечения. Низкое давление газа в коллекторе и, следовательно, тяга двигателей 9 контролируются с помощью датчика низкого давления 7. Высокое давление газа в баллоне 1, а также герметичность системы контролируются с помощью датчика высокого давления 3.

Большое многообразие агрегатов включает в себя пневматическая система кондиционирования самолета, принципиальная схема которой показана на рис. 1.13

1.3 Топливные системы

Топливные системы обеспечивают подачу однокомпонентного или многокомпонентного топлива в двигательную установку и осуществляют регулирование режимов работы двигателя.

Двигательная установка с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) состоит из одного или нескольких двигателей, топливных

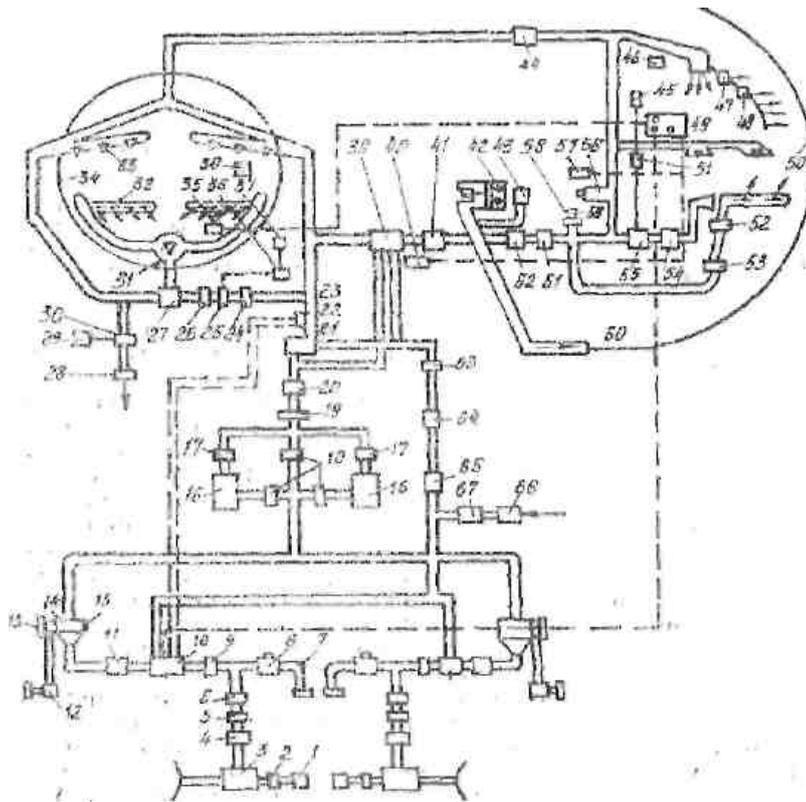


Рис 1.13 Принципиальная схема системы кондиционирования самолета: 1 — воздухозаборник двигателя; 2,9 — фильтры; 3 — компрессор двигателя; 4 — перекрывной кран (дистанционная заслонка); 5 — регулятор ограничитель абсолютного давления; 27 — обратные клапаны; 7 — штуцер к наземному кондиционеру; 8, 18, 26, 58, 61 — заслонки; 10 — распределительный кран; 11 — сепаратор влаги; 12, 67 — генераторы тепла; 13 — воздухозаборники теплообмена; 14 — воздуховоздушный теплообменник; 15 — выходная заслонка; 16 — турбохолодильник; 17 — влагоотделитель; 19 — глушитель шума; 20 — расходомер воздуха; 21 — смеситель; 22 — датчик температуры; 23 — задатчик температуры; 24, 41 — регуляторы расхода; 25, 55 — увлажнители; 28 — воздух из туалета 29 — привод заслонки; 30 — заслонка; 31 — регулятор влажности; 32 — 33, 39 — распределители воздуха; 34 — пассажирская кабина; 35 — термостат; 36 — электромагнитный клапан; 37 — бак для воды; 38 — термометр; 40 — сервопривод; 42 — регулятор давления; 43, 46 — предохранительные клапаны; 44, 62 — межкабинные клапаны; 45 — бачок для воды; 47 — ограничитель температуры поверхности стекол; 48 — осушительный патрон; 49 — щиток; 50 — кабина экипажа; 51 — электромагнитный клапан; 52, 63 — расходомеры; 53, 67 — дроссельная заслонка; 54 — регулятор влажности; 56 — воздух в камбуз; 57 — термостат 59 — воздух в туалет; 60 — выброс воздуха в атмосферу; 64 — нагреватель; 65 регулятор давления; 66 — воздухозаборник

баков, расходных магистралей и вспомогательных устройств и систем, обеспечивающих заправку баков компонентами топлива и зарядку аккумуляторов давления, хранение компонентов топлив, предпусковой и основной наддув баков, подачу компонентов топлива в камеру сгорания ЖРД во время работы, системы запуска, регулирования и выключения.

Одной из основных систем, характеризующих двигательную установку с ЖРД в целом, является системе подачи топлива.

Под системой подачи топлива понимаются совокупность систем, узлов, агрегатов и элементов автоматики, обеспечивающих подачу горючего и окислителя из топливных баков в камеру сгорания ракетного двигателя. Система подачи топлива ракетного двигателя должна обеспечить запуск двигателя, последовательную подачу из баков компонентов топлива в камеру сгорания во время работы и слив компонентов топлива в случае необходимости.

Основным элементом системы подачи топлива является агрегат, создающий необходимое давление компонентов топлива.

В двигательных установках с ракетными двигателями применяются две основные системы подачи компонентов топлива в камеру сгорания: вытеснительная и турбонасосная.

При вытеснительной системе подачи топливо поступает из баков в камеру сгорания под действием газов высокого давления, причем давление в топливных баках выше давления в камере сгорания. Регулирование тяги двигателя при вытеснительной системе подачи топлива производится либо по давлению в камере сгорания ракетного двигателя, либо по давлению в топливных баках.

В турбонасосных системах подачи топливо в камеру сгорания подается насосами двигателя. Для надежной работы жидкостных насосов необходимо, чтобы напор поступающей на вход в них жидкости был не ниже некоторой определенной величины, при которой начинаются кавитационные явления в насосе. Гидростатического напора, соответствующего высоте столба жидкости от верхнего его уровня в баке до входа в насос, оказывается, как правило, недостаточно для бескавитационной работы насоса. Поэтому в случае насосной системы подачи приходится создавать в баках ракет повышенное давление газов, т. е. производить так называемый противокавитационных наддув топливных баков. Кроме противокавитационного наддува перед началом работы двигательной установки производят еще предварительный наддув баков с целью создания давления подаваемых компонентов, необходимого для обеспечения нормального запуска двигательной установки.

На рис. 1.14 показана принципиальная схема системы подачи топлива ракеты (1). В зависимости от назначения двигательной установки может отпасть необходимость в некоторых системах или агрегатах и могут быть применены другие способы обеспечения работы того или иного агрегата, однако в турбонасосной системе

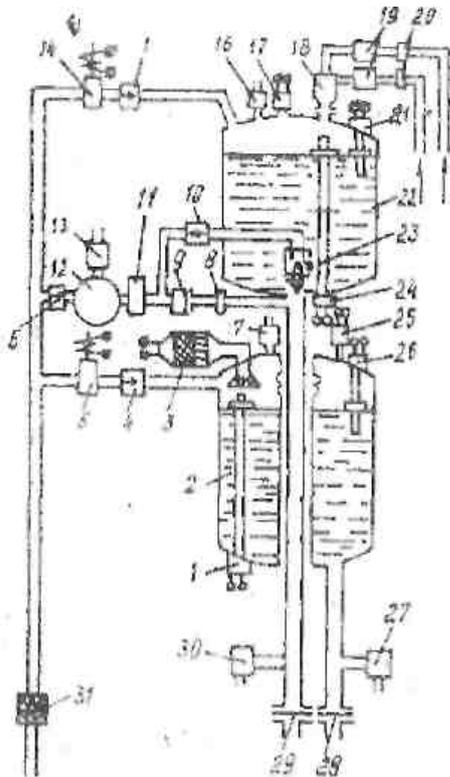


Рис. 1.14. Принципиальная схема системы подачи топлива ракеты: 24 — датчики уровней компонентов топлива в баках; 2 — бак горючего; 3 — пороховой газогенератор; 4, 6, 10, 15 — обратные клапаны; 5, 11, 14 — электропневмоклапаны; 7, 13, 16 — дренажные клапаны; 8, 20 — настроечные шайбы; 9, 28, 29 — мембранные узлы; 12 — воздушный аккумулятор давления; 17, 25 — реле давления; 18 — жидкостный газогенератор; 19 — отсечные пироклапаны; 21, 26 — сигнализаторы контроля уровня; 22 — бак окислителя; 23 — пневмоклапаны; 27, 30 — заправочно-сливные клапаны; 31 — воздушный фильтр.

