

КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ–117В

Учебное пособие

Предлагаемое учебное пособие написано в соответствии с программой по дисциплине “Конструкция и эксплуатация авиационной техники “ и отражает специфику задач, стоящими перед будущими лётчиками.

В данном пособии подробно изложены вопросы назначения, конструкции и эксплуатации двигателя ТВЗ–117В и его систем. Рассмотрена конструкция и работа основных агрегатов и систем двигателя.

Содержание учебного пособия имеет эксплуатационную направленность, в нем приведены характерные отказы и неисправности двигателя и его систем и даны рекомендации по их обнаружению и действиям экипажа при их возникновении в полёте.

Учебное пособие утверждено Командующим ВВС и рекомендовано для курсантов военных авиационных и технических институтов, а также может быть использовано лётным и инженерно–техническим составом строевых частей.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.	5
Глава 1. Основные данные двигателя	7
1.1 Общие сведения о двигателе ТВЗ–117В.	7
1.2 Конструктивно – компоновочная схема двигателя ТВЗ-117В.	10
1.3 Системы силовой установки.	11
1.4 Принцип работы двигателя.	13
1.5 Основные параметры турбовального двигателя.	14
1.6 Основные режимы работы двигателя и их параметры.	16
1.7 Эксплуатационные ограничения параметров двигателя, их физический смысл.	20
1.8 Характеристики двигателя.	22
Глава 2. Конструкция двигателя ТВЗ–117В	30
2.1 Входное устройство двигателя.	30
2.2 Корпус первой опоры.	31
2.3 Пылезащитное устройство (ПЗУ).	33
2.4 Компрессор.	34
2.5 Камера сгорания.	43
2.6 Турбины.	48
2.7 Выходное устройство.	63
2.8 Экранно–выхлопное устройство (ЭВУ).	65
2.9 Приводы вспомогательных устройств двигателя.	67
2.10 Крепление двигателя на вертолете.	73
Глава 3. Маслосистема двигателя ТВЗ–117В	74
3.1 Система смазки двигателя.	74
3.2 Применяемое масло, нормы заправки и расхода.	76
3.3 Конструкция и работа агрегатов системы смазки	77
3.4 Система суфлирования.	83
Глава 4. Противообледенительная система двигателя	86
4.1 Обогрев элементов конструкции двигателя.	86
4.2 Обогрев губы и тоннеля ПЗУ.	88
4.3 Электрическая система обогрева ПЗУ.	89
Глава 5. Общая характеристика системы топливопитания и автоматического управления двигателем	90
Глава 6. Система топливопитания двигателя	93
6.1 Общая характеристика системы топливопитания.	93
6.2 Конструкция основных элементов системы низкого давления топлива.	93
6.3 Конструкция основных элементов системы высокого давления топлива.	96
6.4 Конструкция основных элементов дренажной системы.	102
6.5 Работа системы топливопитания двигателя.	104
Глава 7. Система автоматического управления двигателем	105
7.1 Общая характеристика системы автоматического	105

	управления двигателем.	
7.2	Система автоматического поддержания постоянного расхода топлива.	107
7.3	Система автоматического управления частотой вращения ротора турбокомпрессора.	110
7.4	Система автоматического управления частотой вращения ротора свободной турбины.	114
7.5	Совместная работа регуляторов.	115
7.6	Система автоматического управления запуском двигателя.	117
7.7	Система автоматического управления приёмистостью двигателя.	120
7.8	Система автоматического управления синхронизацией мощности совместно работающих двигателей.	128
7.9	Система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора.	132
7.10	Система автоматического управления ограничением максимальной температуры газов перед турбиной компрессора	134
7.11	Система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора свободной турбины.	135
7.12	Система автоматического управления ограничением минимального давления топлива.	136
7.13	Система автоматического управления механизмом поворота лопаток ВНА и первых четырёх ступеней НА.	137
7.14	Система автоматического управления клапанами перепуска воздуха.	140
7.15	Работа системы автоматического управления двигателем.	144
7.16	Трубопроводы	147
	Глава 8. Пусковая система	149
8.1	Общая характеристика и основные данные пусковой системы.	149
8.2	Работа пусковой системы.	151
8.3	Конструкция и работа агрегатов пусковой системы.	153
8.4	Система зажигания.	155
8.5	Вспомогательная силовая установка АИ-9В.	156
8.6	Режимы работы двигателя АИ-9В. Контролируемые параметры.	163
8.7	Воздушный стартер СВ-78БА.	164
8.8	Возможные неисправности пусковой системы.	168
	Глава 9. Система тушения пожара	170
9.1	Назначение системы тушения пожара.	170
9.2	Конструкция и работа системы тушения пожара.	171
9.3	Возможные неисправности и боевые повреждения системы тушения пожара.	173

Глава 10. Контроль работоспособности двигателя	174
10.1 Виды опробования силовой установки.	174
10.2 Контроль состояния двигателя.	175
10.3 Запуск двигателей.	177
10.4 Контроль работоспособности систем силовой установки.	180
10.5 Контроль работоспособности систем силовой установки в полете.	182
10.6 Особые случаи полёта, связанные с отказами силовой установки.	182
Заключение	190
Библиографический список	191

ГЛАВА 1. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ

1.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ ТВЗ-117В

Силовая установка боевого вертолета Ми-24 состоит из двух турбовальных двигателей ТВЗ-117В, а также систем и устройств, обеспечивающих работу двигателей.

Использование в вертолетной силовой установке двух двигателей повышает безопасность полета, так как при выключении одного из них второй обеспечивает продолжение полета или выполнение безопасной посадки. Правый и левый двигатели силовой установки взаимозаменяемы при условии разворота выхлопного патрубка.

Вертолетный газотурбинный двигатель ТВЗ-117В конструкции С.П. Изотова был создан с учетом отечественного и зарубежного опыта проектирования, производства и эксплуатации.

Особенностью конструкции турбовального двигателя является наличие свободной турбины. Мощность, вырабатываемая свободной турбиной, передается главному редуктору и составляет эффективную мощность двигателя.

Эта особенность имеет ряд конструктивных и эксплуатационных преимуществ:

- позволяет получать желаемую частоту вращения ротора свободной турбины (вала несущего винта вертолета) независимо от частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателя;
- облегчает раскрутку ротора турбокомпрессора при запуске двигателя;
- позволяет получать оптимальные расходы топлива при различных условиях эксплуатации двигателя;
- исключает необходимость установки фрикционной муфты в силовой установке вертолета.

- | | |
|---|-------------------|
| 1. Масса двигателя (сухого) | 285 кг. |
| 2. Габаритные размеры двигателя: | |
| – длина с агрегатами и выхлопным патрубком | 2055 мм.; |
| – ширина | 650 мм.; |
| – высота | 728 мм. |
| 3. Мощность на выводном валу при стандартной атмосфере с включенным ПЗУ (при $H=0$, $V=0$): | |
| – взлётный режим | 2100 л.с.; |
| – номинальный режим | 1700 л.с.; |
| – I крейсерский режим | 1500 л.с.; |
| – II крейсерский режим | 1200 л.с.; |
| – малый газ | не более 200 л.с. |
| 4. Максимальный расход воздуха через компрессор | 9,7 кг/с. |
| 5. Степень повышения давления в компрессоре | 9,9. |

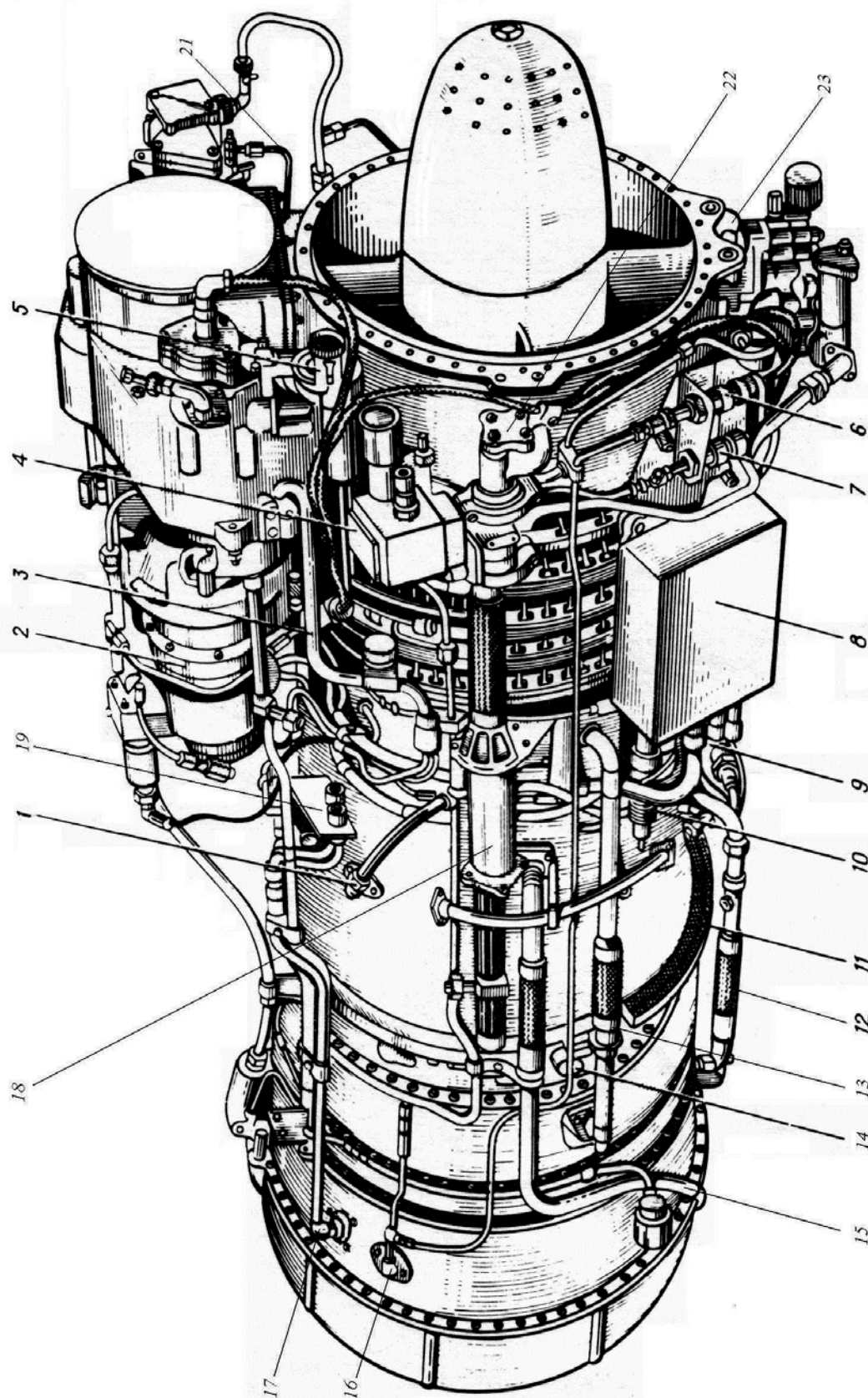


Рис.1.1. Двигатель ТВ3-117В (вид слева):

1, свеча зажигания, 2, воздушный стартер СВ 78БА, 3, коллектор электропроводов, 4-защелка 19, 19Т, 5, масляный фильтр, 6, датчик давления масла, 7, датчик давления топлива, 8, агрегат зажигания, 9, нижний гидродвигатель поворота лопаток ВНА и НА, 10, клапан надува воздуха, 11, коллектор термопар, 2, трубопровод отвода масла от IV и V опор, 13, трубопровод отбора воздуха на охлаждение свободной турбины и надув III опор, 14, термопара, 15, трубопровод суфирования II опор, 16, трубопровод отбора масла к IV и V опорам, 17, трубопровод суфирования IV и V опор, 18, трубопровод отбора воздуха (из за 12 ступеней) на ПОС и СКВ, 19, штепсельный разъём датчиков ДТА, 10, 20, сапун, 21, трубопровод отвода масла из коробки приводов двигателя, 22, фланец отбора горячего воздуха (из за 12 ступеней), 23, главный штепсельный разъём.

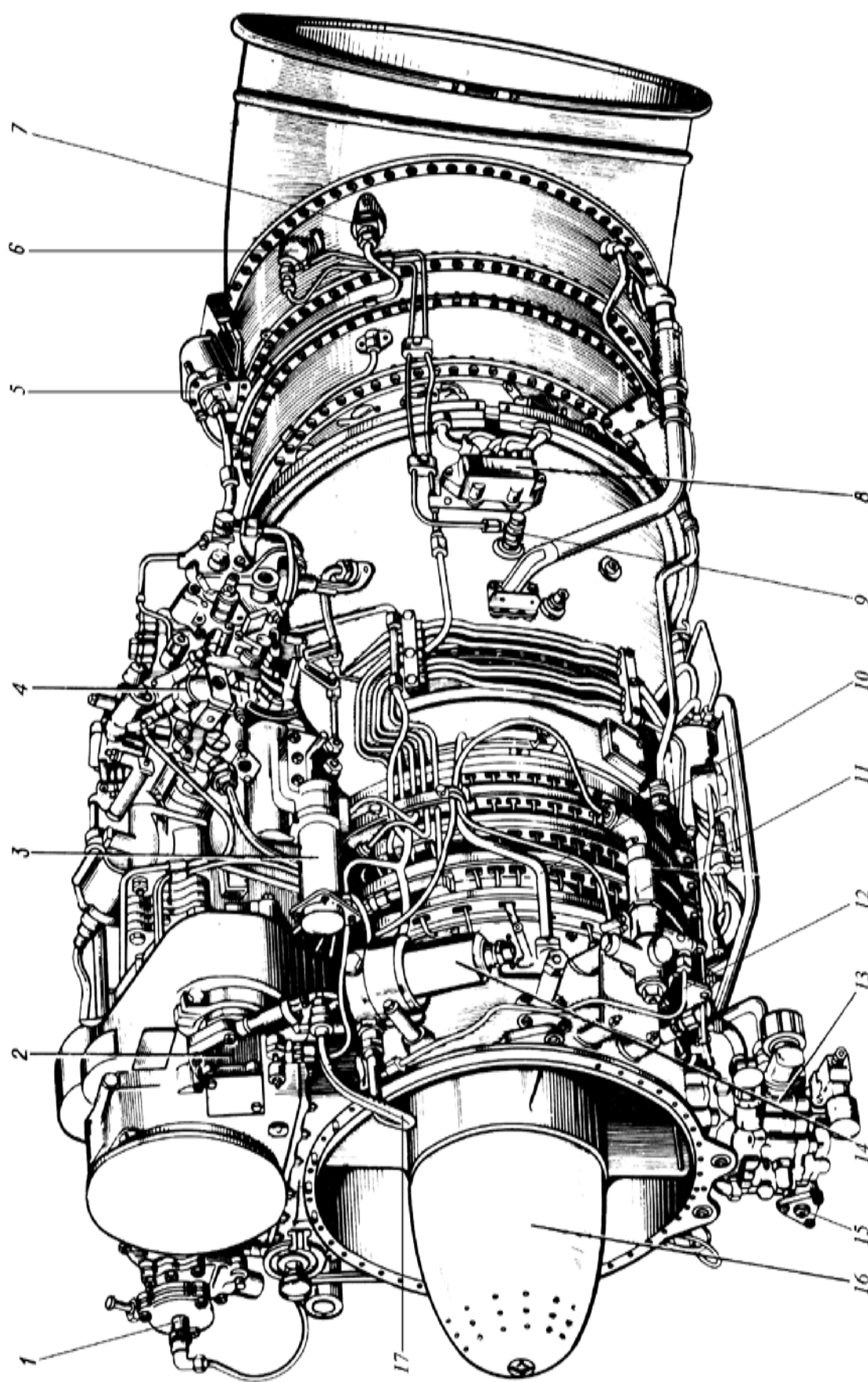


Рис.1.2. Двигатель ТВ3-117В (вид справа):

1 датчик частоты вращения ротора турбокомпрессора Д.2МТ; 2 насос ДЦН.70; 3 термолатрон; 4 исполнительный механизм ИМнр; 5 корпус привода регулятора оборотов свободной турбины; 6 эжектор; 7 электропроводка от датчиков ДТА.10; 8 клемная коробка; 9 трубопровод отбора воздуха на эжектор; 10 трубопровод надува I опоры; 11 исполнительный механизм ИМ.3А; 12 трубопровод подвода топлива к ИМ.3А; 13 масляный агрегат МА.78; 14 топливный фильтр; 15 редукционный клапан; 16 кок; 17 топливный трубопровод (от ДЦН.70 к фильтру).

1.2 КОНСТРУКТИВНО - КОМПОНОВОЧНАЯ СХЕМА ДВИГАТЕЛЯ ТВ3-117В

Конструктивно - компоновочная схема двигателя включает в себя входное устройство, компрессор, камеру сгорания, турбину компрессора, свободную турбину и выходное устройство.

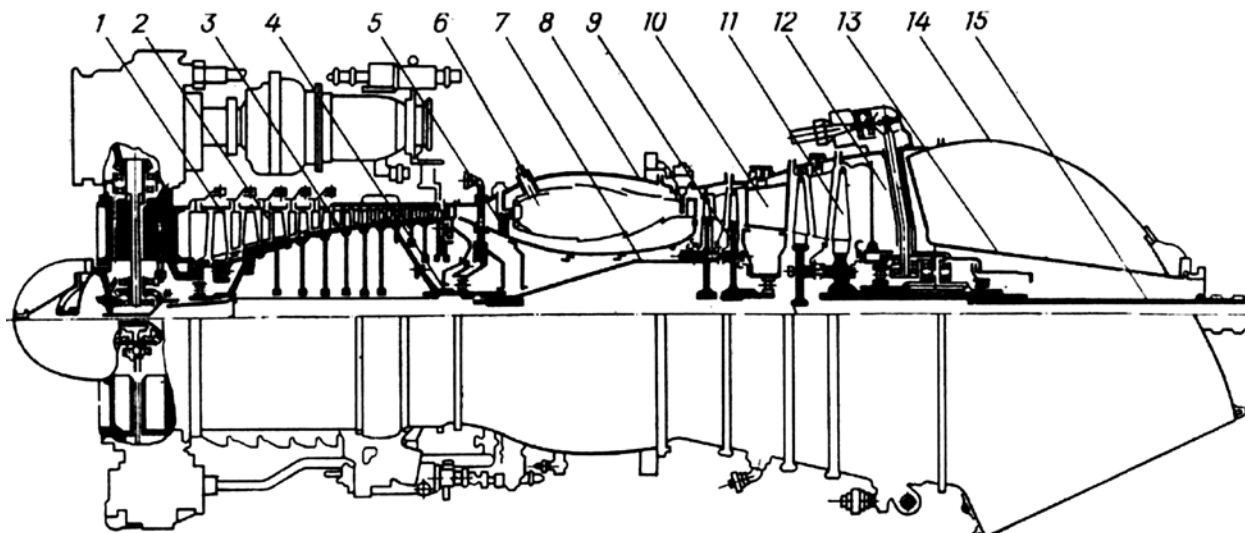


Рис.1.3. Турбовальный двигатель ТВ3-117В:

1—компрессор; 2—направляющий аппарат; 3—ротор; 4—опора 5—форсунки; 6—свеча зажигания; 7—вал; 8—камера сгорания; 9—турбина компрессора; 10,12—силовые стойки; 11—свободная турбина; 13—силовой конус; 14—выходное устройство; 15—вал свободной турбины.

Входное устройство

Входное устройство — часть фюзеляжа вертолета, образующая плавный канал для подвода воздуха из атмосферы в компрессор с минимальными гидравлическими потерями. Входное устройство предназначено для подвода воздуха из атмосферы к компрессору с заданными параметрами. Во входном устройстве двигателя происходит ускорение воздушного потока до требуемой скорости за счет разряжения, создаваемого компрессором при его работе.

Компрессор двигателя

Компрессор двигателя - осевой, двенадцатиступенчатый, высоконапорный, высокомеханизированный с поворотными лопатками входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых четырех ступеней компрессора, а так же с двумя управляемыми клапанами перепуска воздуха из-за седьмой ступени компрессора. Компрессор служит для повышения давления воздуха за счет механической работы, подводимой от турбины компрессора.

Камера сгорания

Камера сгорания — кольцевая, прямоточная. Камера сгорания предназначена для организации процесса горения топлива и подвода выделяющейся при этом теплоты к рабочему телу — воздуху. В камере сгорания происходит изменение химического состава рабочего тела. Воздух превращается в газ, представляющий собой смесь воздуха с продуктами сгорания.

Турбина компрессора

Турбина компрессора – реактивная, двухступенчатая осевая. Турбина компрессора предназначена для преобразования части энтальпии газа в механическую работу для привода компрессора и агрегатов двигателя.

Свободная турбина

Свободная турбина – реактивная, двухступенчатая, осевая. Свободная турбина представляет собой преобразователь энергии газового потока в механическую работу для создания мощности, передаваемой через трансмиссию и редуктор на вращение несущего и рулевого винтов вертолета, а также агрегатов установленных на главном редукторе.

Выходное устройство двигателя

Выходное устройство двигателя - выполнено в виде расширяющегося овального патрубка, снижающего скорость газового потока и отводящего его в сторону от оси двигателя с таким расчетом, чтобы исключить попадание горячих газов на элементы конструкции вертолета.

1.3 СИСТЕМЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Двигатель ТВ3-117В оборудован рядом систем, основными из которых являются:

- маслосистема;
- система запуска двигателя ТВ3-117В;
- система топливопитания;
- система автоматического управления двигателем;
- противообледенительная система;
- противопожарная система.

Маслосистема двигателя

Маслосистема – автономная, открытая, незамкнутая с принудительной циркуляцией масла. В состав маслосистемы двигателя входят: система смазки и система суфлирования.

Система смазки работает на синтетическом масле Б-3В и предназначена для смазки трущихся поверхностей (уменьшение трения), выноса частиц износа, охлаждения, антикоррозионной защиты деталей и уменьшения шума.

Система суфлирования предназначена для отвода газов из маслосистемы в выходное устройство и поддержания в маслобаке давления, близкого к атмосферному давлению. Суфлирование масляных полостей двигателя осуществляется за счет интенсивной откачки масляно–воздушной эмульсии в

маслобак откачивающими масляными насосами повышенной производительности.

Коробка приводов двигателя суфлируется самостоятельно через отдельный трубопровод, не соединенный с маслобаком

Система запуска двигателя ТВЗ-117В

Система запуска двигателя ТВЗ-117В – автономная. Система запуска предназначена для надёжного многократного запуска двигателей во всех условиях эксплуатации, выполнения ложного запуска и прокрутки ротора турбокомпрессора при выполнении профилактических и регламентных работ. Раскрутка ротора турбокомпрессора осуществляется с помощью воздушного стартера СВ-78БА, использующего сжатый воздух от вспомогательной силовой установки АИ-9В, а воспламенение топливовоздушной смеси – электрической системой зажигания.

Система топливопитания двигателя

Система топливопитания обеспечивает подачу топлива в камеру сгорания в соответствии с установленным режимом работы двигателя и условиями окружающей среды.

Условно систему топливопитания можно разделить на три системы:

- систему низкого давления, обеспечивающую хранение необходимого запаса топлива на вертолете, его очистку и подачу к НР-ЗВ;
- систему высокого давления, обеспечивающую повышение давления топлива и подачу его в камеру сгорания двигателя;
- систему дренажа, обеспечивающую слив топлива из камеры сгорания, топливного коллектора форсунок и капельный слив топлива из уплотнений агрегатов, установленных на двигателе.

Система автоматического управления двигателем

Система автоматического управления двигателем - обеспечивает поддержание заданного режима работы двигателя автоматически путем изменения подачи топлива в камеру сгорания.

Автоматическое изменение подачи топлива обеспечивает постоянство частоты вращения ротора свободной турбины в полете (независимо от загрузки несущего винта) на основных эксплуатационных режимах.

При срабатывании автоматических ограничителей (ИМнр), защищающих элементы двигателя от тепловых и механических нагрузок, частота вращения свободной турбины уменьшается.

Задание и управление режимами работы двигателя осуществляется из кабины пилота рычагами раздельного управления двигателями и рычагом “ШАГ– ГАЗ”.

Для обеспечения безопасности полетов двигатель оборудован системой защиты и раннего обнаружения неисправностей, аппаратурой контроля и сигнализации.

Противообледенительная система

Противообледенительная система – комбинированная. Она обеспечивает обогрев конструкции передней части двигателя и воздухозаборника горячим воздухом, отбираемым из-за компрессора. Одновременно обогрев воздухозаборника и пылезащитного устройства осуществляется за счет электронагревательных элементов.

Противопожарная система

Противопожарная система предназначена для обнаружения очага возникновения пожара, сигнализации и автоматического его тушения в защищаемых отсеках.

Противопожарная система состоит из средств сигнализации о возникновении пожара и средств тушения.

Противопожарная система осуществляет автоматическое тушение пожара при нагреве всех датчиков одной группы до температуры не менее 150°C и при скорости роста температуры среды, окружающей датчики, $2^{\circ}\text{C}/\text{с}$ и более.

1.4 ПРИНЦИП РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

ТВаД - это тепловая машина, предназначенная для преобразования энергии сгорания топлива в работу на выводном валу двигателя, который вращается свободной турбиной.

Под энергией сгорания топлива понимается тепловая энергия, выделяющаяся при горении топлива в атмосфере воздуха. Напомним, что горение представляет собой химическую реакцию окисления топлива в кислороде воздуха, идущую с выделением теплоты.

Итак, задачей ТВаД как тепловой машины является получение полезной работы из подведенного тепла, выделяющегося в результате сгорания топлива.

Рассмотрим эти энергетические процессы, привязав их к конкретным элементам двигателя.

Тепловая энергия, выделяемая при сгорании топлива, переходит в прирост внутренней энергии газа в камере сгорания. Полученный прирост внутренней энергии необходимо преобразить в полезную работу.

Процесс получения полезной работы от газа идет в свободной турбине двигателя. Условием ускорения потока в турбине является наличие перепада давлений перед турбиной и за ней. Перепад давлений создается компрессором двигателя.

Компрессор представляет собой лопаточную машину, с помощью которой за счет подводимой механической работы повышается давление воздуха.

Необходимую механическую работу для привода компрессора получают с помощью турбины компрессора, которая устанавливается за камерой сгорания.

Турбина компрессора кинематически связана с компрессором, передавая ему свою работу посредством соединяющего их вала. На турбине компрессора лишь часть прироста внутренней энергии и часть перепада давления преобразуется в работу.

Между компрессором и турбиной компрессора непрерывно происходит обмен одинаковой величины энергии: компрессор отдает энергию в виде давления воздуха, а турбина компрессора через соединяющий их вал возвращает энергию в виде механической работы.

Энергия воздуха в компрессоре повысится настолько, насколько она упадет в турбине компрессора.

Компрессор, камера сгорания и турбина компрессора образуют газогенератор. После газогенератора газ обладает не только запасом внутренней энергии, но и запасом энергии сил давления, сумма которых эквивалентна энергии подведенной в виде теплоты в камере сгорания.

Оставшийся у газа перепад давлений позволяет продолжить получение работы в следующем элементе двигателя - свободной турбине. В свободной турбине остаток энергии сил давления и часть прироста внутренней энергии превращаются в полезную работу, передаваемую на выводной вал двигателя.

Свободная турбина не имеет кинематической связи с вращающимися элементами газогенератора.

Если сравнивать по величине работы, производимые турбиной компрессора и свободной турбиной, то примерно 2/3 всей работы на турбинах двигателя приходится на турбину компрессора и 1/3 на свободную турбину. Другими словами, лишь третья часть мощности турбин двигателя оказывается полезной, остальная мощность остается внутри двигателя, приводя в действие газогенератор.

После свободной турбины газ, имеющий остаток внутренней энергии, покидает двигатель, отдавая внутреннюю энергию в виде теплоты окружающей среде.

Таким образом, полезная работа получается на свободной турбине и равна разности подведенной и отведенной теплоты.

1.5 ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Свойства двигателя могут быть представлены в виде количественных и качественных параметров.

К количественным параметрам двигателя можно отнести: мощность двигателя, массу двигателя, геометрические размеры итак далее (см. табл. 1.1)

К качественным параметрам двигателя относятся: удельная мощность двигателя, удельный расход топлива и удельная масса двигателя.

УДЕЛЬНАЯ МОЩНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ

Удельная мощность двигателя - это отношение мощности двигателя к расходу воздуха через него:

$$N_{e_{уд}} = \frac{N_e}{G_b}$$

(кВт с/кг; л.с. с/кг),

где: N_e - мощность двигателя;

G_b - расход воздуха через двигатель.

Величина $N_{e_{уд}}$ показывает, какую мощность создает каждый килограмм воздуха, протекающего через двигатель за одну секунду.

$N_{e_{уд}}$ характеризует качество термодинамических процессов, происходящих в элементах двигателя. Чем выше $N_{e_{уд}}$, тем более совершенен организован рабочий процесс в ТВаД.

УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА

Удельный расход топлива - это отношение часового расхода топлива к мощности двигателя.

$$C_e = \frac{G_{т.ч}}{N_e} \quad (\text{кг/кВт ч; кг/лсч}),$$

где: $G_{т.ч}$ - часовой расход топлива;

N_e - эффективная мощность двигателя.

Путем несложных преобразований можно получить формулу:

$$C_e = \frac{3600q_1}{H_u\eta_r N_{e_{уд}}},$$

где: q_1 - количество подведенной к 1 кг рабочего тела теплоты в КС;

H_u - теплотворная способность топлива (количество выделившейся теплоты при сгорании 1 кг топлива);

$N_{e_{уд}}$ - удельная мощность двигателя;

η_r - коэффициент полноты выделения тепла.

$$\eta_r = \frac{q}{q_0},$$

где: q - количество теплоты пошедшее на увеличение энтальпии;

q_0 - количество теплоты, которое выделилось бы при полном сгорании топлива (без потерь).

Величина C_e показывает какое количество топлива необходимо подать в камеру сгорания двигателя для создания единицы мощности. C_e характеризует экономичность двигателя, которая влияет на дальность и продолжительность полета. Чем меньше C_e , тем больше продолжительность полета.

УДЕЛЬНАЯ МАССА ДВИГАТЕЛЯ

Удельная масса двигателя - это отношение массы двигателя к мощности двигателя.

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{N_e} \quad (\text{кг/кВт; кг/л.с.}),$$

где: m - масса двигателя;

N_e - эффективная мощность двигателя.

Величина $\gamma_{дв}$ показывает, какая масса двигателя приходится на единицу создаваемой им мощности.

Удельная масса двигателя характеризует конструктивное совершенство двигателя и зависит от свойства применяемых при изготовлении материалов, от точности прочностных и термодинамических расчетов, от выбора силовой схемы двигателя, рационального конструирования и т.д. Чем меньше $\gamma_{дв}$, тем более совершенен двигатель в конструктивном отношении.

1.6 ОСНОВНЫЕ РЕЖИМЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ И ИХ ПАРАМЕТРЫ

В соответствии с ГОСТ 23851-79 режимом работы двигателя называется состояние работающего ГТД, характеризуемое совокупностью определенных значений мощности, а также параметров при принятом законе управления, определяющих происходящие в нем процессы, тепловую и динамическую нагруженность его деталей.

Для выполнения полета в зависимости от высоты и скорости полета, внешних условий и массы вертолета требуется различная мощность силовой установки, которая достигается при различных параметрах рабочего процесса.

Нагрузки, действующие на элементы двигателя и определяющие в конечном итоге его работоспособность и ресурс, определяются величиной этих параметров.

Так, например, динамические нагрузки зависят от частоты вращения ротора турбокомпрессора, тепловые - от температуры газов перед турбиной компрессора, газовые - от воздушного потока. Чем больше нагрузки, тем больше напряжение в деталях двигателя и, соответственно, меньше время непрерывной работы, допустимое по условиям безотказной работы двигателя.

Превышение допустимого времени работы может привести к возникновению остаточных деформаций в деталях двигателя, ведущих к их повреждению или разрушению.

Для осуществления полета летчик устанавливает такую мощность двигателя, которая требуется для выполнения полетного задания. При этом возникает проблема определения допустимого времени непрерывной работы двигателя, чтобы при данном уровне действующих на него нагрузок не допустить выхода двигателя за границу надежной работы.

С целью решения этой проблемы вводится номенклатура режимов работы двигателя, для каждого из которых регламентируется допустимое время непрерывной работы.

Множество полетных режимов работы двигателя ТВЗ-117В разделяются на три области:

- ОБЛАСТЬ ВЗЛЕТНЫХ РЕЖИМОВ;
- ОБЛАСТЬ НОМИНАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ;
- ОБЛАСТЬ КРЕЙСЕРСКИХ РЕЖИМОВ;

Параметры работы двигателя ТВЗ–117В

Таблица 1.1

ПАРАМЕТРЫ	ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ			ТЕМПЕРАТУРА (С°)		ДАВЛЕНИЕ МАСЛА КГС/СМ²	ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ РАБОТЫ
	п _{тк} раб.	п _{тк} max	п _{нв}	МАСЛА	ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ		
МАЛЫЙ ГАЗ	ОПРЕДЕЛЯЕТСЯ ПО ГРАФИКУ $n_{тк} = f(T_n)$	79	55	– 40 +150	≤ 780	≥ 2,0	НЕ БОЛЕЕ 20
II КРЕЙСЕРСКИЙ		95,5	95±2	РЕКОМЕНДУЕМАЯ – +80 ...+140 +30 ...+150	≤ 870	3...4	НЕ ОГРАНИЧЕНО
I КРЕЙСЕРСКИЙ		97,5			≤ 910		
НОМИНАЛЬНЫЙ		99			≤ 955		60
ВЗЛЕТНЫЙ		101,15	93±1		≤ 990		6

Внутри каждой области объединяются режимы, близкие по нагрузкам, мощности и другим параметрам. Для всех режимов из каждой области время непрерывной работы не должно превышать значения, установленного для максимального по нагруженности, при этом обеспечивается надежность работы двигателя и

упрощается определение времени непрерывной работы.

Границы между областями задаются значениями важнейших параметров рабочего процесса частотой вращения ротора турбокомпрессора ($n_{тк}$) и температурой газа перед турбиной компрессора ($T_{г*}$), которые летчик обязан знать, чтобы правильно определять допустимое время непрерывной работы на данном режиме.

Положение границ зависит от внешних условий, следовательно, режим работы двигателя зависит не только от внутривысательных параметров, но и от состояния окружающей среды.

ОБЛАСТЬ ВЗЛЕТНЫХ РЕЖИМОВ

Область взлетных режимов объединяет режимы, для которых время непрерывной работы не должно превышать 6 минут. Эти режимы характеризуются весьма высокими (близкими к максимально допустимым) значениями мощности, частотой вращения ротора турбокомпрессора и температурой газов перед турбиной компрессора. Следовательно, здесь достигаются предельно динамические и тепловые нагрузки.

Ограничение максимально допустимых значений параметров рабочего процесса, выше которых двигатель не должен работать ни при каких условиях, осуществляется автоматически с помощью соответствующих ограничителей или летчиком вручную по результатам контроля этих параметров по приборам.

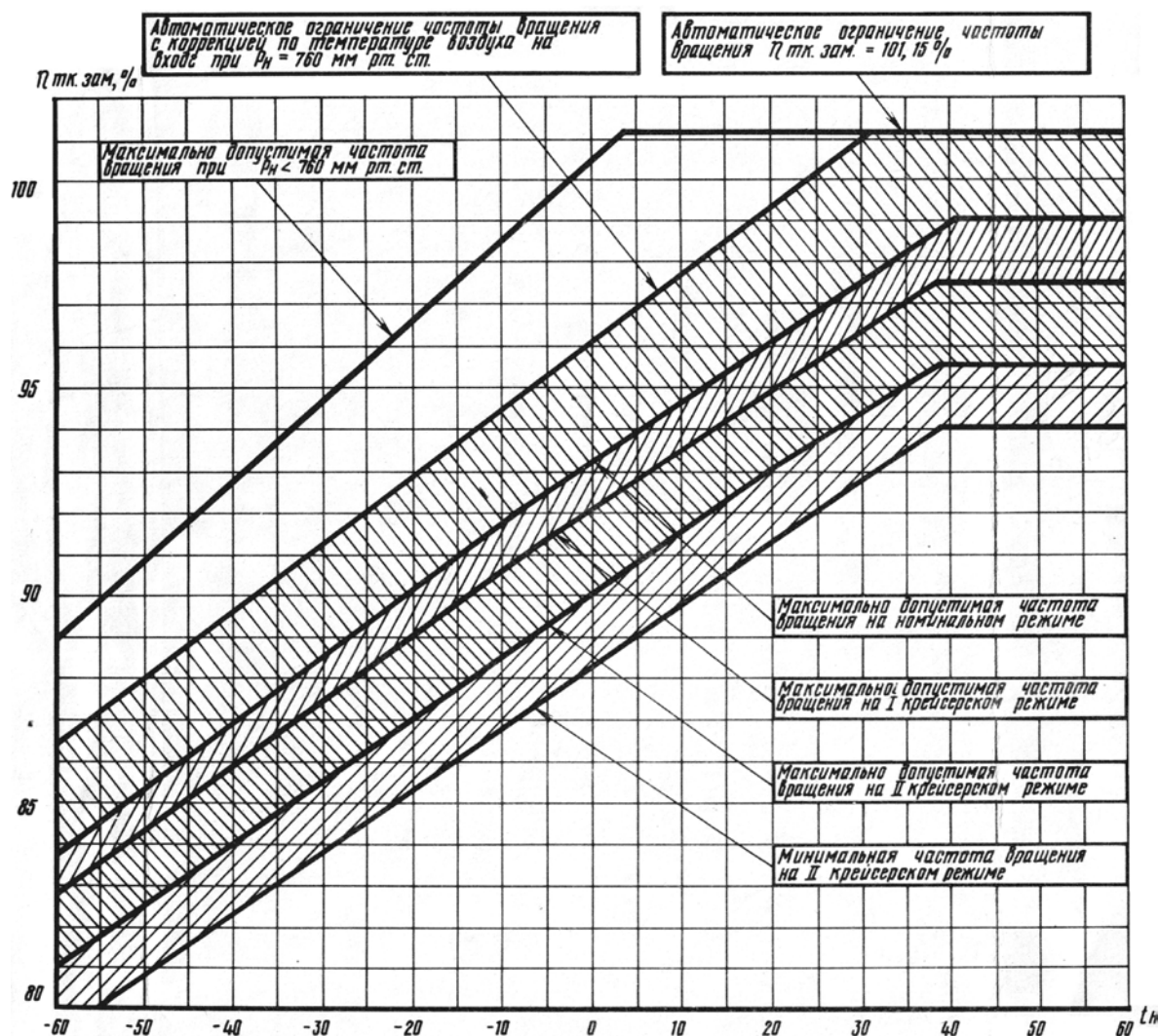


Рис. 1.4. График зависимости частоты вращения ротора турбокомпрессора от температуры наружного воздуха на входе в двигатель при $H=0$, $V=0$, $p_n=760$ мм рт.ст.

После отработки на взлётном режиме в течение 6 минут летчик обязан перейти на пониженный режим работы с целью охлаждения элементов двигателя во избежание появления остаточных деформаций и для снижения уровня нагрузок на элементы конструкции двигателя.

Взлетный режим используется для взлета, висения, набора высоты, разгона до максимальной скорости и при полетах с максимальной взлетной массой вертолета, а также при полетах на больших высотах, при высоких температурах наружного воздуха, а также при отказе одного двигателя и продолжения полёта вертолётa с одним работающим двигателем.

ОБЛАСТЬ НОМИНАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ

Для всех режимов в этой области установлено ограничение по времени непрерывной работы до 60 минут, что связано с достаточно высоким уровнем действующих нагрузок (хотя они ниже, чем на взлетном режиме).

Данный режим используется для взлета, висения, набора высоты, длительного разгона и при полетах с нормально взлетной массой вертолета. Мощность на номинальном режиме составляет примерно 90% от мощности на взлетном режиме.

ОБЛАСТЬ КРЕЙСЕРСКИХ РЕЖИМОВ

Область крейсерских режимов объединяет режимы, на которых время непрерывной работы не ограничено в пределах всего ресурса двигателя из-за сравнительно низкого уровня действующих нагрузок.

Эти режимы чаще всего используются при выполнении горизонтальных полетов. Для двигателя ТВЗ–117В номенклатурной устанавливаются I и II крейсерские режимы:

- *I крейсерскому режиму* соответствует режим полета вертолета с минимальным километровым расходом топлива (применяется при полете на максимальную дальность, например, при перелетах);

- *II крейсерскому режиму* соответствует режим полета вертолета с минимальным часовым расходом топлива (применяется при полетах на максимальную продолжительность полета - например, при патрулировании).

Очевидно, что по уровню нагрузок I крейсерский режим лежит выше, чем II крейсерский. Безотказная работа двигателя в пределах всей области крейсерских режимов обеспечивается без ограничения времени непрерывной работы.

Нижняя граница крейсерских режимов (II крейсерский режим) не остается неизменной: летчик вправе установить минимально возможный режим работы двигателей, достаточный для выполнения горизонтального полета.

РЕЖИМ «МАЛОГО ГАЗА»

Особое место среди других режимов занимает режим «малого газа» - это минимальной по мощности и частоте вращения турбокомпрессора режим, при котором двигатель еще способен устойчиво работать. Ниже этого режима установившийся рабочий процесс в двигателе вообще не возможен по термодинамическим причинам. Несмотря на сравнительно невысокую температуру газов из-за неэффективности охлаждения элементов турбин (мал расход охлаждающего воздуха и масла) время непрерывной работы на данном режиме ограничено 20 минутами.

Режим «малого газа» используется для подогрева двигателя перед выходом на повышенный режим и для охлаждения перед выключением с целью выравнивания температур во избежание чрезмерных температурных напряжений.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ

Режим работы двигателя на высотах полета до 2500 м и температуре наружного воздуха до +25°C определяется по указателю измерителя режимов ИР-117В (рис.).

Летчик легко может определить режим работы двигателя по положению бокового индекса, относительно центральных индексов «Н» и «К».

Взлетный режим – боковой индекс находится выше центрального индекса «Н».

Номинальный режим – боковой индекс находится выше центрального индекса «К» до положения напротив индекса «Н».

Крейсерский режим – боковой индекс находится напротив или ниже индекса «К».

Определение режимов работы двигателя по ИР-117В производится до достижения максимально - допустимой частоты вращения ротора турбокомпрессора или температуры газов.

При достижении максимально – допустимой частоты вращения ротора турбокомпрессора или температуры газов установку и контроль режимов производится по параметру, первым достигшим максимального значения.

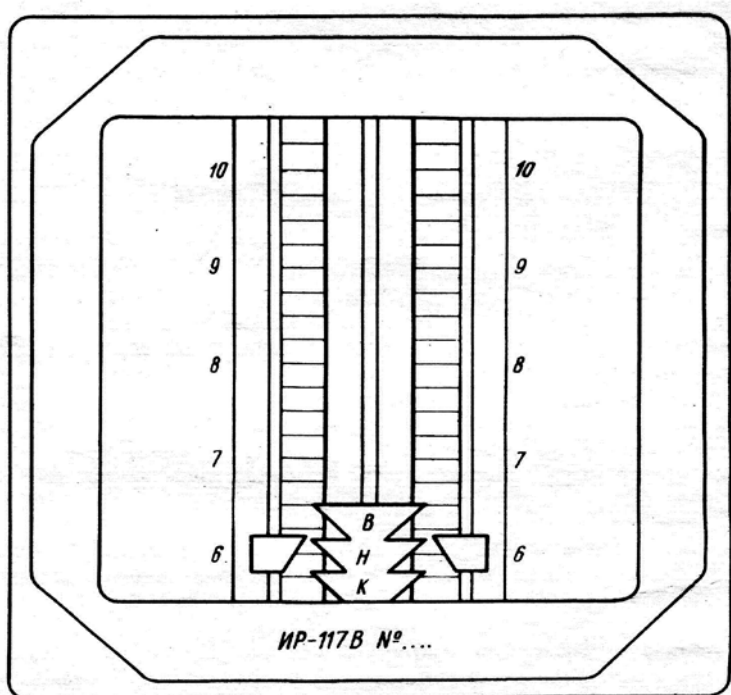


Рис. 1.5. Измеритель режимов ИР-117.

1.7 ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ, ИХ ФИЗИЧЕСКИЙ СМЫСЛ

Максимально допустимый заброс температуры газов при запуске двигателя не должен превышать 780°C. Ограничение температуры газов определяется необходимостью постепенного нагрева деталей двигателя для уменьшения температурных напряжений.

Время работы двигателя на режиме “МГ” не более 20 мин. Ограничение времени работы определяется тем, что детали турбокомпрессора подвергаются повышенным вибрационным нагрузкам и недостаточно эффективно работает система охлаждения.

Время работы на номинальном режиме ограничено 60 мин по условиям прочности деталей двигателя.

Время работы двигателя на взлетном режиме не более 6 минут и максимально допустимая температура газа перед турбиной 990⁰С.

Эти ограничения введены вследствие:

- больших температурных нагрузок деталей двигателя;
- больших вибрационных и центробежных нагрузок лопаток и дисков роторов турбин;
- температурных напряжений корпусов жаровой трубы камеры сгорания.

Максимальное значение частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{TK}=101,15\%$ ограничено из условия сохранения прочности лопаток турбокомпрессора, так как в них возникают большие центробежные, вибрационные и тепловые нагрузки.

Допустимое время работы двигателя по режимам (в % от ресурса)

на взлетном	- 5%
на номинальном	- 40%

В исключительных случаях, к которым можно отнести полёт с одним отказавшим двигателем над лесистой или горной местностью, а также над территорией занятой противником, допускается:

- непрерывная работа на взлетном режиме от 6 до 15 мин с суммарной наработкой до 25% допустимого времени работы на взлетном режиме за ресурс;
- непрерывная работа на взлетном режиме два раза от 15 до 30 мин в пределах допустимого времени работы на взлетном режиме за ресурс;
- одноразовая (за ресурс) непрерывная работа на взлетном режиме до 60 мин, после чего двигатель подлежит замене.

Повторный выход на взлетный или номинальный режимы работы двигателя можно производить только через 5 минут его работы на пониженных режимах. Это необходимо для того, чтобы выровнять температурные напряжения в деталях двигателя и организовать их равномерное охлаждение.

Не допускается “зависание” оборотов ротора турбокомпрессора при запуске двигателя на время более 3 секунд, что свидетельствует:

- о неисправности систем топливопитания и автоматического управления двигателем;
- о нарушении работоспособности подшипников опор двигателя;
- о касании деталей ротора турбокомпрессора о статор.

Давление масла - характеризует работу маслосистем двигателя. Давление масла выбирается из условия обеспечения бесперебойной смазки и отвода тепла от подшипников опор двигателя и контактной зоны шестерен.

Минимальное давление масла выбирается из условия обеспечения проникновения масла к шестерням и подшипникам, наиболее удаленным от маслососов при максимально допустимой вязкости масла в условиях низких температур.

Основными причинами падения давления масла являются:

- засорение маслофильтра механическими примесями, продуктами нагара или термического разложения масла;
- недостаточное количество масла в маслобаке;

- заедание редукционного клапана в открытом положении из-за попадания частиц нагарообразования или механических примесей;
- появление воздушной пробки в трубопроводе подвода масла к нагнетающему маслонуасосу;
- разрушение приводной рессоры маслоагрегата;
- неисправность датчика давления масла.

Повышение давления масла выше допустимого приводит к турбулентности струи масла, насыщению масла воздухом, что приводит к ухудшению смазки и охлаждения.

Температура масла - определяют тепловое состояние деталей двигателя и трансмиссии, самой маслосистемы. Минимальная температура масла при запуске ограничивается из условия обеспечения необходимой прокачки при максимальной вязкости масла.

Максимальная температура приводит к разжижению масла. Ухудшается смазывающая способность, повышается износ деталей, ухудшается охлаждение опор и зубьев шестерен.

Время выбега ротора турбокомпрессора после выключения двигателя должно быть не менее 40 сек при $n_{TK}=3\%$, или не менее 50 сек. до полной остановки ротора турбокомпрессора. Если оно меньше, то возможно разрушение подшипников опор двигателя или задевание лопатками ротора о статор.

Ограничения по попутному ветру 10 м/сек. При запуске и останове возможно возникновение помпажа из-за попадания горячих газов на вход в двигатель. По этой же причине не допускается работа АИ-9В при запущенном правом двигателе, если ветер справа $> 5\text{ м/с}$, а температура окружающего воздуха выше $+35^{\circ}\text{C}$.

1.8 ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

Характеристикой ТВаД называется зависимость основных данных двигателя от величин, характеризующих режим и условия его работы. Характеристиками вертолетных ГТД называются зависимости эффективной мощности (N_e) и удельного расхода топлива (C_e) от режима работы двигателя, высоты полета и климатических условий при заданной программе регулирования.

ДРОССЕЛЬНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Дроссельной характеристикой турбовального двигателя со свободной турбиной называется зависимость мощности и удельного расхода топлива от частоты вращения ротора турбокомпрессора n_{TK} при неизменных параметрах на входе в двигатель и принятой программе регулирования: $N_e, C_e = f(n_{TK})$

Постоянство параметров на входе в двигатель означает постоянство давления p_n и температуры T_n , а также высоты и скорости полета. Обычно принимается давление и температура, соответствующие международной стандартной атмосфере (МСА), $p_n=760\text{ мм рт.ст.}$, $T_n=288\text{ К}$. При этом скорость полета равна нулю ($V_n=0$) и высота полета равна нулю ($H=0$).

За расчетный принимается режим максимальной мощности, которая достигается двигателем при $n_{\text{тк}} = n_{\text{тк max}}$.

Дросселированием называется процесс уменьшения мощности двигателя вследствие снижения расхода топлива при медленном и плавном перемещении рычага управления двигателем.

На турбовальном двигателе ТВЗ–117В процесс дросселирования осуществляется по программе, предусматривающей постоянство частоты вращения несущего винта ($n_{\text{в}} = \text{const}$).

Уменьшение $n_{\text{тк}}$ происходит за счет уменьшения подачи топлива в камеру сгорания ($G_{\text{т}}$).