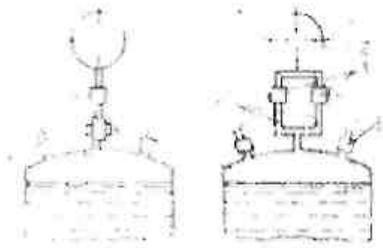


Рис. 1.15. Принципиальные схемы газобаллонных систем наддува: а — редукторной; б — безредукторной; 1 — топливный бак; 2 — баллон высокого давления; 3 — электропневмоклапан; 4 — редуктор давления; 5 — дренажно-предохранительный клапан; 6 — жиклер; 7 — реле давления.

подачи топлива всегда должны быть предусмотрены следующие системы: предварительного и основного наддува, обеспечения заданного режима работы, запуска и выключения.

В схеме, приведенной на рис. 1.14, предварительный наддув бака горючего 2 и бака окислителя 22 обеспечивается газом через воздушный фильтр 31 из наземных емкостей при срабатывании электропневмоклапанов 5, 14 и заканчивается после подачи сигналов к электропневмоклапанам от реле давления 17 и 25. Основной наддув топливного бака окислителя осуществляется на приведенной схеме жидкостным газогенератором 18 отбор топлива на газогенератор производится за насосами окислителя и горючего. Величина расхода компонентов топлива на наддув бака окислителя устанавливается настроечными шайбами 20. Выключение газогенератора производится отсечными пироклапанами 19.

Основной наддув бака горючего 2 осуществляется продуктами сгорания порохового газогенератора 3.

Датчики измерения уровней компонентов топлива в баках 1 и 24 обеспечивают заданное соотношение компонентов топлива.

На рис. 1.15 показаны принципиальные схемы редукторной (рис. 1.15, а) и безредукторной (рис. 1.15, б) газобаллонных систем наддува (1).

Рабочим телом в газобаллонных системах наддува обычно являются воздух, азот и гелий. Из рисунка видно, что система предварительного и основного наддува включает в себя подводящие трубопроводы, агрегаты наддува и различные элементы автоматики, обеспечивающие поддержание параметров наддува в требуемом диапазоне. В систему наддува входят различные дроссельные устройства, настроечные (дроссельные) шайбы, отсечные и пусковые клапаны. В топливных баках устанавливаются заборные и внутрибаковые устройства, обеспечивающие максимальную выработку компонентов топлива, допустимый прогрев верхних слоев от горячих газов наддува.

Схема системы подачи топлива к авиационным двигателям определяется количеством топливных баков, двигателей и их компоновкой на самолете (3). На самолетах с одним двигателем, а также на некоторых типах самолетов с двумя двигателями, скомпонованными по однодвигательной схеме, применяются схемы подачи топлива из одного расходного бака (рис. 1.16). На некоторых типах самолетов, несмотря на разнесенную компоновку двигателей, применяются схемы с одним расходным баком. В схеме, показанной на рис. 1.16, подача топлива к двигателю производится подкачивающим насосом. Перекрывной кран, установленный перед двигателем, используется для прекращения подачи топлива в двигатель в случае пожара или для герметизации трубопроводов при замене двигателей.

При расположении топливных баков над насосом двигателя в самолетах небольшой высотности (до 5000 м) и сравнительно небольших подачах топлива в двигатель, что имеет место при маломощных поршневых двигателях, выработка топлива из баков может осуществляться самотеком.

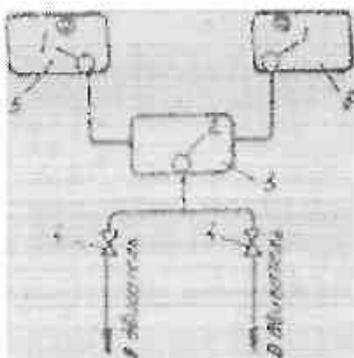


Рис. 1.16. Схема системы подачи топлива с одним расходным баком: 1 — перекачивающие насосы; 2 — подкачивающий насос; 3 — расходный бак; 4 — перекрывной кран; 5 — бак №1; 6 — бак №2.

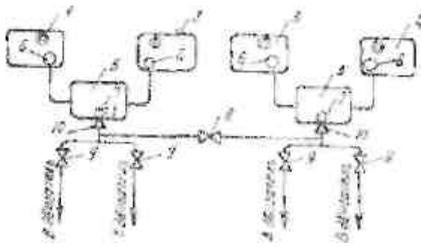


Рис. 1.17. Схема системы подачи топлива с двумя расходными баками: 1, 2, 3, 4 — баки № 1, №2, №3 и № 4, 5 — расходный бак; 6 — перекачивающее насосы; 7 — подкачивающие насосы; 8 — кран кольцевания; 9 — перекрывной кран; 10 — обратный клапан.

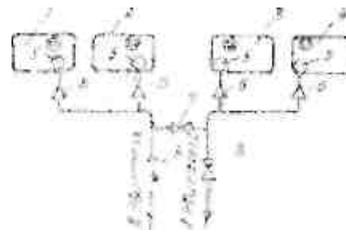


Рис. 1.18 Схема системы подачи топлива и двигатели из всех топливных баков; 1, 2, 3, 4 — топливные баки; 5 — подкачивающий насос; 6 — обратный клапан; 7 — кран кольцевания

При разнесенной на самолете компоновке двигателей обычно применяются схемы подачи с несколькими расходными баками (рис. 1.17). В этом случае каждый расходный бак обеспечивает подачу топлива в любой двигатель при отказе в подкачивающей магистрали любого расходного бака.

На некоторых типах самолетов, обычно пассажирских или транспортных, подача топлива к двигателям производится из всех баков, т.е. все баки являются расходными (рис. 1.18). Наличие на самолете большого количества расходных баков позволяет простыми методами добиться различных вариантов порядка выработки топлива и обеспечить многовариантное использование самолета, однако при этом возрастает масса насосных систем, трубопроводов и арматуры, а увеличение протяженности высоконапорных трубопроводов вызывает дополнительные трудности в обеспечении надежности систем.

На рис. 1.19 приведена схема топливной системы самолета-истребителя. Топливная система современного самолета представляет собой сложный комплекс, состоящий из множества агрегатов, соединенных трубопроводами между собой и подводящими топливо от баков к двигателям. Кроме основных топливных баков, расположенных в фюзеляже, предусматривается подвеска дополнительных баков.

Схема системы заправки топливом и выработки топлива изображена, на рис. 1.20, там же приведен ее типовой состав.

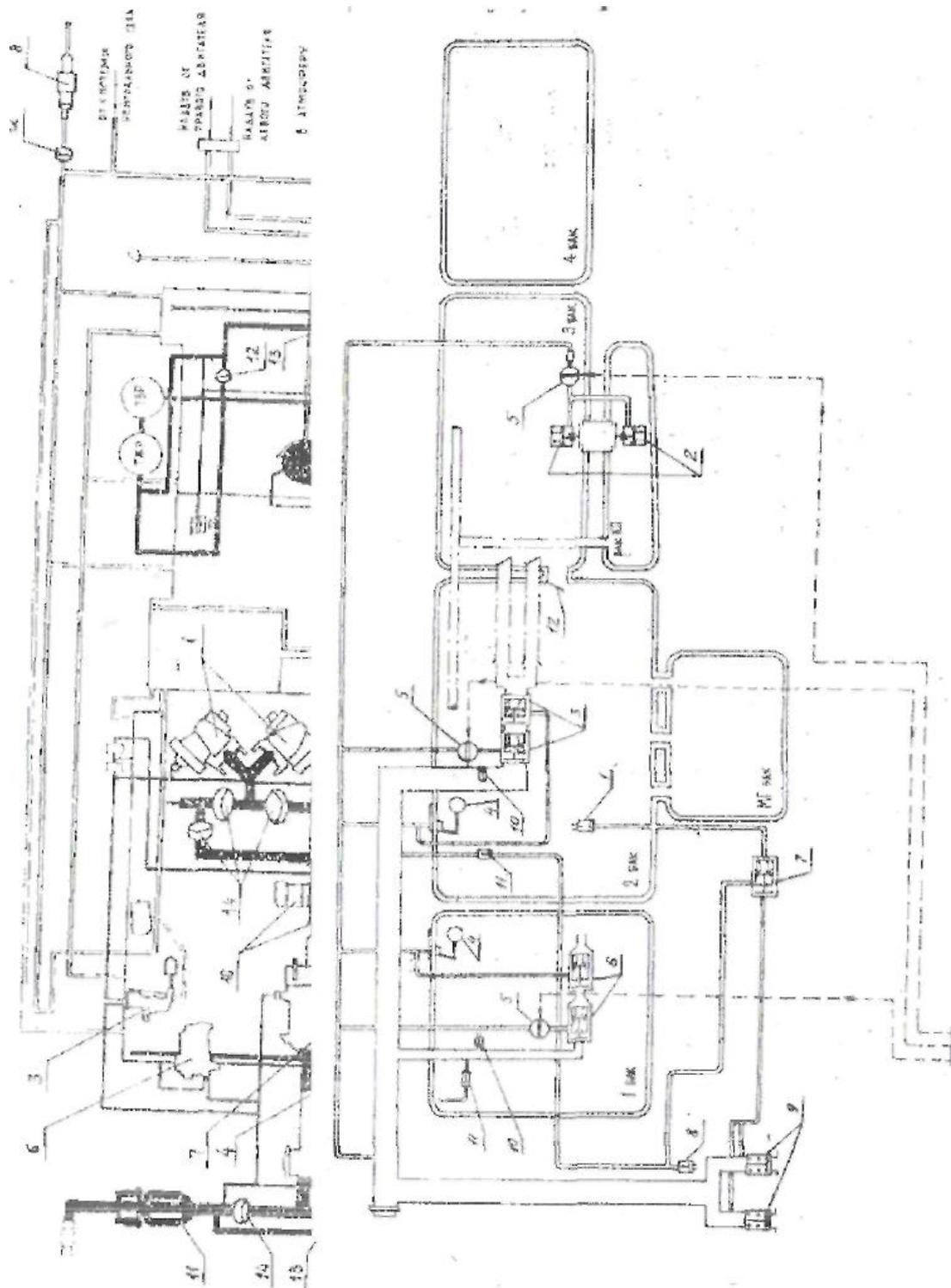


Рис. 1.20. Схема системы заправки топливом: 1 — клапан обратный управляемый; 2 — клапан обратный управляемый; 3 — клапан заправки; 4 — клапан поплавковый; 5 — клапан электромагнитный; 6 — клапан заправки-7 — клапан отсечки; 8 — штуцер заправки; 10 — клапан гидроударный; 11, 12 — клапан обратный

В процессе функционирования САУ двигателя каждое устройство принципиальной гидропневматической схемы выполняет строго определенные функции.

Клапаны постоянного давления над давлением слива 48 и над гидравлической командой $P_{квдг}$ 47 предназначены для выдачи командного давления, необходимого для работы сервомоторов системы и питания пневмогидропреобразователей P_1^* и $P_{квд}$ соответственно.

Пневмогидропреобразователи $P_{квд}$ 34 и P_1^* 36 (рис. 1.22) установленные в топливном регуляторе, аналогичны по конструкции и предназначены для выдачи в него гидравлического командного давления топлива $P_{квдг}$ и $P_{1г}$ пропорционально давлению воздуха за компрессором ВД Рквд и на входе в двигатель P_1^* . Для этого используются безрасходные воздушные камеры с минимальным количеством перегородок между топливом и имеющим высокую температуру воздухом.

В наружную полость двухсильфонного узла пневмогидропреобразователей подводится давление воздуха Рквд и P_1^* .

Внутри левого сильфона подводится топливо, которое через кромки золотниковой пары соединено с КПД 47 или 48 (см. рис. 1.21). Величина давления этого топлива Рквд г или $P_{1г}$ больше, чем давление подводимого воздуха Рквд или P_1^* , на величину затяжки пружины. Если эта разница Рквд г — Рквд или $P_{1г}$ — P_1^* больше (меньше) величины затяжки пружины, подвижная часть с золотником перемещается вправо (влево), уменьшая (увеличивая) проходное сечение на входе, топлива через кромки золотника.

Для повышения надежности в конструкции пневмогидропреобразователей предусмотрен правый резервный сильфон, который находится под нулевым перепадом и вероятность разрушения которого значительно ниже, чем у основного. В случае разрушения основного сильфона топливо, имеющее давление большее, чем воздух, заполнит воздушную полость снаружи сильфона, и полость мембранного клапана закроется от разности давления. При этом на резервном сильфоне установится перепад, соответствующий затяжке пружины, а в левом сильфоне перепад станет нулевым. В связи с тем, что эффективная площадь сильфонов одинакова, гидравлическая команда при разрушении основного сильфона не изменится.

Клапан постоянного давления 33 (рис. 1.21) предназначен для выдачи в топливный регулятор эталонного постоянного давления P_0 (рис. 1.23) с целью обеспечения стабильной работы элементов, функционирующих по командам P_1^* и Рквд. Для повышения надежности в системе установлены два клапана. В полости постоянного давления клапана установлен вакуумированный сильфон, а равновесие подвижной части узла происходит при командном давлении P_{01} , соответствующем затяжке пружины. Эталонный сигнал P_{01} подводится в нерасходную полость мембраны клапана, сравнения 25.

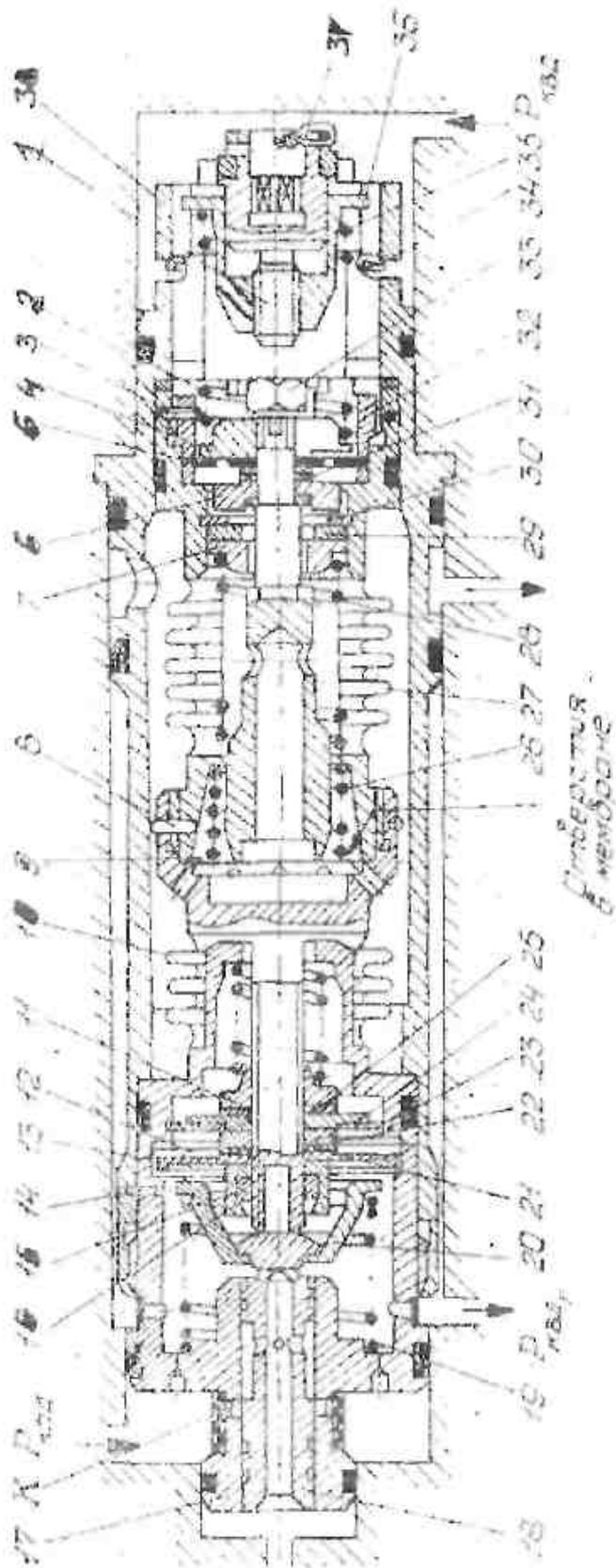


Рис 1.22 Пневмогидрообразователь P_{зад}

Клапан сравнения давления 25 (рис. 1.21) выдает в топливный регулятор гидравлический рабочий сигнал с постоянным давлением, соответствующим эталонному, с целью повышения стабильности командного давления P_0 (рис.1.24)

Расходные клапаны 27 и 28 (рис. 12) предназначены для повышения точности поддержания командного давления $P_{1Г}$ пневмогидропреобразователем P_1^* с учетом коррекции расхода через клапан при различных значениях и эталонного давления P_0 (рис. 1.25 и 1.26) от КПД.