Это вызывает:

- уменьшение $\pi_{\text{к}}$ так как к воздуху в компрессоре подводится меньшая работа;
- уменьшение $T_{\text{г}}$ так как меньше теплоты подводится в камеру сгорания:

$$q = C_n (T_{\text{г}} - T_{\text{к}});$$

- уменьшение расхода воздуха через двигатель ($G_{\text{в}}$), так как уменьшение $\pi_{\text{к}}$ приводит к уменьшению плотности газа на входе в турбину $\rho_{\text{г}}$, что при неизменной скорости течения, (т.к. $\pi_{\text{тк}} = \text{const}$, $\pi_{\text{пк}} > \pi_{\text{кр}}$) и неизменной площади проходного сечения вызывает уменьшение расхода воздуха.;

- уменьшение КПД свободной турбины $\eta_{\text{ст}}$, т.к. при уменьшении абсолютной скорости на входе в РК свободной турбины и постоянстве частоты ее вращения обтекание лопаток РК станет нерасчетным.

Уменьшение $\pi_{\text{к}}$, $T_{\text{г}}$ и $\eta_{\text{ст}}$ приводит к уменьшению удельной мощности двигателя $Ne_{\text{уд}}$, т.к.:

- уменьшение $\pi_{\text{к}}$ означает уменьшение качества преобразования энергии газа в механическую работу (см. влияние $\pi_{\text{к}}$ на удельные параметры);
- уменьшение $T_{\text{г}}$ приводит к уменьшению энергии газа, преобразуемой в механическую работу (см. влияние $T_{\text{г}}$ на удельные параметры);
- уменьшение $\eta_{\text{ст}}$ означает увеличение гидравлических потерь в свободной турбине (см. характеристика свободной турбины).

Уменьшение $Ne_{\text{уд}}$ и $G_{\text{в}}$ приводит к интенсивному уменьшению Ne , т.к. $\downarrow\downarrow Ne$

$$= Ne_{\text{уд}} \downarrow G_{\text{в}} \downarrow$$

Влияние уменьшения $n_{\text{тк}}$ на изменение Se проявляется следующим образом:

- уменьшение $\pi_{\text{к}}$ приводит к увеличению Se , так как уменьшение мощности, создаваемой каждым килограммом воздуха, проходящего через двигатель, потребует увеличения количества топлива, сжигаемого в камере сгорания для создания единицы мощности;
- уменьшение $T_{\text{г}}$ приводит к росту Se , так как при прежних условиях на входе в двигатель уменьшится степень подогрева газа в двигателе, т.е. уменьшится повышение энергии газа в камере сгорания. При примерно прежних гидравлических сопротивлениях на их преодоление придется затрачивать все большую часть энергии газа;
- уменьшение $\eta_{\text{ст}}$ приводит к повышению гидравлических потерь в свободной турбине и росту Se .

$$\text{В связи с тем, что: } C_e = \frac{G_{\text{т.ч.}}}{N_e} = \frac{3600 c_n (T_r - T_k)}{H_u \eta_r N_{e_{\text{уд}}}},$$

то уменьшение $n_{\text{тк}}$ приводит к уменьшению $N_{e_{\text{уд}}}$ и росту C_e , несмотря на уменьшение количества топлива, сжигаемого в камере сгорания, так как разность $(T_r - T_k)$ уменьшается.

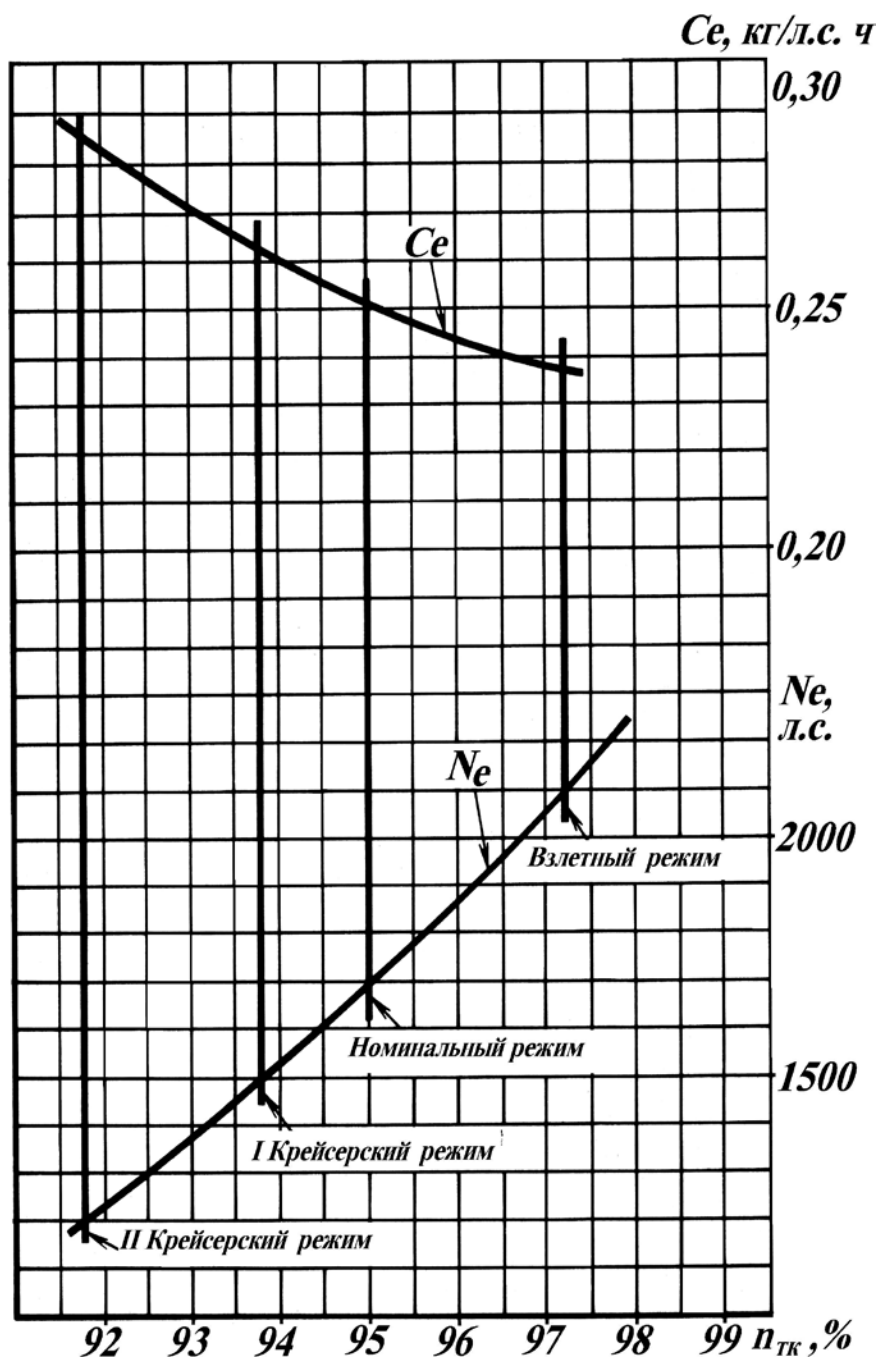


Рис. 1.6. Дроссельная характеристика двигателя ТВЗ-117В (с установленным ПЗУ и отбором на эжектор ПЗУ при $H=0$, $V=0$, $p_n=760$ мм рт.ст., $T_n=288$ К)

Дроссельная характеристика показывает, что при увеличении $n_{\text{тк}}$ мощность двигателя увеличивается, а удельный расход топлива падает.

ВЫСОТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Высотной характеристикой ТВаД называется зависимость мощности и удельного расхода топлива от высоты полета при постоянной скорости полета на заданном режиме работы двигателя и принятой программе регулирования: $N_e, C_e = f(H)$.

Так как изменение высоты полета приводит к изменению параметров воздуха, поступающего в двигатель, то высотная характеристика строится для условий, соответствующей стандартной атмосфере при высоте полета $H=0$ и скорости полета $V_{г.п.} = 0$ ($T_n = 288K$, $p_n = 1,013 \cdot 10^5$ Па).

Эффективная мощность, которую может развить двигатель на взлётном режиме на любой высоте, определяется программами ограничений, действующими на этих высотах.

Для высотного турбовального двигателя ТВ3–117В, для принятых условиях, действующими программами являются:

- **в диапазоне высот от $H=0$ до $H=3200$ м.** программа ограничения мощности по условиям прочности трансмиссии. Программа реализуется контуром турбокомпрессора электронного регулятора двигателя (ЭРД–3В) по закону:

$$n_{тк} = 110,2 + 0,159 t_n - 14,41 p_n$$

где t_n – температура воздуха на данной высоте, измеряемая в $^{\circ}C$;

p_n – давление воздуха на данной высоте, измеряемое в $кгс/см^2$.

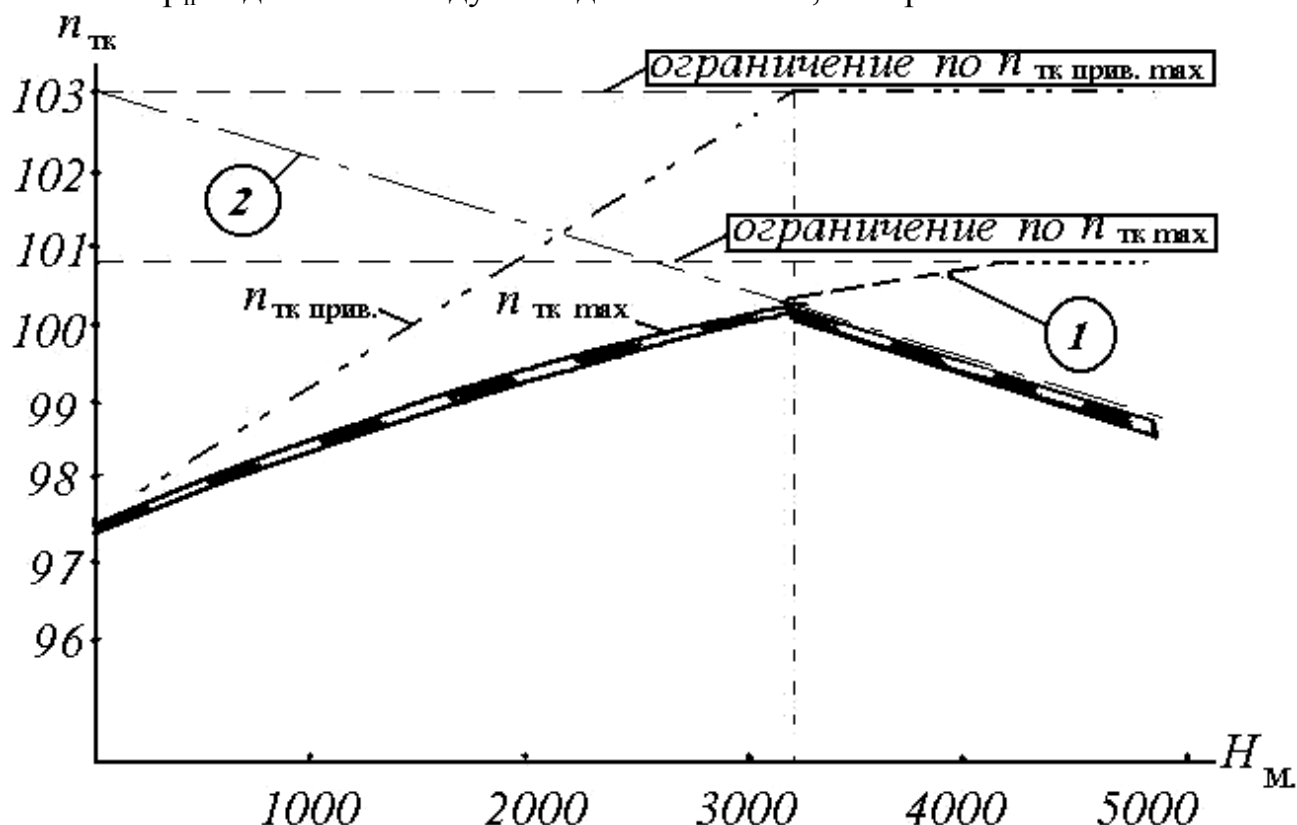


Рис. 1.7. Характер изменения оборотов ротора турбокомпрессора от высоты полета.

Выполнение этой программы приводит к увеличению $n_{тк \text{ max}}$ от $n_{тк} = 97,5\%$ при $H=0$ до $n_{тк} = 99,2\%$ при $H=3200$ м. (рис. 7.1).

Характер изменения $n_{тк \text{ max}}$ носит нелинейный характер из-за нелинейного изменения давления атмосферного воздуха (p_n) по высоте.

- **в диапазоне высот от 3200 метров и выше** программа ограничений $n_{\text{тк прив.мах}} = 103\%$ по условию обеспечения газодинамической устойчивости компрессора. Программа реализуется контуром турбокомпрессора электронного регулятора двигателя (ЭРД–3В) по закону:

$$n_{\text{тк}} = 100,3 + 0,192 t_{\text{н}}.$$

Выполнение этой программы реализует изменение $n_{\text{тк.мах.}}$ по линейному закону от $n_{\text{тк}} = 103\%$ ($H=0$) с последующим уменьшением $n_{\text{тк}}$ с темпом в 1,25% при увеличении высоты полёта на каждые 1000 метров. Данная зависимость приведена на рис. 1.7 (линия 2).

Принцип работы ЭРД–3В состоит в том, что он обеспечивает поддержание в качестве максимальных оборотов ротора турбокомпрессора, наименьшее из значений, на которые настроены ограничители. Именно поэтому, при данных внешних условиях в работу не вступают ограничители максимальных оборотов ротора турбокомпрессора ($n_{\text{тк.мах.}} = 100,8\%$) и максимальной температуры газов перед турбиной компрессора ($T_{\text{г}}^* = 990^{\circ}\text{C}$), настроенные на большие подачи топлива.

Интенсивный рост $n_{\text{тк прив}}$ в диапазоне высот от 0 до 3200 метров объясняется увеличением $n_{\text{тк}}$ и уменьшением $T_{\text{н}}$, так как:

$$n_{\text{тк.приведен.}} = n_{\text{тк}} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{н}}}}$$

Таким образом, от $H=0$ до $H=3200$ метров максимальное значение $n_{\text{тк.мах.}}$, которые может иметь ротор турбокомпрессора на взлётном режиме работы двигателя увеличиваются в соответствии с программой ограничения мощности и достигает значения $n_{\text{тк}} = 99,2\%$ ($H=3200$ м). При этих оборотах ротора турбокомпрессора приведенные обороты ротора турбокомпрессора за счет низкой температуры атмосферного воздуха ($t_{\text{н}} = -6^{\circ}\text{C}$) достигают $n_{\text{тк.приведен.}} = 103\%$ и в работу вступает ограничитель $n_{\text{тк прив.мах.}}$, который линейно уменьшает $n_{\text{тк.мах.}}$.

Такой закон изменения $n_{\text{тк.мах.}}$ с учетом изменения внешних условий приводит к уменьшению эффективной мощности двигателя. эффективная мощность равна произведению удельной эффективной мощности на расход воздуха:

$$N_e = N_{e\text{уд.}} \cdot G_{\text{в}},$$

а удельная эффективная мощность в свою очередь зависит от количества теплоты отданной каждому килограмму воздуха, внутреннего КПД и КПД свободной турбины:

$$N_{e\text{уд.}} = q_1 \cdot \eta_{\text{вн}} \cdot \eta_{\text{с.т.}}$$

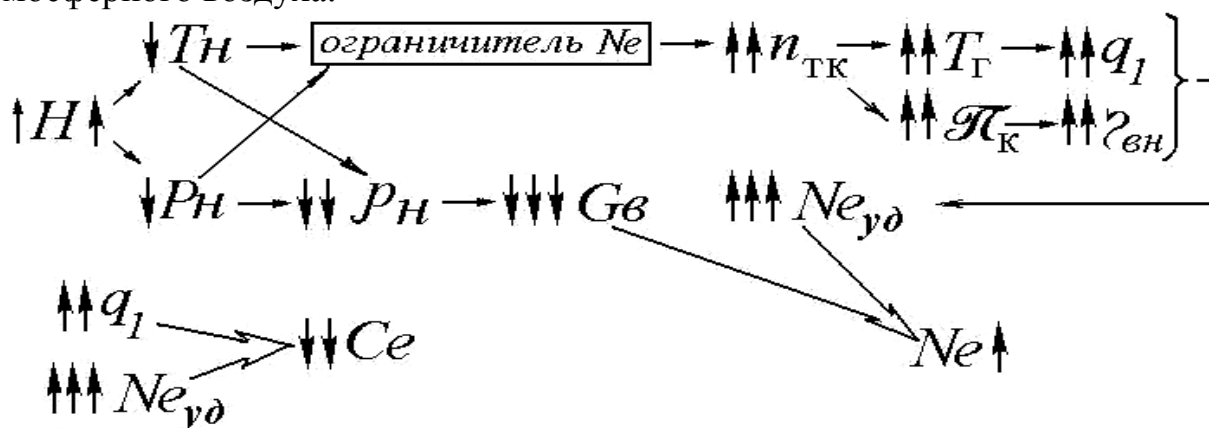
Влияние коэффициента полезного действия свободной турбины можно не учитывать, так как обороты несущего винта поддерживаются постоянными $n_{\text{в}} = \text{const}$, а уменьшение оборотов ротора турбокомпрессора относительно невелико.

Удельный расход топлива в основном зависит от соотношения теплоты к каждому килограмму воздуха и удельной эффективной мощности:

$$C_e = \frac{3600 \cdot q_1}{H_{\text{у}} \cdot \eta_{\text{г}} \cdot N_{e\text{уд.}}}$$

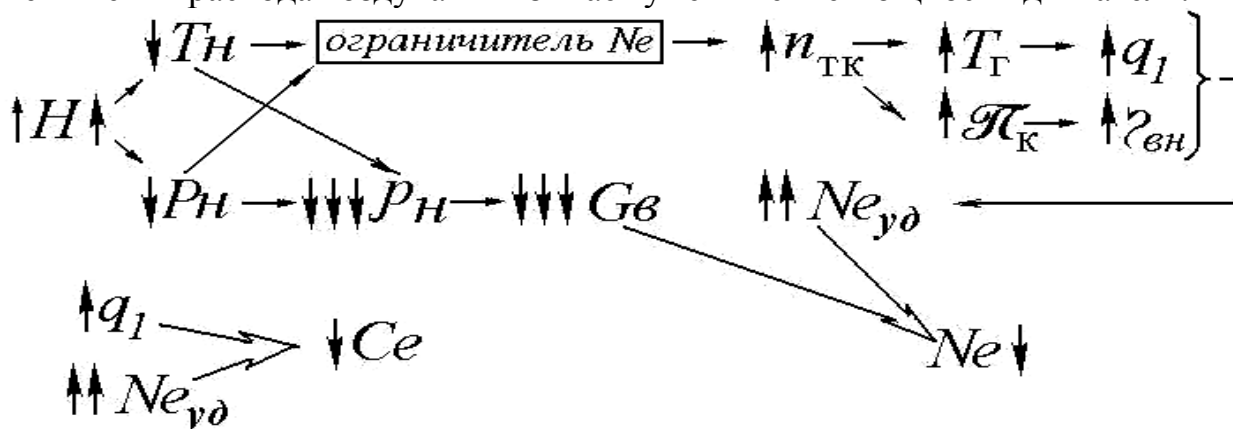
Характер изменения эффективной мощности на взлетном режиме можно проанализировать следующим образом:

- **в диапазоне высот от 0 до 1800 метров** эффективная мощность двигателя незначительно увеличивается. Это объясняется увеличением n_{TK} , что приводит к увеличению π_k , а значит внутреннего КПД двигателя и температуры газов перед турбиной компрессора. Это соответствует увеличению теплоты подведенной к каждому килограмму воздуха. Все это в совокупности увеличивает удельную эффективную мощность и эффективную мощность двигателя, не смотря на уменьшение расхода воздуха, вызванного уменьшением плотности атмосферного воздуха.

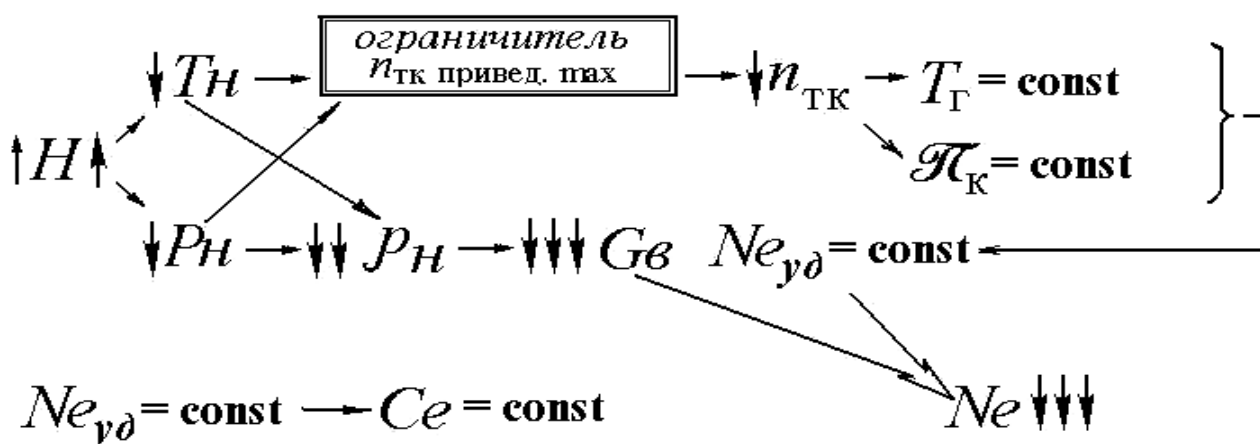


Уменьшение удельного расхода топлива объясняется увеличением π_k и внутреннего коэффициента полезного действия двигателя, что приводит к более интенсивному увеличению удельной мощности, чем увеличение теплоты подводимой к рабочему телу.

- **в диапазоне высот от 1800 до 3200 метров** эффективная мощность двигателя незначительно уменьшается. Это объясняется тем, что замедляется темп увеличения n_{TK} , а значит замедляется рост температуры газов на выходе из камеры сгорания и степень повышения давления в компрессоре. Это приводит к замедлению темпа увеличения теплоты подводимой к каждому килограмму газа и внутреннего КПД двигателя. В совокупности это приводит к тому, что темп увеличения удельной эффективной мощности становится меньше темпа уменьшения расхода воздуха и вызывает уменьшение мощности двигателя.



Менее интенсивное увеличение q_1 и удельной мощности двигателя $Ne_{уд}$ приводит к замедлению темпа уменьшения удельного расхода топлива Ce .



• на высотах более 3200 метров вступает в работу ограничитель $n_{\text{ТК}} \text{ привед. max}$. Поддержания постоянных $n_{\text{ТК}} \text{ привед. max}$ означает постоянство $\mathcal{P}_K$ и степени подогрева воздуха в двигателе, а значит и постоянство $N_{e_{y\delta}}$. Мощность двигателя резко уменьшается из-за уменьшения расхода воздуха, а удельный расход топлива остается постоянным.

Изменение N_e и C_e на номинальном и крейсерском режиме объясняется принятым законом изменения $n_{\text{ТК}}$ для этих режимов, при которых обеспечивается надежная непрерывная работа двигателя в течении установленной продолжительности работы на этих режимах (номинальной – 60 мин., крейсерский – без ограничений).

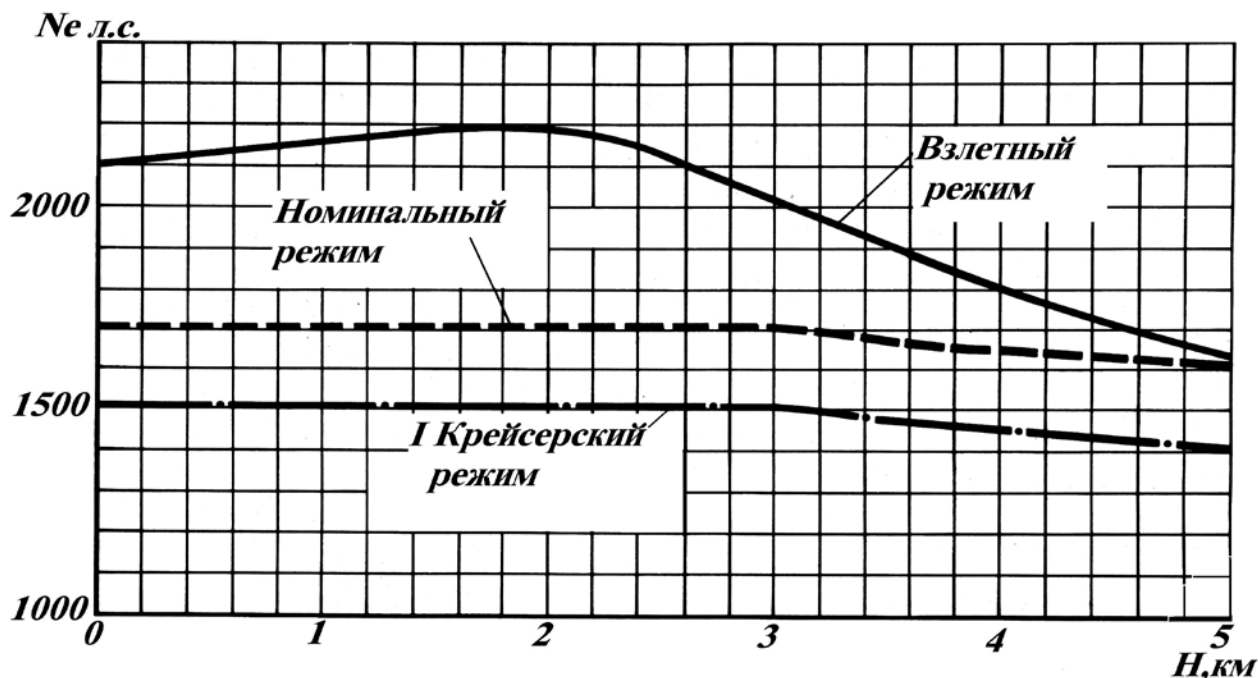


Рис. 1.8. Высотная характеристика двигателя ТВ3–117В.
 Зависимость эффективной мощности двигателя от высоты полёта, с установленным ПЗУ и отбором на эжектор ПЗУ при $H=0$, $V=0$, $p_n=760 \text{ мм рт.ст.}$, $T_n=288 \text{ К}$

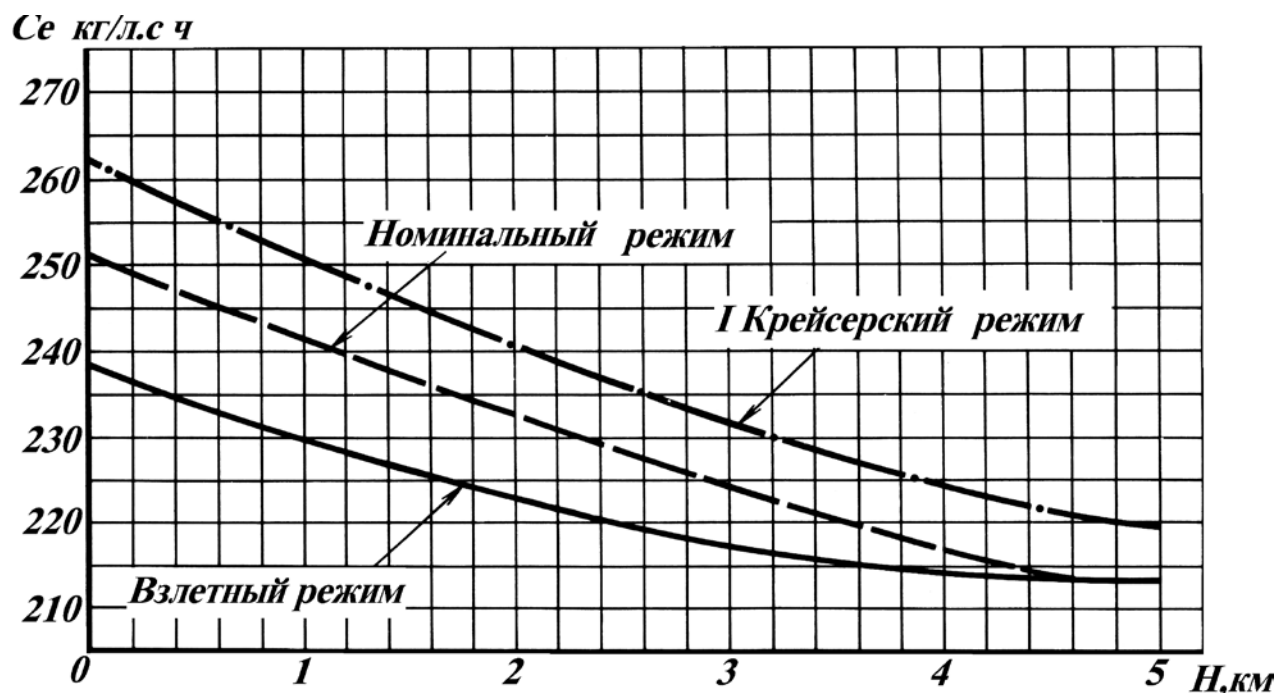


Рис. 1.9. Высотная характеристика двигателя ТВЗ-117В.
Зависимость удельного расхода топлива от высоты полёта, с установленным ПЗУ
и отбором на эжектор ПЗУ при $H=0$, $V=0$, $p_n=760$ мм рт.ст., $T_n=288$ К

У двигателя ТВЗ-117В функцию ограничения мощности на взлетном режиме до высоты ограничения выполняет электронный регулятор ЭРД-3В, ограничивающий частоту вращения турбокомпрессора с учетом условий окружающей среды. А в случае выхода из строя электронного регулятора ЭРД-3В программа управления двигателями предусматривает ограничение по расходу топлива. Это реализуется путем включения в работу ограничителя максимального расхода топлива на высоте ограничения и ниже.

Закон изменения $n_{\text{тквзл}} = f(H)$ оговаривается «Инструкцией экипажу вертолёт МИ-24». Чтобы не допустить разрушение трансмиссии, на высотах ниже высоты ограничения мощность двигателя ограничивается.

Высотность двигателя ТВЗ-117В, означающая повышенную мощность взлетного режима на больших высотах, позволяет улучшить маневренность на этих высотах и поднять практический потолок вертолета. Однако за это приходится платить большим расходом топлива и усложнением конструкции автоматических устройств.

Кроме того, высотный двигатель имеет меньший запас располагаемой мощности по сравнению с потребной на высотах ниже высоты ограничения. По этим причинам двигатели ТВЗ-117В целесообразно применять на вертолетах, которые должны иметь большую мощность на больших высотах, например, для взлета с высокогорных площадок.

ГЛАВА 2. КОНСТРУКЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ–117В

2.1 ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО ДВИГАТЕЛЯ

Входное устройство ГТД - часть газотурбинной силовой установки, включающая воздухозаборник, средства его регулирования, защитные устройства (ГОСТ-23851).

Входное устройство в значительной степени оказывает влияние на эффективность и надежность работы силовой установки, так как подводит к компрессору необходимое количество воздуха с заданным полем скоростей и давлений.

Воздухозаборником называется устройство для отбора атмосферного воздуха и подвода его к ГТД.

Входное устройство представляет собой вертолета, образующую сужающийся канал для атмосферы в минимальными потерями.

Вертолетное исходя из своего две основные задачи:

- подвод воздуха к компрессору;
- ускорение воздуха до требуемой на входе в компрессор скорости.

В этой связи к входным устройствам предъявляется ряд требований:

- *Малые потери полного давления*

Основной причиной потерь полного давления является наличие трения воздуха о стенки воздухозаборника, одного слоя воздуха относительно другого, а также вихреобразование в канале входного устройства, вызванное турбулентностью потока, попадающего на вход в двигатель и срывом потока с входных кромок входного устройства при полетах с большими углами атаки и скольжения.

Для реализации этого требования стенки входного устройства не должны иметь резкого изменения площади поперечного сечения, значительной шероховатости стенок, вмятин, а входные кромки должны быть спрофилированы таким образом, чтобы по возможности исключить отрыв потока.

- *Минимальное внешнее сопротивление*

Внешнее сопротивление обусловлено действием сил трения и избыточного давления на его наружную поверхность. Это сопротивление увеличивает суммарное сопротивление летательного аппарата и затраты на его преодоление.

Величина внешнего сопротивления входного устройства зависит от места его расположения, формы и скорости полета.

- *Равномерность полей скоростей и давлений на входе в компрессор*

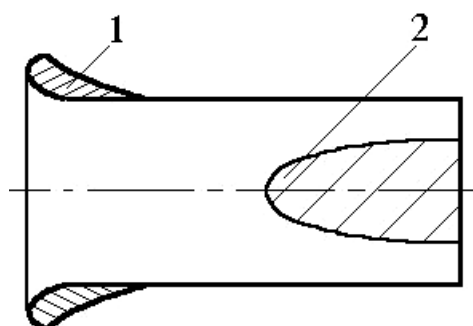


Рис.2.1 Схема воздухозаборника:
1–входная губа воздухозаборника; 2–кок.

устройство
часть фюзеляжа
плавный
подвода воздуха из
компрессор с
гидравлическими
входное устройство,
назначения, решает

Наличие неравномерности полей скоростей и давлений приводит к неравномерному нагружению компрессора, снижению эффективности его работы, уменьшению расхода воздуха через двигатель. Выполнение этого требования зависит от длины входного устройства и угла набегания потока. Чем длиннее канал входного устройства, тем более “спокойным” подходит поток к компрессору.

- *Отсутствие значительных пульсаций потока на входе в двигатель*

Причиной их возникновения обычно являются помехи во входном устройстве при наличии срыва потока.

- *Малые габариты и масса входного устройства*

Канал входного устройства разделен на переднюю часть, являющуюся принадлежностью вертолета, и заднюю часть, принадлежащую двигателю.

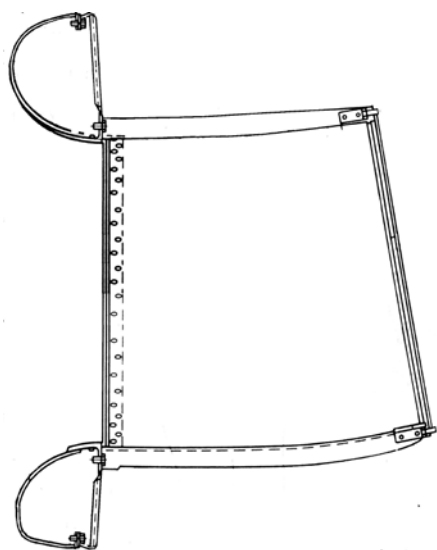


Рис. 2.2 Входной тоннель

Вертолетная часть входного устройства представляет собой входной тоннель, через который из атмосферы воздух поступает в двигатель. Этот тоннель состоит из входной коллекторной губы и внешней обечайки (рис.2.2).

Входная губа образует сужающийся канал. Для придания жесткости наружная часть входной губы сзади подкреплена стенкой. Для защиты от обледенения входная губа обогревается горячим воздухом, отбираемым из-за 12 ступени компрессора.

Входная губа соединяется заклепками с внешней обечайкой (рис. 4.4).

Внешняя обечайка образует канал практически неизменного сечения для подвода воздуха к компрессору. В этом канале происходит постепенное выравнивание полей параметров потока, гашение пульсаций, снижение турбулентности. Внешняя обечайка усиливается снаружи продольными стрингерами. В задней ее части имеется фланец для крепления вертолетной части входного устройства к двигателю.

Так же как и входная губа, внешняя обечайка защищается от обледенения горячим воздухом из-за компрессора.

Ввиду невысоких механических нагрузок детали вертолетной части входного устройства представляют собой тонкостенные конструкции из алюминиевых сплавов.

Двигательную часть входного устройства образуют корпус первой опоры двигателя с коком-обтекателем.

2.2 КОРПУС ПЕРВОЙ ОПОРЫ

Корпус первой опоры представляет собой литую конструкцию, выполненную из алюминиевого сплава. Он имеет наружную и внутреннюю обечайки, соединенные радиальными стойками обтекаемого профиля. Через горизонтальные стойки осуществляется подача воздуха на наддув первой опоры двигателя и противообледенительную систему двигателя. Через вертикальные стойки осуществляется подвод масла на смазку подшипника первой опоры, а так же проходят рессоры привода вспомогательных устройств двигателя (глава 2.9).

Кок предназначен для обеспечения плавного обтекания воздухом первой ступени компрессора. Он представляет собой тело вращения удобообтекаемой формы, выполненное из двухстеночной листовой стали. Кок крепится шпильками к фланцу на корпусе первой опоры.

Для защиты от обледенения кок и горизонтальные стойки корпуса первой опоры обогреваются вторичным воздухом камеры сгорания, а вертикальные стойки — маслом, подаваемым к подшипнику первой опоры.

Корпус первой опоры задним фланцем соединяется с корпусом компрессора.

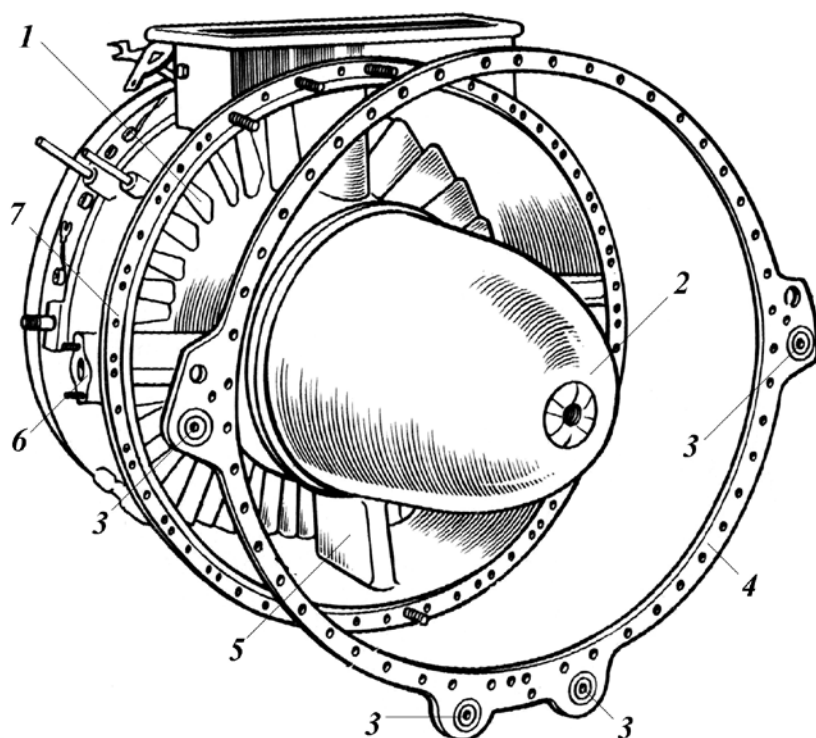


Рис. 2.3 Корпус I опоры:

1—лопатки ВНА; 2—кок; 3—шарнирное гнездо подвески двигателя; 4—силовой фланец; 5—стойка; 6—фланец подвода воздуха к ПОС; 7—фланец корпуса I опоры.

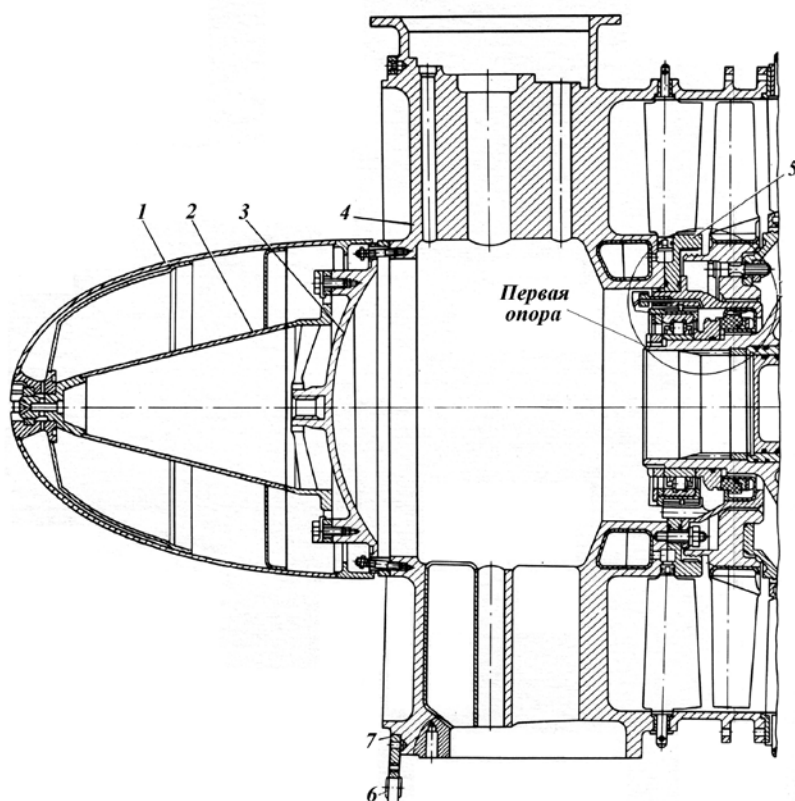


Рис.2.4. Разрез корпуса I опоры:

1—кок; 2—конус; 3—крышка; 4—горизонтальная стойка 5—узел I опоры;
6—шарнирное гнездо подвески двигателя; 7—фланец корпуса I опоры.

Входной направляющий аппарат смонтирован в корпусе I опоры.

Поворотные лопатки входного направляющего аппарата (рис.2.6) заканчиваются цилиндрическими цапфами, на которые установлены фторопластовые втулки, играющие роль подшипников скольжения

Во внутренних цапфах лопаток входного направляющего аппарата (ВНА) имеются каналы, через которые горячий воздух из кольцевой полости первой опоры (поступающий из - за 5 ступени компрессора) подводится на обогрев передних кромок лопаток ВНА.

Для управления лопатками ВНА на их верхних цапфах установлены рычаги, которые через сферические подшипники соединены с осями поворотного кольца.

К наружной обечайке корпуса I опоры крепится силовой фланец (рис 2.3) с четырьмя шарнирными гнёздами крепления двигателя к вертолёту.

Во внутренней обечайке смонтирован центральный привод агрегатов. К передней стенке внутренней обечайки крепится съёмный кок с двухстеночным обтекателем. Конструкция кока позволяет устанавливать на место обтекателя пылезащитное устройство.

2.3 ПЫЛЕЗАЩИТНОЕ УСТРОЙСТВО (ПЗУ)

Для очистки воздуха, поступающего в газозводушный тракт двигателя, от песка и пыли применяется инерционное пылезащитное устройство с двумя степенями очистки. Сепаратор представляет собой ряд колец специального профиля, закрепленных в канале с помощью радиальных стоек.

При работе двигателя воздух, засасываемый компрессором, движется по кольцевому криволинейному каналу, образованному задней стенкой центрального

обтекателя "гриба" и воздухоборника. Частицы песка и пыли обладая большей массой, чем воздух, двигаясь по инерции прижимаются к задней стенке обтекателя и попадают во внутреннюю полость сепаратора – пылевую ловушку (рис. 2.5).

Далее воздух проходит в основной тракт через криволинейные каналы, образованные кольцами сепаратора.

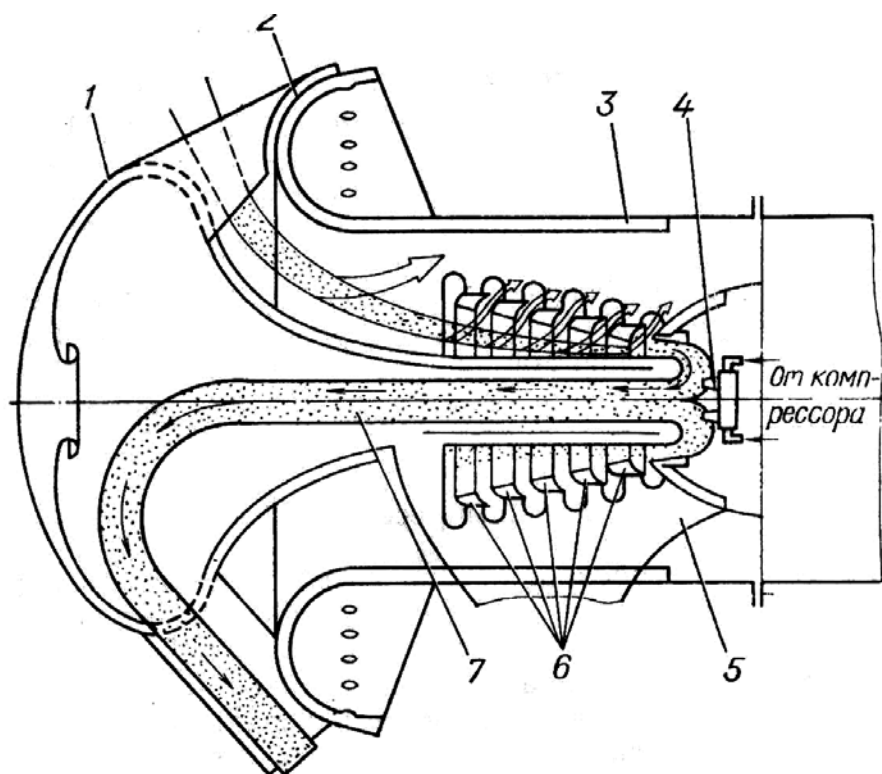


Рис. 2.5 Пылезащитное устройство:

1—центральный обтекатель; 2—обтекатель воздухоборника; 3—входной тоннель; 4—эжектор; 5—пылевая ловушка; 6—сепаратор; 7—трубопровод сброса пыли.

При прохождении воздушного потока через криволинейные каналы, образованные кольцами сепаратора, частицы песка и пыли отбрасываются на цилиндрическую часть обтекателя. Пылевой концентрат, перемещаясь по обтекателю, попадает в трубопровод отвода пыли. Пыль за счет эжекции, возникающей при истечении сжатого газа из эжекторов, выбрасывается за борт. Включение эжектора осуществляется летчиком.

2.4 КОМПРЕССОР

Компрессор является одним из основных элементов турбовального двигателя со свободной турбиной ТВЗ-117В. Двенадцатиступенчатый компрессор с поворотными лопатками входного направляющего аппарата (ВНА) и направляющих аппаратов первых четырех ступеней *ПРЕДНАЗНАЧЕН* для повышения давления поступающего из атмосферы воздуха и подачи его в камеру сгорания.

Он представляет собой лопаточную машину, в которой воздуху сообщается энергия, идущая на повышение его полного давления.

Подводимая к воздуху в компрессоре энергия в виде работы отбирается от газа с помощью турбины компрессора.

К компрессорам предъявляются следующие требования:

1. *Высокий уровень КПД*, т.е. минимальные потери работы, подводимой от турбин компрессора на повышение давления воздуха.

Причины потерь:

- гидравлические потери из-за вязкости воздуха и шероховатости поверхности, т.е. потери, связанные с преодолением трения;
- перетекание воздуха через зазоры между статором и ротором;
- завихрение потока;
- отбор воздуха на охлаждение элементов двигателя и нужды вертолета.

2. *Устойчивая работа* в широком диапазоне изменения условий полета и режима работы двигателя.

3. *Равномерность* потока воздуха на входе в камеру сгорания.

4. *Малые габариты и масса*. Добиваются за счет конструктивного совершенства и применения более легких материалов (титановые, алюминиевые сплавы, композитные материалы).

5. *Высокая прочность, износостойчивость, надежность* достигаются специальной обработкой поверхности, применением специальных покрытий, применением пылезащитных устройств, тщательным контролем технического состояния.

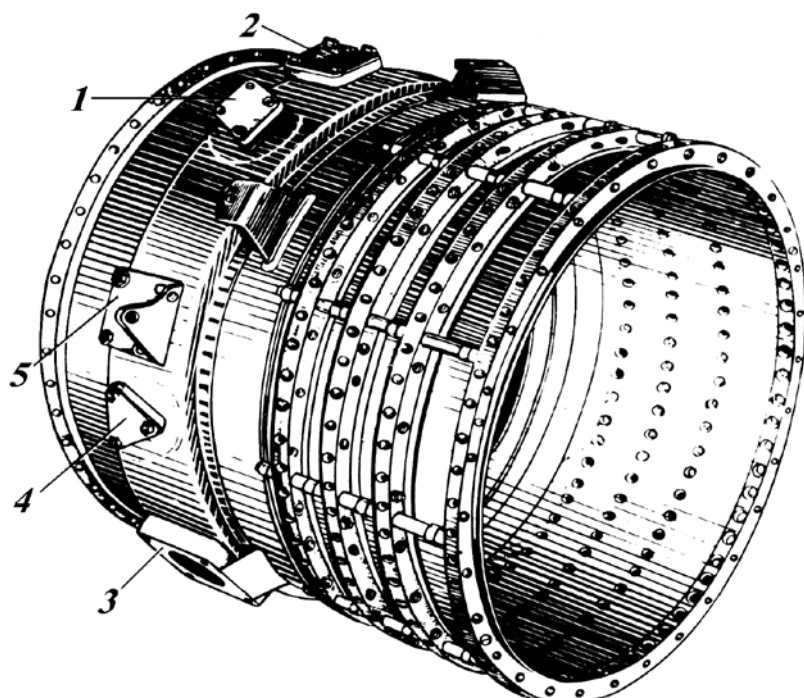
ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ

Степень повышения давления π_K – представляющая собой отношение статического P_K или полного давления P_K^* на выходе из компрессора к соответствующему давлению воздуха на входе в компрессор

$$\pi_K = \frac{P_K}{P_B} = 9,9$$

Массовый секундный расход воздуха через компрессор

$$G_B = 9,7 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}$$



Компрессор состоит из следующих основных узлов: статора; входного направляющего аппарата; ротора; первой опоры; второй опоры.

СТАТОР КОМПРЕССОРА

Статор компрессора состоит из корпуса, направляющих и спрямляющих аппаратов.

Статор компрессора выполнен из отдельных титановых цилиндрических оболочек,

Рис. 2.6. Статор компрессора (вид справа):

1–фланец для осмотра лопаток седьмой и восьмой ступеней ротора компрессора; 2–резервный фланец; 3–фланец для установки клапана перепуска; 4–фланец для отбора воздуха на охлаждение свободной

сцентрированных и соединенных между собой при помощи фланцев и призонных болтов. Это обеспечивает равномерную жесткость корпуса статора компрессора по окружности и дает возможность уменьшить радиальные зазоры с ротором. Кроме того, применение цилиндрических оболочек упростило технологию изготовления статора компрессора.

Статор компрессора состоит из 4-х корпусов. Корпуса соединяются между собой фланцами и самоконтрящимися гайками. Обечайка корпуса и кожух образуют кольцевую полость, которая через отверстия в стенке обечайки и наружной обойме направляющего аппарата 7 ступени соединяется с проточной частью компрессора.

На наружной поверхности кожуха имеется фланец для отбора воздуха на охлаждение свободной турбины и наддува третьей опоры двигателя, а также два фланца для установки клапанов перепуска воздуха (рис.2.6).

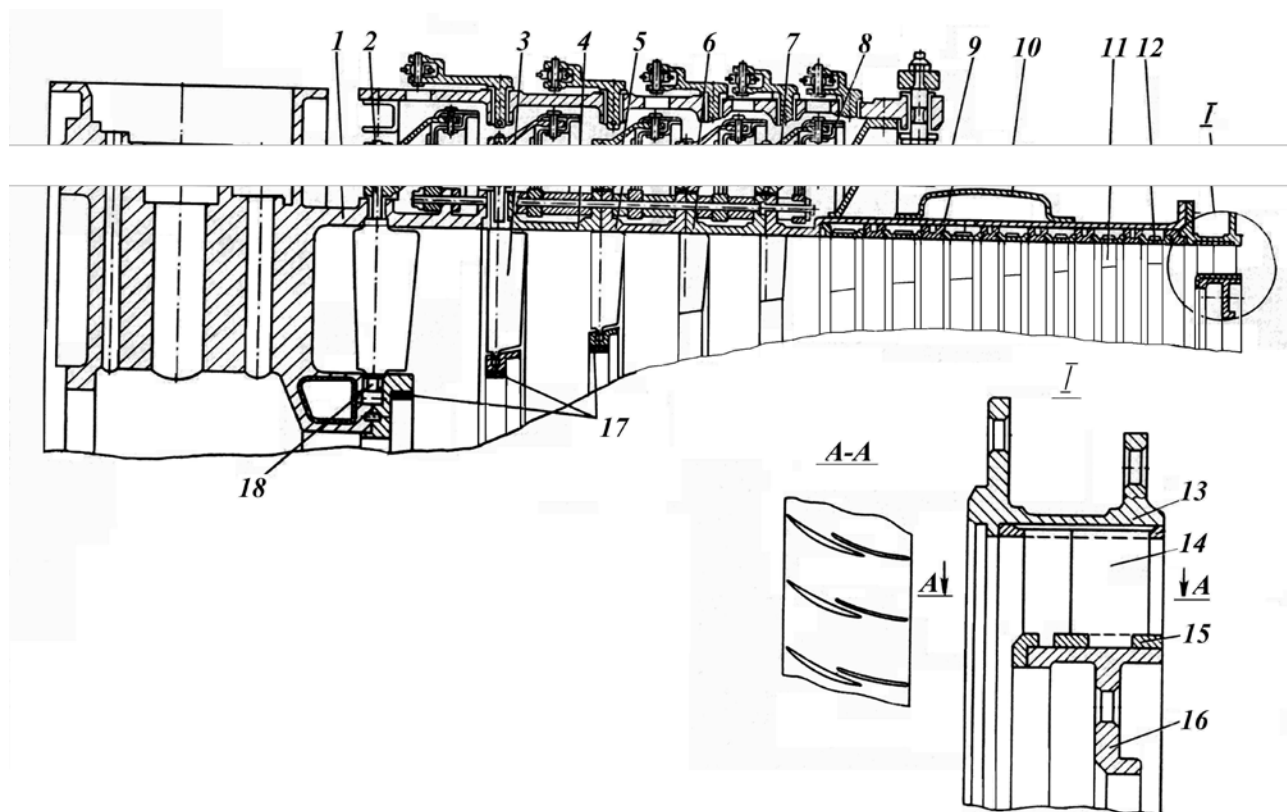
Во фланцах корпусов имеются радиальные отверстия, служащие гнездами для установки цапф поворотных лопаток направляющих аппаратов.

На наружной поверхности обечайки корпуса статора приварены 2 уголкового штуцера для отбора воздуха (из-за 5 ступени компрессора) для наддува уплотнений первой и четвертой опоры двигателя.

Лопатки направляющих аппаратов № 1 и № 2 имеют нижние цапфы (покрытые антифрикционным покрытием), которые входят в цилиндрические гнезда разъемных внутренних обоев.

Спрямяющий аппарат компрессора является силовым элементом конструкции двигателя и состоит из 2-х кольцевых обечаек и двух рядов лопаток, служащих для полного спрямления потока на выходе из компрессора (рис. 2.7).

Лопатки, изготовленные штамповкой, запрессовываются в бандажные кольца и припаиваются.



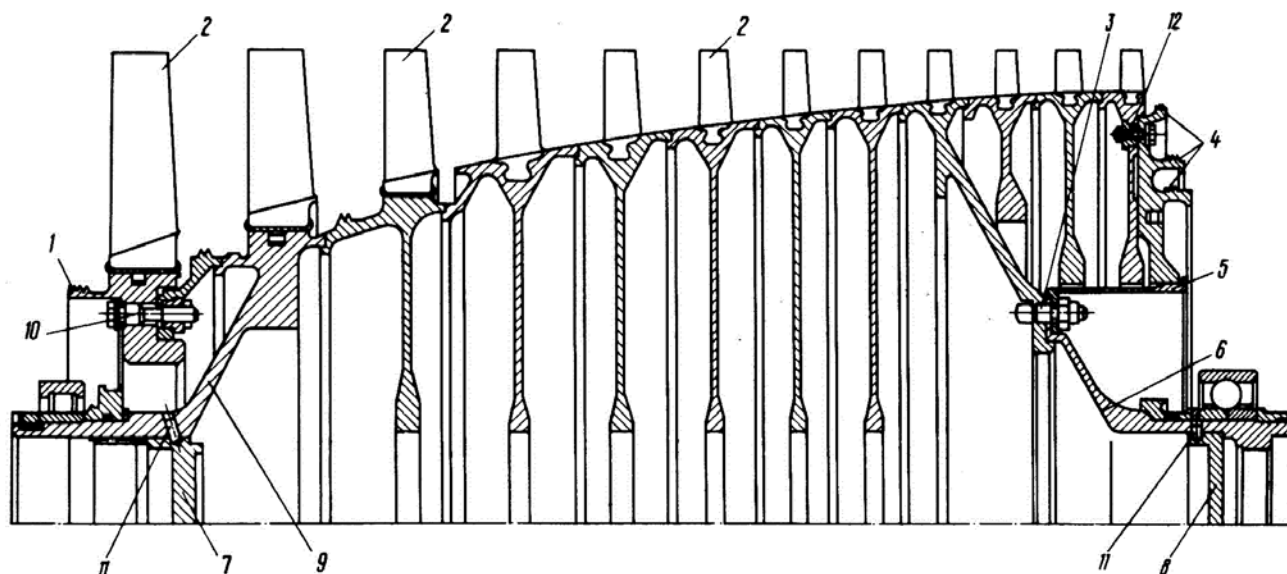


Рис. 2.8 Ротор компрессора:

1–лабиринтное уплотнение; 2–лопатка; 3–болт; 4–лабиринтное уплотнение; 5–экран;
6–задняя цапфа; 7,8–заглушка; 9–передняя цапфа; 10–болт; 11–штифт; 12–винт.

РОТОР КОМПРЕССОРА

Ротор компрессора барабанно-дискового типа изготовлен из 12 дисков, соединенных между собой электронно - лучевой сваркой, кроме диска первой ступени, который крепится призонными болтами к проставке, приваренной к диску второй ступени (рис 2.8).

Передняя цапфа (9) ротора изготовлена как одно целое с диском второй ступени. Задняя цапфа (6) крепится призонными болтами (3) к диску девятой ступени. Такое конструктивное выполнение ротора с консольно установленными дисками первой и трёх последних ступеней позволило сократить расстояние между опорами ротора, что существенно повысило изгибную и осевую жесткость конструкции. Внутри барабана ротора установлены две заглушки. Заглушка (7) отделяет масляную полость первой опоры от внутренней полости барабана. Заглушка (8) отделяет внутреннюю полость барабана от попадания вторичного воздуха камеры сгорания.

Внутри передней цапфы ротора имеется шлицы для установки конической рессоры, передающей крутящий момент от ротора компрессора к центральной конической шестерне привода агрегатов. Внутри задней цапфы имеются шлицы для передачи крутящего момента от вала турбины к валу компрессора.

Для предотвращения попадания масла во внутреннюю полость ротора установлен экран (5).

Рабочая лопатка компрессора состоит из профильной части (пера) и замковой части (хвостовика). Рабочие лопатки должны удовлетворять ряду требований, основными из которых являются следующие:

- высокая прочность вследствие воздействия на лопатку значительных центробежных и газодинамических сил, вызывающих в ней напряжения кручения, растяжения и изгиба;
- высокие вибрационные характеристики для предотвращения возникновения опасных колебаний;
- высокая точность изготовления и степень чистоты поверхности (8 – 10 класс) для обеспечения равномерности потока и высокого уровня КПД компрессора;
- лопатка должна быть легкой и достаточно технологичной, допускающей массовое производство.

Крепление рабочих лопаток к дискам ротора компрессора осуществляется с помощью замка типа «ласточкин хвост». Сечение его выполнено в форме трапеции с плоскими рабочими поверхностями.

Паз в ободе диска тоже представляет собой трапецию, расположенную под некоторым углом к оси ротора с фиксацией от перемещения пластинчатыми замками (рис.2.9).

Применение такого замка объясняется присущими ему преимуществами:

- относительно небольшой высотой, что позволяет применять диски с малой толщиной обода;
- относительно небольшой толщиной, что обеспечивает возможность размещения необходимого числа лопаток на диске (барабане) с целью получения решетки нужной густоты;
- технологичностью конструкции.

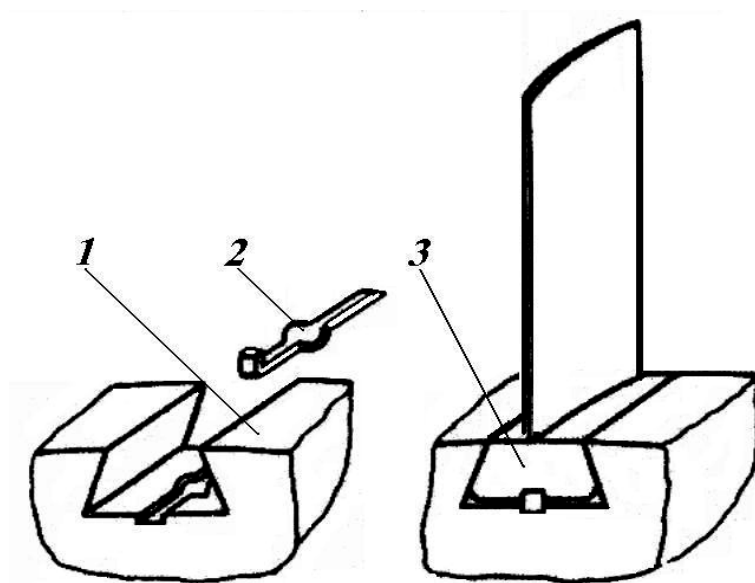


Рис. 2.9 Крепление лопаток I– III ступени

Недостатком такого крепления является его низкая способность к гашению колебаний лопаток.

Фиксация лопаток от осевых перемещений индивидуальная (отдельная для каждой лопатки) или общей для всех лопаток колеса (рис. 2.9).

Индивидуальная фиксация лопатки (3) на диске (1) осуществляется пластинчатым замком (2).

Причем лопатки первых трех ступеней устанавливаются в продольные трапецевидные

пазы в ободах дисков.

Рабочие лопатки остальных ступеней ротора компрессора с относительно небольшой массой устанавливаются в поперечные трапецевидные пазы дисков (4) и фиксируются после сборки в нужном положении (рис.2.10).

В этом случае лопатки заводятся в паз последовательно через специальное окно.

После установки всех лопаток они смещаются в пазу на половину шага, и хвостовики двух замыкающих лопаток (3) фиксируются от перемещения в окружном направлении специальным резьбовым штифтом (2).

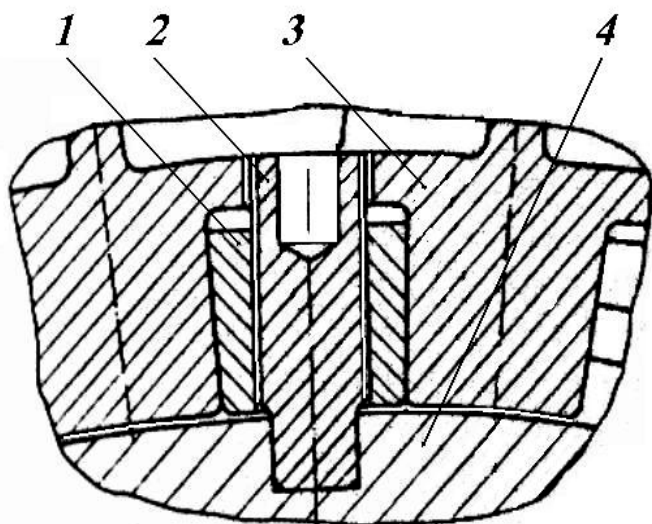


Рис. 2.10 Фиксация рабочих лопаток компрессора IV – XII ступени:
1–вкладыш; 2–резьбовой штифт; 3–рабочая лопатка 4–диск

Для предотвращения задевания деталей ротора о детали статора выполнены радиальные и осевые зазоры. Наличие зазоров ведёт к снижению КПД и напорности компрессора. На двигателе ТВЗ–117В перетекание воздуха уменьшается за счет нанесения специальных покрытий на внутреннюю поверхность колец направляющих аппаратов (17 рис.2.7) и выполнением кольцевых гребешков на барабане ротора компрессора, образующих воздушные лабиринтные уплотнения (1,4 рис. 2.8).

ОПОРЫ РОТОРА КОМПРЕССОРА

Опора ротора – совокупность подшипника с деталями крепления его к корпусу и валу, силовых элементов (передающих усилия на корпус двигателя), а также элементов смазки подшипника, охлаждения и уплотнения масляных полостей.

ПЕРВАЯ ОПОРА

Первая опора является передней опорой ротора компрессора.

Она состоит из следующих основных узлов и деталей: корпуса подшипника, демпфера, узла графитового уплотнения.

В корпусе подшипника установлены: контактное радиально–торцовое уплотнительное

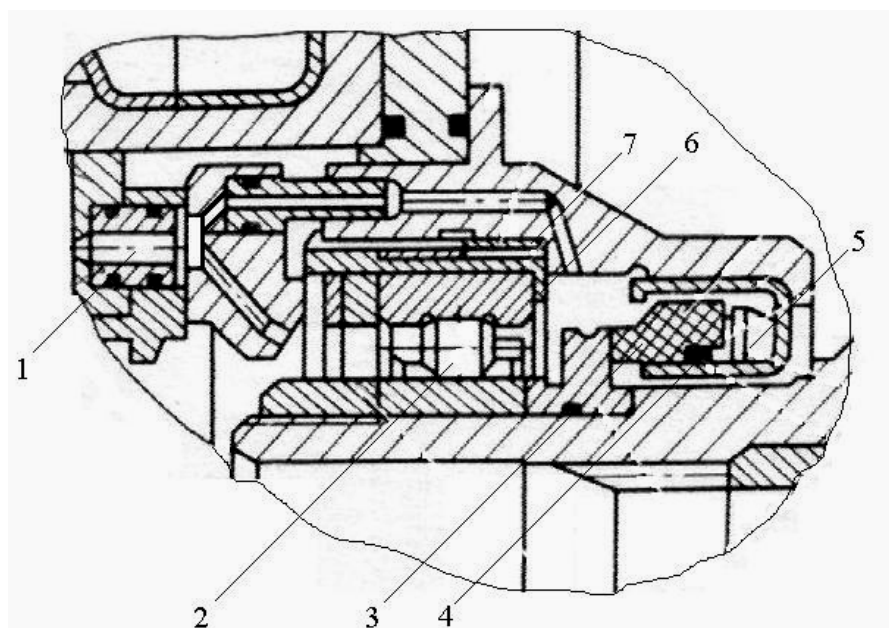


Рис. 2.11 Первая опора двигателя:

1–маслоподводящая втулка; 2–роликовый радиально–упорный подшипник; 3–уплотнительное устройство; 4–уплотнительное кольцо; 5–пластинчатая пружина; 6–стакан подшипника; 7–упруго–гидравлический демпфер.

устройство; упруго – гидравлический демпфер; роликовый радиально – опорный подшипник; монтажные кольца и фиксирующая гайка.

Уплотнительный элемент зафиксирован в корпусе плоской стопорной пластиной (рис.2.11).

Уплотнительный элемент (3) постоянно прижимается пружиной (5) к торцу вращающегося упорного кольца, обеспечивая уплотнение масляной полости по торцу. Уплотнительное резиновое кольцо (4) обеспечивает уплотнение масляной полости по образующей уплотнительного устройства.

Для создания положительного перепада давлений между воздушной и масляной полостями, воздушная полость надувается воздухом, отбираемым за пятой ступенью компрессора.

Упруго–гидравлический демпфер предназначен для снижения уровня вибраций ротора и частичной компенсации, монтажных несоосностей опор ротора турбокомпрессора.

Упруго–гидравлический демпфер (рис. 2.12) представляет собой два расположенных рядом упругих кольца с выфрезерованными выступами на их наружных и внутренних поверхностях.

Прогибы колец между выступами обеспечивают радиальную податливость опор ротора.

Полости между выступами упругих колец заполняются маслом, поступающим под давлением из системы смазки двигателя. При изгибных колебаниях ротора и деформациях упругих колец масло выдавливается из полостей между выступами, поглощая энергию колебаний.

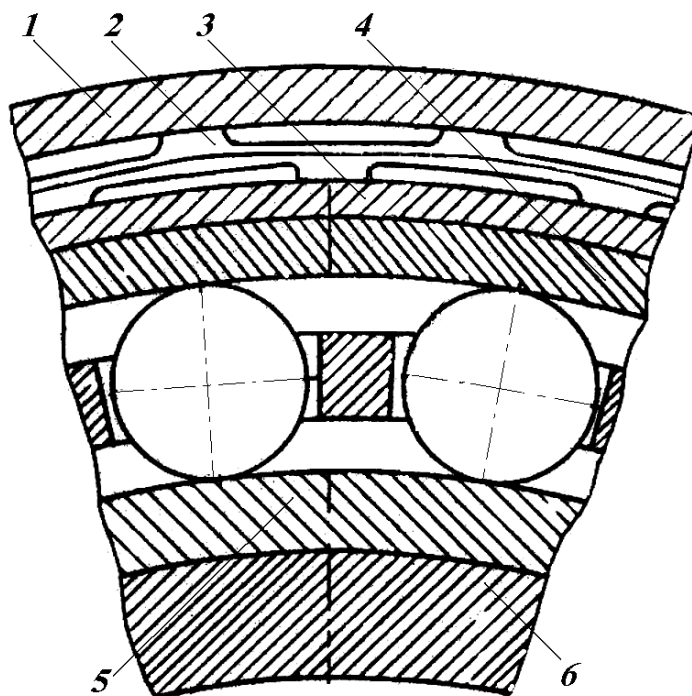


Рис. 2.12 Упруго-гидравлический демпфер:

1–корпус подшипника; 2–упругие кольца; 3–стакан 4–наружное кольцо подшипника; 5–внутреннее кольцо подшипника; 6–передняя цапфа ротора компрессора.

ВТОРАЯ ОПОРА

Вторая опора является задней опорой ротора компрессора и состоит из корпуса гнезда подшипника, корпусов с графитовыми уплотнениями, крышки лабиринта и узла графитового уплотнения (рис.2.13).

Корпус второй опоры – сварной, изготовлен из титановых листов. В передней стенке корпуса и в заднем фланце имеются отверстия, которые служат для перепуска воздуха, проходящего через гребешковый лабиринт компрессора в выхлопной патрубок, через перепускные трубки и для выравнивания давления перед графитовым уплотнением опоры.

К корпусу второй опоры крепится винтами гнездо подшипника, в которое монтируется наружное кольцо шарикоподшипника.

Внутреннее кольцо шарикоподшипника разъемное, монтируется на заднюю шейку ротора компрессора с натягом и поджимается через уплотнительные втулки и регулировочное кольцо к уплотнительному бурту задней шейки ротора компрессора.

Масляная полость опоры отделена от воздушной полости посредством корпуса с графитовыми уплотнениями (рис.2.13). Графитовое уплотнительное кольцо (3) прижимается пружиной (2) к поверхности опорного кольца (5), обеспечивая уплотнение в радиальном отношении.

Одновременно кольцо (3) прижимается к корпусу (1) пластинчатой пружиной (7), обеспечивая уплотнение в осевом отношении.

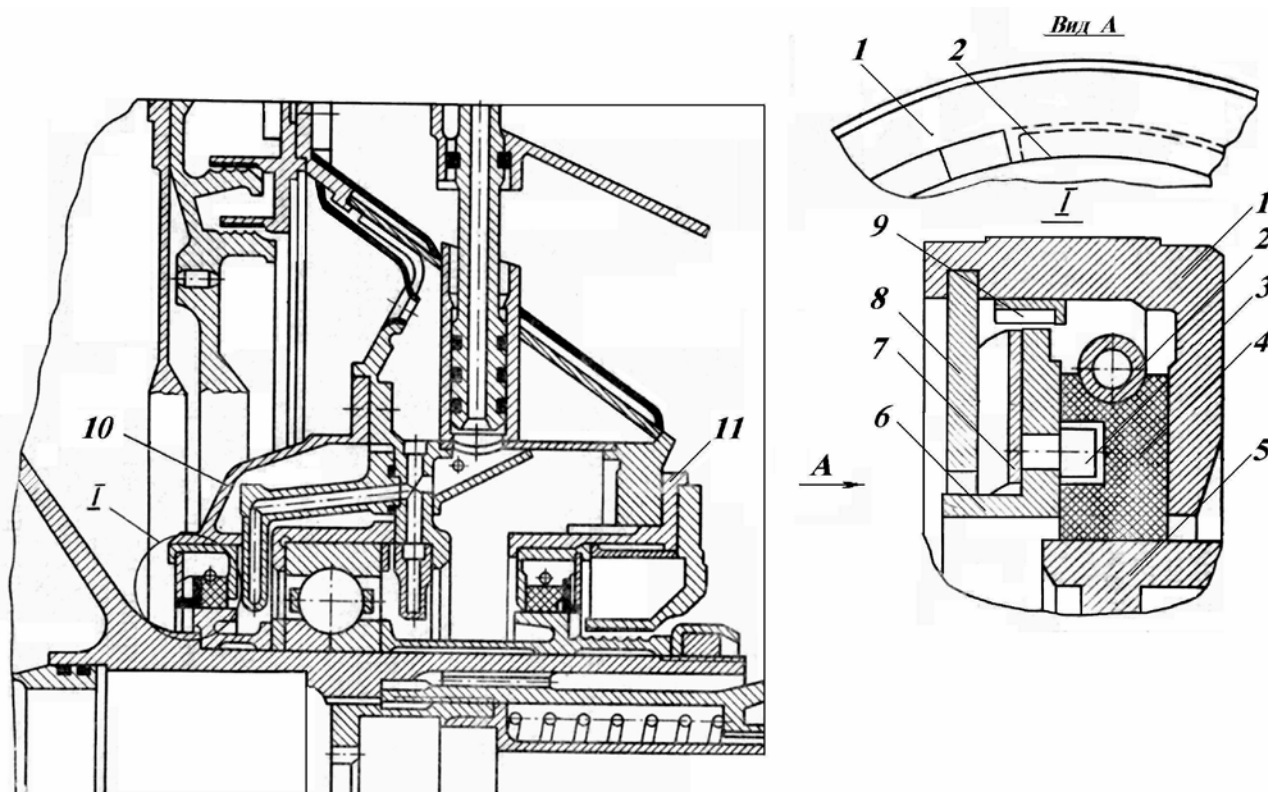


Рис. 2.13 Корпус II опоры:

1–корпус уплотнительного устройства; 2–браслетная пружина; 3– осевой штифт; 4– уплотнительное кольцо; 5–опорное кольцо; 6–регулирующее кольцо; 7–пластинчатая пружина; 8–фиксирующее кольцо; 9–фиксатор; 10–передняя крышка стакана подшипника; 11–стакан подшипника.

Усилие прижатия регулируется подбором толщины регулирующего кольца (6). Графитовое кольцо изготавливают прессованием графитового порошка, пропитанного специальным отвердителем. Такое уплотнение хорошо работает при больших окружных скоростях и высоких температурах.

Масло для смазки подшипника и охлаждения передней и задней втулок графитовых уплотнений подается в опору под давлением по трубке, а затем по сверлению к шайбе, запрессованной в корпусе опоры.

На смазку подшипников масло подается через три равномерно расположенных отверстия.

Для устранения нагарообразования внутренняя полость опоры защищена экранами из титановой фольги, которая охлаждается маслом.

ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ КОМПРЕССОРА. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЮ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ КОМПРЕССОРА.

Опыт эксплуатации двигателя ТВЗ–117В показывает, что чаще всего неисправности возникают в следующих элементах компрессора: лопатки рабочих колес и направляющих аппаратов, корпуса, лабиринтные уплотнения, детали систем механизации компрессора.

Характерными неисправностями лопаток компрессора являются:

- поверхностная эрозия (износ), коррозия, забоины, вмятины и царапины;
- трещины;
- поломка.

Наибольшую опасность для лопаток представляют забоины и вмятины, которые, являясь концентраторами напряжений, приводят к усталостному разрушению лопаток

Причинами отказов этой группы является попадание в компрессор посторонних предметов со стоянок, рулежных дорожек и ВПП, птиц, льда, влияние атмосферных условий (запыленность, повышенная влажность, наличие в атмосферной влаге морских солей).

В корпусах компрессоров могут возникать следующие неисправности: трещины корпусов, износ внутренней поверхности, особенно мягких покрытий над рабочими лопатками, ослабление крепления агрегатов, расположенных на корпусе компрессора.

Мероприятия по предупреждению отказов и неисправностей можно разделить на две группы – конструктивные и эксплуатационные.

К **конструктивным** мероприятиям относятся:

- применение защитных устройств на входе в двигатель, рациональное расположение входных устройств на вертолете (уменьшает содержание твердых частиц в воздухе, попадающем в компрессор, для снижения износа его элементов и предупреждает попадание посторонних предметов);
- применение противообледенительной системы компрессора (предотвращает попадание льда в проточную часть);
- выполнение лопаток первых ступеней из высокопрочных материалов (повышает стойкость лопаток к износу и повреждению посторонними предметами).

К **эксплуатационным** мероприятиям относятся:

- тщательная уборка стоянок, рулежных дорожек и взлетно-посадочных полос от посторонних предметов, снега, льда и сухой травы, поливка грунтовых стоянок, строгое соблюдение установленных дистанций при рулении;
- применение противоорнитологических мероприятий;
- своевременное включение противообледенительных систем и пылезащитных устройств;
- регулярная проверка состояния обшивки и заклепочных швов входного устройства;
- систематический контроль состояния элементов компрессора и работоспособности систем управления механизацией;
- строгое выдерживание режимов прогрева и охлаждения двигателя;
- своевременная установка заглушек на входные устройства двигателей;
- ручная прокрутка ротора компрессора перед запуском в условиях низких температур;
- регулярная проверка инструмента по окончании работ на авиационной технике.

Постоянное и регулярное проведение указанных мероприятий обеспечивает безопасную эксплуатацию компрессора и сохранение параметров его работы в течение установленного ресурса.

2.5 КАМЕРА СГОРАНИЯ

Камера сгорания - один из важнейших элементов ГТД, от совершенства которого в значительной мере зависят надежность и экономичность.

Камера сгорания предназначена для организации процесса горения и нагрева рабочего тела до необходимой температуры.

Горение представляет собой химическую реакцию окисления углеводородного топлива кислородом воздуха, идущую с выделением тепла.

ПРИНЦИП РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Горение топливовоздушной смеси представляет собой сложный физико-химический процесс, который можно условно рассматривать состоящим из последовательно протекающих процессов:

- распыления топлива;
- испарения;
- смешения паров топлива с воздухом;
- воспламенения образовавшейся горючей смеси;
- химической реакции окисления (горения).

Организация горения топлива в камере сгорания основывается на следующих двух принципах, позволяющих обеспечить устойчивое горение топлива при высоких скоростях движения воздушного потока:

1. Разделение потока на две части, меньшая из которых подается непосредственно в зону горения (где за счет этого создается необходимый для устойчивого горения состав смеси), а другая (большая часть) направляется в обход зоны горения (охлаждая жаровую трубу) и лишь перед турбиной смешивается с продуктами сгорания, понижая в нужной мере их температуру.

2. Стабилизация пламени путем торможения газовоздушного потока за счет:

- диффузорности канала передней секции обтекателя жаровой трубы;
- завихрения топливовоздушной смеси в передней секции обтекателя с завихрителями;
- создания зоны обратных токов секции смешения жаровой трубы.

КОНСТРУКЦИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Камера сгорания служит для преобразования химической энергии топлива в тепловую энергию путем организации эффективного сгорания топлива в потоке воздуха, поступающего из компрессора.

Камера сгорания двигателя - кольцевая, с завихрителями воздуха вокруг рабочих форсунок (рис.2.14).

Основные узлы камеры сгорания:

- корпус камеры сгорания, являющийся наружным корпусом диффузора;
- внутренний корпус диффузора;
- жаровая труба;

- топливный коллектор с двенадцатью форсунками.

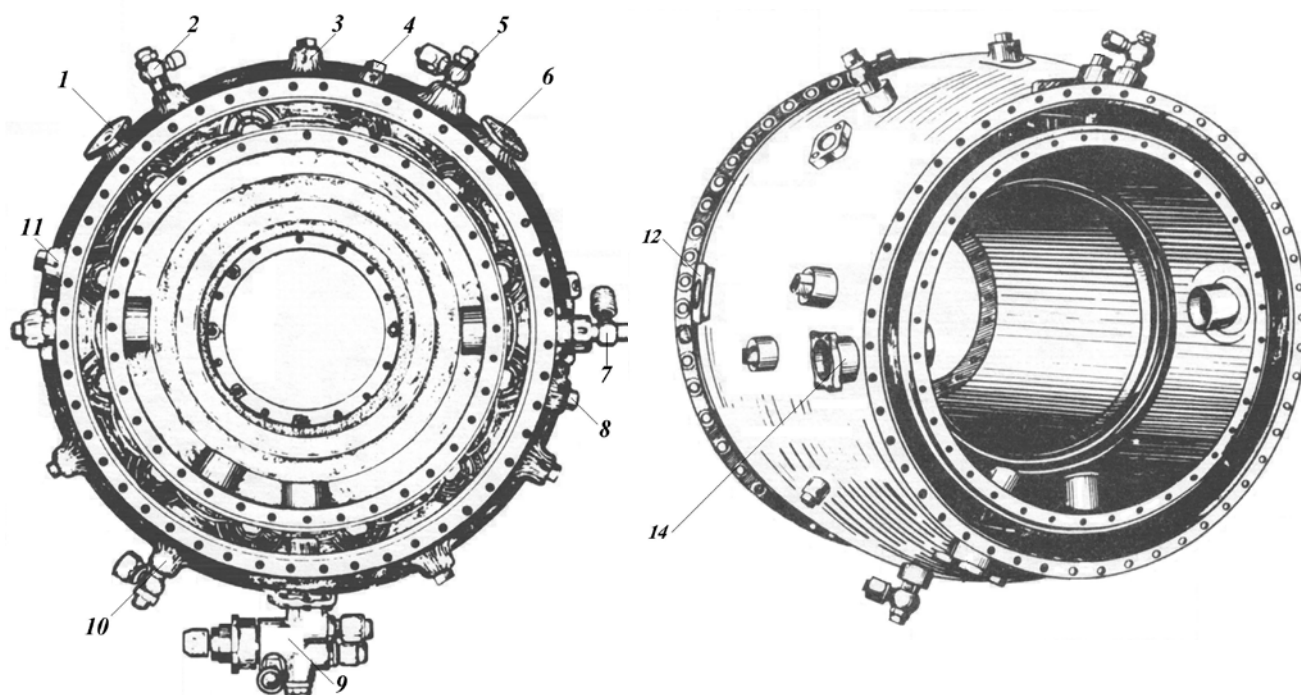


Рис. 2.14 Общий вид камеры сгорания:

1,6—фланец для установки свечи зажигания; 2—штуцер отбора воздуха к насосу-регулятору НР-3В; 3—фланец подвески жаровой трубы; 4,8,11—фланец подвески топливного коллектора; 5—штуцер отбора воздуха к насосу-регулятору; 7—штуцер отбора воздуха к эжектору; 9—дренажный клапан; 10—штуцер отбора воздуха к измерителю режимов ИР-117; 12—фланец отбора воздуха на противообледенительную систему; 14—фланец сброса воздуха со II опоры

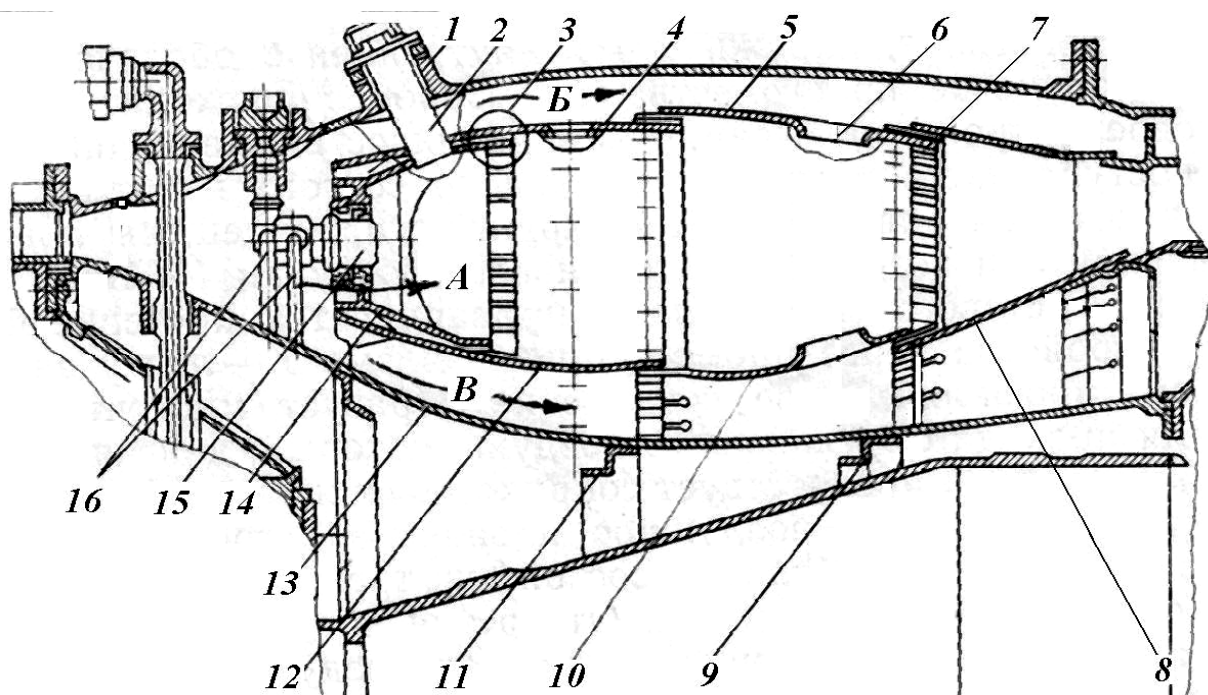


Рис. 2.15 Конструкция камеры сгорания:

1—фланец свечи; 2—свеча зажигания; 3,7—гофры; 4—наружная секция обтекателя; 5—жаровая труба; 6—наружная секция смесителя; 8—опорная секция; 9,11—бандажные кольца; 10—внутренняя секция смесителя; 12—внутренняя секция обтекателя; 13—секция внутреннего диффузора; 14—внутренний обтекатель с завихрителями; 15—форсунка; 16—топливный коллектор.

Диффузор камеры сгорания, образованный наружным и внутренним корпусами камеры сгорания, представляет собой расширяющийся канал, в котором происходит уменьшение осевой скорости потока (рис.2.15). Снижение скорости потока способствует улучшению устойчивости горения и уменьшению гидравлических потерь.

Передним фланцем корпус камеры сгорания крепится к корпусу спрямляющего аппарата компрессора, а задним – к корпусу сопловых аппаратов турбины компрессора.

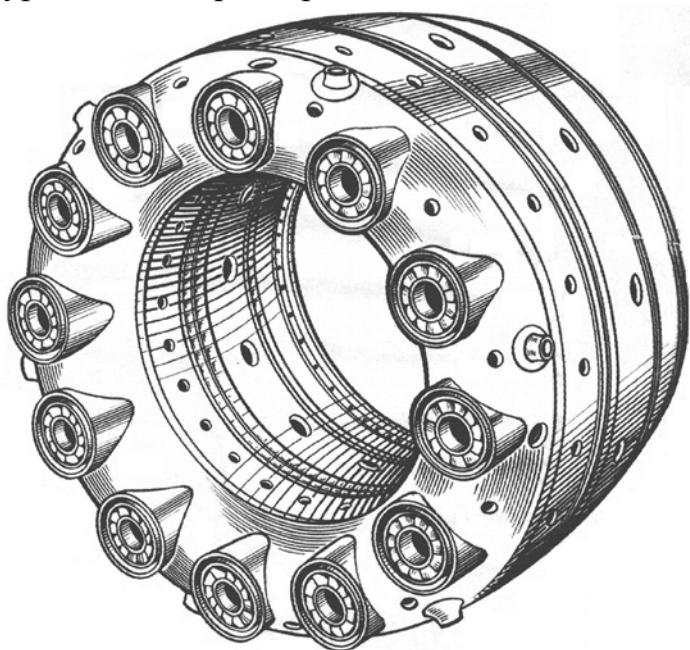


Рис. 2.16 Жаровая труба

Для усиления жесткости внутреннего корпуса диффузора к его внутренней поверхности приварены бандажи (9) и (11).

Жаровая труба кольцевого типа состоит из наружного (4) и внутреннего обтекателей (14) с сваренными во внутренний обтекатель двенадцатью завихрителями, наружной (6) и внутренней (10) секций смесителя и также наружной и внутренней (8) опорных секций (рис.2.14).

Наружный обтекатель и внутренний обтекатель, а также секции, соединены между собой гофрированными кольцами (3) и (7). На наружном обтекателе жаровой

трубы имеются девять втулок для установки подвесок жаровой трубы, которыми она крепится к корпусу камеры сгорания.

В завихрителях установлены плавающие кольца, служащие для компенсации термических расширений жаровой трубы. К горячему газу, в зоне смешения жаровой трубы, добавляется вторичный воздух поступающий через отверстия в наружной и внутренних секциях.

Эффективное охлаждение стенок жаровой трубы осуществляется вторичным воздухом, входящим внутрь жаровой трубы через наружные и внутренние щели, образованные гофрированными кольцами. Для надежного поджога топливовоздушной смеси в момент запуска двигателя на корпусе компрессора во фланцах (1) установлены две запальные свечи (2). Снизу на корпусе камеры сгорания установлен дренажный клапан.

РАБОТА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Воздух с высоким давлением поступает из компрессора в полость диффузора, в которой разделяется на два потока: первичный (А), попадающий в зону горения жаровой трубы через завихрители, и вторичный (В) и (Б), идущий на охлаждение жаровой трубы и турбины компрессора (рис.2.15).

В передней части жаровой трубы происходит интенсивное сгорание топлива в завихренном потоке воздуха. В задней части жаровой трубы происходит интенсивное смешение горячих газов с вторичным потоком воздуха, и соответственное снижение температуры газов.

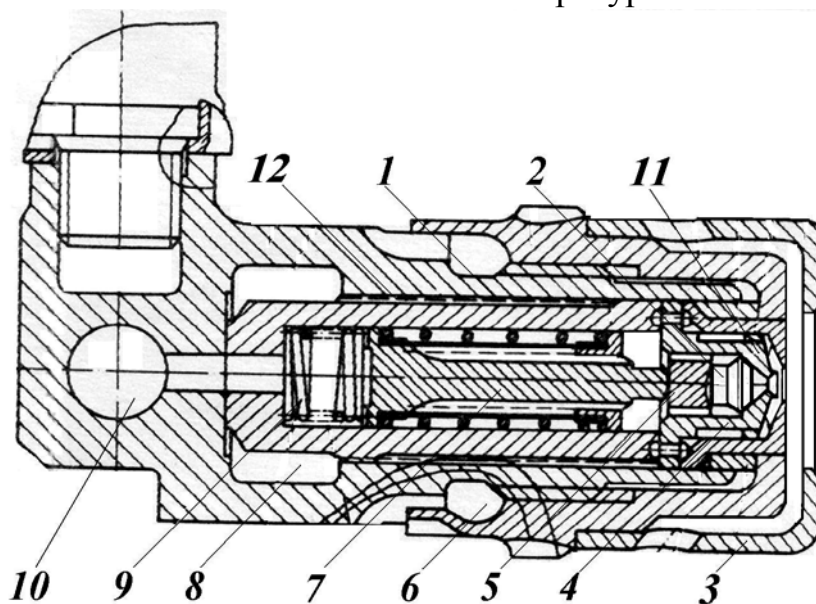


Рис.2.17 Топливная форсунка:

1–корпус 2–завихритель; 3–кожух; 4–сопло–завихритель; 5–шток завихрителя; 6–контрольная гайка; 7–толкатель с сетчатым фильтром; 8–полость подвода топлива в I контур форсунок; 9–пружина; 10–полость подвода топлива в II контур форсунок; 11–сопло; 12–фильтрующий элемент II контура форсунок – резьбовая гильза.

Топливо в камеру сгорания поступает по топливному коллектору (16) и, пройдя через двухканальные форсунки (15), сгорает в завихренном потоке воздуха.

Топливный коллектор с форсунками предназначен для подвода топлива в камеру сгорания двигателя. Топливный коллектор представляет собой кольцевой узел, состоящий из 12-ти форсунок, соединенных между собой двумя рядами трубок.

Форсунки – двухсопловые, двухканальные,

центробежные (рис.2.17)

Распыляющим элементом первого контура является конический завихритель и сопло - завихритель, а второго контура сопло - завихритель и сопло.

Фильтрующим элементом первого контура является сетчатый фильтр. Фильтрующим элементом второго контура является гильза, на цилиндрической части которой нарезана мелкая резьба и несколько спиральных проточек, что обеспечивает чистоту фильтрации. Центрирование завихрителя обеспечивается поджатием его к соплу - завихрителю пружиной. Для исключения нагарообразования на сопле происходит обдув его воздухом, поступающем через отверстия в кожухе.

Подача топлива по первому контуру производится как во время запуска двигателя, так и на всех режимах работы. Подача топлива по второму контуру производится на всех рабочих режимах выше режима малого газа.

ДРЕНАЖНЫЙ КЛАПАН

Дренажный клапан предназначен для дренажа топлива, сливающегося из клапана наддува и камеры сгорания двигателя.

На неработающем двигателе клапан открыт усилием пружины. Во время запуска двигателя при повышении давления вторичного воздуха в камере сгорания до $1,2 \text{ кгс/см}^2$ клапан перемещаясь вниз, закрывается.

На работающем двигателе дренаж топлива из клапана наддува осуществляется за борт вертолета.

ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

1. Срыв пламени и прекращение горения топливовоздушной смеси из-за помпажа компрессора при попадании на вход в двигатель посторонних предметов, птиц и пороховых газов после пуска ракет.

2. Прогар жаровой трубы, деформация от перегрева или даже прогар наружного корпуса камеры может быть вызван:

- помпажными явлениями в компрессоре;
- применением не рекомендуемых сортов топлива;
- превышением допустимого времени работы на ограничиваемых режимах;
- засорением или обгоранием топливных форсунок с изменением направления факелов пламени.

3. Деформация или коробление жаровой трубы и корпуса камеры сгорания из-за:

- запуска двигателя в условиях низких температур без предварительного подогрева;
- резкого теплового нагружения элементов, возникающего при выводе непрогретого двигателя на повышенный режим или при резком его выключении без охлаждения (2 - 3 мин.) на пониженном режиме;
- превышения времени работы на ограничиваемых режимах.

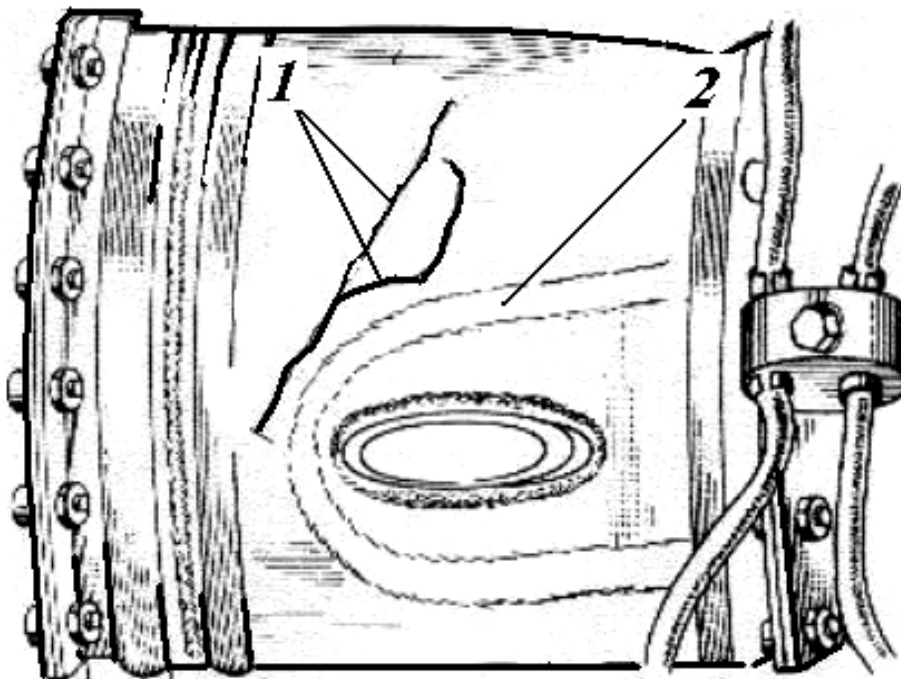


Рис. 2.19 Фрагмент корпуса камеры сгорания:
1–трещины наружного диффузора; 2–след перегрева наружного диффузора камеры сгорания.

2.6 ТУРБИНЫ

Турбина ГТД – это лопаточная машина, в которой происходит отбор энергии от сжатого и нагретого газа и преобразование ее в механическую энергию вращения ротора. [ГОСТ 23851-79]

Двигатель ТВЗ-117В имеет две кинематически не связанные между собой турбины: турбину компрессора, которая предназначена для привода компрессора и агрегатов двигателя, и свободную турбину, обеспечивающую привод несущего и рулевого винтов вертолета через трансмиссию и редуктор, а также привод агрегатов, установленных на редукторе ВР-24.

КОНСТРУКЦИЯ ТУРБИНЫ КОМПРЕССОРА

Турбина компрессора – реактивная, двухступенчатая, осевая. Турбина компрессора состоит из следующих основных узлов:

- статора, конструктивно состоящего из:
 - корпуса сопловых аппаратов;
 - соплового аппарата первой ступени;
 - соплового аппарата второй ступени.
- ротора;
- опор ротора турбины компрессора.

СТАТОР ТУРБИНЫ КОМПРЕССОРА

Корпус сопловых аппаратов турбины компрессора является общим для сопловых аппаратов первой и второй ступеней турбины компрессора. Корпус изготовлен из титанового сплава.

Корпус сопловых аппаратов турбины компрессора – сварной, крепится передним фланцем к фланцу корпуса камеры сгорания, а задним фланцем – к корпусу соплового аппарата первой ступени свободной турбины. На наружной поверхности корпуса имеется четырнадцать площадок для крепления термопар.

В корпус вставлена обойма, на которую нанесено металлокерамическое уплотнение, расположенное над гребешками рабочего колеса первой ступени турбины компрессора.

Сопловый аппарат первой ступени турбины компрессора *предназначен для разгона и направления потока горячих газов на лопатки рабочего колеса первой ступени турбины.*

Сопловый аппарат первой ступени (рис.2.20) состоит из наружной обоймы (3), сопловых лопаток (4), внутренней обоймы (5) и посадочного фланца (1).

Наружная обойма (3) спереди крепится к внутреннему фланцу корпуса сопловых аппаратов (2), а сзади устанавливается на обойму корпуса сопловых аппаратов. Внутренняя обойма (5) своим фланцем крепится к внутреннему диффузору камеры сгорания. К конусной части фланца приварены корпуса лабиринтов (6 и 7) на которые нанесено металлокерамическое уплотнение. По этому уплотнению работают гребешки вала турбины компрессора и переднего покрывающего диска рабочего колеса первой ступени турбины компрессора (рис. 2.22).

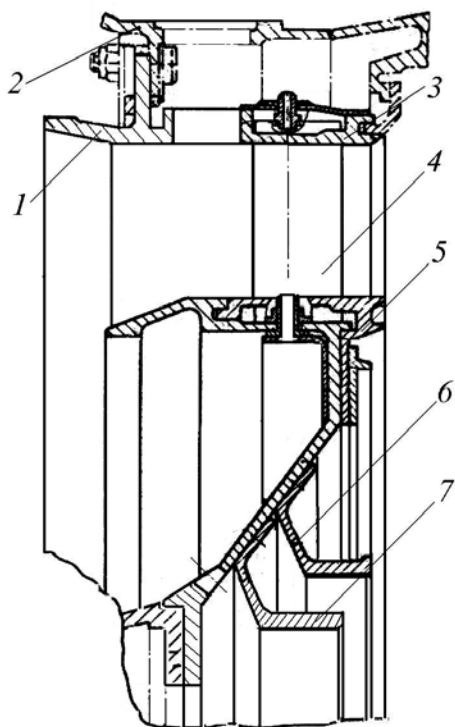


Рис.2.20. Сопловой аппарат I ступени:
1–посадочный фланец установки жаровой трубы; 2–корпус сопловых аппаратов турбины компрессора; 3–наружная обойма; 4–лопатки соплового аппарата; 5–внутренняя обойма; 6,7–корпус лабиринта.