Клапан постоянного расхода 44 (1.21) предназначен для повышения стабильности командного давления $P_{1Г}$ путем поддержания постоянного расхода на входе в полость $P_{1Г}$ пневмогидропреобразователя $P_{1Г}^*$ (рис.1.27)

Топливный регулятор осуществляет управление расходом топлива, поступающего в двигатель, путем изменения положения дозирующей иглы 77 (изменения площади дросселирующего сечения) и регулирования величины перепада давления в ее дросселирующем сечении регулятором перепада давления в соответствии с заданной зависимостью от параметров P_1^* и $P_{квд}$ и работы ЭСУ.

Дозирующая игла 77 дозирует топливо в соответствии с режимом работы двигателя, заданным положением РУД. Регулирование установившихся режимов осуществляется по суммарной степени повышения давления воздуха в компрессоре с коррекцией по величине полного давления воздуха на входе в двигатель P_1^*

Датчик расхода 70 предназначен для выдачи гидравлической команды в виде перепада давления, соответствующего фактическому расходу отдозированного топлива, к автомату запуска, клапанам минимального расхода КМР1 60 и КМРП 62.

Клапаны минимального расхода топлива МКР169 и МКР262 (рис.2) предназначены для обеспечения подачи минимального расхода топлива в двигатель в процессе запуска и режимной работы соответственно (рис. 19 и 20)

2. Классификация агрегатов.

Рассмотренные примеры гидравлических, пневматических и топливных систем показывают большое разнообразие агрегатов, входящих в каждую из перечисленных систем.

Условимся в дальнейшем под агрегатами подразумевать все элементы систем (за исключением машин, например, компрессоров, детандеров и т. п.), которые по функциональному назначению разделяются на:

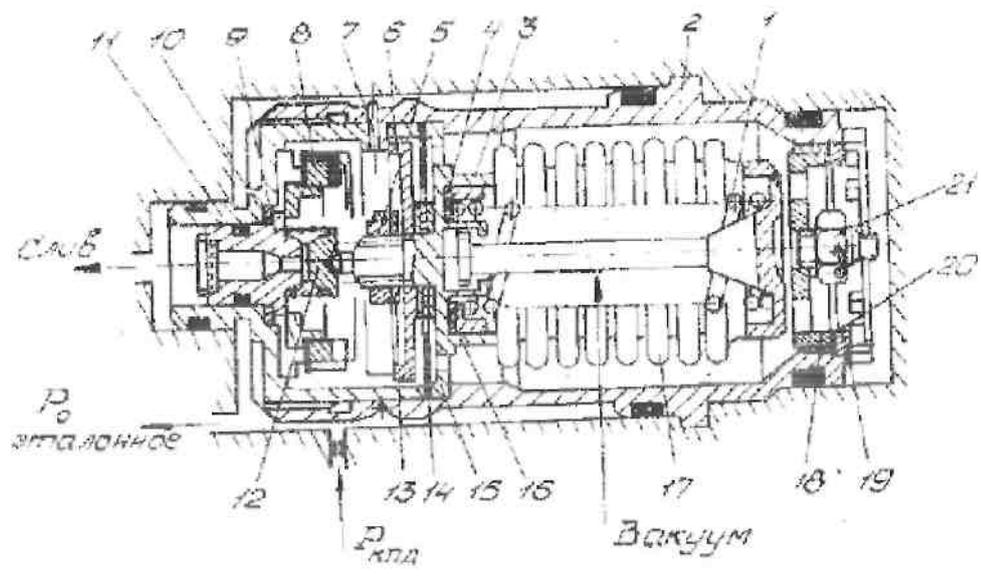


Рис. 1.23. Клапан постоянного давления P_0

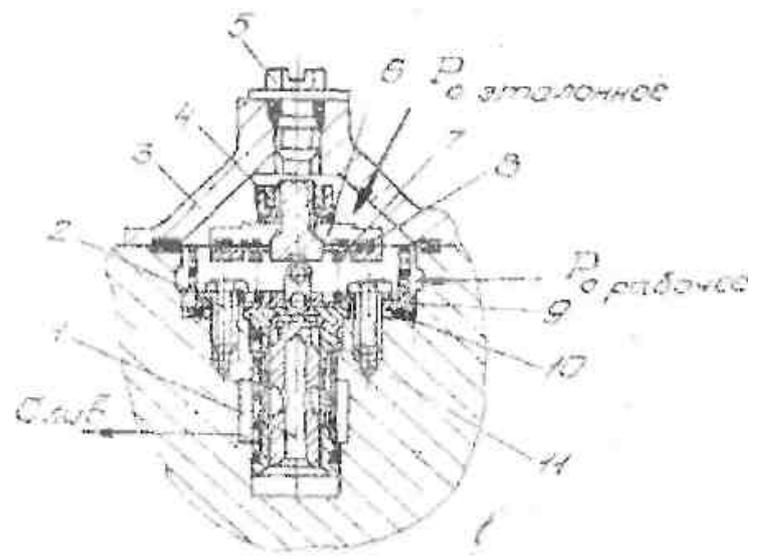


рис. 1.24. Клапан сравнения P_0

запорные — предназначенные для периодического или разового перекрытия потока рабочей среды;

регулирующие — применяемые для регулирования рабочих параметров потока среды (расхода, давления, температуры и т. д.);

предохранительные — предназначенные для ограничения, рабочих параметров и предотвращения обратного потока среды;

комбинированные (блочные) — содержащие несколько элементов одинакового или различного функционального назначения и др.

Таким образом, к агрегатам гидроневмотопливной автоматики (ГГТТА) относятся регуляторы расхода и давления, электрогидравлические распределители и перекрывающие (запорные) клапаны, заслонки и золотники, обратные и предохранительные клапаны, приводы, реле, времени, электромагнитные и электроприводные клапаны, комбинированные и комплексные агрегаты (агрегаты, состоящие из нескольких клапанов, соединенных, функционально в одном корпусе) и т. д. Следует отметить, что по конструктивному исполнению существует огромное многообразие агрегатов, относящихся по своему функциональному назначению к одной и той же группе.

Например, в составе агрегатов топливных систем могут быть выделены следующие группы:

1. Краны слива,
2. Клапаны заправки и перекачки топлива.
3. Клапаны поплавковые дренажные.
4. Клапаны поплавковые управления.
5. Электромагнитные клапаны.
6. Клапаны предохранительные.
7. Клапаны перепуска.
8. Агрегаты перепуска.
9. Клапаны обратные специальные и управляемые.
10. Клапаны обратные топливные.
11. Краны с электромеханизмами.
12. Агрегаты специального назначения. Агрегаты гидросистем могут быть выделены следующие группы:
 1. Клапаны-обратные гидравлические.
 2. Разъемы гидравлические.
 3. Комплексные гидроагрегаты.
 4. Электрогидравлические распределители (ЭГР).
 5. Клапаны предохранительные.
 6. Вентили, краны сливные.
 7. Краны гидравлические с ручным управлением,
 8. Реле времени.
 9. Клапаны переключения аварийные и согласующие.
 10. Агрегаты гидравлические специального назначения.

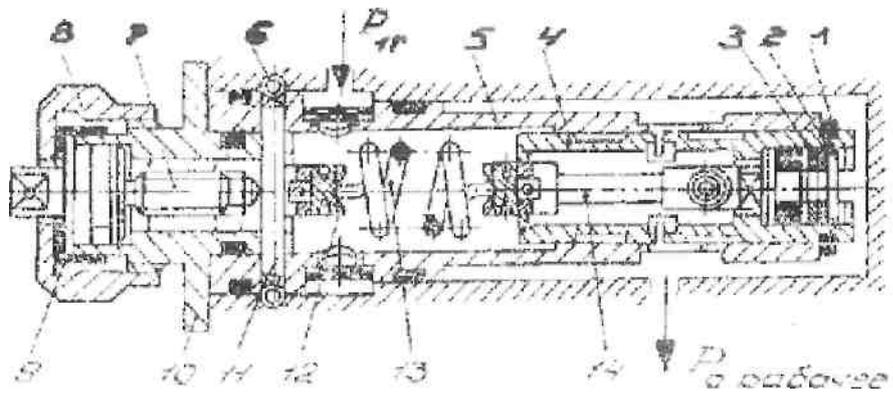


Рис. 1.25 Расходный клапан Рц

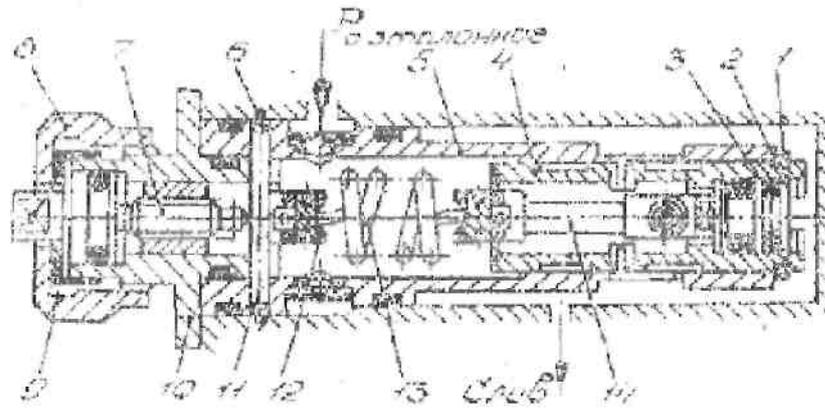


Рис. 1.26 Расходный клапан Р₀

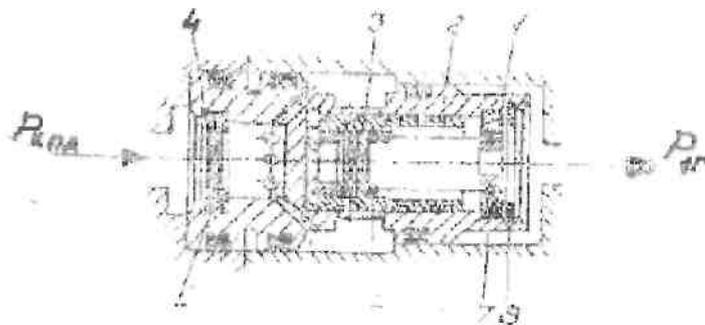


Рис. 1.28. Клапан постоянного расхода

Для агрегатов пневмосистем могут быть выделены следующие группы:

1. Клапаны зарядные.
2. Клапаны электромагнитные.
3. Редукторы и краны для сжатого воздуха.
4. Клапаны обратные пневматические.
5. Клапаны пневматические специального назначения.

Рассмотрим в качестве примеров конструктивные схемы типичных преобразователей агрегатов разных групп топливных, гидравлических и пневматических систем, а так же выполняемые функции этими агрегатами в соответствующих системах.

В качестве примера рассмотрим конструкцию крана топливного перекрывного шибера типа (см. рис. 2.1) рассчитанного на применение при давлении топлива до 1.0 МПа.

Кран состоит из следующих основных деталей и узлов: электромеханизма 4, корпуса 2, заслонки б, поводка 8, валика 3, клапана перепускного 7, уплотнительных пакетов 5, крышки 1. Кран может находиться в двух крайних положениях: ЗАКРЫТО и ОТКРЫТО. Управление краном — электрическое, дистанционное. При установке переключателя крана (на щитке управления в кабине самолета) в положение ОТКРЫТО начинает вращаться приводной вал электромеханизма, передающий вращение на валик 3, соединенный с поводком 8, который перемещает заслонку б и открывает проход топливу из входного канала в выходной. В конце хода заслонки цепь питания обмотки электромеханизма автоматически разомкнется и электромеханизм остановится. Одновременно замкнется цепь сигнальной лампы, и на щитке управления загорится лампа ОТКРЫТО. При установке переключателя в положение ЗАКРЫТО приводной вал электромеханизма и связанные с ним детали возвратятся в исходное положение. В конце хода заслонки цепь обмотки электромеханизма автоматически, разомкнется и электромеханизм остановится, при этом замкнется цепь сигнальной лампы и на щитке управления загорится лампа ЗАКРЫТО. Особенностью данной конструкции является то, что при положении крана ЗАКРЫТО образуется отсечная полость Е (см. рис. 3.5), заполненная топливом. При повышении, давления топлива в отсечной полости, крана до 2,5 МПа открывается предохранительный клапан 7, который перепускает топливо из отсечной полости Е в полость проходного канала N.

В качестве одного из узлов заправки топливом летательного аппарата может служить кран (см. рис. 2.2), прекращающий подачу топлива при заправке баков

Узел заправки состоит из корпуса 2, электромагнитного клапана 4 со штоком 1; плунжера 5 с пружиной 6 и поплавкового клапана 7. Топливо из магистрали заправки под давлением, создаваемым топливозаправщиком, подается в узел заправки, отжимает плунжер 5 и через окна корпуса поступает в заправляемый бак. Одновременно через отверстие $\varnothing 0,8$ мм в плунжере топливо поступает в полость под плунжером и сливается туда через специальное отверстие в бак. При перекрытии сливного отверстия слив топлива из подплунжерной полости прекращается, давления под плунжером и над плунжером уравниваются, и усилием пружины 6 плунжер перекрывает входное сечение узла заправки. Сливное отверстие может быть перекрыто или поплавковым клапаном 7 или электромагнитным клапаном 4.

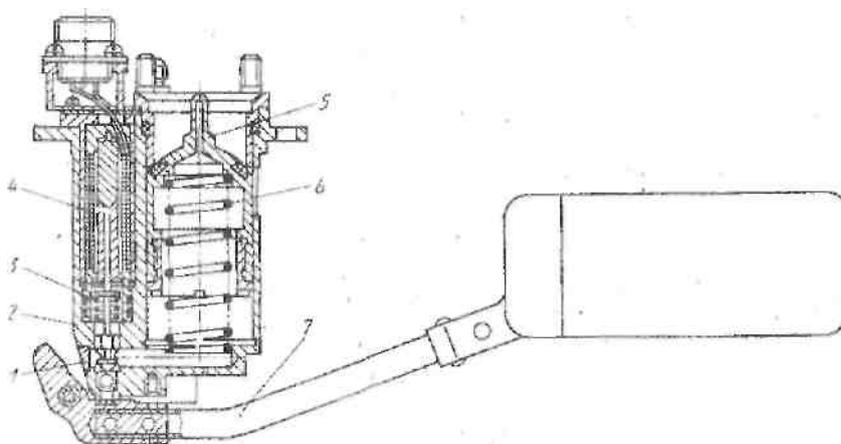


Рис 2.2. Узел заправки: 1 - шток; 2 - корпус; 3, 6 - пружины; 4 - электромагнитный клапан; 5 - плунжер; 7 - поплавковый клапан

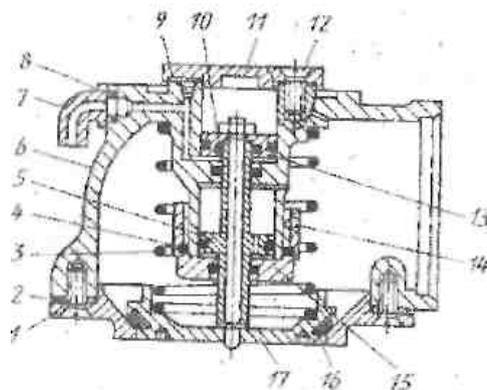
Поплавковый клапан перекрывает слив при наполнении бака, т.е. осуществляет автоматическую отсечку заправки бака. Электромагнитный клапан нормально открыт пружиной 3. При запитывании обмотки электромагнитного клапана шток I перекрывает сливное отверстие и узел заправки будет закрыт. Электромагнитный клапан управляется с наземного пульта контроля заправки.

Клапаны аварийного слива (рис. 2.3) установлены в магистралях подачи топлива в расходный бак из крыльевых баков и расположены у законцовок крыла в месте, исключающем попадание сливаемого топлива на конструкцию самолета. Они предназначены для аварийного слива топлива из бака в атмосферу.

Поршни свободно перемешаются по направляющим корпуса. Полость нижнего поршня 5 закрыта гайкой 15, которая зафиксирована винтом 14, верхнего поршня 13 - крышкой 11 с прокладкой 9. В корпусе выполнено отверстие для подвода воздуха под давлением в полость под верхний поршень. При отсутствии давления воздуха под верхним поршнем пружина плотно прижимает клапан к седлу корпуса, Давление воздуха, подаваемого под верхний поршень, преодолевает действие пружины и отжимает клапан от седла корпуса, соединяя тем самым полость трубопровода топливной системы с атмосферой.

Рис.2. Клапан аварийного слива:

1 - фланец; 2, 9 - прокладки; 3 - пружина; 4, 8 -- кольца; 5, 13 —поршни; 6 - корпус, 7 - трубка; 10, 16 -уплотнительные кольца; 11 - крышка, 12, 14 -винты; 15 -- гайка; 17 - клапан



На рис.2.4. изображены типовые представители обширной номенклатуры клапанов разъема гидравлических. Разъемные клапаны служат для быстрого разъема и соединения трубопроводов гидросистемы без слива из нее жидкости.

Разъемные клапаны состоят из двух клапанов (полуразъемов) А и Б, соединенных между собой накидной гайкой.

Клапан А состоит из корпуса 1, грибка 2, стакана (или втулки) 4, пружины 3 и уплотнительного кольца 5. К седлу корпуса 6 клапана Б прижимается клапан 7 усилием пружины 8. В корпус 6 вворачивается штуцер 9. Герметичность по плоскости стыка корпуса и штуцера обеспечивается прокладкой.