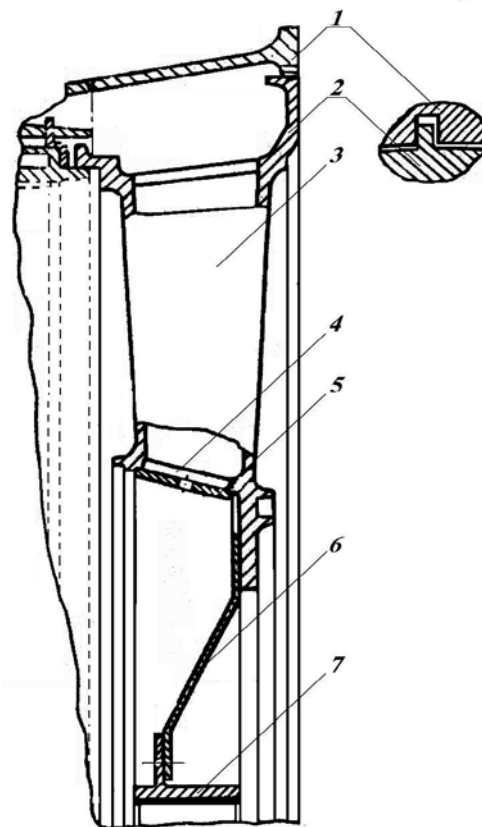


Рис.2.21. Сопловой аппарат II ступени
1–корпус турбины компрессора; 2– наружная обойма; 3–лопатка соплового аппарата; 4–экрaн; 5–внутренняя обойма; 6– диафрагма; 7– корпус лабиринта.

Сопловые лопатки – литые, полые. Для охлаждения сопловых лопаток вторичный воздух камеры сгорания поступает в полость лопаток и через отверстия (перфорацию) на выходных кромках сбрасывается в газозвдушный тракт (рис. 2.20).

Сопловой аппарат второй ступени турбины *предназначен для направления потока горячего газа на лопатки рабочего колеса второй ступени турбины.*

Сопловый аппарат второй ступени (рис.2.21) состоит из наружной обоймы (2), сопловых лопаток (3), внутренней обоймы (5) и диафрагмы (6).

Сопловый аппарат второй ступени устанавливается передним фланцем наружной обоймы (2) на обойму корпуса сопловых аппаратов, а шипами заднего фланца наружной обоймы (2) центрируется, как на прямоугольных шлицах в заднем фланце корпуса сопловых аппаратов (1).

К внутренней обойме (5) приклепана диафрагма (6) с корпусом лабиринта (7). На корпусе лабиринта нанесено металлокерамическое уплотнение, по которому работают гребешки заднего покрывающего диска (3 рис. 2.22) рабочего колеса первой ступени турбины компрессора.

Сопловой аппарат литой с полыми лопатками.

РОТОР ТУРБИНЫ КОМПРЕССОРА

Ротор турбины компрессора (рис. 2.22) состоит из вала, дисков (5) первой и второй ступени турбины компрессора с рабочими лопатками (1), а также четырех покрывающих дисков (3).

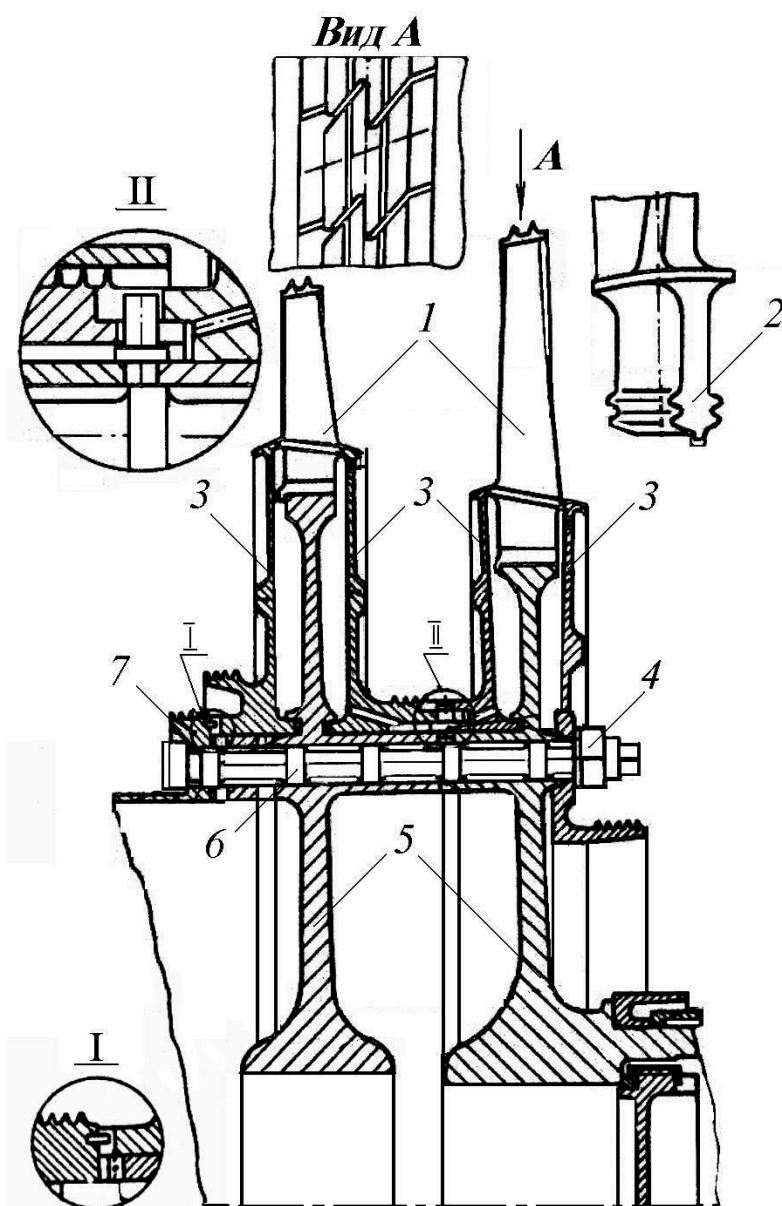


Рис. 2.22 Ротор турбины компрессора:
1—лопатки; 2—замок лопатки; 3—покрывающие диски; 4—гайка; 5—
диски; 6—призонный болт; 7—лабиринтное кольцо.

Вал и диски первой и второй ступеней сцентрированы и сцеплены друг с другом торцевыми шлицами (I и II) и стянуты призонными болтами (6).

Покрывающие диски центрируются, опираясь на соответствующие буртики в фасках турбины.

На валу ротора турбины, а также на покрывающих дисках имеются гребешковые пояса, которые совместно с корпусами лабиринтов (рис.2.20. 6 и 7) и (рис.2.21. 7) статора образуют лабиринтные уплотнения, сокращающие перетекание газа, что повышает КПД турбины.

Лопатки турбины компрессора изготавливаются методом прецизионного (точного) литья из жаропрочных сплавов на никелевой основе. Лопатки турбины (1) имеют большую относительную толщину и кривизну.

Крепление лопаток в дисках осуществляется с помощью замка “елочного” типа. На первой и второй ступенях замки имеют по две пары зубьев (2). Рабочие лопатки турбины работают при высоких температурах. Применение рабочих лопаток с удлиненными ножками, при обеспечении эффективного охлаждения их замковых частей, позволило снизить температуру дисков.

Бандажные полки на концах рабочих лопаток (вид А) после сборки рабочего колеса образуют кольцевой бандаж, повышающий виброустойчивость лопаточного венца. Наличие бандажных полок изменяет форму колебаний, а трение по контактным поверхностям полок обеспечивает рассеивание энергии и демпфирование колебаний рабочих лопаток.

На наружной поверхности полок выполнены гребешки, образующие кольцевой газовый лабиринт.

ОПОРЫ РОТОРА ТУРБИНЫ КОМПРЕССОРА

Крутящий момент от турбины к компрессору передается через эвольвентные шлицы, находящиеся на конце вала турбины.

Ротор турбины компрессора опирается на две опоры (рис 2.23).

Передней опорой служит задняя цапфа компрессора, на которую ротор опирается центрирующим пояском.

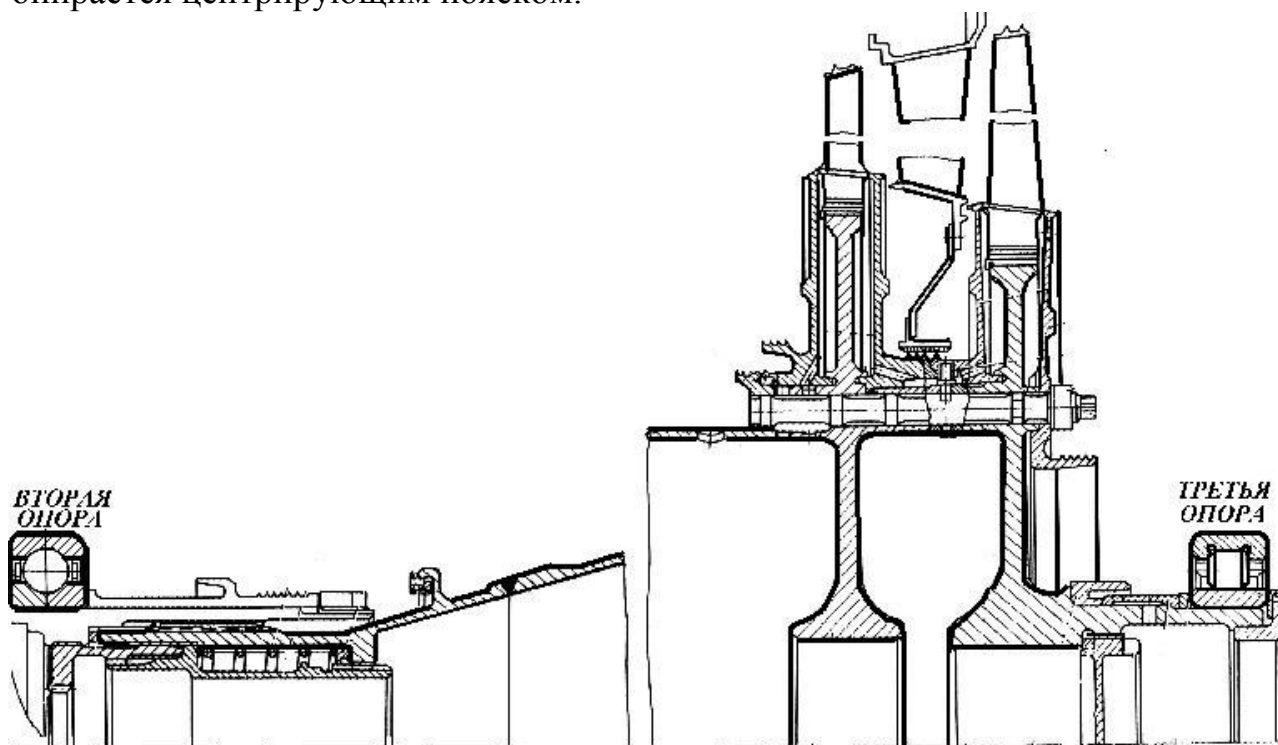


Рис. 2.23 Опоры ротора турбины компрессора

Задней опорой вала ротора турбины компрессора служит роликовый подшипник третьей опоры двигателя, на которую он опирается цапфой диска второй ступени.

Соединение валов роторов компрессора и турбины осуществляется с помощью эвольвентных шлиц и выполнено в виде легкоразъемного, но жесткого узла (рис.2.24), обеспечивающего не только осевую связь роторов, но и передачу радиальных сил и крутящих моментов от ротора турбины к ротору компрессора.

Узел соединения валов турбины и компрессора включает в себя стяжную втулку (1), фиксатор (4) с пружиной (3) и постановочное кольцо (2).

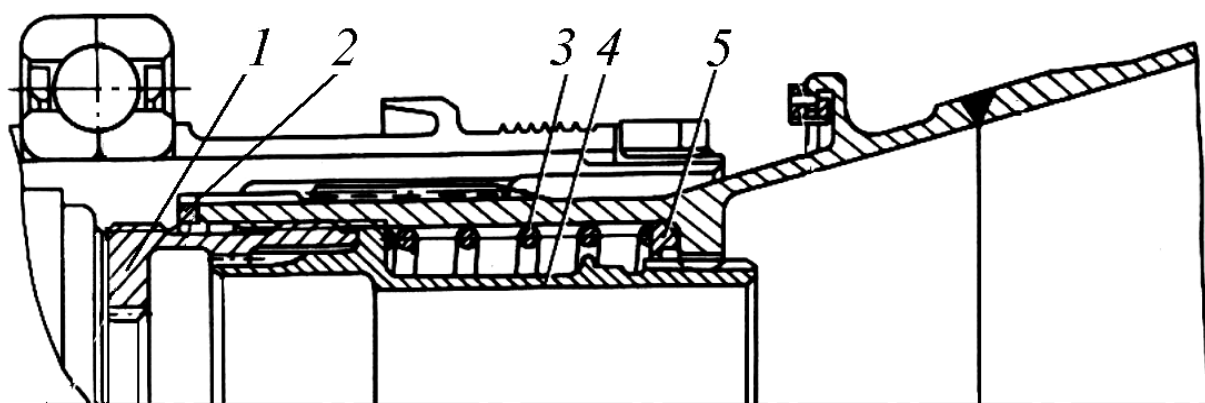


Рис. 2.24 Узел соединения валов:

1—стяжная втулка; 2—постановочное кольцо; 3—пружина; 4—фиксатор; 5—опорная шайба.

После соединения валов компрессора и турбины и удаления специального технологического ключа из полости вала турбины компрессора фиксатор (4) под действием пружины (3) входит в зацепление со стяжной втулкой (1) и удерживает ее от проворачивания.

Задней опорной цапфой ротора турбины служит развитая назад ступица второго рабочего колеса.

ТРЕТЬЯ ОПОРА ДВИГАТЕЛЯ

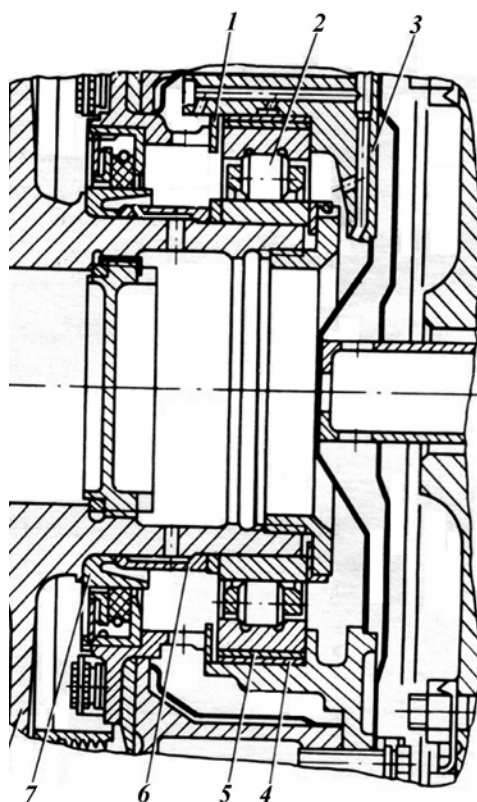


Рис. 2.25 Третья опора двигателя:

1—регулирующее кольцо; 2—роликовый подшипник; 3—маслоподводящий канал; 4—корпус подшипника; 5—демпфер; 6—распорная втулка; 7—упорное кольцо.

На заднюю цапфу устанавливаются и закрепляются гайкой внутреннее кольцо роликового радиально-опорного подшипника, распорная втулка, регулировочное и упорное кольца.

Подшипник устанавливается в корпус с упруго-гидравлическим демпфером. Между сопрягаемыми цилиндрическими поверхностями наружного кольца и гнезда подшипника устанавливается упругий элемент, состоящий из демпфера (наружной втулки зигзагообразного профиля) и стакана подшипника (гладкой внутренней втулки).

Зигзагообразный профиль демпфера обеспечивает податливость, которая гасит радиальные колебания ротора турбины компрессора.

Уплотнение масляной полости задней опоры ротора турбины осуществляется диафрагмами, резьбовой пробкой и радиально-торцовым контактным уплотнительным устройством.

Для повышения эффективности работы уплотнительного устройства предусмотрен наддув полости опоры воздухом, отбираемым за VII степенью компрессора и поступающим в полость через лабиринтное уплотнение.

КОНСТРУКЦИЯ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Свободная турбина – реактивная, двухступенчатая осевая, служит для создания мощности, передаваемой через трансмиссию и редуктор на несущий и рулевой винты, а также привода агрегатов расположенных на редукторе.

Свободная турбина состоит из следующих основных элементов:

- статора;
- ротора свободной турбины;
- четвертой и пятой опор двигателя.

СТАТОР СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Статор свободной турбины включает в себя:

- сопловые аппараты третьей и четвёртой ступеней;
- корпус сопловых аппаратов третьей ступени;
- корпус сопловых аппаратов четвёртой ступени;

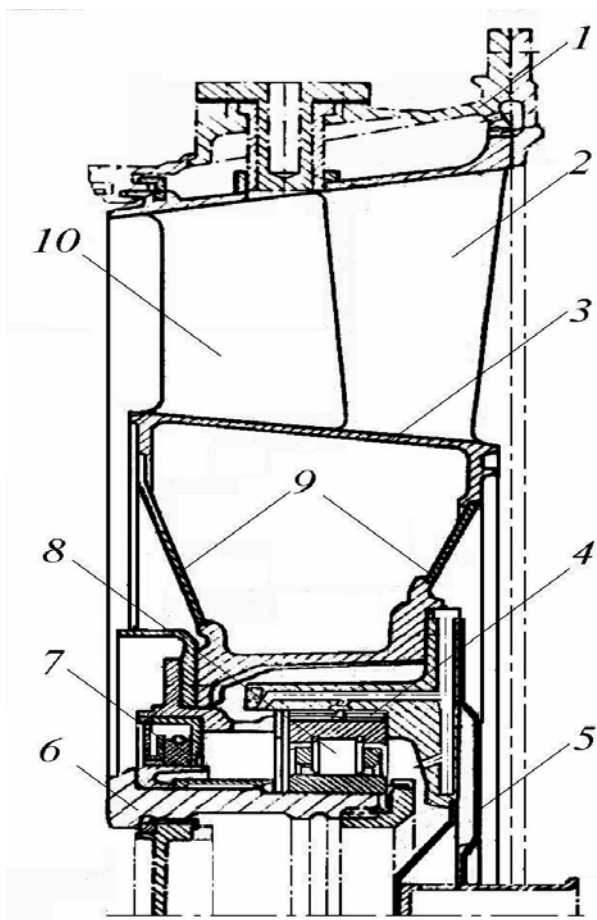


Рис.2.27 Сопловой аппарат 3 ступени:

1–корпус 3 ступени свободной турбины; 2–лопатки соплового аппарата; 3–внутренний обод; 4–демпфер; 5–экран; 6–задняя цапфа ротора турбины компрессора; 7–уплотнительное устройство; 8–роликовый подшипник; 10–силовая стойка.

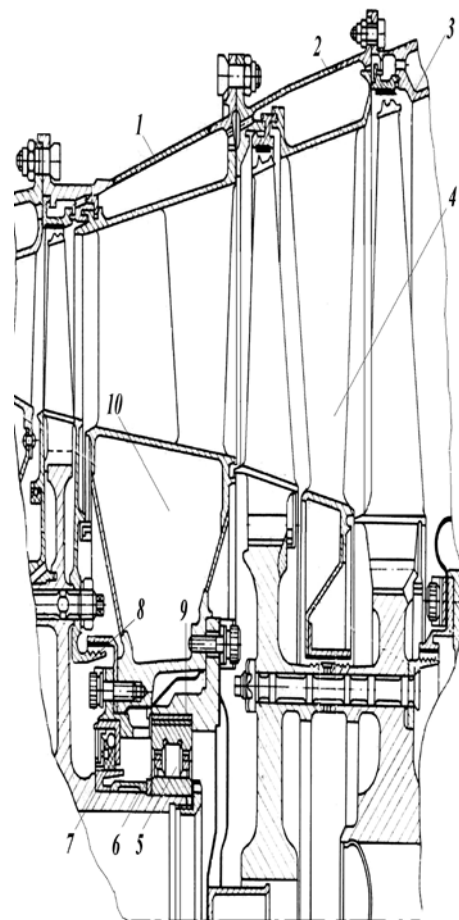


Рис. 2.26 Статор свободной турбины:

1–корпус соплового аппарата третьей ступени свободной турбины; 2–корпус соплового аппарата четвертой ступени свободной турбины; 3–корпус IV и V опор двигателя 4–лопатки соплового аппарата четвертой

–корпус IV и V опор двигателя.

Корпус соплового аппарата третьей ступени имеет жесткий, сварной наружный корпус. Корпус соплового аппарата третьей ступени (1) наружным фланцем крепится к фланцу корпуса сопловых аппаратов турбины компрессора (рис.2.26), а задним фланцем крепится к переднему фланцу корпуса соплового аппарата четвертой ступени свободной турбины (2).

В корпусе монтируется сопловой аппарат третьей ступени (рис.2.27).

Передней частью наружного обода сопловой аппарат укреплен в специальных выточках корпуса (1). В задней части наружного обода имеются шипы, на которых как на прямоугольных шлицах сопловой аппарат центрируется в корпусе сопловой аппарат третьей ступени свободной турбины (1).

Сопловой аппарат третьей ступени - литой, состоит из наружного и внутреннего ободов, соединённых между собой тремя силовыми стойками (10) и сопловыми лопатками (2). К внутреннему ободу соплового аппарата приварены задняя и передняя стенки (9) и гнездо подшипника третьей опоры двигателя, которые в совокупности с тремя силовыми стойками и сопловыми лопатками создают жесткую опору для подшипника.

К переднему фланцу гнезда опоры прикреплён болтами корпус воздушного лабиринта, на который нанесено металлокерамическое уплотнение.

Корпус имеет фланец подвода охлаждающего воздуха, отбираемого из-за VII ступени компрессора. На корпусе расположены: штуцер подвода масла к третьей опоре двигателя и штуцер отвода масла от опоры.

Корпус соплового аппарата четвёртой ступени (2) имеет жесткий сварной наружный корпус (рис. 2.26), который своим наружным фланцем крепится к заднему фланцу корпуса соплового аппарата третьей ступени (1), а задним фланцем крепится к переднему фланцу корпуса четвертой и пятой опор двигателя (3). Общий вид корпуса показан на рис. 2.28 (8). В корпусе монтируется сопловой аппарат.

Сопловой аппарат четвёртой ступени – литой, состоит из полых сопловых лопаток, наружного и внутреннего ободов.

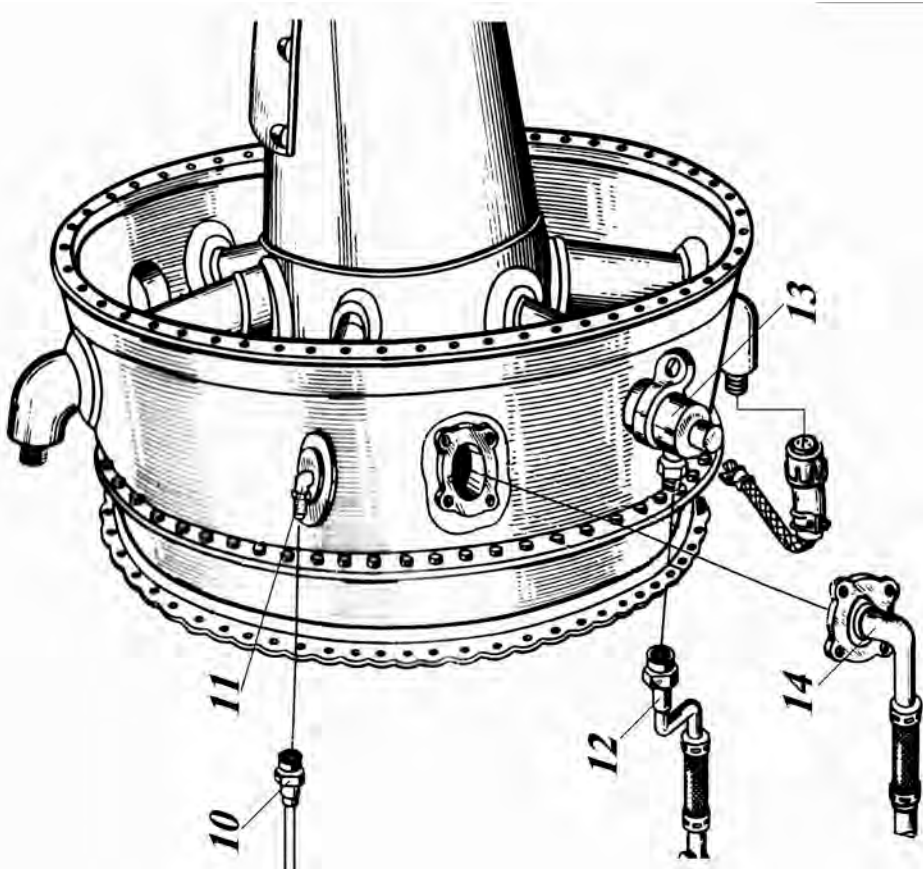
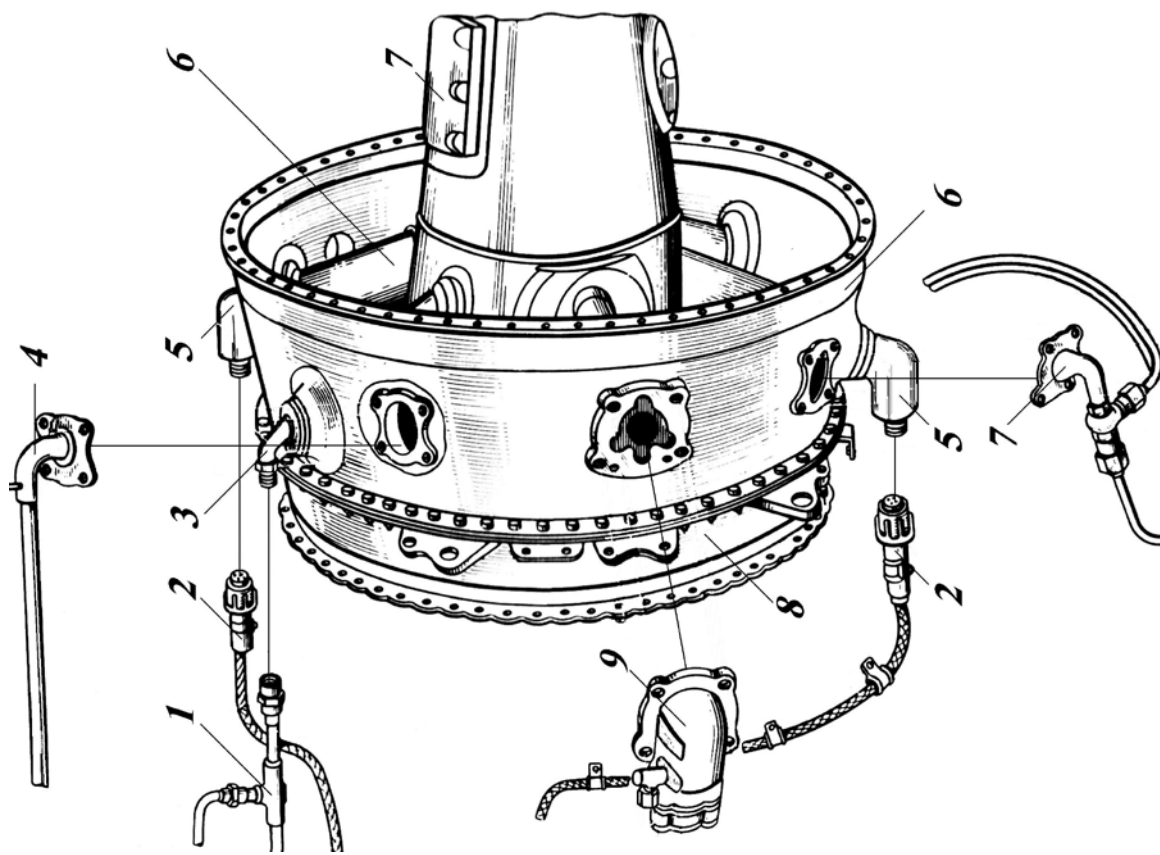


Рис. 2.28. Узел свободной турбины.

1, трубопровод подвода масла к IV и V опорам двигателя, 2, штепсельный разъем, 3, штуцер, 4, трубопровод системы суфирования, 5, штепсельный разъем датчика ДТА, 6, корпус IV и V опор двигателя, 7, фланец эжектора, 8, корпус соплового аппарата четвертой ступени свободной турбины, 9, привод регулятора частоты вращения ротора свободной турбины, 10, трубопровод подвода воздуха, 11, штуцер, 12, трубопровод отвода масла от IV и V опор двигателя, 13, штуцер с фильтром, 14, трубопровод сброса воздуха из II опоры двигателя.

К внутреннему ободу соплового аппарата крепится диафрагма и корпус лабиринта, на который нанесено металлокерамическое уплотнение, которое в паре с дисками первой и второй ступеней свободной турбины образуют лабиринтное уплотнение (рис. 2.26).

Сопловой аппарат крепится спереди на обойме, а сзади при помощи шипов, на которых как на прямоугольных шлицах центрируется в корпусе соплового аппарата четвертой ступени турбины.

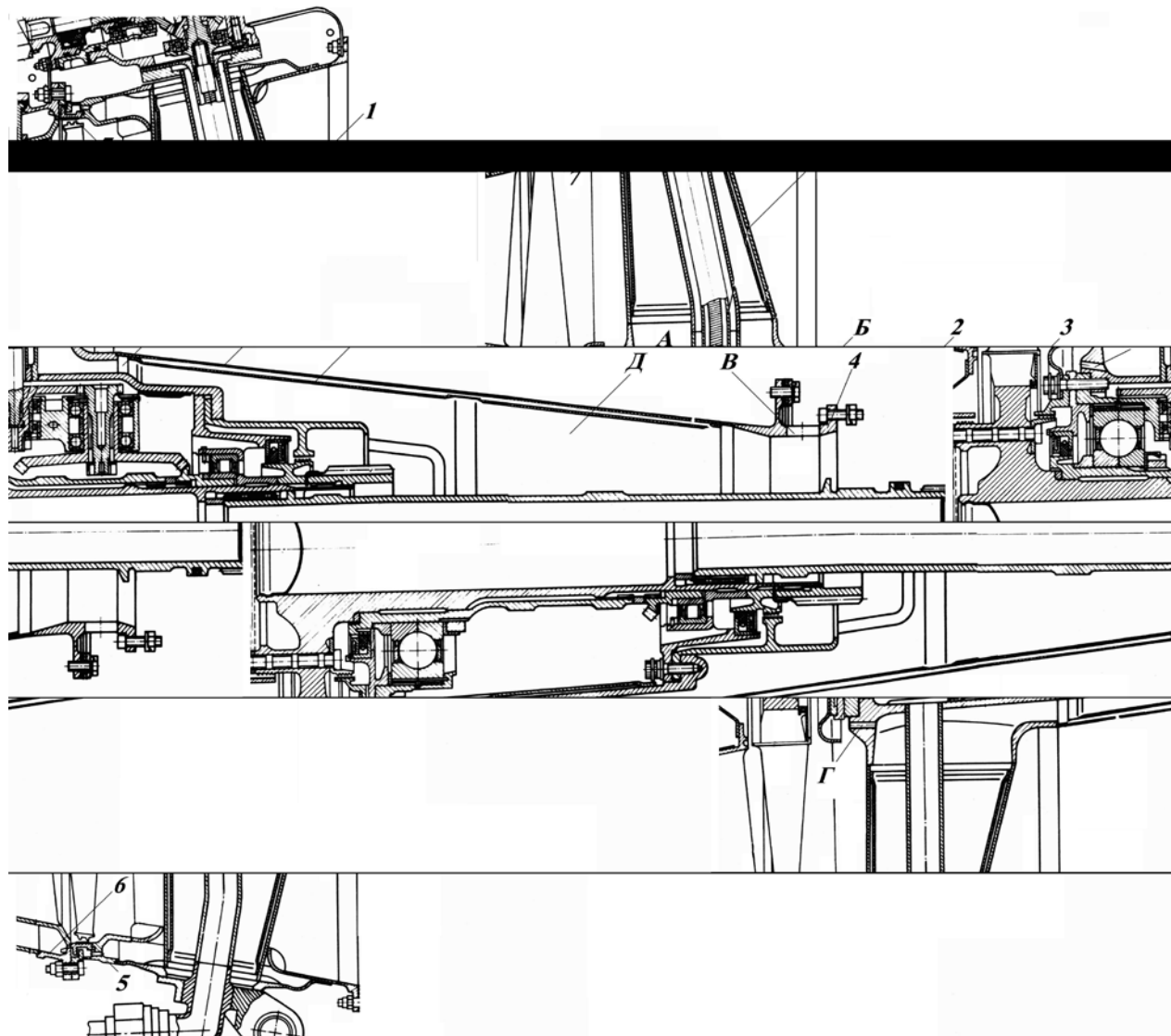


Рис. 2.29. Корпус IV и V опор двигателя:

1—стойка; 2—конус; 3—экран; 4—фланец; 5— фланец корпуса IV и V опор двигателя; 6—корпус сопловых аппаратов четвёртой ступени свободной турбины; 7—металлокерамическое уплотнение.

В передней части корпуса установлена обойма, на которую нанесено металлокерамическое уплотнение. Обойма с металлокерамическим уплотнением зафиксирована относительно корпуса одним штифтом, расположенным в верхней части.

Корпус четвертой и пятой опор (рис. 2.29) состоит из переднего фланца, заднего фланца, наружной обечайки, кожуха, шести полых стоек, внутреннего корпуса редуктора привода регулятора свободной турбины, конуса и экрана.

На наружной обечайке корпуса четвертой и пятой опор (рис. 2.28) расположены:

- фланец для крепления двух трубопроводов суфлирования второй опоры двигателя (14);
- фланец эжектора (7);
- фланец трубопровода суфлирования коробки приводов и маслобака двигателя (4);
- привод регулятора частоты вращения свободной турбины (9);
- фланец подвода масла к IV и V опорам двигателя (3);
- фланец отвода масла от IV и V опор (13) в котором установлен дополнительный сетчатый масляный фильтр;
- штепсельные разъёмы датчиков частоты вращения ротора свободной турбины ДТА–10 (5).

Передним фланцем корпус четвертой и пятой опор двигателя (рис. 2.29) крепится к корпусу соплового аппарата четвёртой ступени свободной турбины.

Задним фланцем (4) корпус четвертой и пятой опор двигателя крепится к корпусу сферы главного редуктора ВР–24.

В корпусе четвертой и пятой опор установлена обойма, на которую нанесено металлокерамическое уплотнение (7). Обойма и с металлокерамическими уплотнениями находятся над рабочими колесами третьей и четвёртой ступеней свободной турбины, образуя в паре с гребешками верхних полок рабочих лопаток лабиринтное уплотнение.

На конусе имеется люк (7. рис.2.28) позволяющий производить осмотр и монтаж датчиков частоты вращения ротора свободной турбины ДТА–10. Смотровой люк закрыт крышкой, закрепленной винтами. Корпус и крепежные детали окрашены эмалью черного цвета.

Охлаждение конуса осуществляется атмосферным воздухом (рис. 2.29), поступающим через отверстия (В), расположенные в задней части конуса, воздух, поступая во внутренний объем конуса (Д), выходя через кольцевые щели и отверстия (А, Б и Г) омывает конус снаружи, создавая вокруг него холодную воздушную завесу.

Конус и внутренний корпус соединены между собой шесть полыми стойками (1. рис 2.29).

РОТОР СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Ротор свободной турбины состоит из диска третьей ступени, диска с хвостовиком четвёртой ступени свободной турбины, рабочих лопаток.

Диски турбины сцентрированы и сцеплены друг с другом посредством торцевых шлицев и стянуты между собой призонными болтами (рис.2.30).

Конструкция и крепление рабочих лопаток в дисках свободной турбины выполнены аналогично рабочим лопаткам турбины компрессора. Верхние полки рабочих лопаток свободной турбины при монтаже не имеют натяга в осевом направлении, натяг появляется в работе за счет разворота перьев лопаток в поле центробежных сил.

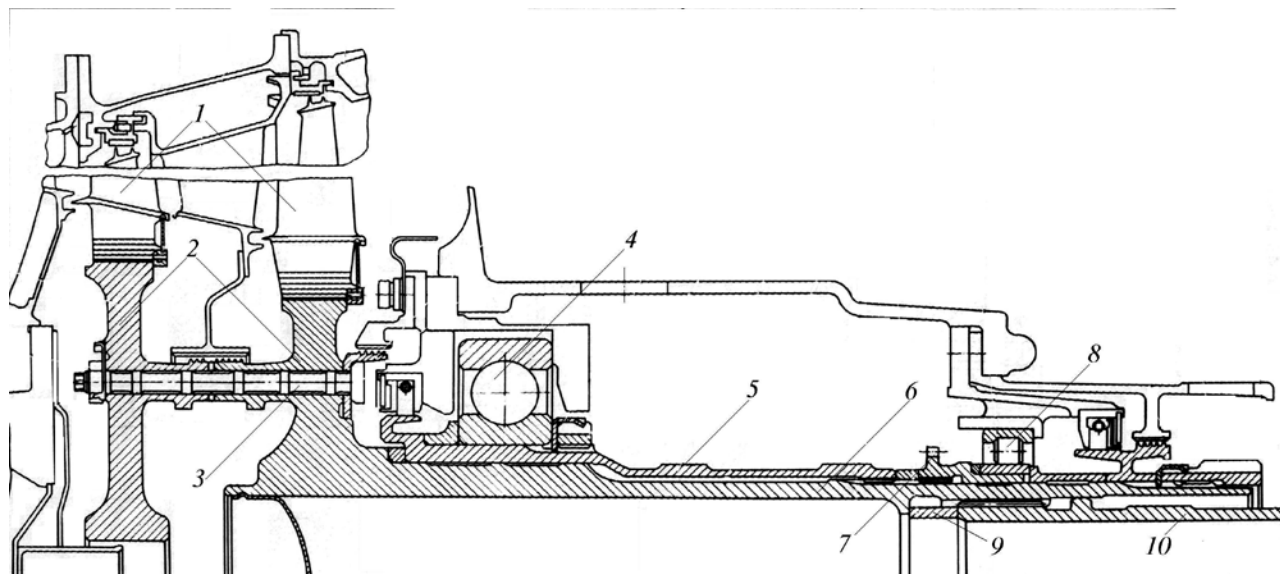


Рис. 2.30. Ротор свободной турбины:

1–лопатки; 2–диски; 3–призонные болты; 4–шариковый радиально–упорный подшипник VI опоры двигателя; 5–втулка подшипника; 6–хвостовик диска второй ступени свободной турбины; 7–втулка с цилиндрическим венцом ведущей шестерни привода регулятора свободной турбины; 8–роликовый радиально–опорный подшипник V опоры двигателя; 9–регулирующее кольцо; 10–рессора.

Мощность от свободной турбины к рессоре (10) передается через шлицы, выполненные на хвостовике (6) диска четвертой ступени турбины. Осевое положение рессоры фиксируется регулировочным кольцом (9).

ОПОРЫ РОТОРА СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Ротор свободной турбины – консольный, двухопорный. Передняя опора (четвертая опора двигателя) – шариковый подшипник. Задняя опора (пятая опора двигателя) – роликовый подшипник (рис. 2.30) .

Передняя опора свободной турбины (четвёртая опора двигателя) крепится к внутреннему фланцу корпуса четвёртой и пятой опор двигателя и состоит из гнезда подшипника, корпуса с уплотнением, корпуса лабиринта, деталей демпфера и шарикоподшипника.

Задняя опора свободной турбины (пятая опора двигателя) крепится к внутреннему фланцу корпуса четвёртой и пятой опор двигателя и состоит из гнезда подшипника, корпуса с уплотнением, корпуса лабиринта, втулки с уплотнением и роликового подшипника.

Смазка подшипников, а также охлаждение втулок графитового уплотнения осуществляется через форсунки, закрепленные в корпусе четвёртой и пятой опор двигателя, и систему подводящих каналов.

Масляная полость, общая для обеих опор, с передней и задней сторон ограничена графитовыми уплотнениями, которые конструктивно выполнены аналогично уплотнениям второй и третьей опор двигателя. Для предотвращения вытекания масла из полости опор и проникновения в опоры горячих газов перед графитовым уплотнением четвёртой опоры и за графитовым уплотнением пятой опоры образованы воздушные полости, в которые через отверстия в корпусе четвёртой и пятой опор поступает воздух из-за VII ступени компрессора.

Для снижения вибронпряженности двигателя между наружной обоймой шарикоподшипника (четвёртая опора) и посадочной поверхностью корпуса четвёртой и пятой опор установлен демпфер. Демпфер представляет собой два стальных кольца с продольными фрезерованными выступами снаружи и внутри колец, установленных между подшипником и гладким стальным стаканом подшипника. Профиль, образованный фрезерованными выступами демпфера обеспечивает податливость, которая гасит радиальные колебания ротора турбины компрессора.

ОХЛАЖДЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЯ

ОХЛАЖДЕНИЕ ТУРБИНЫ КОМПРЕССОРА

Требуемый уровень рабочих температур горячих деталей турбины компрессора обеспечивается съемом тепла с этих деталей вторичным воздухом камеры сгорания и осуществлением максимальной изоляции деталей ротора турбины от воздействия горячих газов.

Вторичный воздух поступает на охлаждение корпусов турбин через отверстия во внутреннем фланце соплового аппарата.

Вторичный воздух “В” разделяется на два потока (рис.2.31).

Часть воздуха поступает на охлаждение лопаток первой ступени турбины. Охлаждая их, через перфорацию в зоне выходной кромки поступает в газозвдушный тракт.

Другая часть вторичного воздуха “В” поступает через отверстия в стенке внутренней обоймы соплового аппарата в полость между внутренним диффузором камеры сгорания и валом турбины компрессора, откуда расходится двумя потоками:

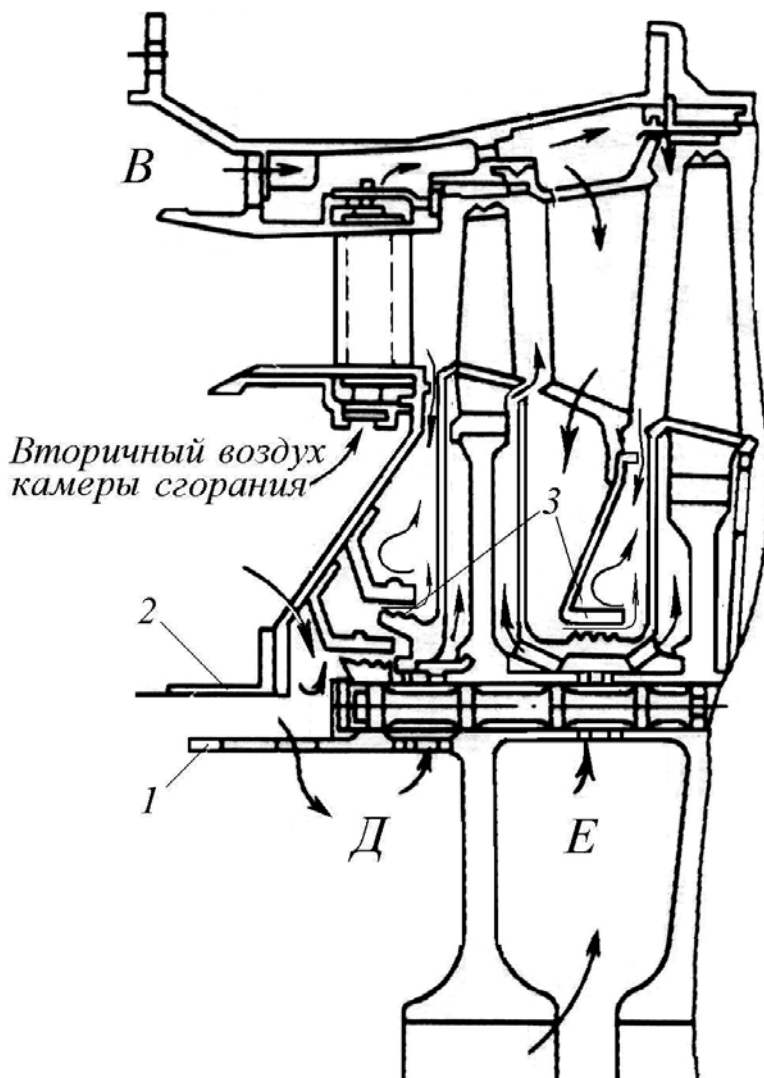


Рис. 2.31 Схема охлаждения турбины компрессора:
1—вал турбины компрессора; 2—внутренний диффузор камеры сгорания; 3—лабиринтные уплотнения.

Первый поток – воздух, пройдя лабиринты и, попадает в полость между покрывающим диском и внутренней обоймой соплового аппарата, охлаждая их, выходит в газозвдушный тракт перед рабочим колесом первой ступени, препятствуя проникновению в эту полость горячего газа.

Второй поток - воздух попадает через специальные отверстия в валу во внутреннюю полость “Д” ротора турбины компрессора, отсюда часть его через специальные отверстия в цилиндрическом поясе диска поступает в полость между покрывающим диском и диском первой ступени. Охлаждает переднюю сторону диска, замки и ножки лопаток первой ступени и выходит в газозвдушный тракт. Остальная часть этого потока поступает в полость “Е” турбины (рис.2.31).

Из полости “Е” воздух, пройдя срезанные шлицы, поступает:

–через отверстия в ступице покрывающего диска в полость между диском первой ступени и покрывающим диском, охлаждает заднюю сторону диска первой ступени и выходит в газозвдушный тракт;

–через отверстия в ступице покрывающего диска в полость между диском второй ступени и покрывающим диском, охлаждает переднюю сторону диска, замки и ножки лопаток второй ступени турбины, выходит в тракт.

По лыскам стяжных болтов и фрезеровкам в посадочных поясах диска

второй ступени и покрывающем диске к задней стороне диска второй ступени турбины, охлаждает ее и выходит через отверстия на периферии покрывающего диска в тракт.

ОХЛАЖДЕНИЕ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Воздух, отбираемый из-за VII ступени компрессора, подается в полость “В” корпуса свободной турбины, откуда часть его поступает по внутренним полостям корпусов свободной турбины для их охлаждения и выходит в газозвдушный тракт (рис.2.32).

Другая часть воздуха через стойки и полые лопатки соплового аппарата третьей ступени свободной турбины поступает в полость “Г” третьей опоры. Откуда через отверстия в корпусе подшипника третьей опоры часть

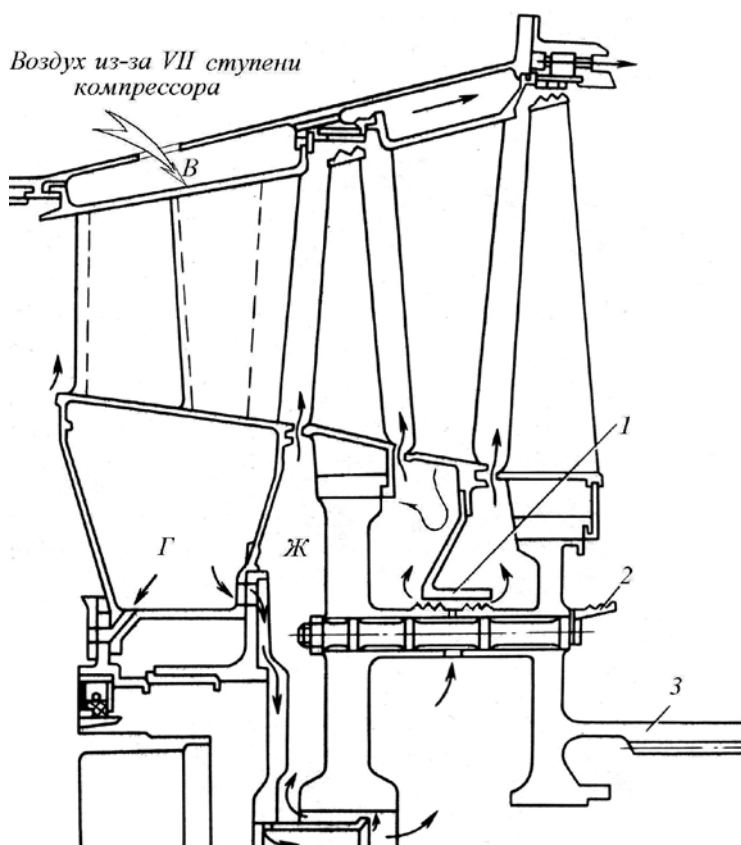


Рис. 2.32 Схема охлаждения свободной турбины:
1-лабиринт свободной турбины; 2-лабиринт свободной турбины; 3-вал свободной турбины.

воздуха поступает на наддув лабиринта и, пройдя далее в полость между корпусом третьей опоры и покрывающим диском, препятствует проникновению в нее горячих газов.

Из полости “Г” через отверстия в корпусе опоры воздух поступает во втулку, вставленную в отверстие ступицы диска третьей ступени свободной турбины.

Часть этого воздуха поступает в полость “Ж”, охлаждая диск третьей ступени с передней стороны. Другая часть этого воздуха поступает во внутреннюю полость ротора турбины. Далее через частично срезанные торцевые шлицы поступает на наддув лабиринта, охлаждает диски свободной турбины и выходит в газоздушный тракт перед сопловым аппаратом четвертой ступени и за ним.

ВОЗМОЖНЫЕ ОТКАЗЫ И НЕИСПРАВНОСТИ ТУРБИН

Наиболее характерными неисправностями турбин двигателя ТВЗ–117В, появляющимися в условиях эксплуатации являются:

1. *Вытяжка рабочих лопаток* турбин вследствие длительного воздействия на них больших центробежных сил в условиях высоких температур.

Основными причинами вытяжки рабочих лопаток в процессе эксплуатации двигателя являются:

- повышение температуры газов перед турбиной выше допустимой в результате неисправностей в топливной автоматике двигателя;
- превышение допустимого времени работы двигателя на ограничиваемых режимах;
- невыдерживание продолжительности прогрева и охлаждения двигателя в процессе запуска и выключения;
- невыдерживание продолжительности работы двигателя по режимам, согласно требованиям инструкции по эксплуатации.

Вытяжка рабочих лопаток в эксплуатации обычно определяется по изменению радиального зазора между концами рабочих лопаток и корпусом турбины.

Очень важным фактором, позволяющим экипажу своевременно обнаружить недопустимую вытяжку рабочих лопаток, является уменьшение времени выбега ротора в процессе останова двигателя. При «задевании» рабочих лопаток о детали статора в корпусе турбины появляется посторонний звук.

2. *Обгорание сопловых и рабочих лопаток* турбины из-за нарушения процесса горения топливоздушнoй смеси в камере сгорания, значительного увеличения температуры газа и неравномерности температурного поля перед турбиной. Одной из основных причин создания неравномерного поля температур газа перед турбиной является помпаж двигателя.

3. *Обрыв рабочих лопаток и разрушение дисков турбин.*

Это один из самых опасных отказов в работе двигателя. Основными эксплуатационными причинами этого отказа являются:

- повышение температуры газа перед турбиной выше допустимой при запуске двигателя или преждевременный вывод непрогретого двигателя на

повышенный режим, что снижает запас прочности материала и резко увеличивает температурные напряжения;

- останов двигателя без предварительного охлаждения на пониженном режиме, приводит к росту температурных напряжений в лопатках;
- попадание на рабочие лопатки турбины посторонних предметов от разрушающихся деталей проточной части двигателя (компрессора, камеры сгорания, топливного коллектора и соплового аппарата турбины);
- повышенная вибрация двигателя из-за частичного разрушения лопаток компрессора, помпажа двигателя, обгорания или частичного разрушения лопаток турбины.

4. Разрушение подшипников опор роторов турбин.

Основными эксплуатационными причинами этого отказа являются:

- неисправности узлов и агрегатов маслосистемы двигателя, которые могут вызвать масляное голодание опор двигателя;
- повышенная вибрация двигателя из-за частичного разрушения лопаток компрессора, помпажа двигателя—приводит к чрезмерному возрастанию нагрузок на подшипники опор;
- после резкой остановки двигателя вследствие прекращения подачи масла и охлаждающего воздуха температура подшипника резко возрастает, что может привести к коксованию масла на беговой дорожке подшипника;
- применение некондиционного масла;
- недостаточный уровень заправки маслобаков, согласно требованиям инструкции по эксплуатации.

Основными профилактическими мероприятиями, направленными на предупреждение появления дефектов турбин в условиях эксплуатации являются своевременные технические осмотры проточной части турбин с выявлением и предупреждением дефектов на ранней стадии их развития.

Так, например, следует иметь в виду, что усталостное разрушение рабочих лопаток происходит не сразу. Образовавшаяся трещина постепенно распространяется в глубь тела лопаток, а когда поперечное сечение лопатки станет недостаточно прочным для восприятия центробежных сил, лопатка обрывается. Время развития трещины может составлять от 5 до 25 часов работы двигателя и обычно является достаточным для обнаружения дефекта и недопущения разрушения.

К основным мероприятиям по предупреждению отказов турбин двигателя относятся:

- ручная прокрутка и визуальный осмотр проточной части двигателя перед запуском для обнаружения посторонних предметов;
- проверка времени выбега;
- строгое соблюдение правил летной и технической эксплуатации;
- тщательный контроль параметров работы двигателя;
- закрытие проточной части двигателя заглушками после его останова для уменьшения вентиляции и более равномерного охлаждения проточной части двигателя.

2.7 ВЫХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Выходное устройство двигателя ТВЗ – 117В предназначено для отвода отработанных газов из турбины за пределы силовой установки с минимальным сопротивлением.

Выходное устройство состоит из следующих основных узлов:

- корпуса четвертой и пятой опор;
- выхлопного патрубка;
- соединительного хомута

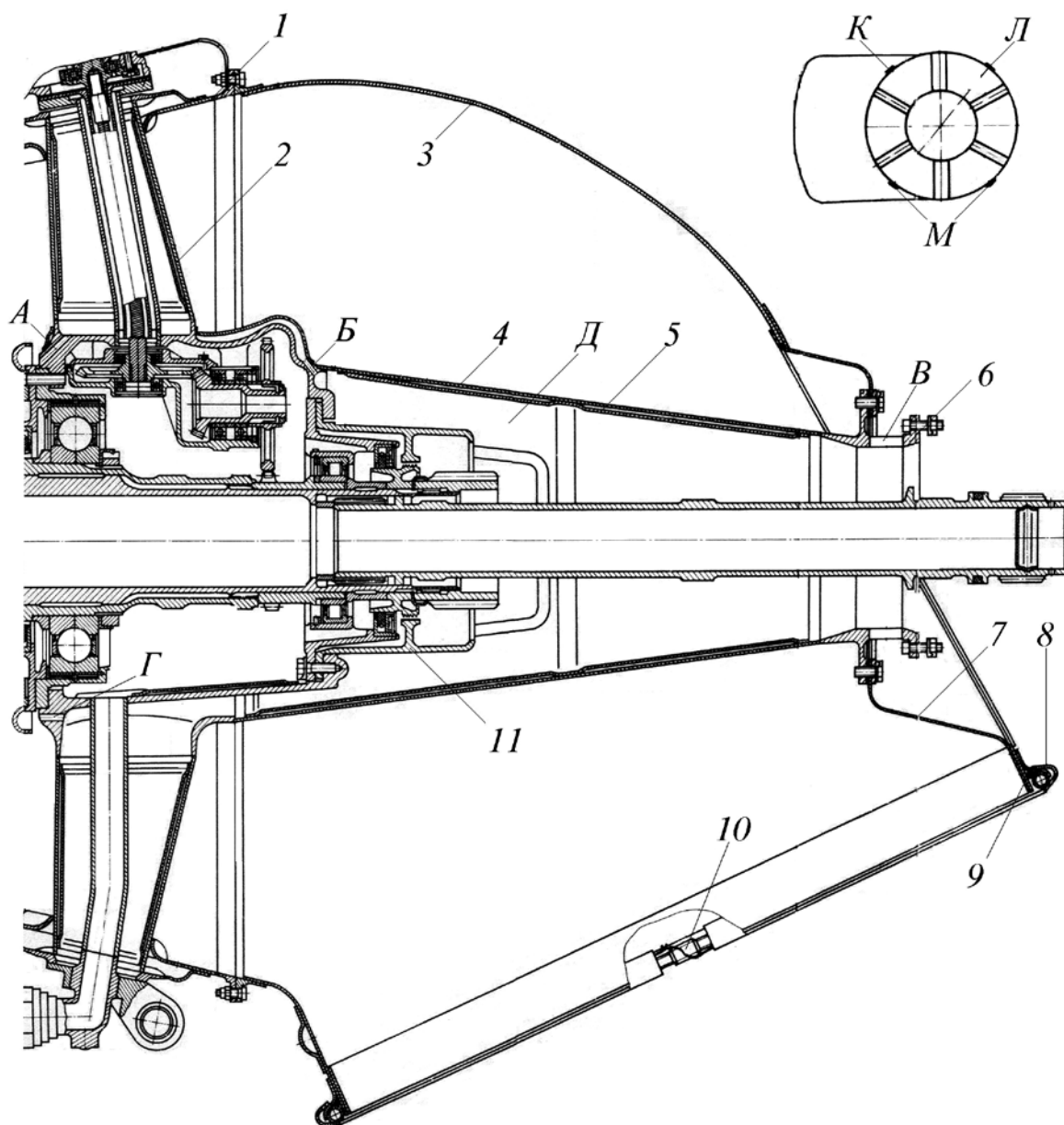


Рис. 2.33. Выходное устройство двигателя:

1–корпус IV и V опоры двигателя; 2–стойки; 3–выхлопной патрубок; 4–экран; 5–конус; 6–фланец; 7–кожух; 8–хомут; 9–уплотнительный шнур; 10–стяжной винт; 11–корпус редуктора привода регулятора свободной турбины; *М* – фланец суфлирования полости II опоры; *К*– фланец суфлирования коробки приводов и маслобака; *Л*– фланец эжектора.

ВЫХЛОПНОЙ ПАТРУБОК

Выхлопной патрубок состоит из трех фланцев и профилированной стенки (рис. 2.33).

Передним фланцем выхлопной патрубок крепится к корпусу четвертой и пятой опор двигателя (1). Задним фланцем выхлопной патрубок крепится к фланцу конуса (5). Стенка выхлопного патрубка оканчивается штампованным фланцем для крепления вертолетного насадка или экранно-выхлопного устройства.

На наружной поверхности выхлопного патрубка расположены:

- два фланца для крепления трубопроводов (сечение М) суфлирования полости второй опоры двигателя;
- фланец трубопровода (сечение К) суфлирования коробки приводов и маслобака двигателя;
- фланец (сечение Л) эжектора.

Соединительный хомут (8) состоит из двух половин и предназначен для крепления к фланцу выхлопного патрубка вертолетного насадка или специального насадка для установки экранно-выхлопного устройства (ЭВУ).

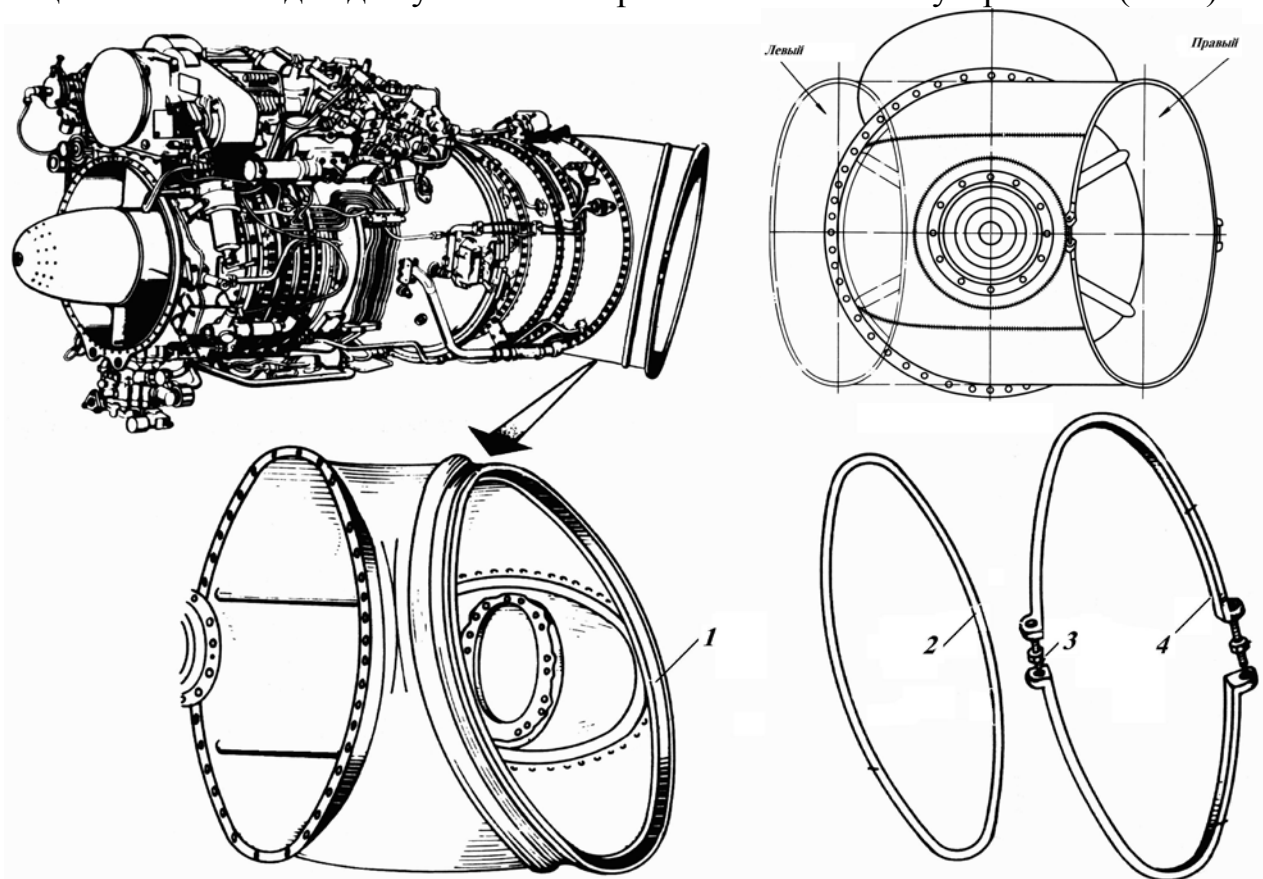


Рис. 2.34. Установка выхлопного патрубка:

1—выхлопной патрубок; 2—уплотнительный шнур; 3—стяжной винт; 4—хомут.

Для предотвращения выбивания горячих газов на стыке между выхлопным патрубком и насадком, под соединительный хомут прокладывается уплотнительный асбестовый шнур (9), пропитанный силиконовой смазкой. Половины соединительного хомута стягиваются двумя винтами (10).

2.8 ЭКРАННО-ВЫХЛОПНОЕ УСТРОЙСТВО (ЭВУ)

Горячие части двигателя, выходящие газовые струи являются мощным источником теплового излучения, на которое ориентируются ракеты с инфракрасными головками самонаведения. Поэтому на военных вертолетах необходимо экранировать горячие части двигателя, а за счет искусственного смешения отработанных горячих газов с набегающим потоком воздуха уменьшить их температуру. С этой целью применяются экранно-выхлопные устройства.

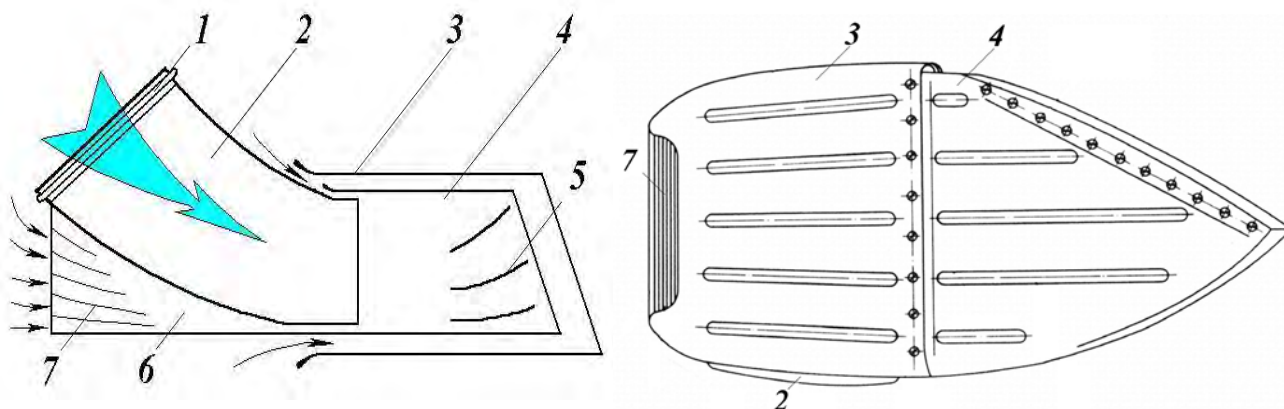
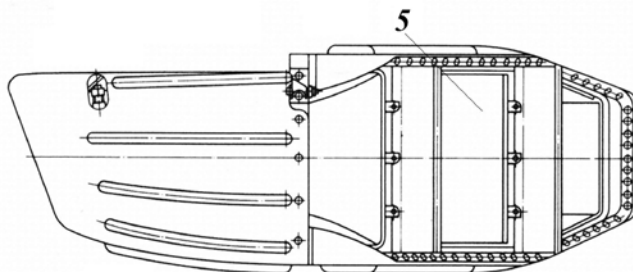


Рис. 2.35. Экранно-выхлопное устройство:
1—стыковочный фланец; 2—выхлопной насадок;
3—наружный кожух ЭВУ; 4—кожух смесителя;
5—экранирующие лопатки; 6—кожух
воздухозаборника; 7—лопатки смесителя.



Экранно-выхлопное устройство состоит из выхлопного насадка (2), закрепленного хомутом (1) на фланце выхлопного патрубка, воздухозаборника (6) с экранирующими лопатками (5), смесителя (7) выполненного в виде внутреннего (5) и наружного (3) кожухов (рис.2.35).

Горячий газ, истекая из выхлопного насадка в смеситель, эжектирует холодный воздух через входные каналы воздухозаборника и смесителя. Горячий газ перемешивается с холодным воздухом и выбрасывается в атмосферу. В результате его температура снижается до 420 - 470° К.

Продувка холодным воздухом внешнего и внутреннего кожухов выхлопного устройства еще больше снижает температуру газов до 350°К.

Для исключения прямой тепловой видимости горячих частей выхлопного насадка двигателя из передней и боковой полусферы, устанавливаются дополнительные экранирующие лопатки.

ОТКАЗЫ И НЕИСПРАВНОСТИ ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА

К характерным отказам и неисправностям выходного устройства двигателя можно отнести:

- коробление и деформация отдельных участков выхлопного патрубка;
- трещины выхлопного патрубка.

Коробление и деформация отдельных участков выхлопного патрубка возникают вследствие действия больших температурных напряжений, достигающих максимальной величины при запуске и останове двигателя.

Причинами образования трещин выхлопного патрубка и внутреннего кожуха смесителя ЭВУ могут быть:

- вибрационное горение в камере сгорания;
- частичное разрушение лопаток роторов;
- увеличение вибрации двигателя;
- помпаж двигателя;
- боевые повреждения.

Опасность возникновения трещин заключается в том, что их развитие может привести к разрушению материала выхлопного патрубка. При этом газ, выходящий из проточной части двигателя с высокой температурой, может привести к возникновению пожара.

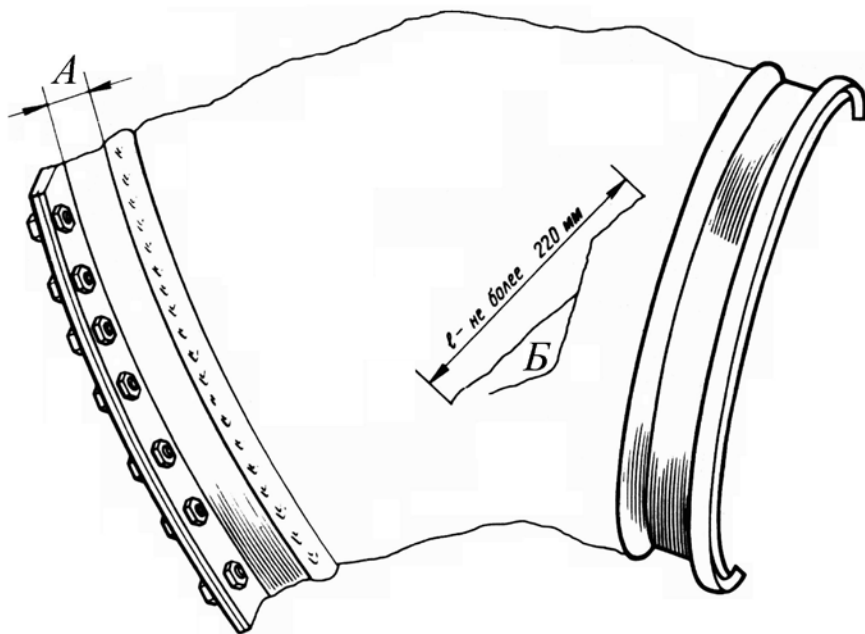


Рис. 2.36. Осмотр выхлопного патрубка.

Обнаруженные (рис. 2.36) при осмотре выходного устройства трещины должны быть засверлены, а при необходимости заварены. Допускается две трещины в районе фланца крепления вертолётной насадки, длиной до 200 мм. при суммарной длине трещин не более 450 мм.

Концы трещин рассверливаются сверлом $\varnothing 1,5 - 2$ мм.

При развитии трещин разрешается повторная рассверловка трещины при общей её длине не более 220 мм. Не допускаются трещины в районе фланца крепления выхлопного патрубка (зона А), а также трещины, стремящиеся к образованию замкнутого контура (зона Б).

2.9 ПРИВОДЫ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ ДВИГАТЕЛЯ

Приводы вспомогательных устройств предназначены для передачи вращения вспомогательным агрегатам двигателя от вала турбокомпрессора и вала свободной турбины.

Приводы вспомогательных устройств состоят из:

- коробки приводов;
- центрального привода;

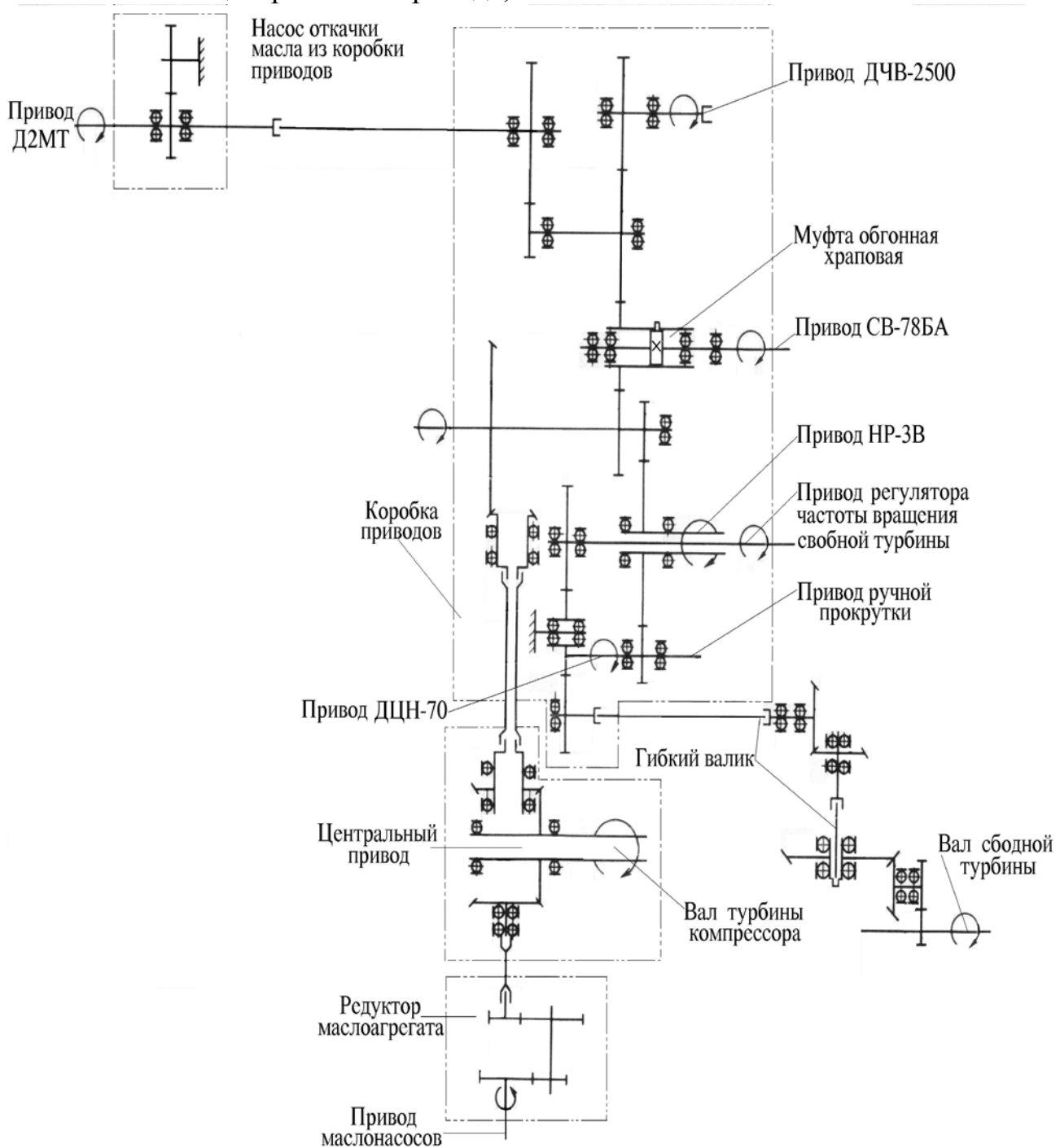


Рис. 2.37. Схема приводов вспомогательных устройств двигателя.

- привода регулятора частоты вращения свободной турбины.

КОРОБКА ПРИВОДОВ ДВИГАТЕЛЯ

Коробка приводов предназначена для обеспечения привода агрегатов, установленных на двигателе.

Коробка приводов крепится с помощью шпилек к верхнему фланцу корпуса первой опоры двигателя и состоит из: корпуса коробки приводов; системы цилиндрических и конических шестерен смонтированных на шарикоподшипниках; переходников для крепления агрегатов.

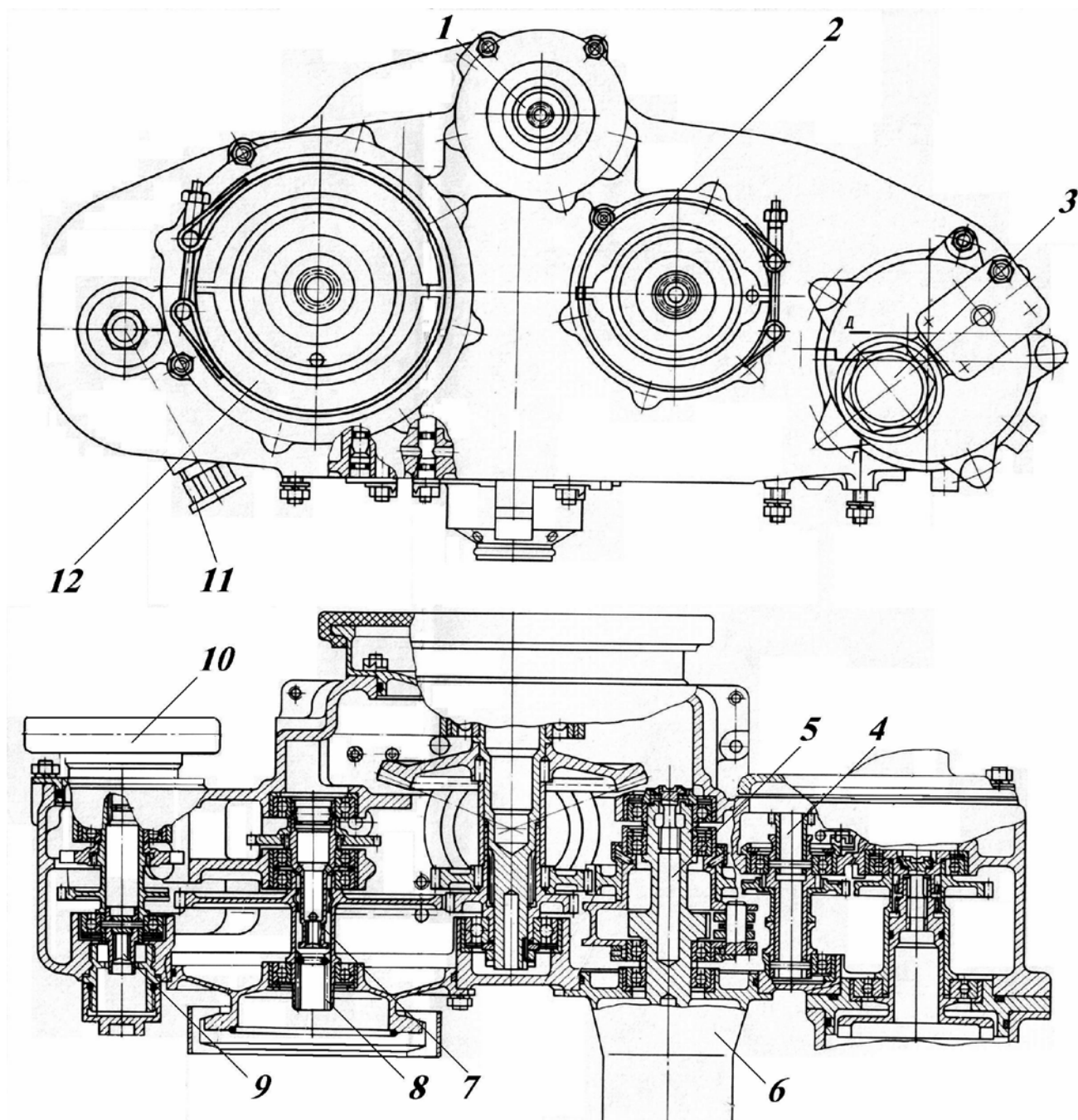


Рис. 2.38. Коробка приводов:

1—штуцер подсоединения гибкого валика; 2—фланец установки воздушного стартера СВ-78БА; 3—фланец трубопровода суфлирования коробки приводов; 4—привод откачивающего маслососа; 5—муфта обгонная храповая; 6—переходник установки воздушного стартера СВ-78БА; 7—привод регулятора частоты вращения свободной турбины; 8—привод насоса-регулятора НР-3В; 9—привод ручной прокрутки; 10—фланец установки ДЦН-70; 11—фланец установки датчика -индуктора частоты вращения ротора турбокомпрессора ДЧВ-2500; 12—фланец установки насоса-регулятора НР-3В.

Коробка приводов обеспечивает привод следующих агрегатов (рис. 2.38):

- воздушного стартера СВ - 78 БА;
- насоса - регулятора НР - 3В;
- центробежного топливного насоса ДЦН - 70;
- насоса, откачивающего масло из коробки приводов;
- датчика Д2МТ оборотов ротора турбокомпрессора;
- привода ручной прокрутки ротора турбокомпрессора.

Корпус коробки приводов отлит из магниевого сплава.

Коробка приводов представляет собой систему конических и цилиндрических шестерен. Все шестерни работают на подшипниках качения, смонтированных в стальных втулках, запрессованных в соответствующие гнезда. Шестерни коробки приводов получают вращательное движение от вала ротора турбокомпрессора через центральный привод. Агрегаты, расположенные на коробке приводов показаны на рисунке 2.38.

Смазка подшипников и шестерен коробки приводов барботажно - принудительная. Смазка зацепления шестерён (привода насоса-регулятора, привода воздушного стартера, передачи крутящего момента от центрального привода), а также соответствующих подшипников производится под давлением через масляные форсунки. Смазка остальных шестерён и подшипников – барботажная.

Насос, предназначенный для откачки масла из коробки приводов, крепится к передней части корпуса коробки приводов справа по полёту. На корпусе откачивающего насоса установлен сапун. Сапун предназначен для получения заданного разряжения (путем подбора стравливающего жиклера) в коробке приводов, обеспечивающего работоспособность графитового уплотнения первой опоры. В корпусе сапуна установлены поперечные перегородки, частично прикрывающие сечение канала сапуна и препятствующие выбросу масла из коробки приводов. Более подробно этот вопрос рассмотрен в главе 3.2

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПРИВОД

Центральный привод предназначен для передачи крутящего момента с ротора турбокомпрессора на коробку приводов и маслоагрегат, а также при запуске (прокрутке) двигателя для передачи крутящего момента на ротор турбокомпрессора от воздушного стартера СВ-78БА.

Центральный привод состоит из:

- алюминиевого корпуса;
- шестерен;
- стаканов подшипников;
- подшипников.

Корпус центрального привода, задним фланцем крепится к корпусу первой опоры двигателя.

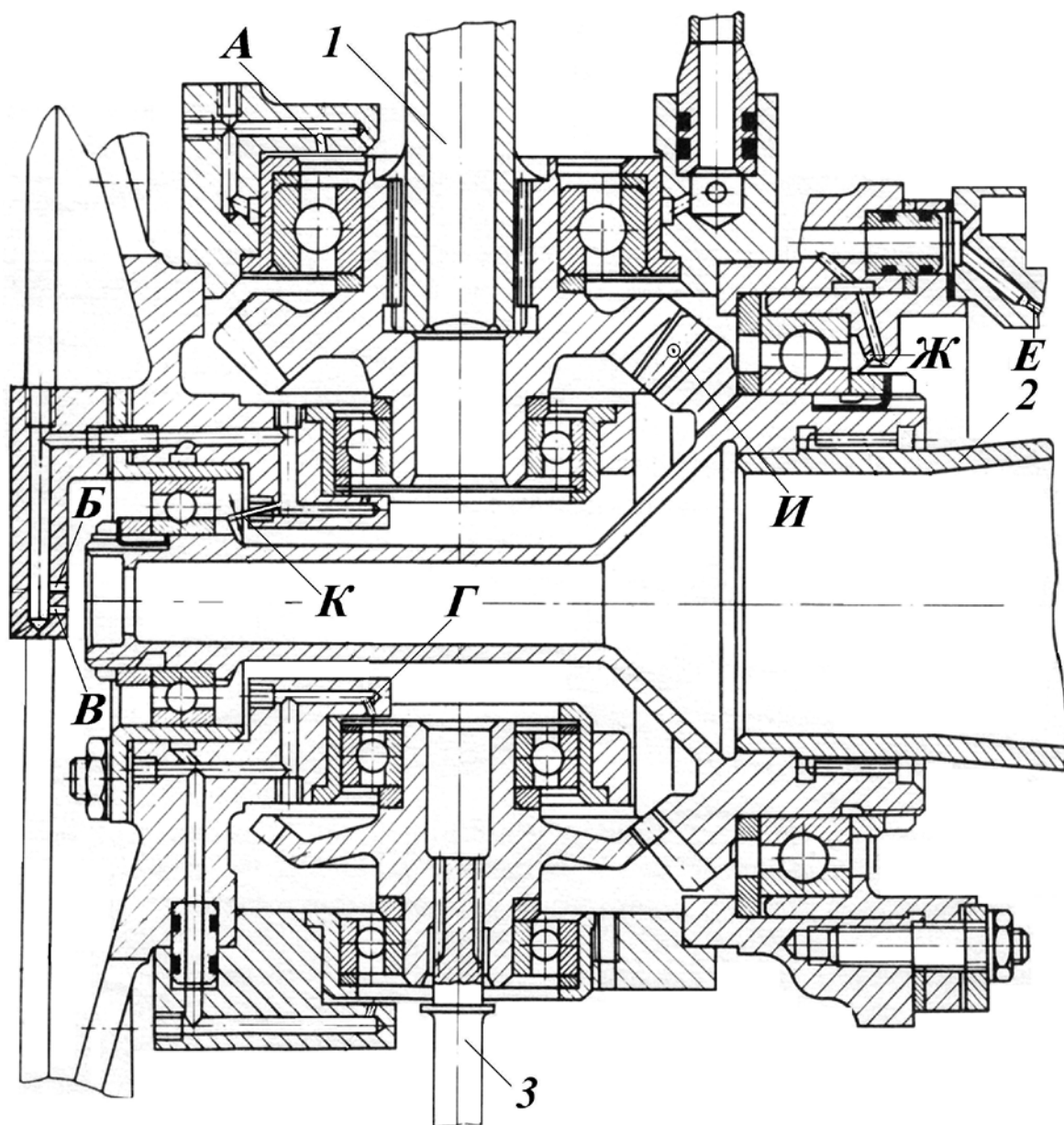


Рис. 2.39. Центральный привод.

Вращение от ротора турбокомпрессора на ведущую шестерню передается через рессору, которая задними шлицами входит в шлицы внутренней полости передней цапфы компрессора (2), а передними - в шлицы внутренней полости ведущей шестерни.

От ведущей шестерни вращение передается через шестерню и рессору (1) в коробку приводов, а через шестерню и рессору (3) к маслоагрегату (рис.2.39).

Смазка и охлаждение центрального привода производится маслом, поступающим из коробки приводов. Масло подается к жиклерным отверстиям:

- А* - для смазки шарикоподшипников ведомой шестерни коробки приводов;
- Г* - для смазки шарикоподшипников ведомой шестерни маслоагрегата;
- Ж*- для смазки шарикоподшипников ведущей шестерни;
- К* - для смазки шлицев рессоры привода коробки приводов;
- Б* и *В*- смазки шлицев ведущей шестерни и рессоры;
- Е*- для смазки переднего подшипника компрессора;
- И*- в зону зацепления конических шестерен.

Суммарный расход масла через центральный привод составляет $3,2^{+1,0}_{-0,1}$ л/мин.

ПРИВОД РЕГУЛЯТОРА ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Привод регулятора частоты вращения свободной турбины предназначен для передачи вращения от вала свободной турбины к тахометрическому датчику регулятора частоты вращения свободной турбины насоса-регулятора НР-3В.

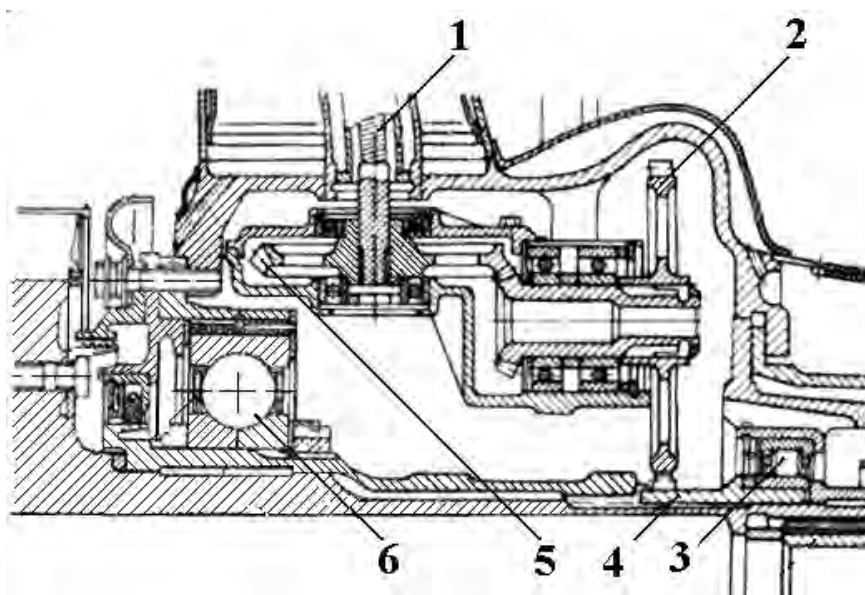


Рис. 2.40. Нижний двухступенчатый редуктор:

1—вертикальный вал; 2—цилиндрическое зубчатое колесо; 3—подшипник V опоры двигателя; 4—втулка с цилиндрическим зубчатым венцом привода регулятора свободной турбины; 5—цилиндрическое зубчатое колесо; 6—подшипник IV опоры двигателя.

Нижний двухступенчатый редуктор состоит из первой ступени, образованной цилиндрическим зубчатым венцом втулки (4) и цилиндрическим зубчатым колесом (2), и второй ступени, образованной двумя простыми коническими зубчатыми колёсами (5). От нижнего двухступенчатого редуктора, через гибкий вертикальный вал, вращение передаётся на верхний одноступенчатый редуктор.

Смазка подшипников редуктора осуществляется через коллектор форсунок, закреплённый на корпусе IV и V опор двигателя, и систему маслоподводящих каналов.

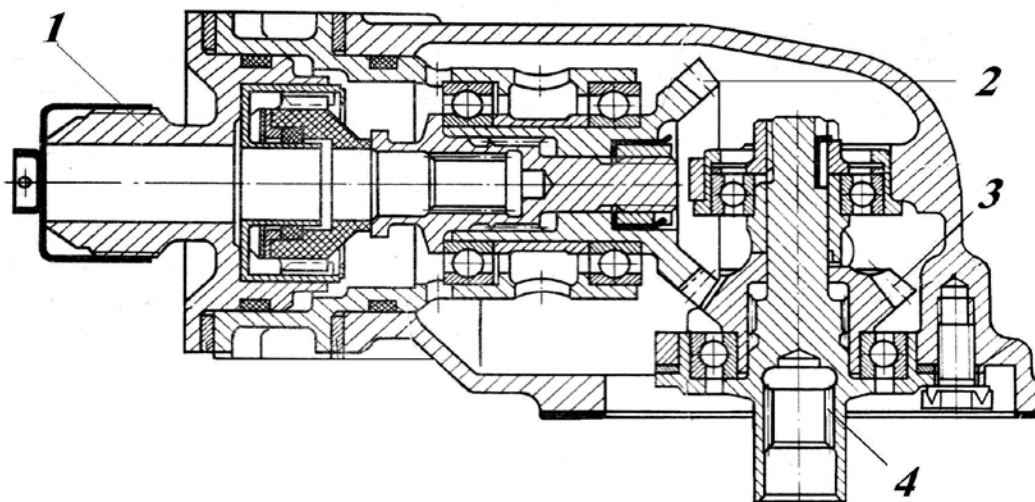


Рис. 2.41. Верхний редуктор:

1—фланец горизонтального гибкого валика; 2—ведомое коническое зубчатое колёсо; 3—ведущее коническое зубчатое колёсо; 4—фланец вертикального гибкого валика.

Одноступенчатый верхний редуктор (“домик”) изготовлен из титанового сплава. Он крепится на корпусе IV и V опор двигателя (рис. 2.41).

Масло в верхний редуктор через боковой штуцер. На штуцере установлен дозирующий жиклер. Смазка зацепления шестерен и трех подшипников струйная, под давлением, нижний подшипник смазывается за счет барботажа. Отработанное масло сливается через специальные окна в корпусе верхнего редуктора по вертикальной стойке в полость нижнего редуктора.

Далее вращение передаётся по гибкому валу на коробку приводов двигателя (рис. 2.42).

От коробки приводов крутящий момент передается на рессору привода регулятора частоты вращения ротора свободной турбины.

Чувствительным элементом регулятора является тахометрический датчик, представляющий собой пару маятниковых центробежных грузиков, которые связаны рессорой (через гибкий вал) с ротором свободной турбины.

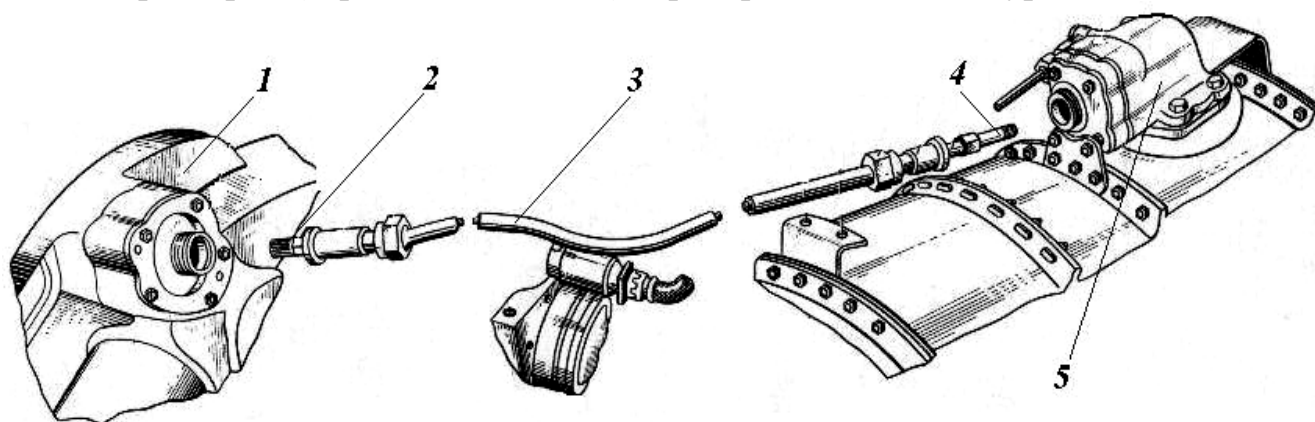


Рис. 2.42. Горизонтальный гибкий вал:

1—коробка приводов; 2,4—шлицевые хвостовики; 3—защитный кожух гибкого валика; 5—верхний редуктор.

В случае рассоединения гибкого валика система автоматического регулирования выводит двигатель на взлетный режим.

Конструкция горизонтального гибкого валика и его установка в корпус коробки приводов показаны на рис. 2.43. Тросик (5) устанавливается внутри защитного кожуха (7) на фторопластовых кольцах (6), что исключает задевание тросика о защитный кожух. Хвостовик гибкого валика (1) имеет квадратное сечение.

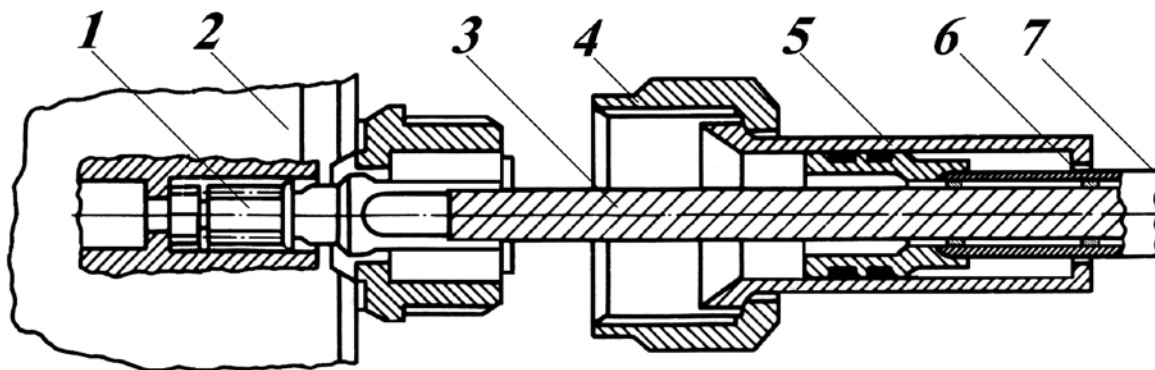


Рис. 2.43. Установка горизонтального гибкого валика:

1—хвостовик; 2—корпус коробки приводов; 3—тросик; 4—накидная гайка; 5—гильза; 6—фторопластовые кольца; 7—защитный кожух гибкого валика.

2.10 КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЕРТОЛЁТЕ

На узлы крепления действуют следующие основные силы и моменты:

- инерционные силы, возникающие при маневрах и посадке;
- реактивный момент двигателя;
- гироскопические моменты при вращении вертолета относительно осей.

Двигатели крепятся к силовым элементам конструкции вертолета по двум поясам (рис. 2.44). Передний пояс (сечение А-А) представляет собой входной фланец корпуса компрессора, прикрепленный внешними и внутренними тягами к кронштейнам фюзеляжа. Все тяги - тендерного типа с регулируемыми наконечниками. Задним поясом крепления двигателя служит сферическая опора (вид I), закрепленная на корпусе главного редуктора. Двигатель опирается на опору сферическим фланцем, прикрепленным к корпусу двигателя.

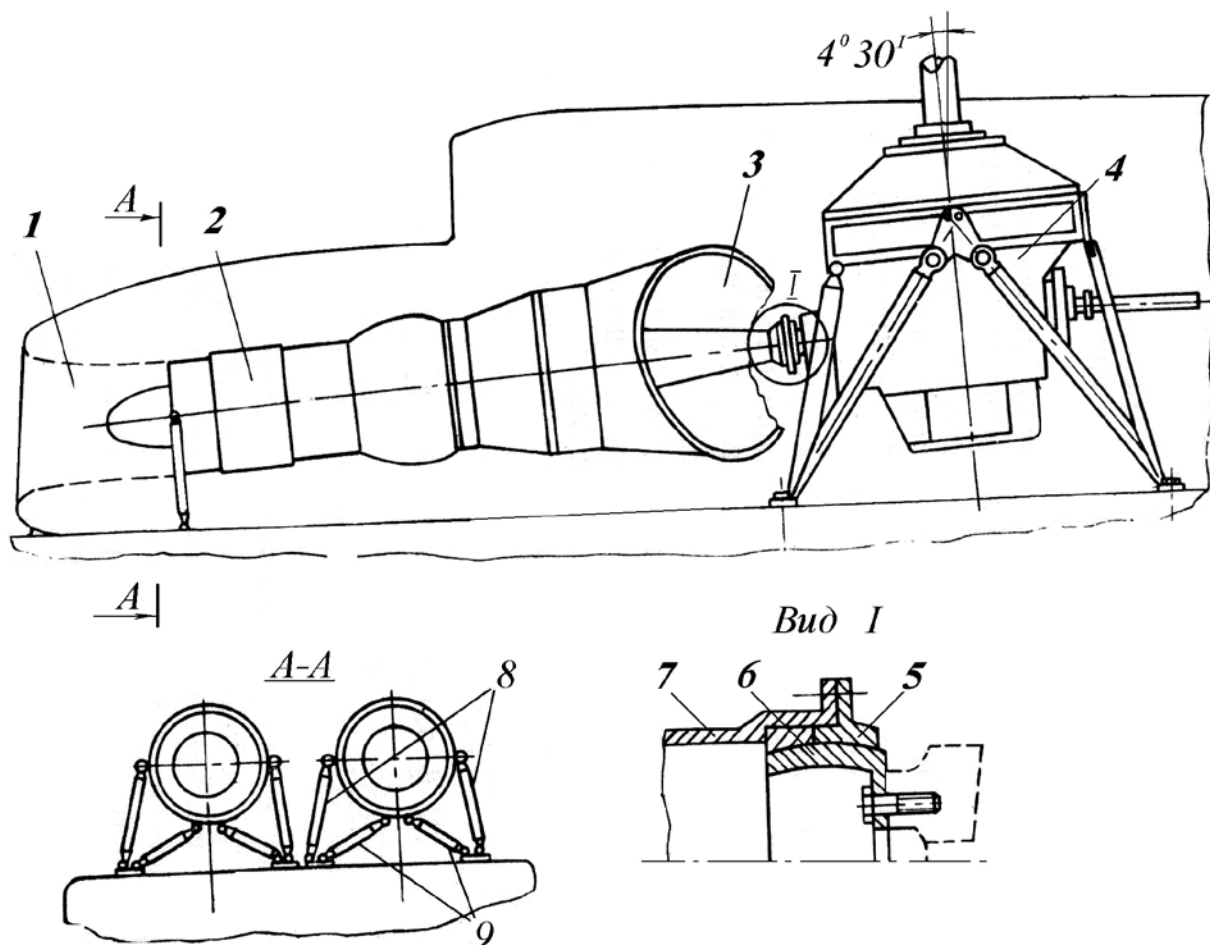


Рис. 2.44. Крепление двигателя на вертолётё:

1—входное устройство; 2—двигатель; 3—выходное устройство двигателя; 4—редуктор ВР-24; 5—сферический фланец; 6—сферическая опора; 7—фланец выходного устройства двигателя; 8—внешние тяги крепления двигателя; 9—внутренние тяги крепления двигателя.