В разъединенном положении в клапане А пружина прижимает стакан (втулку) острой кромкой к корпусу грибка, перекрывая выход рабочей жидкости из полости корпуса и грибка. Герметичность по плоскости стыка стакана (втулки) с корпусом грибка обеспечивается тщательной притиркой соприкасающихся поверхностей.

Гидравлические фильтры (рис.2.5) предназначены для очистки рабочей жидкости от механических примесей. Это фильтры отстойного типа с отсечными клапанами.

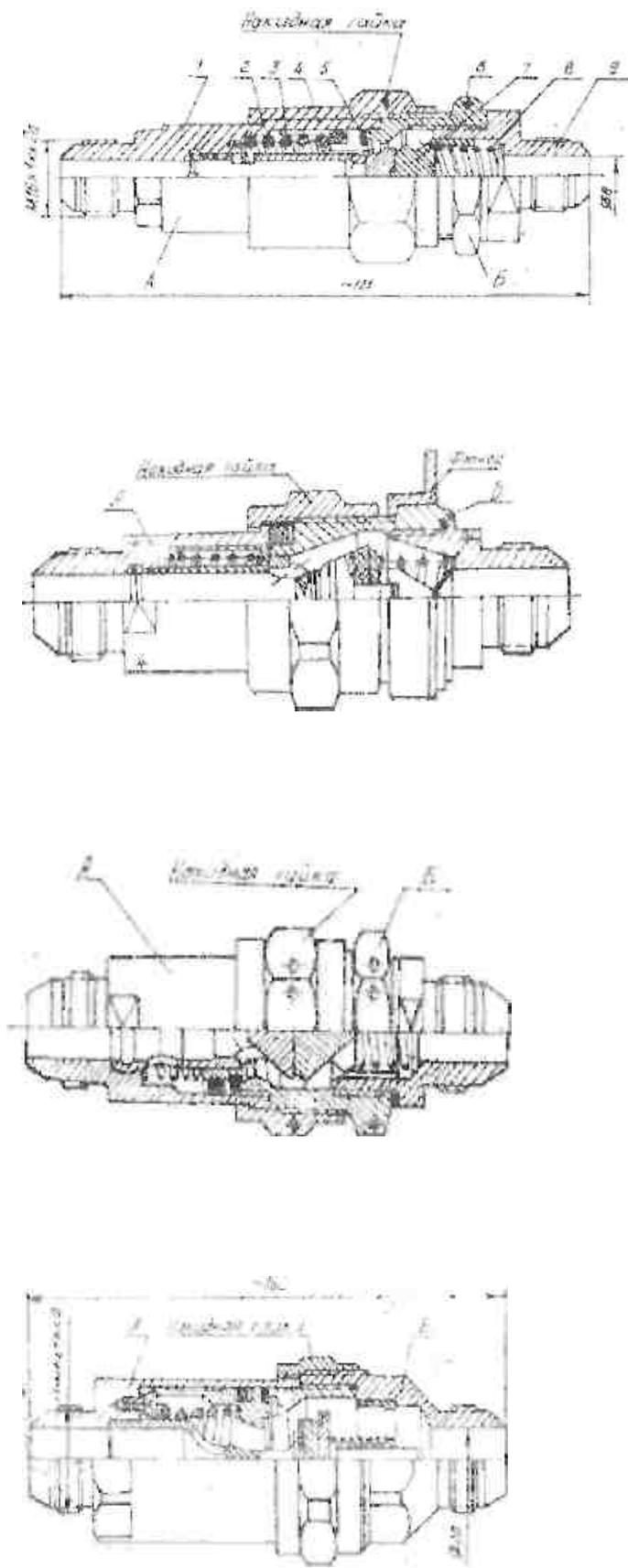


Рис. 2.4. Клапаны разъемов с различными способами крепления грибка: а — крепление стопорным кольцом: 1 - корпус клапана А, 2- грибок, 3 — пружина, 4 — стакан (или втулка), 5 —уплотнительное кольцо, 6 — корпус клапана Б, 7 — клапан, 8 — пружина, 9 — штуцер; б, в —крепление развальцовкой; г —крепление винтами.

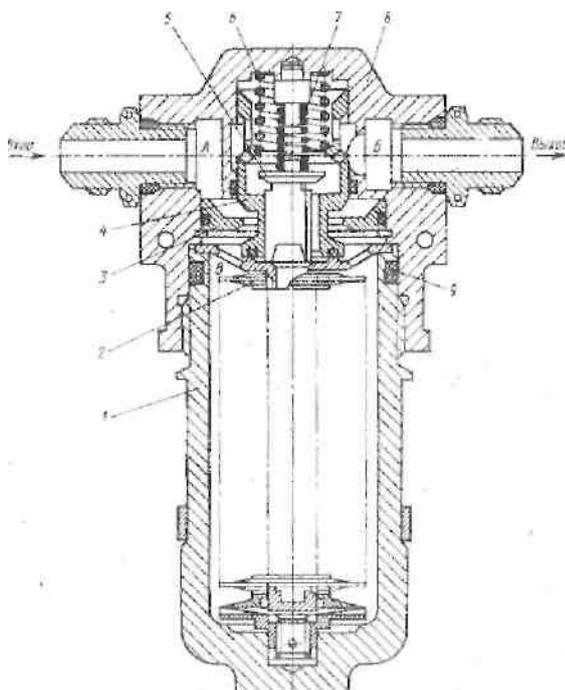


Рис. 2.5 Гидравлический фильтр:

1 - стакан; 2 - фильтроэлемент; 3 - седло; 4 - перепускной клапан; 5 - отсечной клапан; 6, 7 - пружины; 8 - крышка; 9 - уплотнительное кольцо

Рабочая жидкость через входной штуцер, кольцевой зазор между перепускным клапаном 4 и седлом 3 и прорези фланца фильтроэлемента 2 попадает в полость *B* стакана 1, проходит через диски фильтроэлемента и очищенная попадает в полость *£*, а затем - в выходной штуцер. При засорении фильтроэлемента, когда перепад давлений на фильтроэлементе возрастает до $7 \cdot 10^5$ Па, открывается перепускной клапан 4, и рабочая жидкость через кольцевую щель между клапаном и фланцем фильтроэлемента попадает непосредственно в полость *B*, минуя фильтроэлемент. Для того чтобы промыть фильтроэлемент, необходимо вывернуть стакан 1 из крышки 8. При этом перепускной клапан под действием пружины 6 сядет на седло 3 и перекроет путь жидкости из полости *A*. Одновременно под действием пружины 7 начнет перемещаться вниз и отсечной клапан 5, что предотвращает вытекание жидкости, из полости *B*. Перепускной и отсечной клапаны садятся на свои посадочные места и создают герметичность раньше, чем уплотнительное кольцо 9, надетое на стакан, выйдет из контакта с крышкой 8.

Таким образом, количество рабочей жидкости, теряемой из гидросистемы при снятии фильтроэлемента, равняется объему внутренней полости стакана. Фильтроэлемент состоит из дисков, которые собираются на стойке. Диски изготовлены из никелевой пористой ленты ФНС-5, слоя сетки саржевого плетения и каркасной коррозионно-стойкой сетки.

Поршневой гидроаккумулятор (рис. 2.26) служит аварийным источником энергии. Он состоит из сварного цилиндра 1, поршня 5 плавающего типа и крышки 8. Поршень делит аккумулятор на две полости: газовую и гидравлическую. Газовая полость 9 аккумулятора заряжается техническим азотом под давлением зарядки 7 МПа при температуре окружающей среды +20 °С. При отсутствии давления в гидросистеме поршень находится в крайнем правом положении - объем гидравлической полости минимальный.