При таком способе крепления осевые силы воспринимаются сферической опорой (5), а крутящий момент - только передними стойками (8,9).

Соосность валов двигателей и редуктора при монтаже достигается измерением длины тяг без разъединения их с двигателями и кронштейнами фюзеляжа. Одна из внутренних тяг устанавливается только после регулировки соосности.

Надежная работа силовой установки зависит от смазки трущихся поверхностей (подшипников, шлицевых соединений, шестерен редукторов).

В состав маслосистемы двигателя входят система смазки двигателя и система суфлирования.

3.1 СИСТЕМА СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЯ

Система смазки двигателя *предназначена* для:

- уменьшения силы трения между соприкасающимися поверхностями тем самым, предохраняя их от чрезмерного механического износа;
- уменьшения затрат мощности на преодоление сил трения;
- обеспечения отвода тепла от трущихся поверхностей;
- выноса из зазоров между трущимися поверхностями металлических частиц, образовавшихся в результате износа деталей;
- предотвращения коррозии деталей;
- уменьшения шума.

Система смазки должна обеспечивать бесперебойную подачу в необходимых количествах и при заданной температуре масла к трущимся деталям на всех режимах работы двигателя, а также быстрый запуск двигателя во всем диапазоне температур эксплуатации вертолета. Система должна иметь необходимый запас масла, обеспечивать его минимальный часовой расход, высокую пожарную безопасность, простоту в эксплуатации и удобство технического обслуживания.

Система смазки двигателя автономная, открытая, нормально замкнутая с принудительной циркуляцией масла.

АВТОНОМНАЯ - система смазки не связана с другими маслосистемами и обеспечивает надежную работу только одного двигателя.

ОТКРЫТАЯ - в открытых системах маслобак сообщен с атмосферой.

НОРМАЛЬНО ЗАМКНУТАЯ - в такой системе масло циркулирует по замкнутому контуру (бак - двигатель - радиатор - бак).

С ПРИНУДИТЕЛЬНОЙ ЦИРКУЛЯЦИЕЙ МАСЛА - характеризуется тем, что одно и тоже масло циркулирует по замкнутому контуру с помощью маслососов, восстанавливая свои свойства.

При работе двигателя масло из маслобака самотеком по трубопроводу поступает на вход к шестеренчатому маслососу, который под давлением направляет его к маслофильтру и редукционному клапану. Редукционный клапан поддерживает постоянное давление масла $3 \text{ кгс} / \text{см}^2 \pm 0,5 \text{ кгс} / \text{см}^2$.

Масло, пройдя запорный клапан, поступает на смазку и охлаждение опор роторов турбокомпрессора и свободной турбины, трущихся деталей коробки приводов, привода регулятора свободной турбины и маслоагрегата.

Отработанное горячее масло, вспененное и содержащее продукты износа и нагара, откачивается от каждой опоры шестеренчатым насосом. Производительность откачивающих насосов в несколько раз (в 6,5 раз) превышает производительность нагнетающего насоса.

Масло, откачиваемое из опор, объединяется в единый поток и пройдя датчик температуры масла, сигнализатор наличия стружки в масле, запорный обратный клапан, по внешнему трубопроводу направляется в воздушно-масляный радиатор. В радиаторе масло охлаждается воздушным потоком. Из радиатора охлажденное масло поступает в маслобак. Из коробки приводов двигателя, из масляной полости первой опоры двигателя и полости центрального привода масло откачивается дополнительным откачивающим насосом непосредственно в маслобак, минуя воздушно-масляный радиатор.

3.2 ПРИМЕНЯЕМОЕ МАСЛО, НОРМЫ ЗАПРАВКИ И РАСХОДА

Для смазки трущихся деталей двигателя применяется синтетическое полиэфирное масло Б-3В, которое обладает хорошими смазывающими свойствами и высокой термохимической стабильностью. Это позволяет эксплуатировать двигатели при температуре масла до 200 °С. Вследствие низкой температуры застывания масла, разрешается производить запуск двигателей при температуре окружающего воздуха до - 40°С. Слабая испаряемость делает расход масла незначительным.

Большая химическая инертность масла Б-3В позволяет сохранять ему свои качества в течение длительного периода времени.

Наряду с положительными качествами синтетическое масло имеет ряд недостатков. Масло Б-3В является высокотоксичным. Особенно ядовиты пары масла. Масло может причинить вред организму человека при вдыхании его паров или при попадании масла на открытые участки кожи. Масло Б-3В вызывает набухание обыкновенной резины и других органических материалов (кожа, ткань и т.д.) которые могут использоваться в качестве прокладок, шлангов. Не допускается попадание масла на лакокрасочные покрытия и электропроводку.

Емкостью для размещения масла в маслосистеме двигателя ТВ3-117В является маслобак, емкость которого - 15 л. Уровень масла в маслобаке двигателя контролируется по масломерному стеклу, вмонтированному в стенку маслобака. Полная заправка масла, заливаемого в маслобак при заполненных трубопроводах маслосистемы - 11 л. Минимальное количество масла в маслобаке после выполнения полета - не менее 8 л.

Для обеспечения надежной работы двигателя необходим строгий контроль технического состояния и работоспособности маслосистемы. Контроль работоспособности маслосистемы осуществляется в процессе технического обслуживания, предполетного осмотра и во время выполнения полета.

Одним из важнейших контролируемых параметров является часовой расход масла. Расход масла должен быть не более 0,3 л/ час. При обнаружении повышенного расхода масла двигатель снимается с эксплуатации и отправляется в ремонт. Основными причинами повышенного расхода масла являются:

- появление утечек масла по внешним соединениям масляных магистралей;
- выброс масла через систему суфлирования из-за попадания воды в масло;
- изменение химического состава масла;
- нарушение уплотнений масляных полостей;
- разрушение маслорадиаторов.

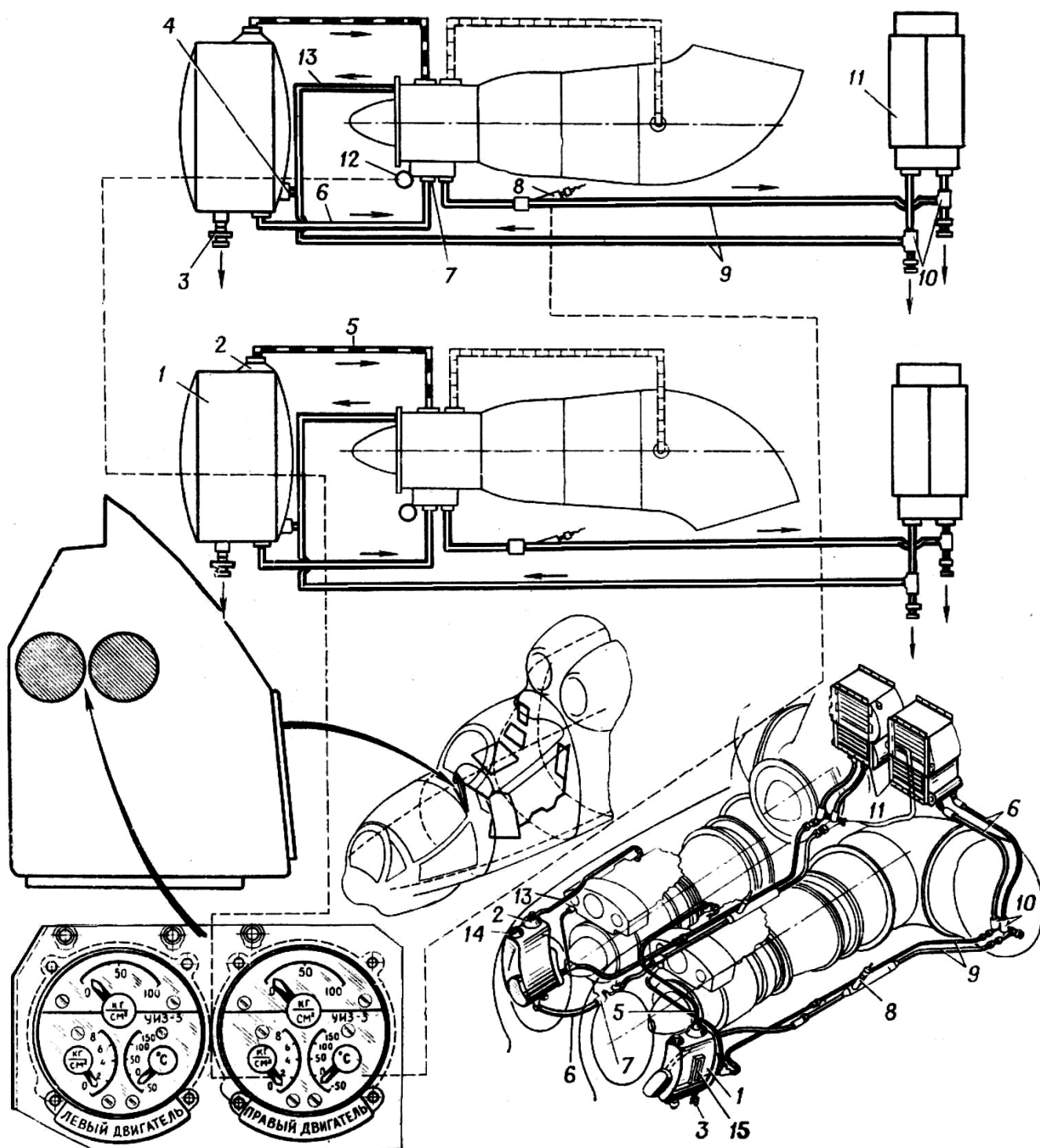


Рис. 3.2 Система смазки двигателей:

1—маслобак; 2—расширительный бачок; 3—кран слива масла из маслобака; 4—штуцер для подсоединения трубопровода подачи масла из маслорадиатора в бак; 5—трубопровод суфлирования; 6—шланги; 7—штуцер для подсоединения трубопровода подачи масла из маслобака в двигатель; 8—датчик температуры масла; 9—маслопроводы; 10—краны слива масла из трубопроводов системы смазки двигателя и маслорадиаторов; 11—воздушно-масляный радиатор двигателя; 12—датчик давления масла на входе в двигатель; 13—шланг перепуска масла из насоса откачки из коробки приводов двигателя в маслобак; 14—заливная горловина; 15—масломерное стекло.

3.3 КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА АГРЕГАТОВ МАСЛОСИСТЕМЫ

МАСЛОАГРЕГАТ МА-78

Маслоагрегат предназначен для обеспечения циркуляции масла, повышая и поддерживая давление масла в заданных пределах в нагнетающей магистрали ($3 \text{ кгс} / \text{см}^2 \pm 0,5 \text{ кгс} / \text{см}^2$) и откачки масла из опор и центрального привода.

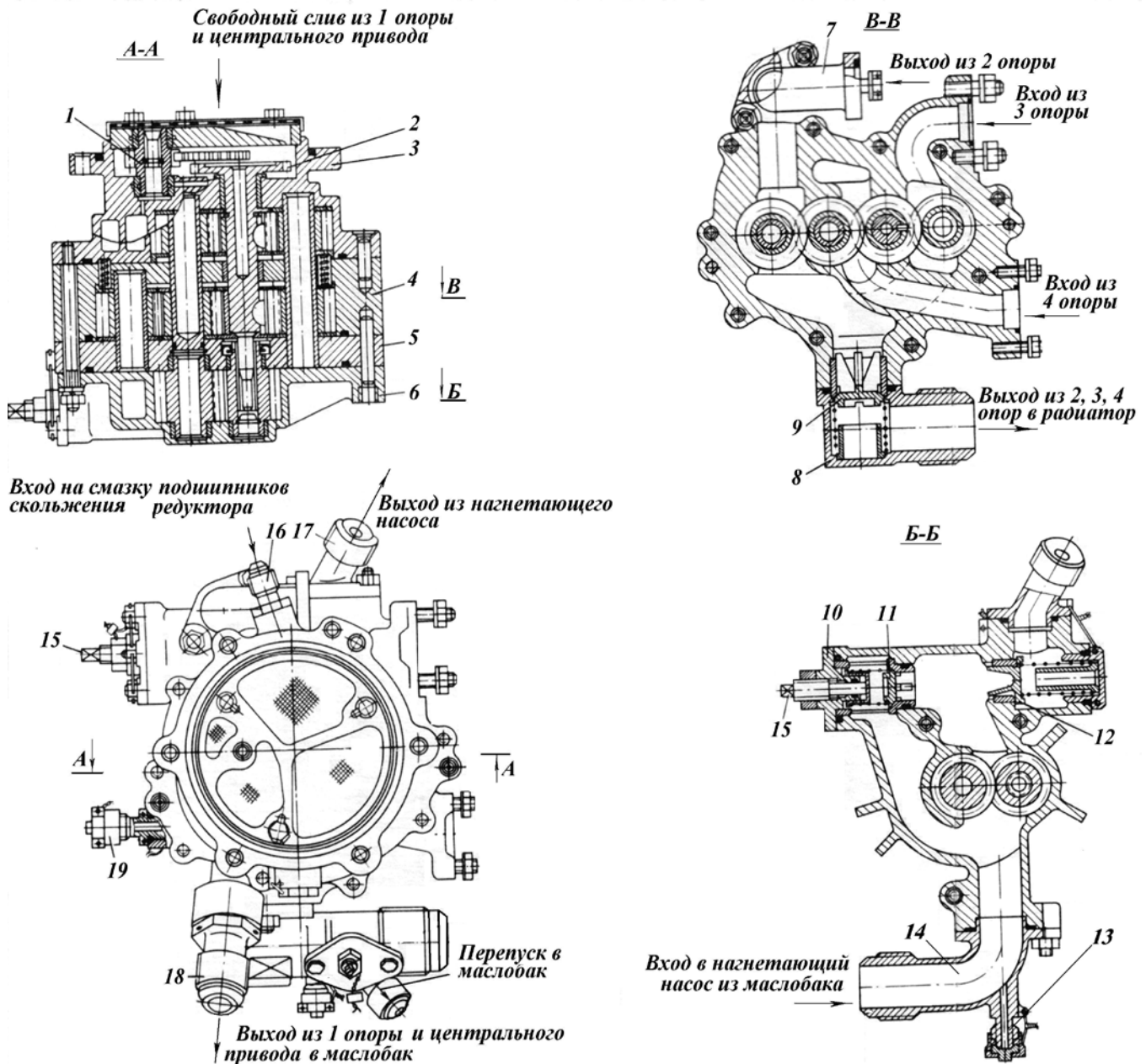


Рис. 10.3 Маслоагрегат МА-78:

1-ведущая шестерня редуктора; 2-ведущая шестерня насоса; 3-верхний корпус откачивающих насосов; 4-корпус откачивающих насосов; 5-промежуточный корпус; 6-корпус нагнетающего насоса; 7-штуцер входа масла из II опоры; 8-штуцер выхода масла из II, III и IV опор в радиатор; 9-запорный клапан (ЗК-1); 10-пружина редукционного клапана; 11-редукционный клапан; 12-запорный клапан (ЗК-2); 13-штуцер стравливания воздуха; 14-штуцер подвода масла из маслобака в нагнетающий насос; 15-регулирующий винт редукционного клапана; 16-штуцер подвода масла на смазку редуктора маслоагрегата; 17-штуцер выхода масла из нагнетающего насоса; 18-штуцер выхода масла из I опоры и центрального привода в маслобак; 19-штуцер слива масла.

В корпусе маслоагрегата размещены следующие агрегаты:

- один нагнетающий шестерёнчатый насос;

- пять откачивающих шестерёнчатых насосов;
- запорный клапан ЗК-1 (препятствующий перетеканию масла из маслобака в двигатель при его останове);
- запорный клапан ЗК-2 (препятствующий перетеканию масла из радиатора в двигатель при его останове);
- редукционный клапан (поддерживающий давление в питающей магистрали $3 \text{ кгс} / \text{см}^2 \pm 0,5 \text{ кгс} / \text{см}^2$).

При повышении давления масла сверх заданного значения редукционный клапан перепускает часть нагнетаемого масла на вход в нагнетающий насос.

Производительность нагнетающего насоса - 30 л / мин. Суммарная производительность пяти откачивающих насосов маслоагрегата - 174 л / мин. Откачивающие насосы обеспечивают полную откачку масла из всех точек смазки двигателя.

МАСЛЯНЫЙ ФИЛЬТР

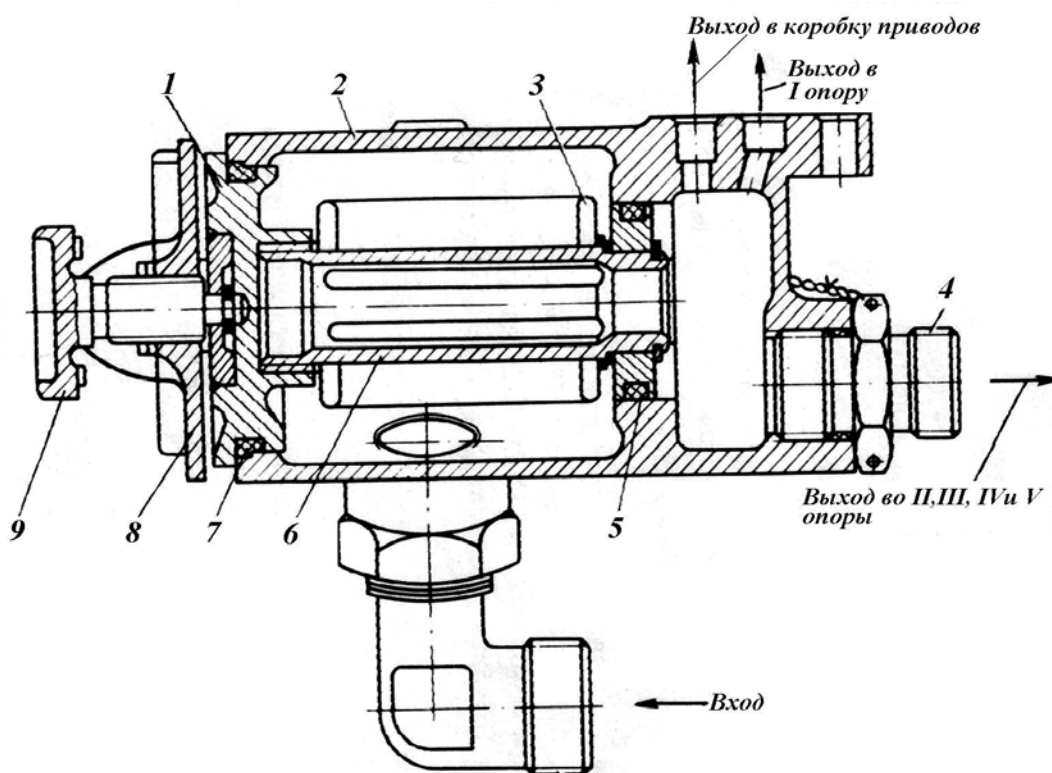


Рис. 3.4 Масляный фильтр:

1—крышка; 2—корпус; 3—набор фильтроэлементов; 4—штуцер выхода масла;
5, 7— уплотнительные кольца; 6—каркас крышки маслофильтра; 8—траверса; 9—винт.

Масляный фильтр предназначен для очистки масла от продуктов разложения масла и посторонних частиц.

На каркасе крышки (6) маслофильтра установлен набор из 18 фильтроэлементов (рис.3.4). Это количество обусловлено необходимостью обеспечения требуемой прокачки масла при минимальном гидравлическом сопротивлении на фильтроэлементе.

В качестве материала фильтрующего элемента (3) применяется металлическая сетка с размером ячейки 0,063 мм.

Масло под давлением поступает к входному штуцеру корпуса маслофильтра. Далее, пройдя боковые поверхности набора фильтроэлементов, поступает во внутреннюю полость каркаса.

Очищенное масло через выходной штуцер (4) по трубопроводам поступает в масляные магистрали двигателя. Кроме того, по двум каналам в корпусе масляного фильтра масло подается на первую опору двигателя и коробку приводов двигателя.

ОТСЕЧНОЙ КЛАПАН

Отсечной клапан предназначен для предотвращения переполнения маслом четвертой и пятой опор двигателя при частоте вращения ротора турбокомпрессора ниже 15% и предотвращения перетекания масла в выхлопной патрубок на неработающем двигателе.

При запуске двигателя, когда давление в масляных магистралях возрастает до $0,3 \pm 0,05$ кгс/см² запирающий элемент отсечного клапана (2) перемещаясь, сжимает пружину и открывает доступ масла к четвертой и пятой опорам двигателя.

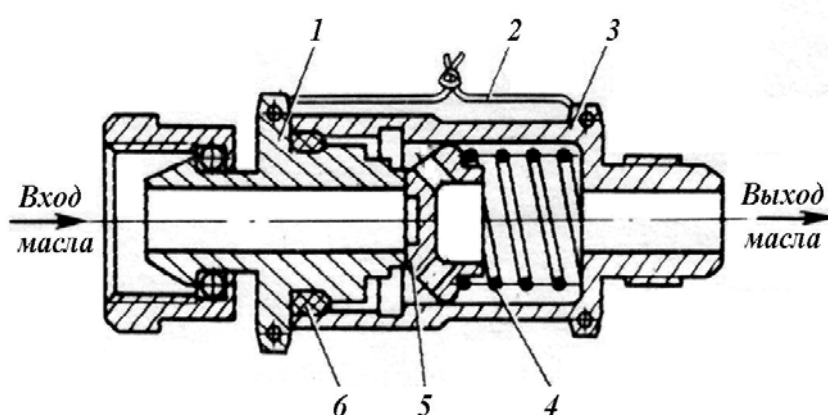


Рис.3.5. Отсечной клапан:

1-входной штуцер; 2-контрольная проволока; 3-выходной штуцер; 4-пружина; 5-запирающий элемент; 6-уплотнительное кольцо.

ЗАЩИТНЫЙ ФИЛЬТР

Защитный
предназначен

фильтр
для

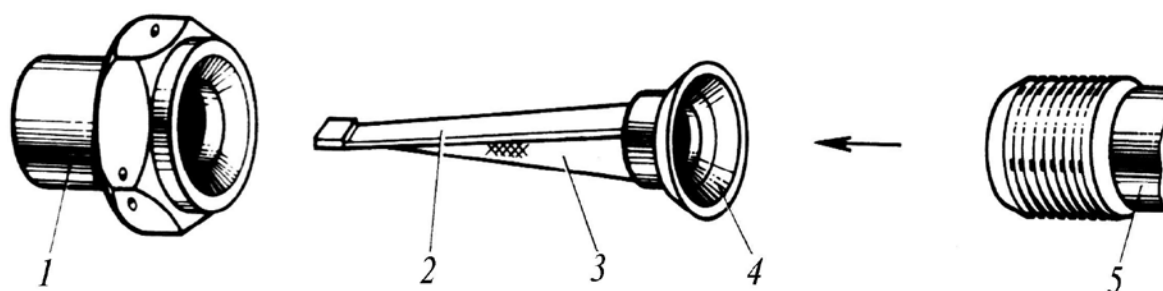


Рис. 3.6. Защитный фильтр:

1-трубопровод откачки масла от IV и V опор двигателя; 2-планка; 3-сетка фильтра; 4-стакан;
5-штуцер откачки масла от IV и V опор двигателя.

предотвращения попадания крупных частиц износа в откачивающие насосы маслоагрегата.

Устанавливается защитный фильтр на штуцер трубопровода откачки масла от четвертой и пятой опор двигателя. Защитный фильтр состоит из стакана, фильтрующей сетки с размером ячейки 1,0 мм и двух каркасных планок.

ПЕРЕПУСКНОЙ КЛАПАН

Перепускной клапан предназначен для перепуска откачиваемого от задних опор двигателя масла мимо радиатора в случае повышения противодавления на линии откачки масла выше допустимого. Перепускной клапан расположен на штуцере отвода масла к радиатору.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ОТКАЧИВАЮЩИЙ НАСОС

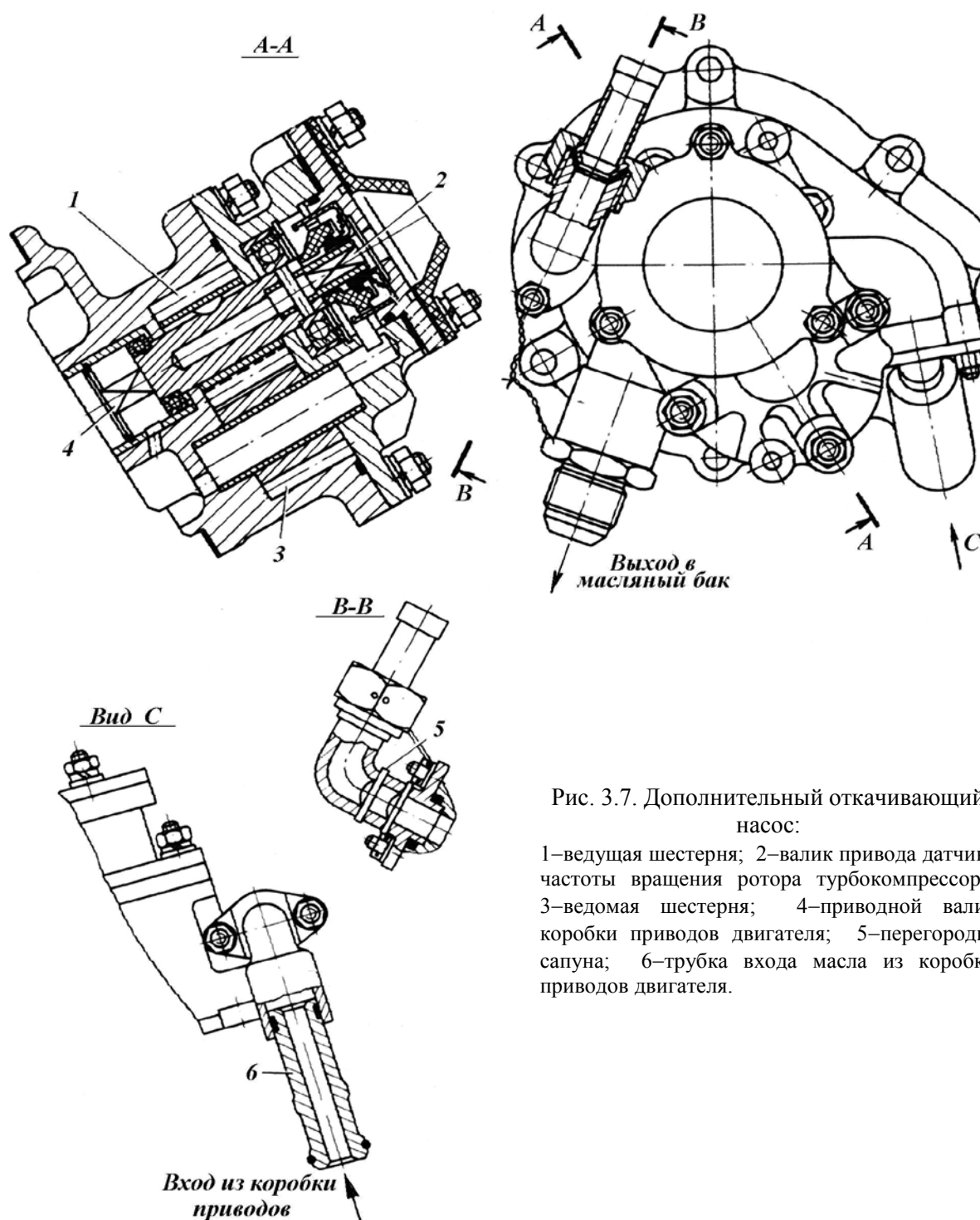


Рис. 3.7. Дополнительный откачивающий насос:

1—ведущая шестерня; 2—валик привода датчика частоты вращения ротора турбокомпрессора; 3—ведомая шестерня; 4—приводной валик коробки приводов двигателя; 5—перегородка сапуна; 6—трубка входа масла из коробки приводов двигателя.

Дополнительный откачивающий маслонасос предназначен для откачки масла из коробки приводов. Насос шестеренчатого типа с производительностью 25 л / мин.

Ведомая (1) и ведущая (3) шестерни приводятся во вращение валиком (4), который хвостовиком соединяется с гнездом шестерни коробки приводов двигателя. Ведущая шестерня (3) вращается на двух упорно-радиальных подшипниках, ведомая (1) – на подшипнике скольжения.

Привод датчика частоты вращения ротора турбокомпрессора Д2МТ осуществляется от валика (2).

Масло из коробки приводов по трубке (6) поступает в корпус насоса и откачивается шестернями (1,3). При этом во внутренней полости коробки приводов двигателя создается разрежение, величина которого поддерживается в заданных пределах с помощью сменных жиклёров сапуна.

ВОЗДУШНО - МАСЛЯНЫЙ РАДИАТОР

Воздушно-масляный радиатор предназначен для охлаждения масла выходящего из двигателей. Радиатор состоит из плоских трубок, образованных гофрами, по которым пропускается масло. Между трубками продувается холодный воздух, забираемый из атмосферы вентиляторной установкой вертолета.

Для улучшения теплопередачи боковые стенки трубок соединяются между собой

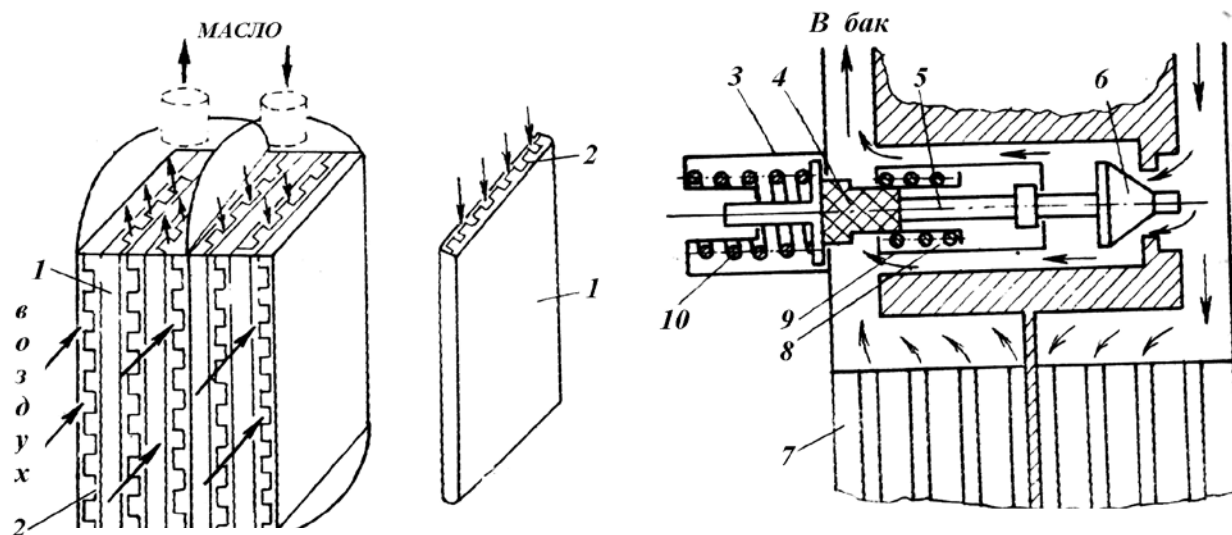


Рис. 3.6 Воздушно-масляный радиатор:

1–соты маслорадиатора; 2–гофрированная фольга; 3–корпус термостатона; 4–теплочувствительный элемент; 5–шток; 6–клапан; 7–корпус маслорадиатора; 8–пружина; 9–гильза; 10–предохранительная пружина.

гофрированной фольгой, тем самым, увеличивая площадь охлаждаемой поверхности.

Для ускорения прогрева масла после запуска двигателя и предохранения трубок радиатора от повышенного давления при низких температурах масла (что может привести к их разрушению) служит ТЕРМОСТАТИЧЕСКИЙ клапан. При нормальной (рекомендуемой) температуре масла, большая его часть проходит через трубки маслорадиатора, а меньшая часть через частично открытый термостатический клапан в маслобак.

При низких температурах масла теплочувствительный элемент сжимается и пружина, воздействуя через подвижную втулку на шток, открывает клапан. При этом основная часть масла перепускается в маслобак, минуя масляно-воздушный радиатор.

При достижении перепада давления масла на клапане $2,5 - 4,5 \text{ кгс/см}^2$ сжимается предохранительная пружина, и термостатический клапан открывается независимо от температуры масла, предотвращая тем самым разрыв трубок маслорадиатора.

3.4 СИСТЕМА СУФЛИРОВАНИЯ

Система суфлирования - часть маслосистемы двигателя, предназначенная для удаления воздуха из масляных полостей в атмосферу или в проточную часть двигателя, очистки этого воздуха от масла с возвращением последнего в масляную систему.

Суфлирование - это сообщение воздушных и масляных полостей двигателя с атмосферой. Оно необходимо для предупреждения выброса масла через уплотнения в проточную часть двигателя, при повышении давления в этих полостях (из-за нагрева масла или прорыва воздуха и газа из проточной части двигателя через уплотнения).

Суфлирование масляных полостей двигателя осуществляется за счет интенсивной откачки масляно – воздушной эмульсии в маслобак двигателя откачивающими насосами повышенной производительности.

Маслобак двигателя сообщается с атмосферой через расширительный бачок, установленный внутри маслобака.

САПУН

Сапун предназначен для поддержания заданного разряжения в коробке приводов и в полости первой опоры двигателя, обеспечивающего работоспособность привода топливных агрегатов и графитового уплотнения первой опоры. Сапун гидравлически не связан с рабочими полостями дополнительного откачивающего насоса (рис. 3.7). Полость первой опоры двигателя соединена с атмосферой через сапун с регулируемым жиклером.

Перегородка сапуна (5) предназначена для предотвращения выбивания масла из коробки приводов двигателя в атмосферу с возвращением последнего в масляную систему.

ХАРАКТЕРНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ МАСЛОСИСТЕМЫ

При сухом трении выделяется большое количество тепла. Под нагрузкой при сильном трении трущиеся детали свариваются между собой, в течении нескольких минут происходит заклинение роторов и выход двигателя из строя.

Опыт эксплуатации двигателя ТВЗ-117В показывает, что характерными неисправностями системы смазки являются:

- падение давления масла;
- повышение температуры масла;
- повышенный расход масла;
- сильное дымление и течь масла из выходного устройства при выключении двигателя;
- появление металлической стружки в масле.

ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА

Недостаточная подача масла может привести к разрушению подшипников опор и заклинению роторов двигателя. Основными причинами падения давления масла в маслосистеме двигателя являются:

- засорение маслофильтра механическими примесями;
- недостаточное количество масла в маслобаке;
- заедание редукционного клапана в открытом положении из-за попадания под седло клапана частиц нагарообразования или механических частиц;
- образование воздушной пробки в трубопроводе подвода масла к нагнетающему насосу;
- разрушение приводной рессоры привода маслоагрегата МА-78;
- неисправность указателя давления масла.

Необходимо помнить, что если, например, стрелка указателя давления масла не показывает давление, а температура масла нормальная, то это является признаком отказа прибора. В этом случае двигатель выключать не следует, но необходимо усилить контроль его работы.

ПОВЫШЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА

Повышение температуры масла в маслосистеме двигателя значительно ухудшает отвод тепла от подшипников опор двигателя, смазывающие свойства и вязкость масла.

Основными причинами повышения температуры масла в маслосистеме двигателя являются:

- недостаточное количество масла в маслобаке двигателя;
- засорение сот маслорадиатора;
- недостаточный обдув маслорадиатора из-за неправильной установки лопаток вентиляторной установки;
- заедание термостатического клапана в открытом положении;
- неисправность датчика температуры масла.

ПОВЫШЕННЫЙ РАСХОД МАСЛА

Основными причинами повышенного расхода масла в маслосистеме двигателя являются:

- утечка масла через трещины в трубопроводах;
- выброс масла через систему суфлирования из-за прорыва воздуха и газов в масляные полости вследствие разрушения масляных уплотнений;
- разрушение сот маслорадиатора;
- неисправность откачивающих насосов.

СИЛЬНОЕ ДЫМЛЕНИЕ И ТЕЧЬ МАСЛА ИЗ ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА ПРИ ВЫКЛЮЧЕНИИ ДВИГАТЕЛЯ

Основными причинами являются:

- повышение противодействия в маслосистеме из-за засорения сот маслорадиатора;
- нарушение работоспособности маслонасосов;
- разрушение масляных уплотнений;
- заедание отсечного клапана в открытом положении из-за попадания под седло клапана частиц нагарообразования.

ПОЯВЛЕНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ СТРУЖКИ В МАСЛЕ

Основными причинами появления металлической стружки в масле маслосистемы двигателя являются:

- разрушение подшипников опор;
- разрушение шестерен зацепления центрального привода и коробки приводов двигателя.

При прохождении сигнала о наличии стружки в масле маслосистемы двигателя, загорается табло “СТРУЖКА В МАСЛЕ ЛЕВ. ПРАВ. ДВИГАТЕЛЬ”, выключение двигателя производится только в том случае, если обеспечивается безопасность полета вертолета на одном двигателе.

Неисправности в системе смазки могут также определяться по ряду косвенных признаков. Так, например, появление паров масла и запаха дыма в кабине свидетельствует о том, что в компрессор попадает масло через уплотнения опор. Запах горящего масла может ощущаться при неисправности откачивающих насосов и при разрушении подшипников.

Появление белого дыма в выхлопном устройстве двигателя свидетельствует о попадании в газоздушный тракт большого количества масла.

Своевременные осмотры маслофильтров могут обеспечить не только обнаружение неисправности, но и предупреждение вероятного отказа двигателя. Обнаружение на фильтрующем элементе маслофильтра студенистых отложений свидетельствует о нарушении технологии заправки масла.

Обнаружение большого количества кокса свидетельствует о негерметичности масляных уплотнений или о возможном увеличении температурного режима при эксплуатации двигателя в полёте.

Маслосистема двигателя будет работать надёжно в том случае, если за её состоянием и работой будет налажен строгий и постоянный контроль. Контроль должен осуществляться как в процессе технического обслуживания, так и в процессе работы двигателя на земле и в полёте.

В процессе предполётного осмотра экипаж обязан проверить уровень масла в маслобаках и при необходимости дозаправить в соответствии с требованиями Инструкции по техническому обслуживанию. При обнаружении следов подтекания масла из трубопроводов, штуцеров агрегатов маслосистемы и самих агрегатов необходимо выяснить причину подтекания и устранить её.

ГЛАВА 4. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

Противообледенительная система двигателя предназначена для защиты входной части двигателя от обледенения при эксплуатации его в условиях, способствующих образованию льда.

Включение противообледенительной системы может производиться как автоматически, по команде радиоизотопного датчика обледенения РИО–ЗМ, так и вручную.

Противообледенительная система двигателя включает в себя:

- радиоизотопный датчик обледенения РИО–ЗМ;
- регулирующую заслонку 1919Т;
- терморегулятор;
- трубопроводы.

4.1 ОБОГРЕВ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЯ

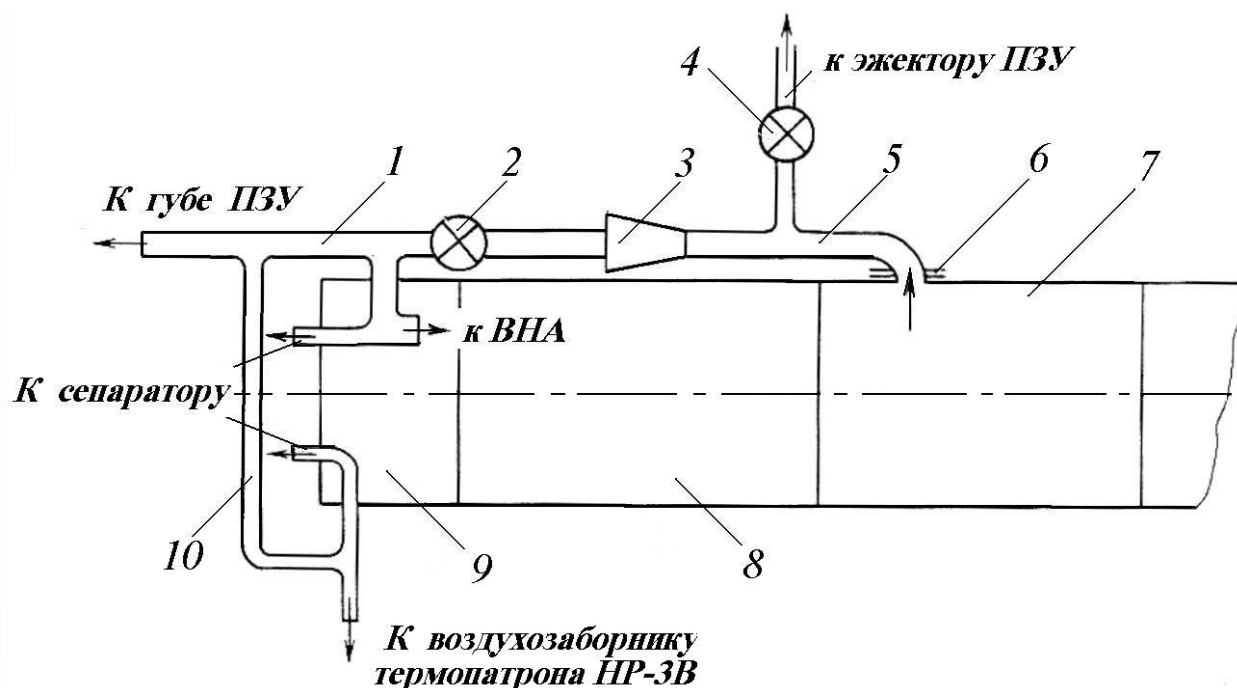


Рис. 4.1 Принципиальная схема ПОС двигателя:

1—трубопровод подачи воздуха к губе ПЗУ; 2—заслонка 1919Т; 4—терморегулятор; 5—трубопровод отбора; 6—фланец; 7—камера сгорания; 8— компрессор; 9—корпус I опоры; 10—обводной трубопровод подачи воздуха к сепаратору.

Вторичный поток воздуха, забираемый из камеры сгорания, используется в противообледенительной системе двигателя. Противообледенительная система обеспечивает подачу горячего воздуха к горизонтальным стойкам корпуса первой опоры, переднему обтекателю и лопаткам входного направляющего аппарата, к воздухозаборнику обдува термопатрона насоса-регулятора НР-3В.

Если установлено пылезащитное устройство, то противообледенительная система обеспечивает подачу горячего воздуха к сепаратору ПЗУ и губе входного устройства двигателя.

Горячий воздух поступает в полость “А” корпуса первой опоры и через горизонтальные силовые стойки поступает в полость “Б”, образованную оболочками переднего обтекателя и, обогревая обтекатель, выходит через отверстия в наружной оболочке (рис. 4.2)

Часть воздуха проходит через отверстия в узле крепления обтекателя, обогревая его носовую часть. Одновременно горячий воздух поступает в полость “В” кольцевого коллектора, а затем кольцевую полость “Г” под нижними полыми цапфами лопаток ВНА. Затем входит во внутренние полости лопаток, обогревает их и через профильные щели на профильной части лопаток выходит в проточную часть компрессора.

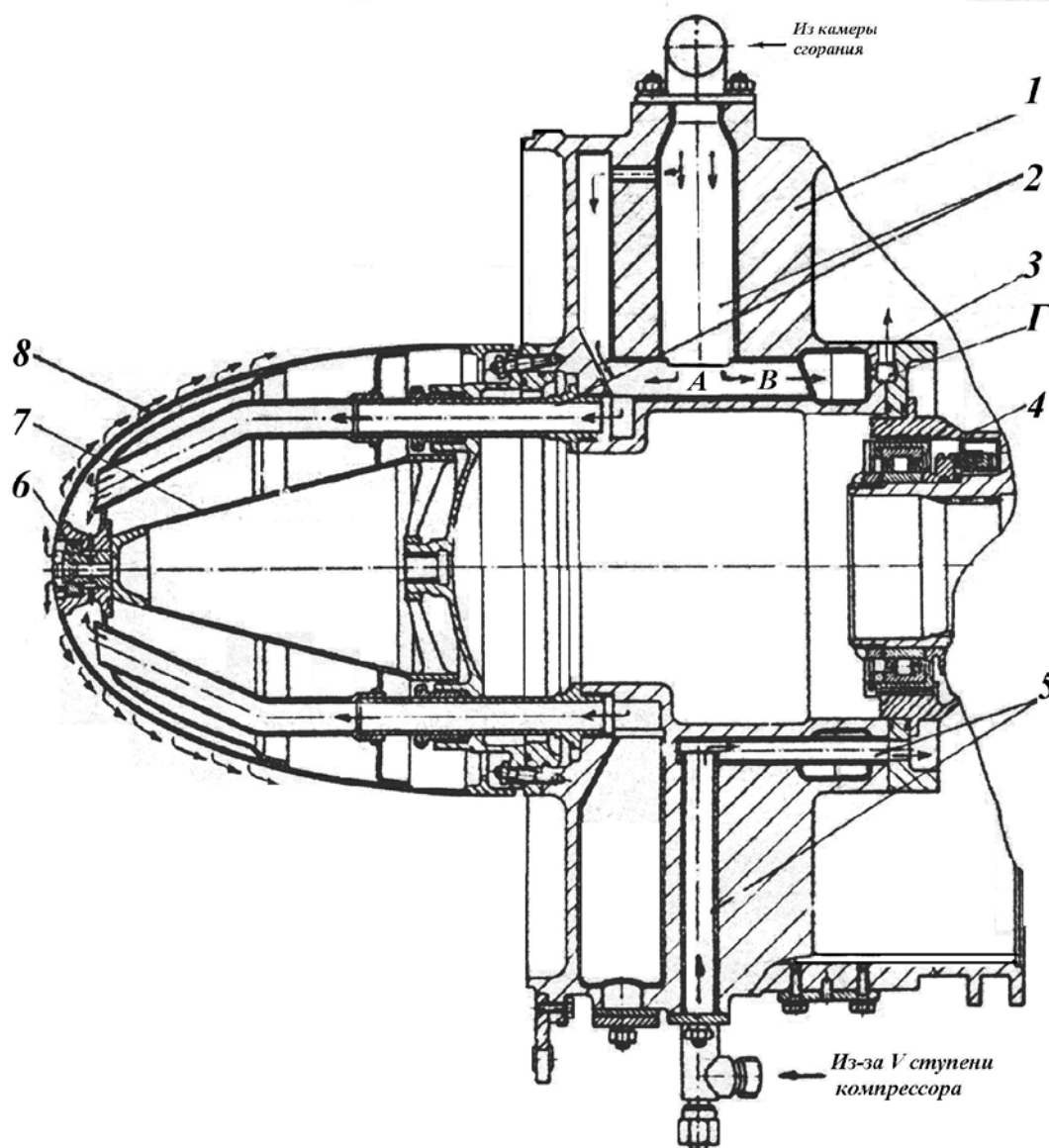


Рис. 4.2. Обогрев элементов входного устройства компрессора:

1—горизонтальная стойка корпуса I опоры; 2—подвод вторичного воздуха камеры сгорания; 3—кольцевая камера подвода воздуха к лопаткам ВНА; 4—узел I опоры; 5—канал подвода воздуха на наддув I опоры; 6—гайка; 7—конус; 8—кок.

Обогрев вертикальных силовых стоек корпуса передней опоры осуществляется маслом.

Если на двигателе установлено пылезащитное устройство, то осуществляется его комбинированный обогрев.

Сепаратор и задняя поверхность обтекателя обогревается горячим воздухом, забираемым из камеры сгорания, а передняя часть обтекателя электронагревательным элементом.

Воздух отбирается из камеры сгорания и через терморегулятор расхода подается на обогрев элементов двигателя. Терморегулятор устанавливается в магистрали подачи горячего воздуха в систему противообледенения. Потребный расход воздуха зависит от температуры и изменяется с изменением работы двигателя при помощи терморегулятора (рис. 4.3).

Терморегулятор состоит из корпуса, неподвижного экрана, поворотной заслонки с валиком. Управление заслонкой осуществляется биметаллической пружиной, соединенной своим концом с заслонкой, а другим - с корпусом (рис.4.3).

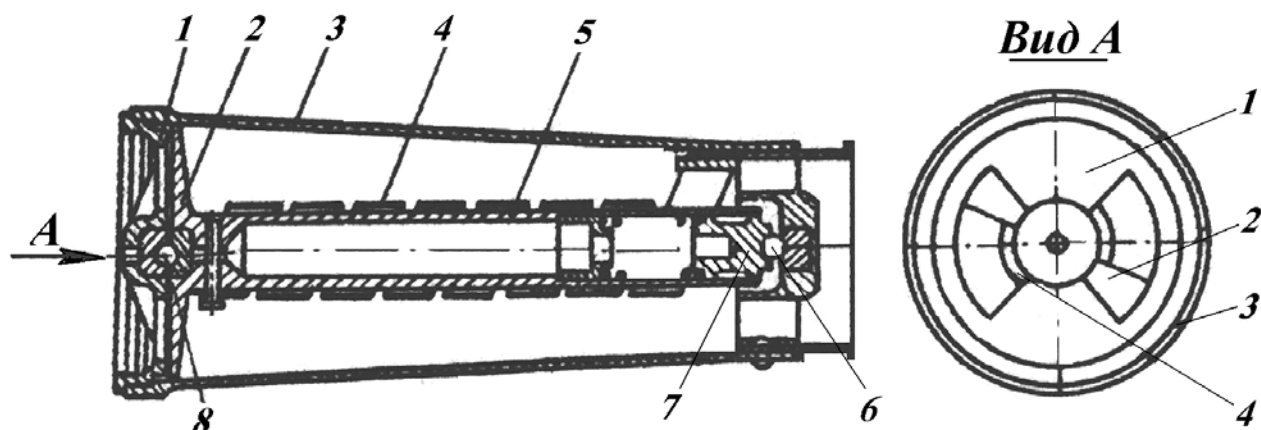


Рис. 4.3 Терморегулятор:

1–входной фланец; 2–поворотная заслонка; 3–корпус; 4–биметаллическая пружина; 5–направляющий шток; 6–шариковая опора; 7–прижимная втулка; 8–подпятник.

С увеличением температуры воздуха (повышение режима работы двигателя) биметаллическая пружина, за счет различного коэффициента линейного расширения двух металлов пружины, начинает скручиваться. При этом поворотная заслонка поворачивается и прикрывает два окна (в форме секторов) на неподвижном экране, тем самым, уменьшая подачу горячего воздуха.

4.2 ОБОГРЕВ ГУБЫ И ТОННЕЛЯ ПЗУ

Противообледенительная система тоннеля ПЗУ выполнена следующим образом. Верхняя губа закрывается сзади стенкой (рис.4.4), в результате чего образуется замкнутая полость *E*.

В полости *E* установлен кольцевой коллектор, по всему периметру которого, спереди расположены отверстия–сопла. Внутри полости *E* располагаются внешний и внутренний экраны. Экраны прикреплены к входной губе через прокладки, вследствие этого между экранами и внутренней поверхностью губы образуются проточные щели.

У основания входной губы (в месте перехода губы в цилиндрический тоннель) располагается козырёк, образующий с губой кольцевую щель, а в стенке самой губы выполнены отверстия, равномерно расположенные по окружности и сообщают полость *E* с кольцевой щелью. Горячий воздух, пройдя щель образованную козырьком и губой, выпускается в пристеночную зону тоннеля ПЗУ, обеспечивая обогрев стенок тоннеля.

4.3 ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОБОГРЕВА ПЗУ

Электрический обогрев ПЗУ применён для защиты следующих элементов: переднего обтекателя; заднего обтекателя; кожуха трубопровода вывода пыли; раструба вывода пыли; носков стоек.

На указанные поверхности по всей площади приклеены нагревательные накладки, которые конструктивно выполнены одинаково и отличаются только величинами сопротивления нагревательных элементов.

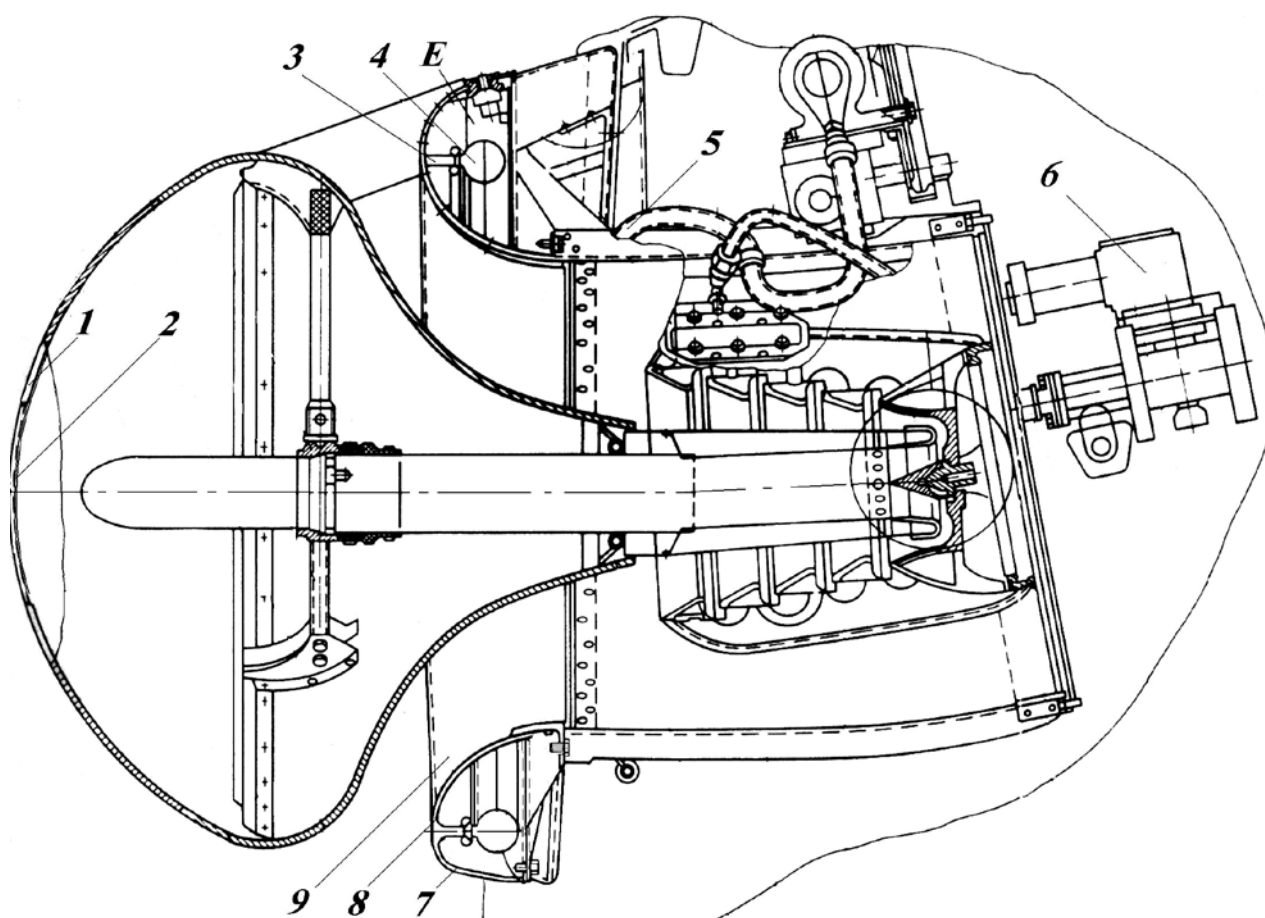


Рис. 4.4 Противообледенительная система губы и тоннеля ПЗУ:

1—обтекатель ПЗУ; 2—передний обтекатель; 3—сопло; 4—коллектор; 5—трубопровод подвода горячего воздуха; 6—заслонка 1919Т; 7—внешний экран; 8—внутренний экран; 9—губа входного устройства.

Нагревательная накладка состоит из изоляции, представляет собой стеклопластик, выполненный из листов стеклоткани толщиной 0,1–0,12 мм. Листы расположены по всей зоне обогрева. Между листами стеклоткани вклеены нагревательные элементы, выполненные из нержавеющей сетки. Электрические нагревательные элементы всех обогреваемых поверхностей работает от сети переменного тока напряжением 208В, частотой 400Гц. Для защиты нагревательных накладок от абразивного износа на стойках, раструбе вывода пыли и кожухе вывода пыли наклеены оковки.

ГЛАВА 5. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПИТАНИЯ И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Система топливопитания и автоматического управления двигателем предназначена для очистки, подачи и распределения топлива между контурами форсунок в камере сгорания двигателя, регулирования расхода топлива, подводимого в камеру сгорания двигателя, управления процессом запуска двигателя, обеспечения необходимой приёмистости двигателя, поддержания постоянных оборотов несущего винта независимо от его загрузки.

Также система топливопитания и автоматического управления двигателем обеспечивает управление механизацией компрессора двигателя, синхронизацией мощности совместно работающих двигателей в составе силовой установки вертолёта.

Кроме того, система предназначена для ограничения режимов работы двигателя, ограничения температуры газов перед турбиной компрессора и защиты свободной турбины от раскрутки.

Система топливопитания двигателя включает в себя:

- систему низкого давления топлива;
- систему высокого давления топлива;
- систему дренажа.

Система автоматического управления двигателем включает в себя:

- систему автоматического поддержания постоянного расхода топлива;
- систему автоматического управления частотой вращения ротора турбокомпрессора;
- систему автоматического управления частотой вращения ротора свободной турбины;
- систему автоматического управления запуском двигателя;
- систему автоматического управления приёмистостью двигателя;
- систему автоматического управления синхронизацией мощности совместно работающих двигателей;
- систему автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора;
- систему автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора свободной турбины;
- система автоматического управления ограничением максимальной температуры газов перед турбиной компрессора;
- система автоматического управления ограничением минимального давления топлива;
- система автоматического управления механизмом поворота лопаток ВНА и первых четырёх ступеней НА;
- система автоматического управления клапанами перепуска воздуха;
- система автоматического управления отключением воздушного стартера СВ-78БА.

Узлы и агрегаты системы основного контура системы автоматического управления двигателем размещены в корпусе насоса –регулятора НР–3В.

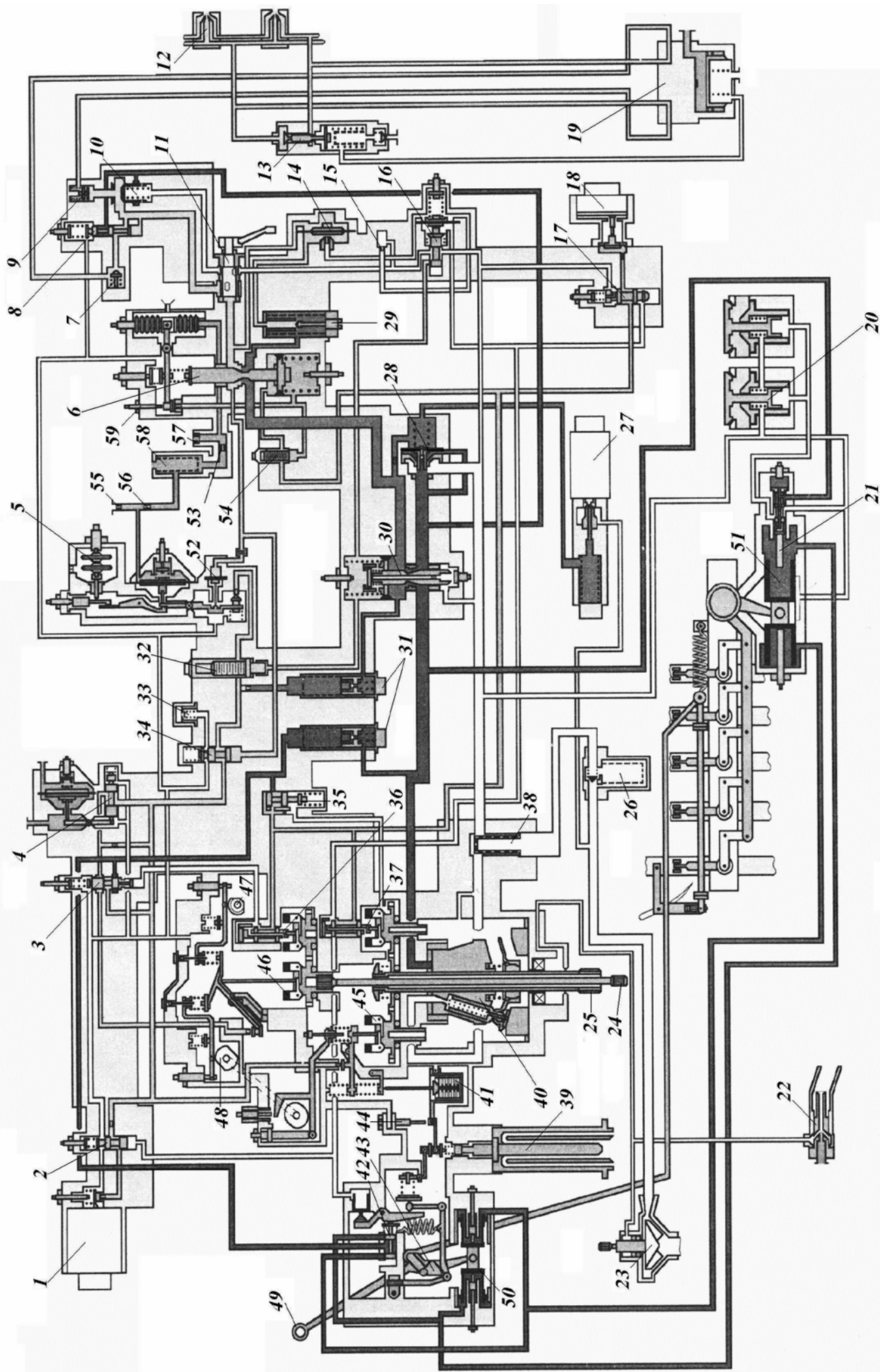


Рис. 5.1 Система топливопитания и автоматического управления двигателем:

1–исполнительный механизм $ИМ_{нр}$; 2–блокировочный золотник $ИМ_{нр}$; 3–золотник аварийного отключения синхронизатора мощности; 4–золотник синхронизатора мощности двигателей; 5–высотный корректор автомата запуска; 6–дозирующая игла автомата приёмистости (ДИАП); 7–запорный клапан II контура; 8–распределительный клапан II контура; 9–подпорный клапан I контура; 10–запорный клапан I контура; 11–стоп–кран; 12–топливные форсунки; 13–клапан наддува воздуха; 14–мембрана нулевого перепада автомата приёмистости; 15–жиклёр постоянного слива; 16–дифференциальный клапан автомата приёмистости; 17–золотник отключения воздушного стартёра СВ–78БА; 18–механизм отключения воздушного стартёра СВ–78БА; 19–дренажный клапан; 20–клапан перепуска воздуха из–за 7 ступени компрессора; 21–концевой переключатель; 22–эжектор; 23–дополнительный центробежный насос ДЦН–70; 24–рессора привода регулятора частоты вращения свободной турбины; 25– рессора привода регулятора частоты вращения турбокомпрессора и плунжерного топливного насоса; 26–топливный фильтр 11ТФ30СТ; 27–исполнительный механизм $ИМ–3А$; 28–клапан поддержания постоянного перепада давления топлива (КППД); 29–регулируемый дроссель автомата приёмистости; 30–основная дозирующая игла (ОДИ); 31–центральные топливные фильтры дозатора (левый) и регулятора (правый); 32–дроссель; 33–клапан стравливания воздуха и консервации насоса–регулятора НР–3В; 34–клапан минимального давления топлива (КМД); 35–клапан постоянного давления топлива (КПД); 36–датчик командного давления топлива частоты вращения свободной турбины; 37– датчик командного давления топлива частоты вращения турбокомпрессора; 38–входной топливный фильтр; 39–температурный корректор; 40–плунжерный топливный насос (ПТН); 41–температурный компенсатор; 42–командный золотник механизма поворота лопаток входного направляющего аппарата (ВНА) и лопаток первых четырёх ступеней направляющих аппаратов компрессора (НА); 43–кулачок; 44–механический упор терморегулятора; 45–тахометрический датчик оборотов турбокомпрессора; 46– тахометрический датчик оборотов свободной турбины; 47–кулачок 15% перенастройки оборотов свободной турбины; 48– кулачок 6% перенастройки оборотов свободной турбины; 49–рычаг обратной связи механизма поворота лопаток; 50–верхний гидроцилиндр поворота лопаток ВНА и НА; 51– нижний гидроцилиндр поворота лопаток ВНА и НА; 52–сухарь; 53–встроенный жиклёр АП; 54–демпфер; 55–стравливающий жиклёр автомата запуска; 56– встроенный жиклёр АЗ; 57–стравливающий жиклёр АП; 58–воздушный фильтр; 59–ограничитель максимального расхода топлива.

Система топливопитания двигателя предназначена для очистки, подачи и распределения топлива между контурами форсунок в камере сгорания двигателя.

Система топливопитания двигателя включает в себя:

- систему низкого давления топлива;
- систему высокого давления топлива;

В состав системы низкого давления топлива входят:

- центробежный топливный насос ДЦН - 70;
- топливного фильтра 11 ТФ 30 СМ - 1;
- входной топливный фильтр;
- трубопроводы.

В состав системы высокого давления топлива входят:

- плунжерный топливный насос;
- стоп–кран;
- распределитель топлива;
- топливный коллектор с форсунками;
- трубопроводы.

В состав дренажной системы входят:

- дренажный клапан;
- эжектор.

6.2. КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА

ЦЕНТРОБЕЖНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС ДЦН–70

Центробежный топливный насос ДЦН–70 предназначен для обеспечения необходимого давления топлива перед насосом–регулятором НР–3В.

Центробежный топливный насос ДЦН–70 обеспечивает следующие параметры (табл. 1):

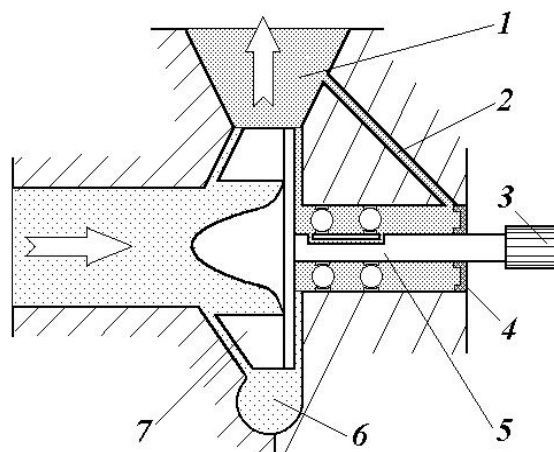
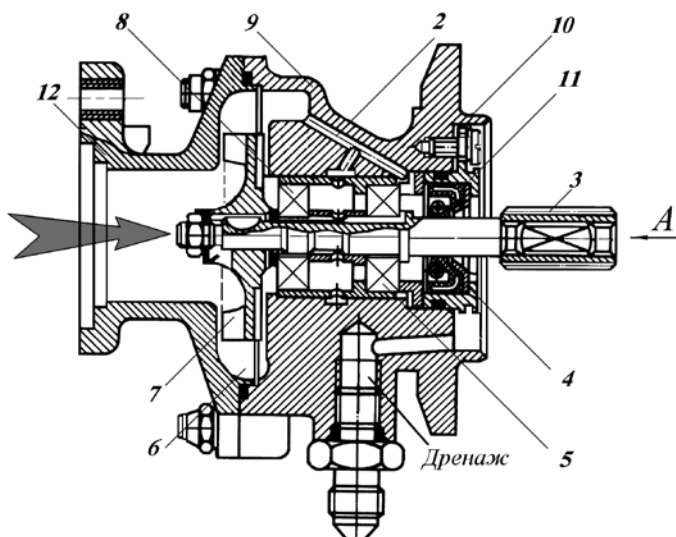
Параметры центробежного топливного насоса ДЦН–70

Таблица 1.

Режим	Давление на входе в насос, кгс/см ²	Производительность, л/ч	Перепад давлений, создаваемый насосом, кгс/см ²
МАЛЫЙ ГАЗ	0,5÷2,2	120	Не менее 0,4
ВЗЛЁТНЫЙ	0,5÷2,2	800	0,7÷1,6

Насос ДЦН–70 состоит из следующих основных деталей (рис. 5.1.):

- корпуса;
- крыльчатки;
- вала;
- корпуса уплотнений;
- шарикоподшипников.



Вид А

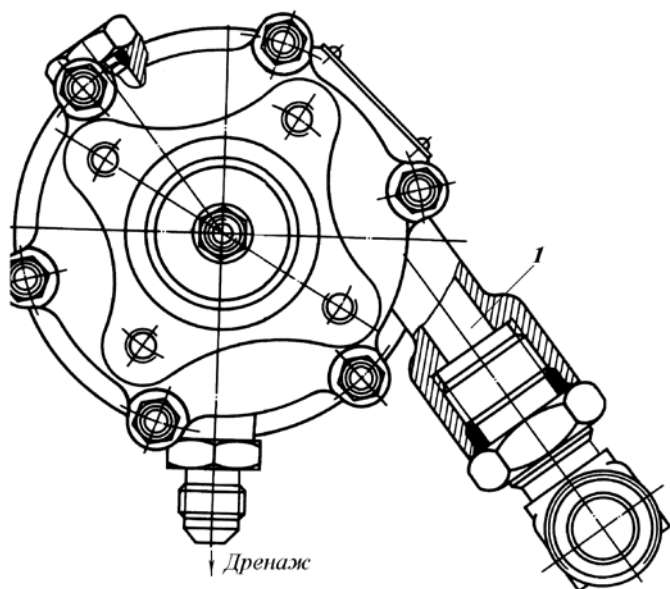


Рис. 6.1. Центробежный насос ДЦН-70:

1–выходной штуцер; 2–канал подвода топлива на смазку подшипников; 3–штулка; 4–манжетное уплотнение; 5–вал; 6–сборник–улитка; 7–крыльчатка; 8–подшипник; 9–корпус; 10– фланец крепления ДЦН-70 к коробке приводов двигателя; 11–корпус уплотнения; 12– фланец крепления ДЦН-70 к топливной магистрали.

Корпус (9) представляет собой отливку из алюминиевого сплава и служит для размещения в нём подшипников (8), качающей части, состоящей из сборника–улитки (6) и крыльчатки (7), а также корпуса уплотнений (11). Корпус своим фланцем (10) крепится к коробке приводов двигателя. Корпус насоса ДЦН-70 своим передним фланцем (12) крепится к топливной магистрали вертолёт.

Топливо из расходного бака вертолёт по трубопроводу поступает в приёмный патрубок центробежного насоса и далее попадает на лопасти рабочего колеса –крыльчатки, вращающегося на валу (рис.6.1).

Лопасты крыльчатки при вращении сообщают топливу вращательное движение. Под действием центробежных сил топливо отбрасывается к наружному диаметру крыльчатки, приобретая при этом дополнительную кинетическую энергию.

Достигнув наружного диаметра крыльчатки, топливо поступает в сборник – улитку (6).

Форма улитки представляет собой постепенно расширяющийся канал, плавно переходящий в расширяющийся выходной штуцер (1). В расширяющемся канале (диффузоре) скорость потока падает, а давление возрастает.

Таким образом, кинетическая энергия, полученная топливом при прохождении крыльчатки, преобразуется в энергию давления. Из выходного штуцера топливо поступает с возросшим давлением (см. табл. 1).

ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР 11ТФ30СМ – 1

Топливный фильтр предназначен для очистки топлива от механических примесей, содержащихся в топливе.

Принцип действия фильтра основан на способности удерживать сетчатой перегородкой (тонкость фильтрации 0,016 мм.) механические частицы, находящиеся в потоке топлива.

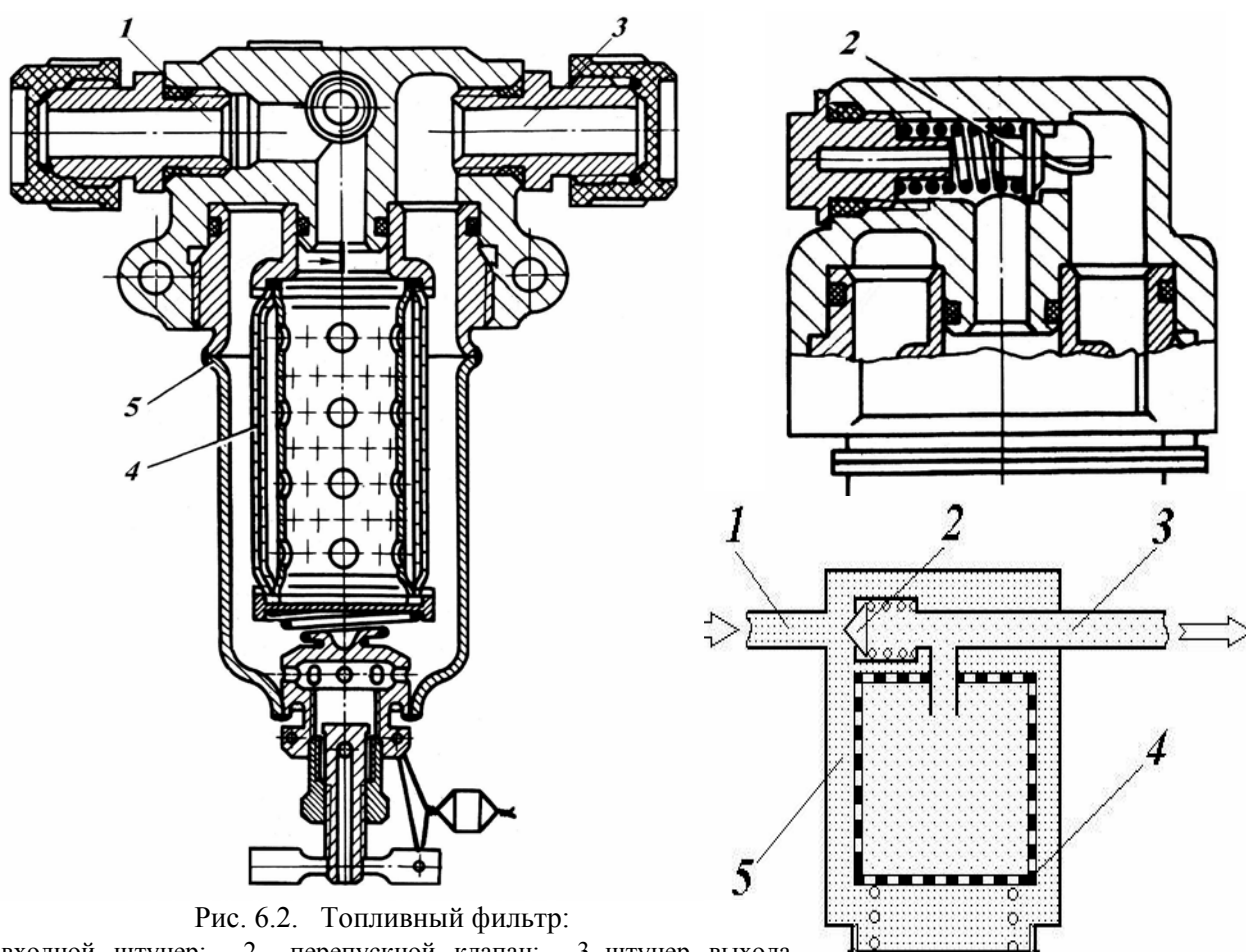


Рис. 6.2. Топливный фильтр:

1–входной штуцер; 2– перепускной клапан; 3–штуцер выхода очищенного топлива; 4– фильтроэлемент; 5–стакан.

Стакан (5) изготовлен из алюминиевого сплава. Стакан имеет в верхней части резьбу и канавку, в которую вкладывается резиновое уплотнительное кольцо. В нижней части стакана установлен сливной кран.

Топливо поступает через входной штуцер (рис.6.2) во внутреннюю полость стакана. Проходя через фильтрующую сетку фильтроэлемента (4), очищенное от механических примесей топливо поступает во внутреннюю полость фильтроэлемента, а затем в топливную систему двигателя.

При засорении фильтроэлемента начинает возрастать перепад давления между полостью стакана и полостью внутри фильтроэлемента.

При достижении перепада $\Delta P_t = 0,5 + 0,2 \text{ кгс/см}^2$ открывается перепускной клапан (2) и часть топлива, минуя фильтроэлемент, поступит к штуцеру выхода очищенного топлива.

ВХОДНОЙ ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР

Входной топливный фильтр предназначен для очистки топлива от механических примесей, содержащихся в топливе.

Принцип действия фильтра основан на способности удерживать сетчатой перегородкой (тонкость фильтрации $0,025 \div 0,04 \text{ мм.}$) механические частицы, находящиеся в потоке топлива.

При засорении фильтроэлемента топливного фильтра 11ТФ30СМ-1 и открытии перепускного клапана (2. рис. 6.2.) часть неочищенного топлива поступит к штуцеру (2).

Топливо поступает через входной штуцер (рис.6.3) во внутреннюю полость фильтроэлемента (6). Проходя через фильтрующую сетку фильтроэлемента, очищенное от механических примесей топливо поступает в топливную систему двигателя.

Таким образом, в топливные каналы насоса–регулятора НР–3В поступает топливо, прошедшее двойную фильтрацию.

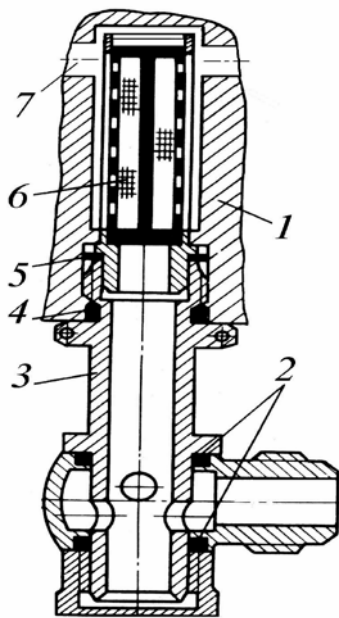


Рис. 6.3. Входной топливный фильтр:

1–корпус насоса–регулятора НР–3В; 2,4,5–резиновое уплотнительное кольцо; 3–штуцер; 6–фильтроэлемент; 7–канал очищенного топлива.

6.3 КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА

ПЛУНЖЕРНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС

Плунжерный топливный насос предназначен для подачи топлива в топливную систему основного контура и питания узлов системы автоматического управления двигателя.

Плунжерный топливный насос включает в себя:

- корпус;
- качающий узел;
- торцевое уплотнение;
- проставку и фланец для крепления насоса–регулятора к коробке приводов двигателя.

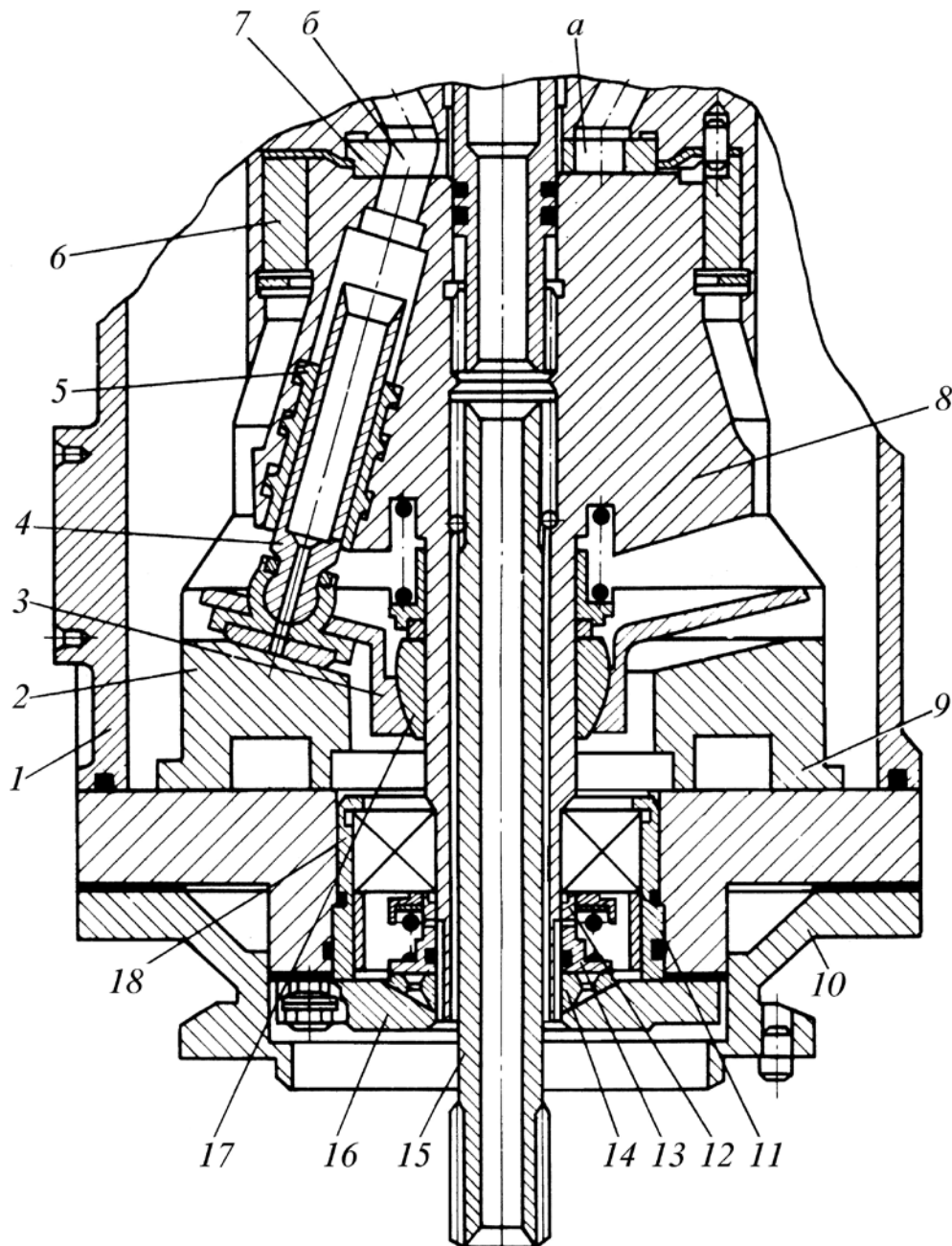


Рис. 6.4. Плунжерный топливный насос:

1–корпус; 2–опорная шайба; 3–сепаратор; 4–плунжер; 5–втулка; 6–медно–графитовый подшипник; 7–распределительный золотник; 8–ротор; 9–проставка; 10–фланец; 11–роликовый подшипник; 12,13– втулка; 14–плавающее кольцо; 15–рессора ротора; 16–крышка; 17–опора сепаратора; 18–втулка; 19–уплотнение.

Качающий узел (см. рис. 6.4) состоит из ротора (8), семи плунжеров (4), сепаратора (3), опорной наклонной шайбы (2) и распределительного золотника (7). Ротор установлен в корпусе (1) на двух подшипниках: медно–графитовом (6) и роликовом (11). В наклонные отверстия ротора запресованы бронзовые втулки, по которым перемещаются плунжеры (4). Плунжеры – стальные, на их головках завальцованы стальные подпятники с бронзовой пластиной, опирающиеся на наклонную поверхность опорной шайбы (2). Для улучшения условий работы в головках плунжеров и подпятниках имеются отверстия, по которым из-под плунжеров подводится на смазку топливо высокого давления. Цилиндрической частью подпятники входят в окна сепаратора (3), который обеспечивает плотное прилегание подпятников к опорной шайбе.

В средней части осевого отверстия ротора имеются шлицы под рессору (15) привода ротора и под рессору привода датчиков частоты вращения ротора турбокомпрессора.

Топливо, пройдя входной топливный фильтр, поступает через окно (а) распределительного золотника (7) в ротор (8) под плунжеры. Поверхность опорной шайбы наклонена под углом к плоскости вращения ротора, благодаря чему плунжеры при вращении ротора скользят подпятниками по опорной шайбе, совершая возвратно–поступательные движения. Пройдя окно (а) распределительного золотника, плунжеры, двигаясь вниз, засасывают топливо из магистрали низкого давления, а проходя против окна (б), уже двигаясь вверх, вытесняют топливо в магистраль высокого давления.

Производительность насоса прямо пропорциональна частоте вращения ротора турбокомпрессора.

СТОП – КРАН

Стоп–кран предназначен для механического прекращения подачи топлива в двигатель.

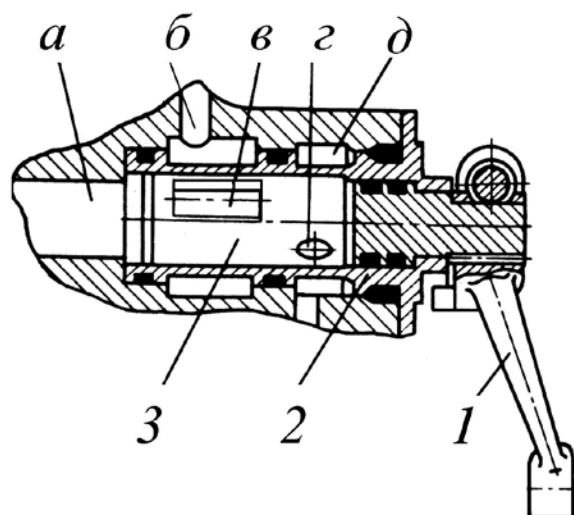


Рис. 6.5 Стоп–кран:
1–рычаг; 2–втулка; 3–валик.

Все детали стоп–крана изготовлены из стали.

По каналу (а) подводится топливо высокого давления. Через прямоугольное окно (в) и канал (б) топливо поступает к распределителю топлива (см. рис. 6.6).

При открытом стоп–кране круглые сливные окна (г) перекрыты втулкой (2).

При повороте рычага (1) в верхнее положение на угол примерно 40° , окна (г) соединятся с проточкой (д) и топливо высокого давления, поступающее по каналу (а) пойдет на слив. Этим устраняется гидроудар при быстром перекрытии стоп–крана. При дальнейшем перемещении рычага прямоугольные окна (в) перекрываются втулкой (2), прекращая подачу топлива к распределителю топлива.

РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬ ТОПЛИВА

Распределитель топлива предназначен для распределения топлива между контурами форсунок.

Распределитель топлива состоит из:

- запорного клапана 1 контура форсунок;
- подпорного клапана 1 контура форсунок;
- распределительного клапана 2 контура форсунок;
- запорного клапана 2 контура форсунок.

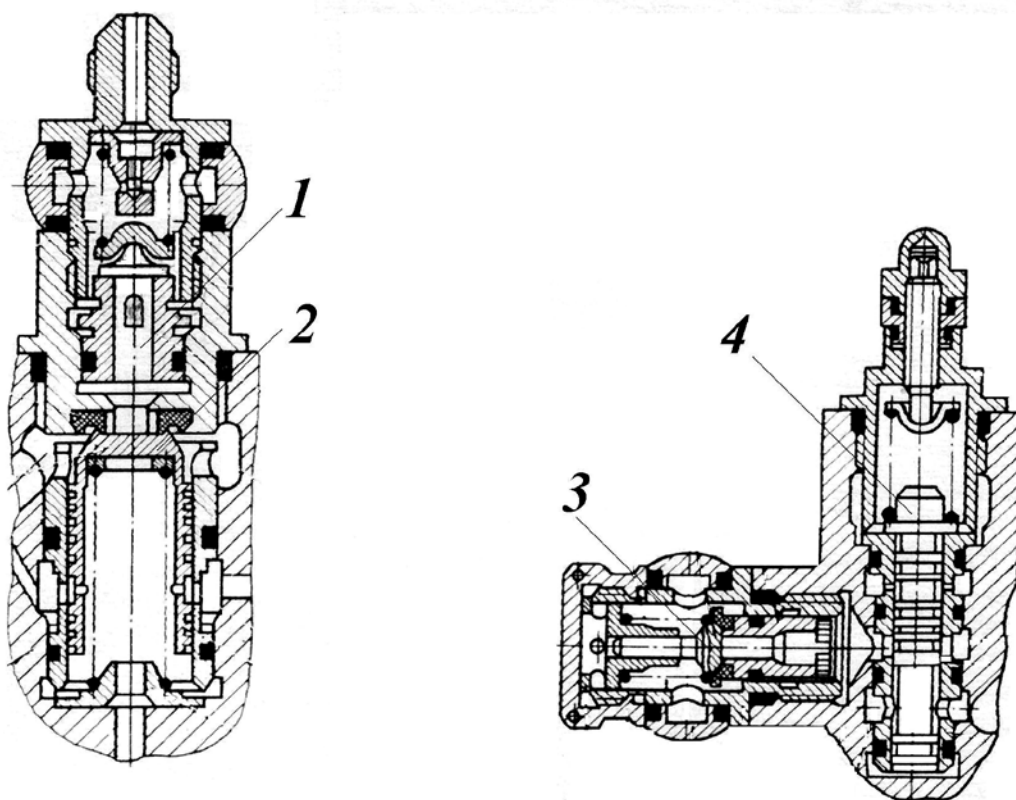


Рис. 6.6. Распределитель топлива:

1—подпорный клапан первого контура; 2—запорный клапан первого контура; 3—подпорный клапан второго контура; 4—распределительный клапан второго контура.

ЗАПОРНЫЙ КЛАПАН ПЕРВОГО КОНТУРА ФОРСУНОК

Предназначен для подачи топлива в 1 контур форсунок и отсечки топлива на остановленном двигателе.

Топливо, пройдя ОДИ и ДИАП, поступает в проточку запорного клапана, при достижении давления топлива $3 - 0,5 \text{ кгс/см}^2$ клапан перемещает вниз, преодолев затяжку пружины.

Момент открытия клапана по частоте вращения ротора турбокомпрессора равен 15 - 20 % и подбирается путем изменения специального жиклера, стоящего на линии подвода давления топлива перед ОДИ.

При останове двигателя давление топлива перед запорным клапаном падает, и он закрывается пружиной, надежно и быстро отсекая подачу топлива в первый контур.

ПОДПОРНЫЙ КЛАПАН ПЕРВОГО КОНТУРА

Подпорный клапан предназначен для создания дополнительного гидравлического сопротивления, определяемого затяжкой пружины, с целью поддержания необходимой величины давления за ОДИ, обеспечивающей плавное перемещение сервопоршня ОДИ во время запуска. На работающем двигателе подпорный клапан садится на упор и не оказывает влияние на работу.

РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ КЛАПАН ВТОРОГО КОНТУРА

Распределительный клапан служит для начала подачи топлива во второй контур форсунок при возрастании давления топлива за ДИАП до 32 ± 1 кгс/см².

Топливо, пройдя ДИАП, подводится по каналу и, пройдя демпфирующий зазор, поступает под нижний торец золотника. При достижении давления в полости 32 ± 1 кгс/см² золотник, преодолевая затяжку пружины, перемещается вверх, и топливо подается во второй контур форсунок.

ЗАПОРНЫЙ КЛАПАН ВТОРОГО КОНТУРА

Запорный клапан предназначен для обеспечения герметичной отсечки топлива ко второму контуру форсунок при останове двигателя.

ТОПЛИВНЫЙ КОЛЛЕКТОР С ФОРСУНКАМИ

Топливный коллектор с форсунками предназначен для подвода топлива в камеру сгорания двигателя. Топливный коллектор представляет собой кольцевой узел, состоящий из 12-ти форсунок, соединенных между собой двумя рядами трубок (1).

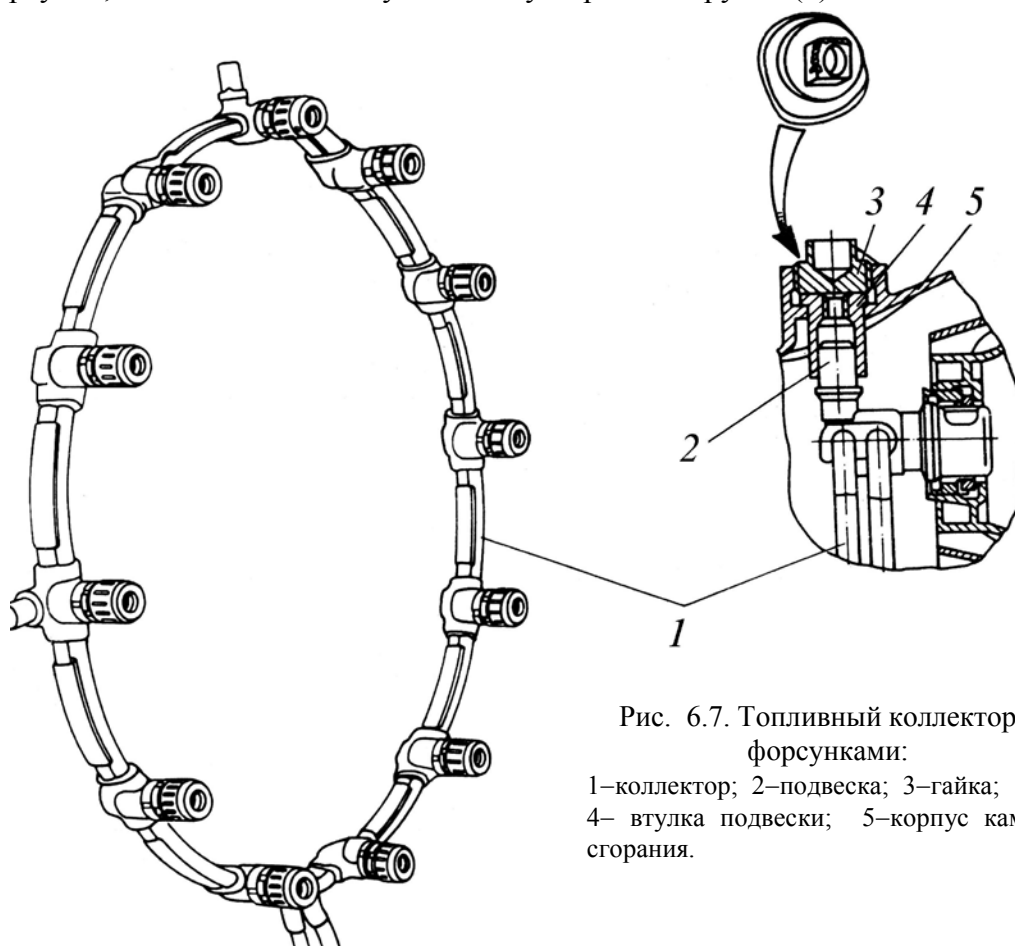


Рис. 6.7. Топливный коллектор с форсунками:

1—коллектор; 2—подвеска; 3—гайка;
4— втулка подвески; 5—корпус камеры сгорания.

Топливный коллектор форсунками (рис. 6.7) установлен в камере сгорания двигателя и крепится к корпусу камеры сгорания (5) тремя подвесками (2). Подвески монтируются на корпусе камеры сгорания двигателя через втулки (4), закрепленные с помощью гаек (3).

Подача топлива по первому контуру производится как во время запуска двигателя, так и на всех режимах работы.

Подача топлива по второму контуру производится на всех рабочих режимах выше режима малого газа.

КЛАПАН НАДДУВА ВОЗДУХА

Клапан наддува воздуха предназначен для подачи воздуха во второй контур форсунок при запуске двигателя. Корпус клапана наддува выполнен из алюминиевого сплава.

При неработающем двигателе клапан наддува находится в открытом положении, так как пружина (1) устанавливает золотник (2) в крайнем верхнее положение (рис. 6.8).

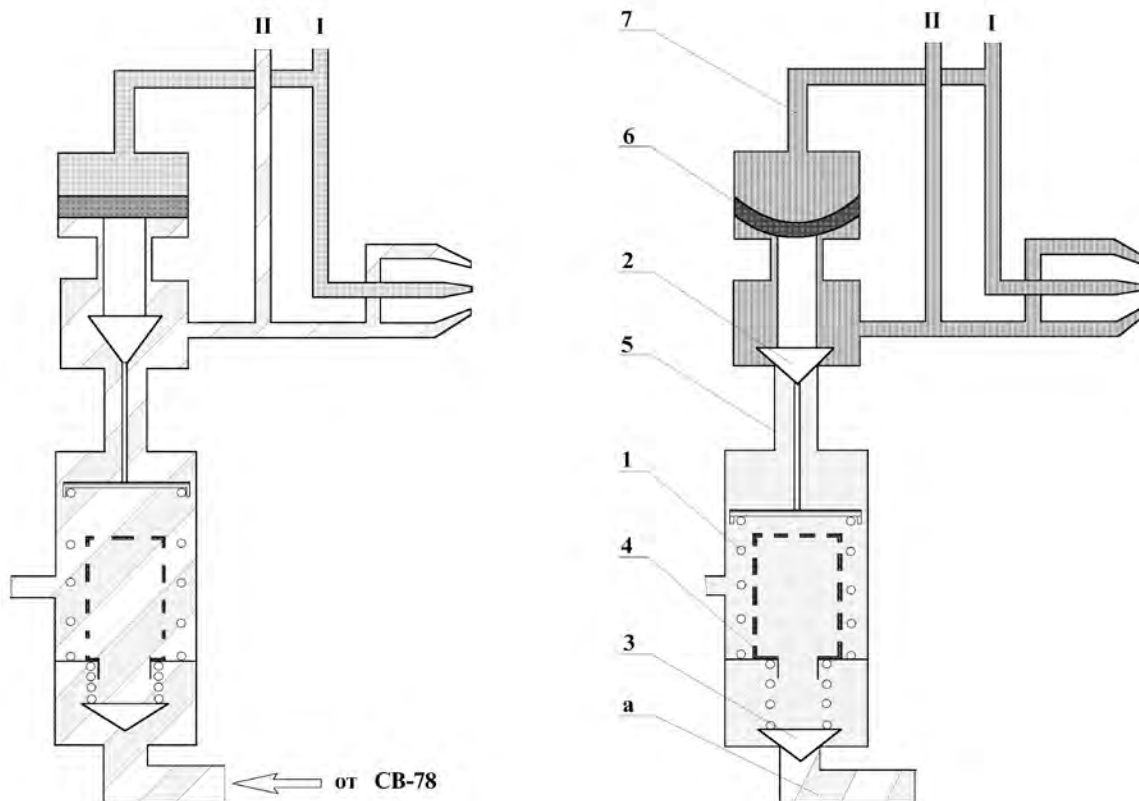


Рис. 6.8. Принцип работы клапана наддува воздуха.

При запуске двигателя, воздух от воздушного стартера СВ-78 поступает к каналу (а) и, отжимая обратный клапан (3) и пройдя воздушный фильтр (4) и зазор между золотником (2) и гильзой (5), поступает во второй контур форсунок.

Сверху на резиновый клапан (6) воздействует давление топлива, поступающего в первый контур форсунок. При достижении давления топлива $5 \div 6 \text{ кгс/см}^2$, золотник преодолевая усилие пружины (1), перемещается вниз и перекрывает подачу воздуха во второй контур форсунок.

При прекращении работы СВ-78 БА обратный клапан (3) закрывается и предотвращает попадание топлива в воздушную магистраль (а), соединяющую клапан наддува с воздушным стартером.

При останове двигателя давление топлива, подводимое по каналу (7) резко уменьшается, и золотник (2) перемещаясь вверх, соединяет второй контур форсунок с дренажной системой.