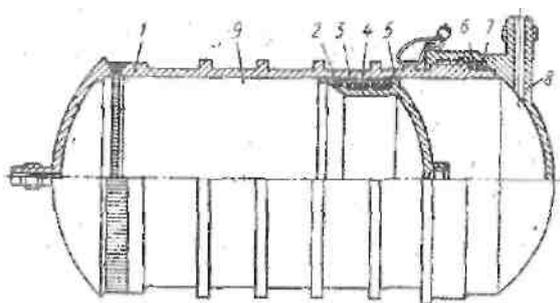


Рис 2.7. Поршневой гидроаккумулятор:

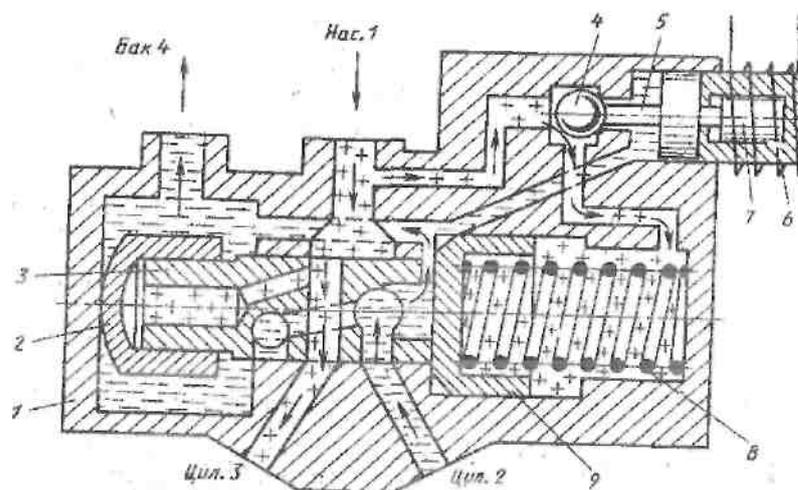
*1 - цилиндр; 2 - сальник; 3, 6 - защитные кольца; 4, 7 - уплотнительные кольца;
5-поршень; 8 - крышка; 9 - газовая полость*

При создании в гидросистеме давления выше давления зарядки поршень начинает двигаться влево, сжимая газ и создавая запас жидкости в гидравлической полости гидроаккумулятора.

Обратный клапан отделяет гидропотребитель от гидросистемы при падении в ней давления. Обратный клапан (рис. 2.7.) состоит из корпуса 5, плунжера 7, пружины 2 и термклапана. При возрастании давления в гидросистеме обратный клапан беспрепятственно пропускает жидкость в гидропотребитель. При выравнивании давления до и после обратного клапана плунжер 7 под действием пружины 2 садится на седло корпуса и отсекает гидропотребитель от гидросистемы, предотвращая его разрядку. Для защиты запертого обратным клапаном участка гидросистемы от повышения давления выше допустимого при температурном расширении жидкости в конструкцию обратного клапана включен термклапан, состоящий из клапана 11, пружины 12 и седла 13. При повышении давления до 24 МПа термклапан соединяет отсечной участок со сливом, сбрасывая излишек давления.

Электрогидравлический распределитель (см. рис. 2.8.) (ЭГР) служит для управления потоком рабочей жидкости по электрической схеме. ЭГР (см. рис. 2.8.) двухпозиционный электромагнитный с серводействием.

Электромагнит обесточен



Электромагнит включен

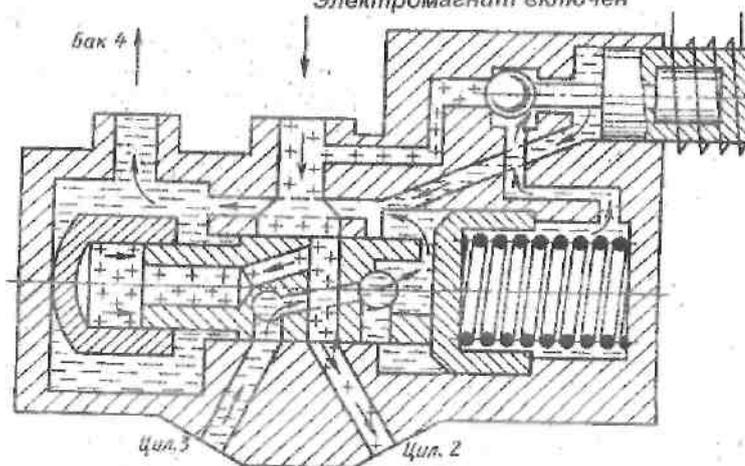


Рис 2,8. Электрогидравлический двухпозиционный клапан:
1-корпус; 2,9-поршни; 3-золотник; 4-клапанный датчик; 5-толкатель; 6-обмотка электромагнита; 7-якорь; 8-пружина.

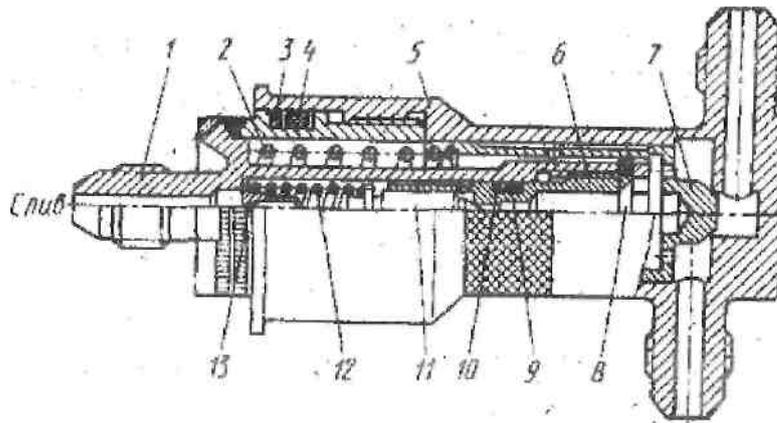


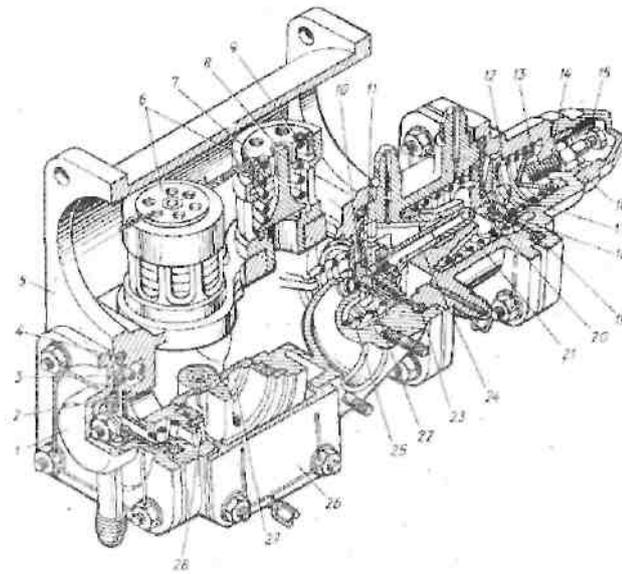
Рис. 2.7. Обратный клапан с термклапаном:

1 - крышка; 2, 12 - пружины; 3, 10 - защитные кольца; 4, 9 - уплотнительные кольца; 5 - корпус; 6 - седло; 7 - плунжер; 8 - штифт; 11 - клапан; 13 - седло пружины

В корпусе 1 размещается электромагнитный клапанный датчик 4 и золотник 3, управляемый двумя поршнями 2 и 9. При обесточенном электромагните шарик датчика давлением жидкости, поступающей от насоса, отжимается вправо и открывает проход жидкости во внутреннюю полость поршня 9. На поршень 2 также действует жидкость под высоким давлением. Площадь поршня 9, на которую действует жидкость под давлением, больше площади поршня 2, поэтому происходит перемещение золотника в левое положение, при котором полость Нас. 1 соединяется с полостью Цил. 3, а полость Цил. 2 - с полостью Бак 4. При подаче питания на электромагнит якорь, перемещаясь прижимает шарик датчика к седлу, перекрывая доступ жидкости во внутреннюю полость поршня 9 и соединяя ее со сливом. Золотник под действием жидкости на его левый торец перемещается в правое положение, сжимая пружину 8. Золотник занимает положение, при котором полость Нас. 1 соединяется с полостью Цил. 2, а полость Цил. 3 — с полостью Бак 4. При снятии питания с электромагнита золотник под действием давления и пружины возвращается в исходное положение. При отсутствии давления жидкости золотник возвращается в исходное положение под действием пружины.

Агрегаты наддува (рис.2.9.) входят в систему наддува и дренажа баков и предназначены для снижения давления нейтрального газа или воздуха, подаваемого в бак, до определенной величины; поддержания этого давления в процессе выработки топлива из бака; прекращения наддува после выработки топлива из бака и дренирования баков.

Агрегат наддува состоит из корпуса 5, к которому крепятся клапан наддува и дренажный клапан, внутри корпуса находятся два предохранительных клапана 6 и вакуум клапана 27.



Схема

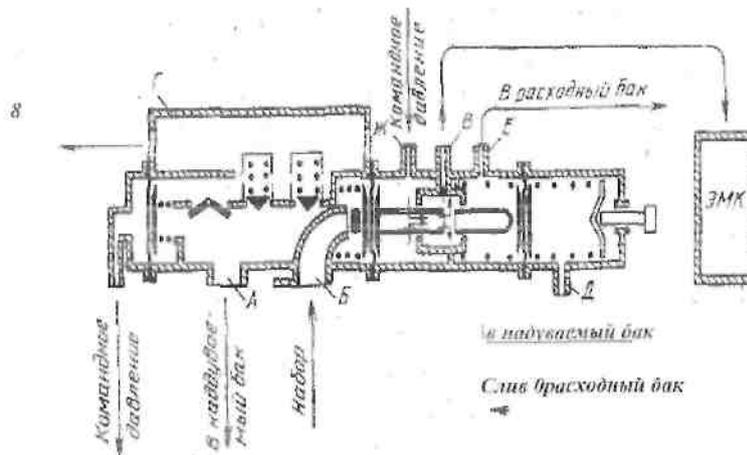


Рис. 2.9.

1 - крышка дренажного клапана; 2 - тарелка клапана; 3, 12, 21, 25 — пружины; 4, 19, 23 - мембраны; 5 - корпус; 6 - предохранительный клапан; 7, 15, 26 - крышки; 8, 22 - клапаны; 9 - пружина клапана; 10, 13, 20 - тарелки; 11, 18 - шайбы; 14 - регулировочный болт; 16 - уплотнитель; 17 - гайка; 24 - разрезной шток; 27 - вакуум-клапан; 28 - стопорное кольцо

Редуктор (рис. 2.10) предназначается для понижения давления азота в системе и поддержания **этого** давления постоянным на выходе из редуктора.

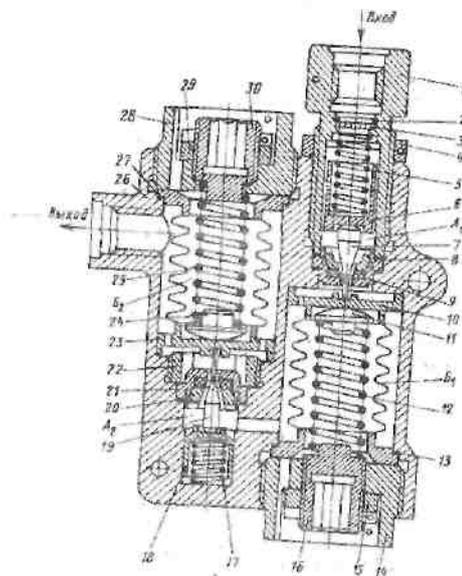


Рис 2.10. Редуктор:

1- штуцер; 2 - стопорное кольцо; 3 - фильтр; 4, 14, 22, 28 - гайки; 5, 12, 25 - пружины; 6, 18 - гильзы; 7, 19 - затворы; 8, 13, 20, 27 - прокладки; 9, 21 - седла; 10, 23 - чувствительные элементы; П, 24 - подпятники; 15, 29 - контргайки; 16, 30 - регулировочные винты; 26 - корпус; Л, Р, Б, А, ~ полости

Рабочее давление на входе в редуктор.....15 МПа
Давление за редуктором на всем диапазоне рабочих температур.....3- 10⁵ Па

Редуктор — двухступенчатый. До подачи азота в редуктор затворы 7 и 19 первой и второй ступеней отжаты от седел 9 и 21 пружинами 12 и 25 через подвижные фланцы чувствительных элементов. При подаче на вход азота под давлением все камеры редуктора заполняются, что при отсутствии отбора азота из редуктора приводит к возрастанию давления в камере Б₁. Пружина 12 сжимается до тех пор, пока давление в камере В₁ не достигнет величины промежуточного давления, отрегулированного пружиной 12 и регулировочным винтом 16.

Состоит из двух частей, в которых размещены исполнительный и чувствительный элементы.

Исполнительный элемент состоит из пружины 25 и клапана 22, опирающегося шарнирным упором о тарелку 10, которая через мембрану 23 и шайбу 11 соединена со штоком 24. Шток состоит из двух частей: одна часть перемещается вместе с тарелкой 10, а другая — свободно скользит в направляющей средней части корпуса.

Чувствительный элемент состоит из пружин 12 и 21, тарелки 20, соединенной через мембрану 19 с шайбой 18 посредством гайки 17. Тарелка 13 опирается на регулировочный болт 14, полость которого закрывается крышкой 15.

Чувствительный элемент за счет взаимодействия упругих сил пружин 12 и 21 и давления воздуха, выходящего из бака, регулирует давление в баке. Исполнительный элемент открывает и закрывает наддув бака по командам чувствительного элемента, а также перекрывает наддув после выработки топлива из бака по команде от сигнализатора выработки бака.

Газ подается к штуцеру Б агрегата наддува и по штуцеру А отводится в надуваемый бак. По штуцеру Ж в полость за мембраной 23 исполнительного элемента подается топливо из системы командного давления. Через отверстие в штоке 24 топливо под командным давлением попадает внутрь штока, отжимает его свободную часть и через образовавшуюся щель выходит в полость, соединенную со штуцером В. От штуцера В через электромагнитный клапан топливо под командным давлением сливается в расходный бак. Пока происходит слив топлива пружина 25 отжимает клапан 22 и газ (наддува) поступает в надуваемый бак.

Полость за мембраной 19 чувствительного элемента, соединена штуцером Д с надуваемым баком, а полость перед мембраной 19 соединена штуцером Е с трубопроводом слива топлива командного давления в расходный бак. При повышении давления в надуваемом баке до заданной величины (заданный перепад давлений между надуваемым баком и расходным баком, устанавливается регулировочным болтом 14) мембрана 19 прогибается, тарелка 20 прижимает подвижную часть штока 24 к неподвижной. Слив топлива через щель прекращается, давление топлива в полости за мембраной 23 возрастет, мембрана 23 прогибается и клапан 22 закрывается. Наддув бака прекращается. После выработки определенного количества топлива из надуваемого бака давление в баке уменьшится, соответственно уменьшится давление в полости чувствительного элемента за мембраной 19 клапана наддува и пружины вновь откроют клапан.

По окончании выработки топлива из бака по команде от сигнализатора выработки закроется электромагнитный клапан отсечки наддува, в результате чего возрастет давление топлива за мембраной 23 клапана наддува, мембрана прогнется и клапан 22 перекроет входное сечение.

Затвор 7 в этот момент садится на седло 9, доступ азота в камеру B_x прекращается. Одновременно через канал, соединяющий I и II ступени редуктора, азот поступает в камеру A_m затем в камеру B_2 до тех пор, пока давление в камере B_2 не достигнет величины выходного давления. Величина выходного давления регулируется пружиной 25 и регулировочным винтом 30. Затвор 19 в этот момент садится на седло 21, доступ азота в камеру Б прекращается. При отборе азота из редуктора затворы 7 и 19 отходят от седел 9 и 21 и образовавшиеся кольцевые щели пропускают азот.

На рис. 2.11 показан чертеж крана распределительного низкого давления для воздуха 623700-1, рассчитанного на применение при давлении сжатого воздуха до 0,14 МПа при допустимой температуре рабочей и окружающей сред от 218 до 333 К.

Кран предназначен для управления подачи сжатого воздуха или азота в трубопроводы пневмосистемы. Кран состоит из следующих основных деталей: корпуса 1, золотника 2, пружины 3, крышки 4.

Корпус выполнен из алюминиевого сплава, имеет три отверстия с конической резьбой для присоединения фитингов 5. Рабочий торец корпуса тщательно притерт на плите до зеркальной поверхности. Все три отверстия с конической резьбой имеют выход на эту поверхность. Золотник из бронзы со стороны, обращенной к корпусу, также тщательно притерт на плите. Герметичность между золотником и корпусом обеспечивается плоскостностью обеих поверхностей и шероховатостью не ниже 12 класса. Золотник, прижатый к зеркалу корпуса пружиной, вращаясь, осуществляет распределение воздуха по каналам.

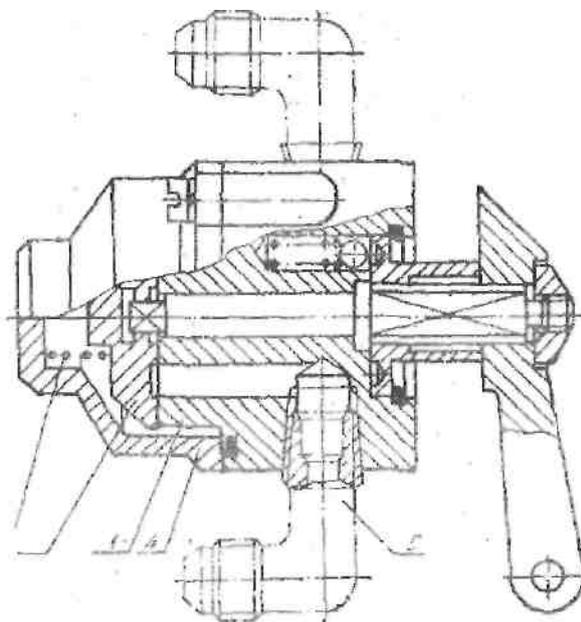


Рис. 2.11