6.4 КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДРЕНАЖНОЙ СИСТЕМЫ

ДРЕНАЖНЫЙ КЛАПАН

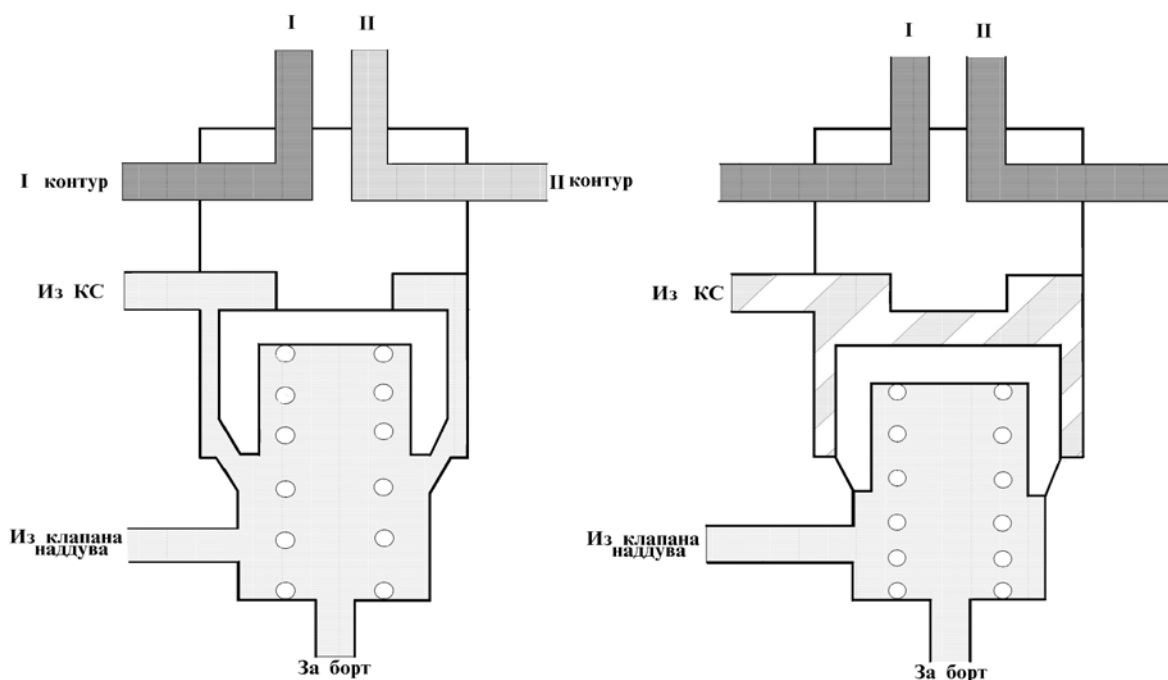
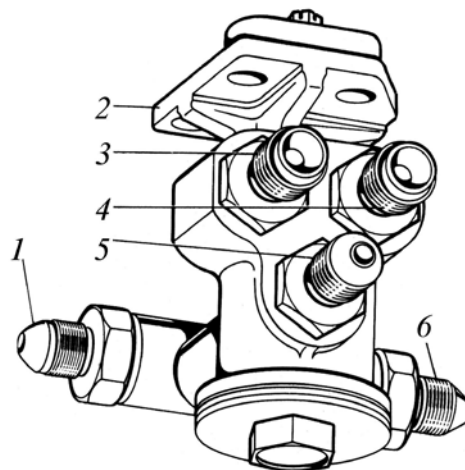


Рис. 6.8. Дренажный клапан:

- 1–штуцер подвода дренажа из клапана наддува воздуха;
- 2–фланец крепления;
- 3–штуцер подвода топлива в первый контур форсунок;
- 4–штуцер подвода топлива во второй контур форсунок;
- 5–штуцер дренажа из камеры сгорания;
- 6–штуцер слива дренажа



Дренажный клапан предназначен для дренажа топлива, сливающегося из клапана наддува воздуха и камеры сгорания. Он установлен в нижнем фланце корпуса камеры сгорания двигателя.

Корпус дренажного клапана выполнен из алюминиевого сплава.

На неработающем двигателе клапан открыт усилием пружины. Во время запуска двигателя, при повышении давления вторичного воздуха в камере сгорания двигателя до $1,2 \text{ кгс/см}^2$, клапан закрывается. На работающем двигателе дренаж топлива из клапана наддува воздуха осуществляется через штуцер (5).

При останове двигателя давление вторичного воздуха в камере сгорания двигателя падает, и клапан открывается усилием пружины.

ЭЖЕКТОР

Эжектор предназначен для удаления топлива, просачивающегося через уплотнения насоса-регулятора НР-3В и дополнительного центробежного насоса ДЦН-70.

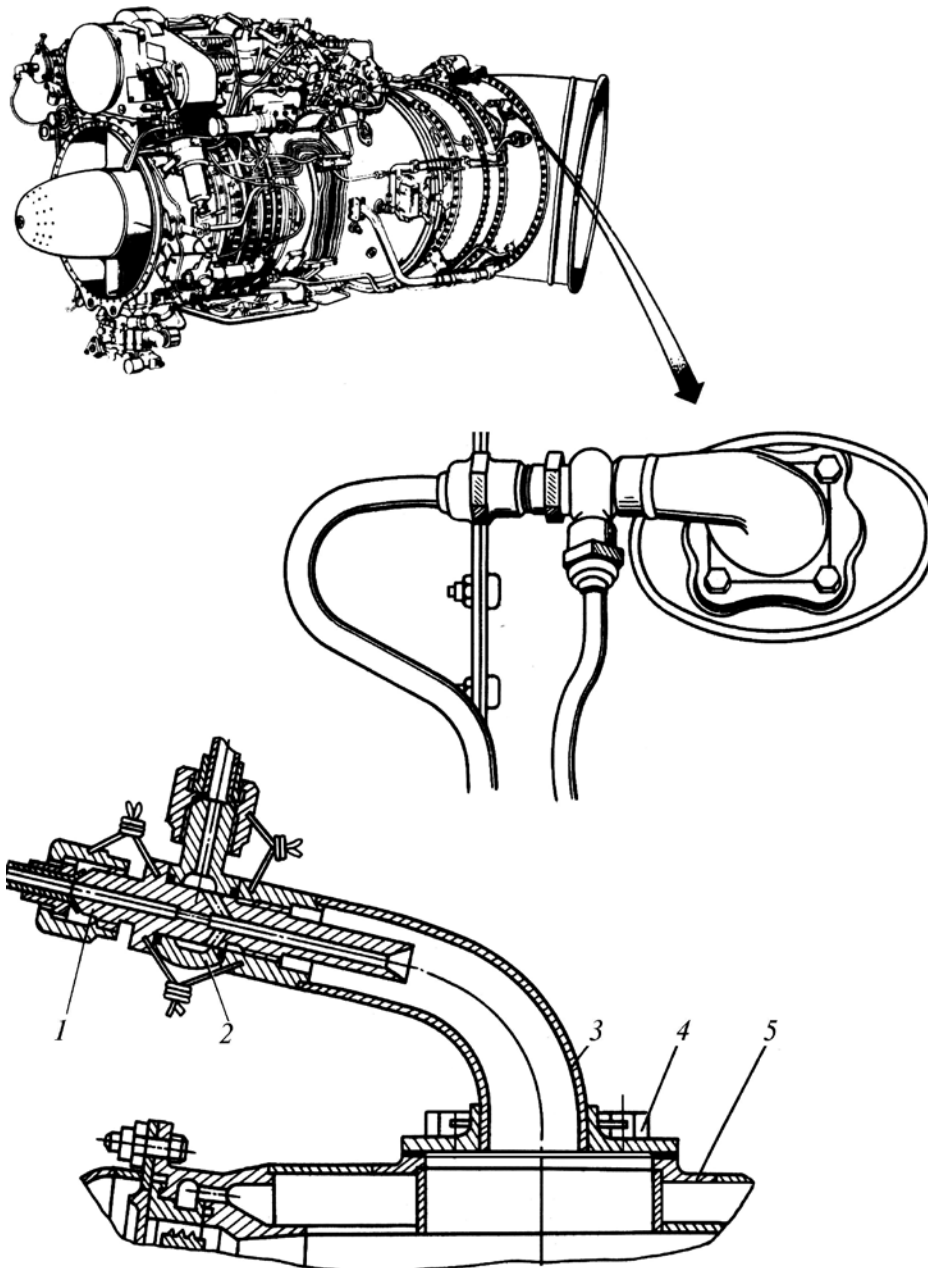


Рис. 6.9. Эжектор:

1-штуцер эжектора; 2-поворотный штуцер; 3-корпус; 4-винт;
5-корпус IV и V опор двигателя.

Эжектор

монтируется на корпусе четвертой и пятой опор двигателя (5).

Корпус эжектора (3) изготовлен из нержавеющей стали (рис.6.9).

Через штуцер (1) к эжектору подводится топливо, просачивающееся через уплотнения ДЦН-70 и НР-3В.

Через поворотный штуцер (2) подводится вторичный поток воздуха камеры сгорания двигателя.

Воздух, проходя по наклонным каналам, ускоряется и создает зону разряжения, в которую подсасывается

топливо, просачивающееся через уплотнения ДЦН-70 и НР-3В.

Эжектируемое топливо, смешивается с потоком газов и через выхлопной патрубок двигателя выбрасывается в атмосферу.

ТРУБОПРОВОДЫ

Трубопроводы обеспечивают подачу топлива к агрегатам и

узлам топливной системы.

Трубопроводы изготовлены из нержавеющей стали. Каждый трубопровод имеет обозначение транспортируемых по нему жидкостей.

6.5 РАБОТА СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПИТАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Топливо из топливной системы вертолета (рис. 5.1) поступает на вход в центробежный топливный насос (23).

Центробежный топливный насос ДЦН - 70 повышает давление топлива до необходимой величины и подает его к топливному фильтру тонкой очистки 11 ТФ 30 СМ – 1 (26). Отфильтрованное топливо поступает на вход в насос - регулятор НР - 3В через входной фильтр (38).

При раскрутке ротора турбокомпрессора воздушным стартером качающий узел насоса высокого давления (ПТН) создает давление топлива во внутренних полостях. Перемещением (переводом) рычага стоп-крана насоса регулятора (11) в положение «ОТКРЫТО», обеспечивается подвод топлива в магистраль перед запорным клапаном первого контура форсунок.

При частоте вращения ротора турбокомпрессора $15 \div 20$ % производительность качающего узла ПТН (40) становится достаточной для повышения давления топлива перед запорным клапаном до величины $3 - 0,5$ кгс./см².

Запорный клапан 1 контура форсунок (10) открывается, и топливо через подпорный клапан (9) начинает поступать в канал первого контура форсунок (12).

Сжатый воздух от воздушного стартера СВ-78БА через клапан наддува (13) подаётся во второй контур форсунок (12). Это обеспечивает эффективный распыл топлива, что приводит к надежному его поджогу в камере сгорания двигателя при всех высотно-климатических условиях, особенно при отрицательных температурах наружного воздуха.

Распыленное топливо, поступающее в камеру сгорания, поджигается от двух свечей зажигания, и газовый поток начинает создавать на турбине компрессора избыточную мощность.

При достижении давления топлива в первом контуре форсунок величины $5 \div 6$ кгс/см², клапан наддува закрывает подачу сжатого воздуха во второй контур форсунок. При этом давлении топливные форсунки начинают сами эффективно распылять топливо.

Останов двигателя производится перемещением (переводом) рычага стоп-крана насоса регулятора (11) в положение «СТОП», при этом топливная магистраль перед запорным клапаном первого контура форсунок соединяется со сливом. Запорный клапан отсекает подачу топлива в камеру сгорания.

Процесс горения топливовоздушной смеси в камере сгорания двигателя прекращается. Давление вторичного воздуха в камере сгорания двигателя падает, при этом дренажный клапан (19) обеспечивает удаление из камеры сгорания остатков топлива, оставшихся в клапане наддува воздуха (13) и топливном коллекторе форсунок.

Топливо, просачивающееся через уплотнения насоса-регулятора НР-3В и дополнительного центробежного насоса ДЦН-70 эжектором (22) выбрасывается в атмосферу через выхлопной патрубок двигателя.

ГЛАВА 7. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

7.1 ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Система автоматического управления двигателем предназначена для регулирования расхода топлива, подводимого в камеру сгорания двигателя, управления процессом запуска двигателя, обеспечения необходимой приёмистости двигателя, поддержания постоянных оборотов несущего винта независимо от его загрузки. САУ обеспечивает управление механизацией компрессора двигателя, синхронизацию мощностей совместно работающих двигателей в составе силовой установки вертолётa. Также система автоматического управления

предназначена для поддержания заданных режимов работы двигателя, ограничения температуры газов перед турбиной компрессора и защиты свободной турбины от раскрутки.

В состав системы автоматического управления двигателем входят следующие узлы и агрегаты:

- насос-регулятор НР-3В;
- электронный регулятор двигателя ЭРД-3В, на который подаются сигналы с датчиков (ДЧВ-2500, ДТА-10, П-77, ИКД27Да-220-780);
- регулятор температуры РТ-12-6, на который подаётся сигнал с батареи термопар Т-102;
- исполнительный механизм ИМ-3А;
- нижний гидроцилиндр механизма поворота лопаток входного направляющего аппарата и первых четырёх ступеней направляющих аппаратов с концевым переключателем;
- два клапана перепуска воздуха;
- трубопроводы;
- воздухопроводы.

Составными элементами системы автоматического управления двигателем являются:

- система автоматического поддержания постоянного расхода топлива;
- система автоматического управления частотой вращения ротора турбокомпрессора;
- система автоматического управления частотой вращения ротора свободной турбины;
- система автоматического управления запуском двигателя;
- система автоматического управления приёмистостью двигателя;
- система автоматического управления синхронизацией мощности совместно работающих двигателей;
- система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора;
- система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора свободной турбины;

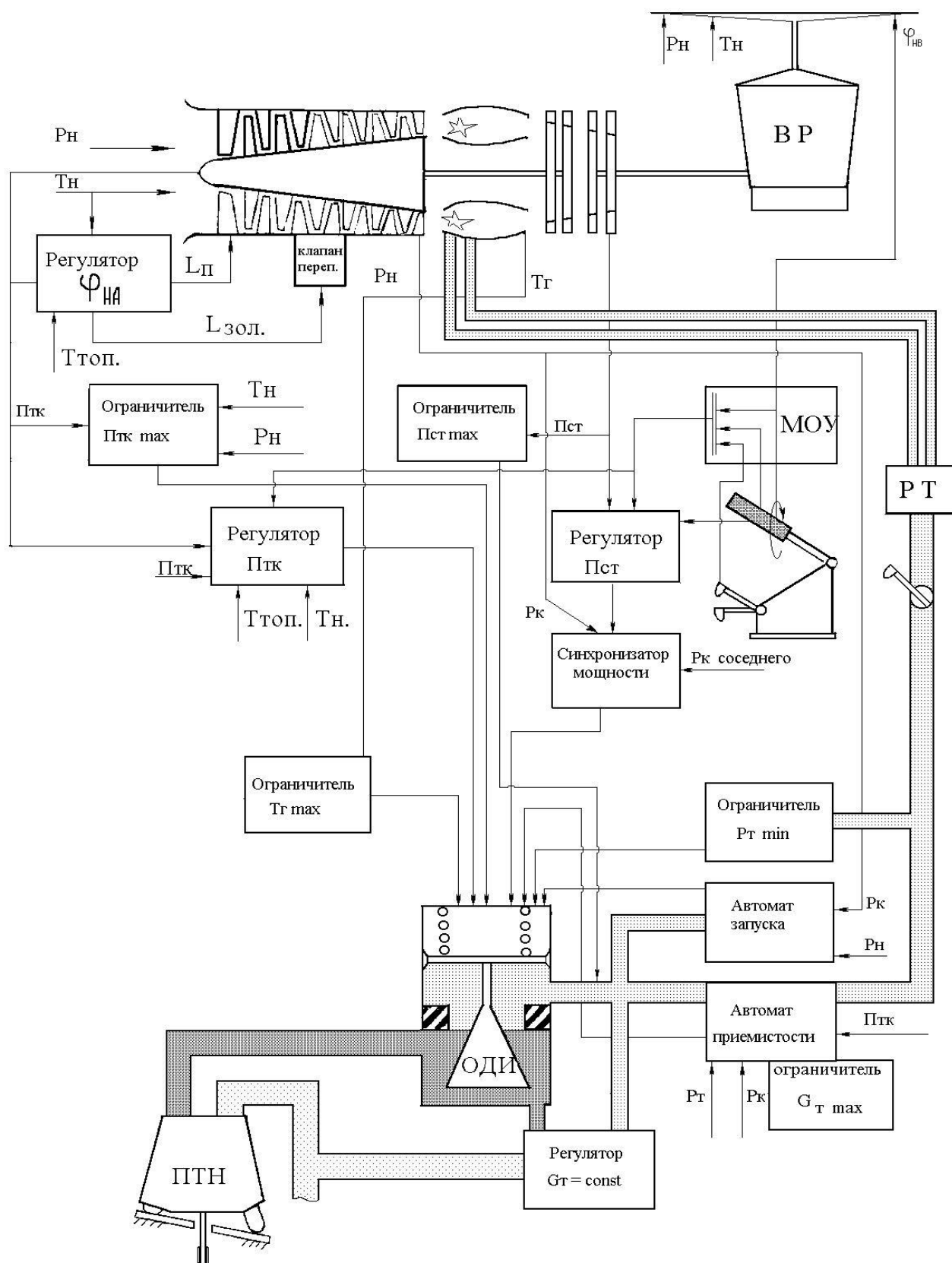


Рис. 7.1. Функциональная схема САУ двигателя ТВ3-117В

- система автоматического управления ограничением максимальной температуры газов перед турбиной компрессора;
- система автоматического управления ограничением минимального давления топлива;

- система автоматического управления механизмом поворота лопаток ВНА и первых четырёх ступеней НА;
- система автоматического управления клапанами перепуска воздуха.

7.2 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО ПОДДЕРЖАНИЯ ПОСТОЯННОГО РАСХОДА ТОПЛИВА

Система автоматического поддержания постоянного расхода топлива предназначена для:

- поддержания постоянного расхода топлива при неизменной площади проходного сечения основной дозирующей иглы, вне зависимости от производительности плунжерного топливного насоса;
- изменения расхода топлива в соответствии с изменением площади проходного сечения основной дозирующей иглы.

В состав системы автоматического поддержания постоянного расхода топлива входят:

- основная дозирующая игла (ОДИ);
- клапан постоянного перепада давления топлива (КППД).

ОСНОВНАЯ ДОЗИРУЮЩАЯ ИГЛА (ОДИ)

Основная дозирующая игла (ОДИ) предназначена для питания топливом двигателя.

Узел основной дозирующей иглы конструктивно включает в себя: золотник с сервопоршнем (5), втулку (6), топливный клапан (4).

Дозирующее сечение иглы образуется зазором между пояском втулки (6) и профилированной частью золотника (рис.7.2).

Внутри золотника выполнен осевой канал, в верхней части которого установлен жиклер с калиброванным отверстием $\varnothing 1,2$ мм.

Топливный клапан (4) монтируется на сервопоршне основной дозирующей иглы. Открытие клапана обеспечивается пружиной. Закрытие клапана производится при перемещении золотника с сервопоршнем (5) основной дозирующей иглы вверх в момент соприкосновения с винтом минимального расхода (3).

Сервопоршень дозирующей иглы (5) – фторопластовый, двухсторонний.

На сервопоршень снизу действует давление топлива за ОДИ, а сверху усилие пружины и давление топлива в полости «Ю».

В полость «Ю» топливо поступает через питающий жиклер (1). Расход топлива из полости «Ю» осуществляется через проточные клапаны регуляторов частоты вращения роторов турбокомпрессора и свободной турбины, а также через клапан автомата запуска и дифференциальный клапан автомата приемистости.

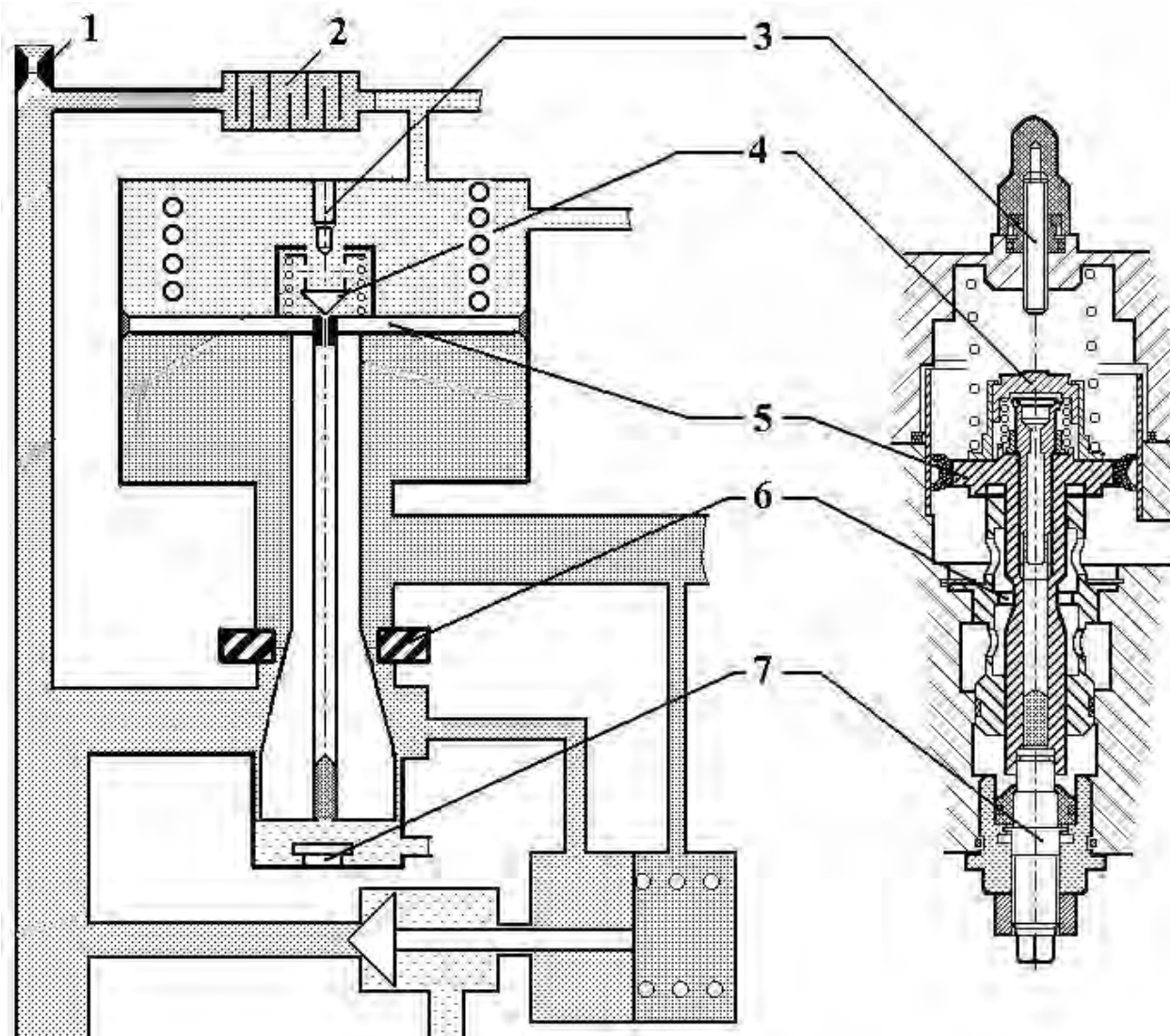


Рис. 7.2. Конструкция и принципиальная схема основной дозирующей иглы (ОДИ):

1—питающий жиклёр; 2—дрессель; 3—винт минимального расхода; 4—топливный клапан; 5— золотник с сервопоршнем; 6—втулка; 7—винт максимального расхода

При нарушении равновесия сил на сервопоршне из-за изменения давления в пружинной полости “Ю” сервопоршень перемещаясь вместе с золотником, изменяет площадь дозирующего сечения.

При увеличении давления в полости “Ю” (прикрытие клапана одного из регуляторов) золотник перемещается вниз, в сторону увеличения площади дозирующего сечения ОДИ.

На остановленном двигателе сервопоршень с иглой под действием пружины упирается в винт максимального расхода (7). В начале запуска давление топлива, поступающего от плунжерного топливного насоса (ПТН), действует на сервопоршень снизу и перемещает его вверх до упора в винт (3) минимального расхода. Топливо из полости “Ю” вытесняется через открытый пружиной топливный клапан (1) на слив, что вызывает быстрое перемещение золотника вверх. Когда золотник, при своём перемещении вверх, упирается в винт (3) топливный клапан закрывается, давление в полости “Ю” увеличивается, и золотник начинает перемещаться вниз, увеличивая площадь дозирующего сечения ОДИ. Топливный клапан (4) под действием возросшего давления топлива в полости “Ю” остается закрытым до останова двигателя.

КЛАПАН ПОСТОЯННОГО ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА

Клапан постоянного перепада давления топлива (КППД) предназначен для поддержания постоянного перепада давления топлива ($\Delta P_{\text{оди}} = 3 \pm 0,5 \text{ кгс/см}^2$) на дозирующем сечении ОДИ.

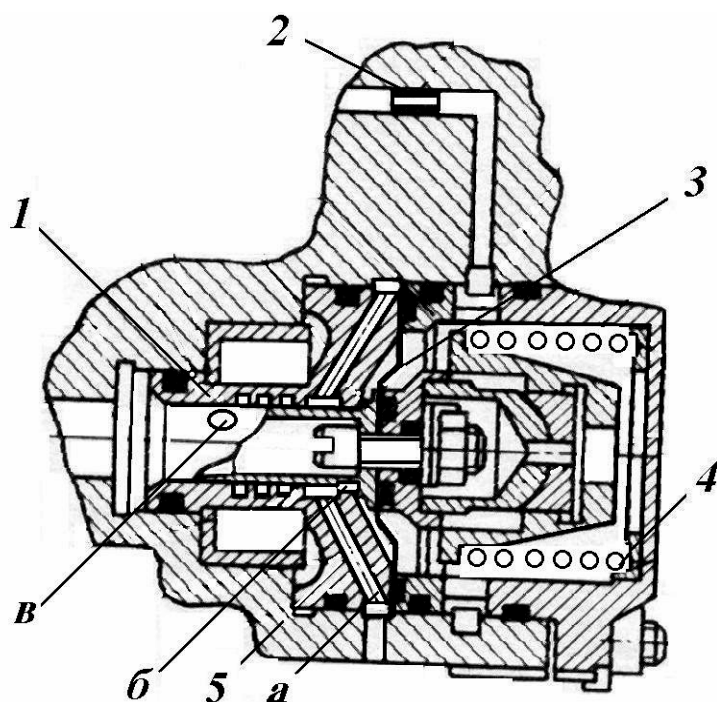


Рис. 7.3. Клапан постоянного перепада давления топлива:
1—втулка; 2—жиклёр; 3—мембрана; 4—пружина; 5—корпус

Клапан постоянного перепада давления топлива состоит из следующих основных элементов (рис. 7.3): поршня, втулки (1), мембраны (3), пружины (4), смонтированных в одном корпусе (5).

Во втулке имеются четыре отверстия «в» для слива топлива перед основной дозирующей иглой (ОДИ) и шесть наклонных отверстий «а» для подвода топлива слева от мембраны.

Для устранения автоколебаний поршня топливо в полость слева от мембраны КППД подводится через наклонные отверстия «а» втулки и демпфирующий зазор «б» между поршнем и втулкой.

Принцип работы регулятора постоянного расхода топлива основан на том, что расход жидкости через любое поперечное сечение остается неизменным при установившемся режиме течения (рис. 7.4).

$$G_T = \rho C F_{\text{сеч}} = \text{const}$$

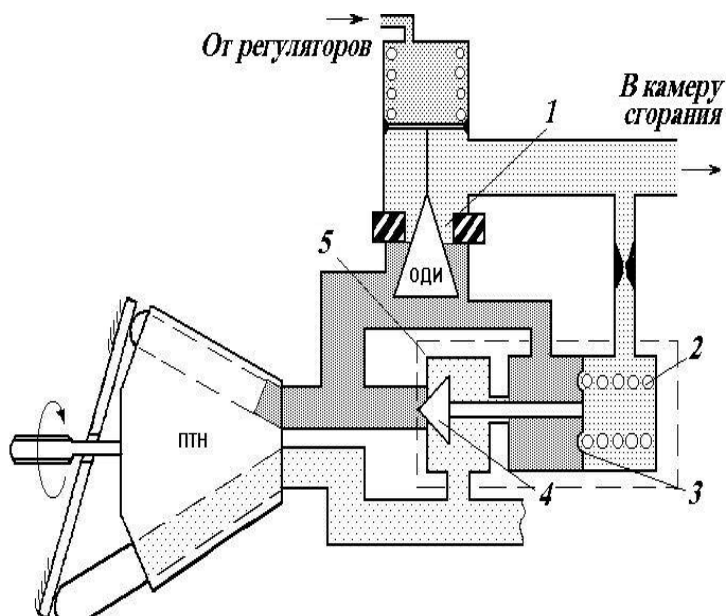


Рис. 7.4. Принципиальная схема работы регулятора постоянного расхода топлива

В общем случае можно считать: расход топлива пропорционален площади проходного (дозировочного) сечения (1) и перепаду давлений (ΔP) на этом сечении (рис. 7.4).

Топливо, подаваемое плунжерным топливным насосом (ПТН) подводится одновременно к проходному сечению (1) основной дозирующей иглы (ОДИ) и к торцу клапана постоянного расхода топлива (4), и частично перепускается на слив. Клапан (4) с мембраной (3) находится в равновесии под действием сил: слева - давления топлива перед ОДИ, справа - давления топлива за ОДИ и затяжкой пружины (2). Перепад давления топлива на проходном сечении ОДИ равен $\Delta P = 3 \pm 0,5 \text{ кгс/см}^2$ определяется затяжкой пружины (2).

При перемещении ОДИ вниз - в сторону увеличения проходного сечения (1), перепад давления топлива ΔP на проходном сечении уменьшается. Мембрана (3) прогибается влево. Клапан (4) смещается влево, в сторону уменьшения перепуска топлива на слив до восстановления заданного перепада за счет увеличения производительности плунжерного насоса.

При прикрытии проходного сечения (1) перепад давления топлива на проходном сечении ОДИ увеличивается. Клапан (4) мембраны перемещается вправо и перепуск топлива на слив увеличивается до восстановления заданного перепада за счет уменьшения производительности плунжерного насоса.

Следовательно, изменяя количество перепускаемого топлива на слив, с соответствующим изменением производительности плунжерного насоса, клапан постоянного перепада поддерживает постоянный расход топлива при любом положении ОДИ.

7.3 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЧАСТОТОЙ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ТУРБОКОМПРЕССОРА

Система автоматического управления частотой вращения ротора турбокомпрессора предназначена для поддержания с заданной точностью частоты вращения ротора турбокомпрессора на режиме малого газа и максимальной частоты вращения. А также для установки режимов по частоте вращения ротора турбокомпрессора рычагом раздельного управления двигателя (РРУД) при отказе регулятора частоты вращения свободной турбины.

В состав системы автоматического управления частотой вращения ротора турбокомпрессора входят:

- регулятор частоты вращения ротора турбокомпрессора;
- объект управления (двигатель);
- органы управления (РРУДы, рычаг “ШАГ – ГАЗ”, рукоятка коррекции);
- основная дозирующая игла (ОДИ);
- приборы измерения и контроля (ИТЭ–2Т, Д2–МТ).

РЕГУЛЯТОР ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ТУРБОКОМПРЕССОРА

Регулятор частоты вращения ротора турбокомпрессора конструктивно состоит из следующих агрегатов: центробежного датчика частоты вращения ротора турбокомпрессора, клапана, термодатчика (терморегулятор и термокомпенсатор), пружин, кулачка и системы рычагов.

Регулятор $n_{\text{тк}}$ работает по принципу отклонения действительного значения управляемого параметра от заданного значения

$$\Delta n_{\text{тк}} = n_{\text{тк}} \text{ действ} - n_{\text{тк}} \text{ зад}$$

При появлении этого отклонения регулятор вырабатывает сигнал, который стремится ликвидировать рассогласование между действительным и заданным значением $n_{\text{тк}}$ путем воздействия на положение ОДИ, (вступает в работу регулятор постоянного расхода топлива – см. глава 7.2) , что вызывает изменение количества топлива подводимого в камеру сгорания двигателя.

Проточный клапан (1) – стальной, в его нижней части имеется осевое отверстие, являющееся жиклёром (рис.7.5).

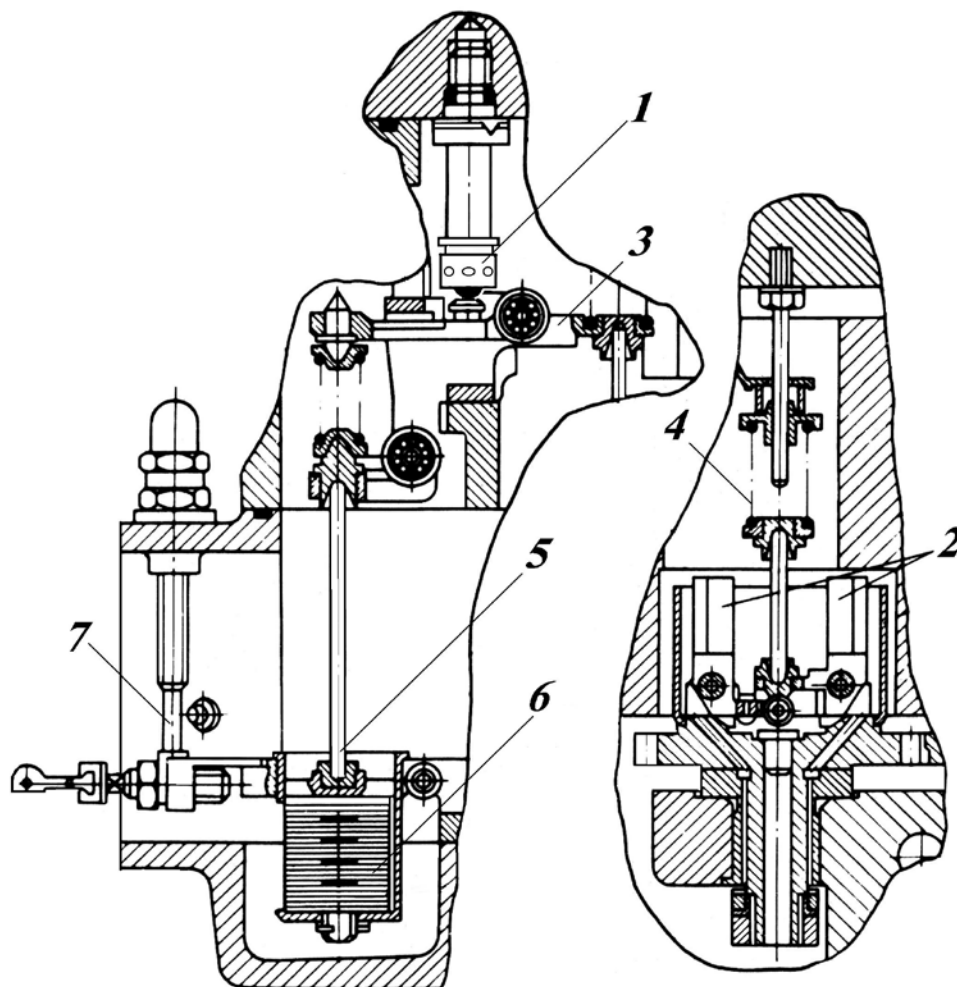


Рис. 7.5. Регулятор частоты вращения ротора турбокомпрессора:
1—клапан; 2—центробежные грузики; 3—рычаг; 4—пружина; 5—игла; 6—термокомпенсатор; 7—винт упора термокорректора

На проточный клапан установлен стакан, имеющий на боковой поверхности шесть отверстий для прохода топлива.

Центробежный датчик частоты вращения ротора турбокомпрессора состоит из вилки с двумя грузиками (2). Вилка установлена в корпусе насоса-регулятора на подшипнике скольжения, представляющем собой бронзовую втулку со спиральными канавками по которым (для уменьшения трения) проходит топливо.

Центробежный датчик через шлицы соединен с рессорой, приводимой во вращение (через коробку приводов двигателя) ротором турбокомпрессора.

Рычаг с клапаном (3) —стальной. Усилие, создаваемое центробежными грузиками (2) датчика через пружину (4), заставляет рычаг проворачиваться против часовой стрелки. При этом клапан рычага (3) открывает проточный клапан (1). При повороте рычага изменяется проходное сечение сливного жиклера клапана (1), обеспечивая слив топлива из пружинной полости ОДИ, при этом золотник ОДИ начинает перемещаться вверх, изменяя площадь дозирующего сечения.

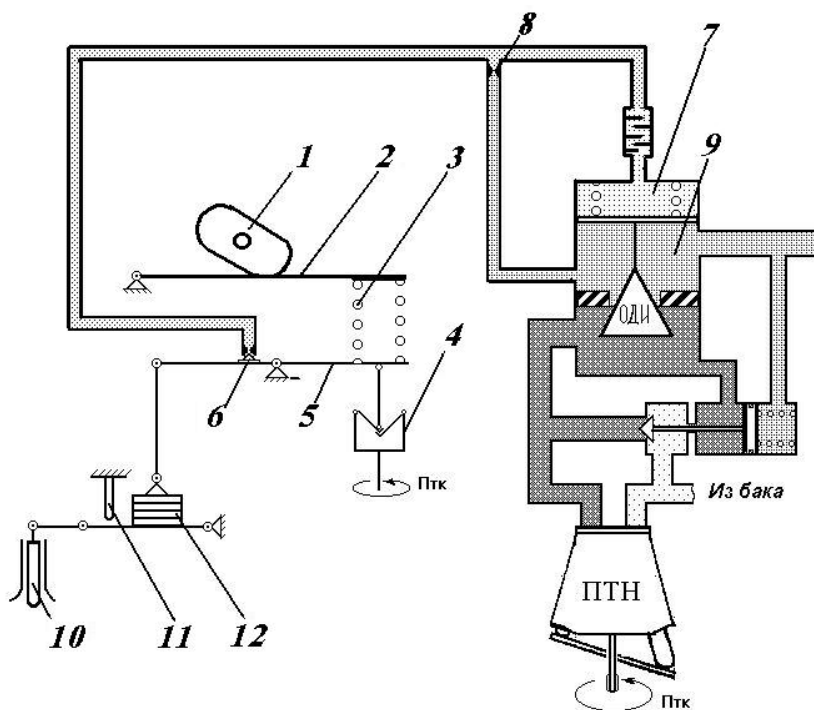


Рис. 7.6. Принципиальная схема регулятора частоты вращения ротора турбокомпрессора

Кулачек (1) имеет специальный профиль переменной радиуса и может поворачиваться вокруг своей оси при перемещении органов управления двигателя (РРУД, РШГ, коррекция) создавая через пружину (3) переменное по величине усилие (рис. 7.6).

При появлении этого отклонения регулятор вырабатывает сигнал, который стремится ликвидировать рассогласование между действительным и заданным значением частоты вращения ротора турбокомпрессора путем

воздействия на двигатель с помощью основного управляющего фактора – расхода топлива.

На левом плече рычага (5) находится жиклер переменной сеченности (6).

Усилительное устройство типа “сопло - заслонка” состоит из жиклера переменной сеченности (6), жиклера постоянной сеченности (8) и топливного канала между жиклерами (6) и (8). Через жиклер (8) непрерывно осуществляется подпитка усилительного устройства топливом из магистрали за ОДИ, а через сливной жиклер переменной сеченности (6) производится слив топлива.

Работу регулятора $n_{тк}$ рассмотрим на примере работы двигателя на режиме “малый газ” - режиме минимальной подачи топлива в камеру сгорания двигателя, при котором поддерживается его устойчивая работа.

При случайном воздействии (например, в результате порыва ветра, попадание горячих газов во входное устройство двигателя и т.д.) увеличивается действительное значение оборотов ротора турбокомпрессора. При этом возрастает усилие, создаваемое за счет раскрутки грузиков (4). При прежнем усилии со стороны пружины (3) нарушается равновесие на рычаге (2).

Рычаг (5) поворачиваясь против часовой стрелки, увеличивает проходное сечение сливного жиклера (6). За счет уменьшения гидравлического сопротивления на сливном жиклере, скорость топлива на участке магистрали за жиклером постоянной сеченности (8) увеличивается, что приводит к увеличению перепада давления на проходном сечении жиклёра (8) так как возрастают гидравлические потери на нём. Давление в топливной магистрали за жиклёром (8) падает, соответственно падает давления и в полости (7) над сервопоршнем ОДИ.

Основная дозирующая игла начинает перемещаться вверх на уменьшение площади дозирующего сечения. Далее вступает в работу регулятор постоянного расхода топлива (см. главу 7.2).

Включение в работу регулятора G_t приводит к уменьшению $n_{тк}$. Процесс регулирования закончится после выравнивания действительной и заданной частот вращения турбокомпрессора.

ТЕМПЕРАТУРНЫЙ КОРРЕКТОР

Температурный корректор обеспечивает при уменьшении температуры атмосферного воздуха некоторое снижение частоты вращения ротора турбокомпрессора, при этом мощность и режим работы двигателя поддерживается более точно.

В состав температурного корректора входит сильфон (10), заполненный лигроином (рис. 7.7).

При уменьшении температуры атмосферного воздуха лигроин уменьшает свой объем и через систему рычагов приоткрывает сливной клапан (6). Это ведет к перенастройке регулятора n_{TK} на уменьшение подачи топлива, и соответственно к уменьшению оборотов ротора турбокомпрессора.

Рост температуры атмосферного воздуха приводит к закрытию сливного клапана и увеличению n_{TK} . Для предотвращения чрезмерного роста n_{TK} (выше $n_{TK \max}$) в конструкции термодокорректора предусмотрен упор (11).

Расчетная температура окружающей среды, при которой движение штока ограничивается упором (11) $T_n = +5^\circ\text{C}$.

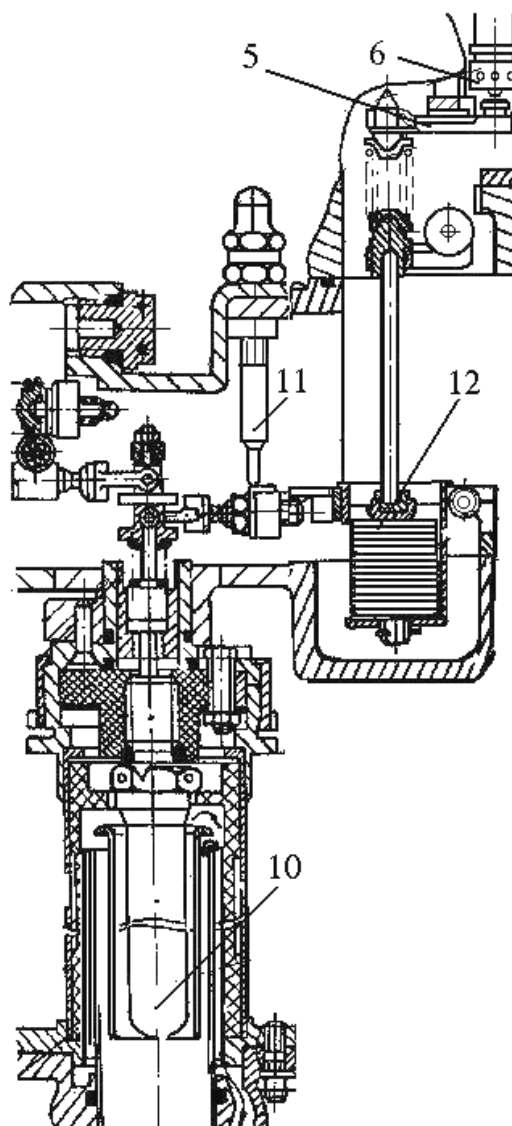


Рис. 7.7. Термодокорректор и термокомпенсатор

ТЕМПЕРАТУРНЫЙ КОМПЕНСАТОР

Температурный компенсатор предназначен для компенсации влияния на работу регулятора частоты вращения ротора турбокомпрессора температуры топлива.

При изменении температуры топлива во внутренних полостях регулятора термокомпенсатор за счет изменения высоты пакета биметаллических пластин воздействует на систему рычагов, предотвращая нежелательное влияние температурного расширения - сжатия деталей регулятора на его работу.

7.4 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЧАСТОТОЙ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Система автоматического управления частотой вращения ротора свободной турбины предназначена для поддержания постоянной частоты вращения свободной турбины ($n_{нв} = 95 \pm 2\%$) независимо от величины загрузки несущего винта на режимах от правой коррекции до номинального включительно.

В состав системы автоматического управления частотой вращения ротора свободной турбины входят:

- регулятор частоты вращения ротора свободной турбины;
- объект управления (двигатель);

- органы управления (рычаг “ШАГ– ГАЗ”, переключатель перенастройки оборотов свободной турбины);
- основная дозирующая игла (ОДИ);
- приборы измерения и контроля (ИТЭ–2Т).

РЕГУЛЯТОР ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Регулятор частоты вращения ротора свободной турбины конструктивно состоит из следующих агрегатов: клапана, центробежного датчика частоты вращения, кулачков, пружин, рессоры и валика рычага перенастройки оборотов несущего винта.

Конструкция клапана и центробежного датчика аналогична описанной в главе 7.3. Вращение датчика осуществляется (через гибкий валик и коробку приводов) от свободной турбины двигателя.

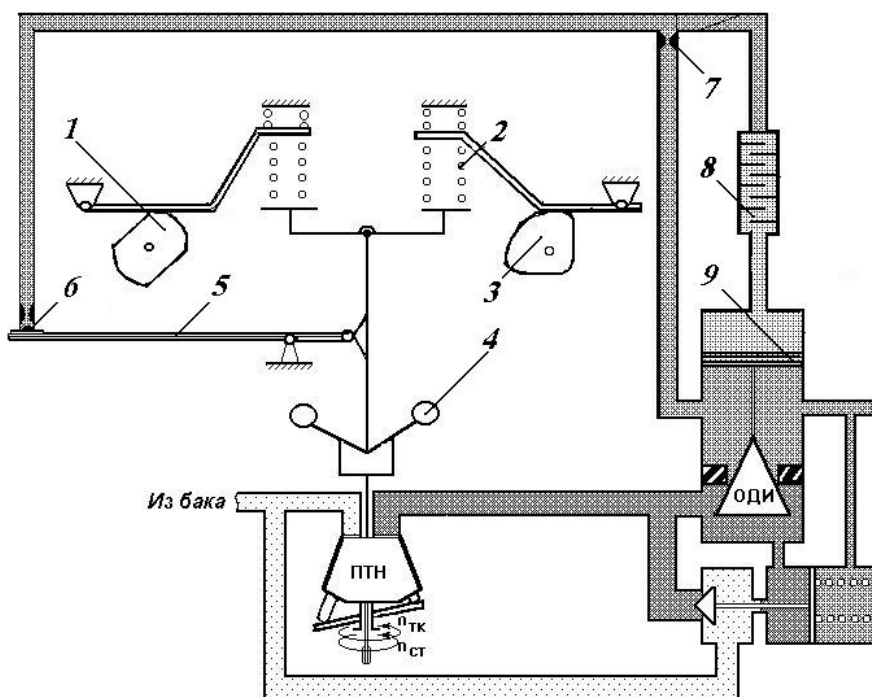


Рис. 7.8. Принципиальная схема регулятора частоты вращения ротора свободной турбины

Работа регулятора $n_{ст}$ основана на принципе отклонения регулируемого параметра от заданной величины с воздействием на подачу топлива G_T .

$$\Delta n_{ст} = n_{ст \text{ действ}} - n_{ст \text{ зад}}$$

Задающее устройство регулятора состоит из кулачка 6% коррекции (1), кулачка 15% коррекции (3) и пружин (2), которые при вращении кулачков создают усилие, пропорциональное квадрату частоты вращения ротора свободной турбины.

С помощью кулачка 6% коррекции частота вращения несущего винта на всех эксплуатационных режимах поддерживается в

диапазоне $95 \pm 2\%$.

Кулачек 15% коррекции позволяет изменять частоту вращения свободной турбины таким образом, что обеспечиваются наибольшие КПД свободной турбины при уменьшении режима работы двигателей.

В результате этого можно получить на всех режимах работы двигателя наибольшую мощность и наименьший удельный расход топлива.

Управление кулачком 15% коррекции осуществляется летчиком с помощью тумблера, установленного на рычаге “шаг - газ”.

Тахометрический датчик (4), представляющий собой пару центробежных грузиков, которые связаны рессорой с ротором свободной турбины (через гибкий валик) и при своем вращении вырабатывают сигнал в виде усилия действующего на двуплечий рычаг (5), который имеет возможность поворачиваться вокруг оси (рис. 7.8). Это происходит при возникновении разницы в силах, которые возникают при проворачивании кулачков (6% и 15%), действующей на правое плечо рычага. На левом плече рычага находится сливной жиклер переменного сечения (6).

Скорость перемещения ОДИ зависит от пропускной способности дроссельного пакета (8).

При перемещении рычага “шаг - газ” вверх увеличивается общий шаг несущего винта. В результате загрузки винта частота вращения ротора свободной турбины снижается (растет потребляемая мощность).

$$n_{\text{ст действ}} < n_{\text{ст зад}}$$

Центробежные грузики тахометрического датчика (4) начинают сходиться. Нарушается баланс усилий на рычаге (5), что приводит к прикрытию сливного клапана переменного сечения (6). На жиклере постоянного сечения (7) перепад давлений падает, что ведет к увеличению командного давления топлива в пружинной полости ОДИ (9).

В результате нарушения равенства давлений на сервопоршне ОДИ, он начинает перемещаться вниз, что приводит к увеличению площади проходного сечения ОДИ. Это является сигналом для вступления в работу регулятора постоянного расхода топлива, который уменьшает количество топлива поступающего в сливную магистраль.

Производительность ПТН возрастает, что приводит к увеличению топлива поступающего в камеру сгорания двигателя.

Процесс регулирования заканчивается тогда, когда: $n_{\text{ст действ}} = n_{\text{ст зад}}$

7.5 СОВМЕСТНАЯ РАБОТА РЕГУЛЯТОРОВ ТУРБОКОМПРЕССОРА СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

На режиме “МГ” РУД находится на упоре малого газа (рис.7.9), мощность силовой установки недостаточна для вращения несущего винта на рабочей частоте ($n_{\text{нв}} = 95\%$).

Несмотря на полное облегчение лопастей ($\gamma_{\text{нв}} = 1^\circ$), несущий винт вращается с частотой $n_{\text{нв}} \leq 65\%$, а режим работы двигателей определяется регуляторами частоты вращения роторов турбокомпрессоров (точка 1).

При вводе правой коррекции $n_{\text{тк}}$ возрастают, и несущий винт увеличивает частоту вращения. Шаг при этом остается минимальным ($\gamma_{\text{нв}} = 1^\circ$).

При $\alpha_{\text{руд}} \approx 48^\circ$ частота вращения роторов турбокомпрессоров и, следовательно, мощность силовой установки возрастает до величины, которая достаточна для вращения несущего винта при $\gamma_{\text{нв}} = 1^\circ$ на рабочей частоте $n_{\text{нв}} = 95 \pm 2\%$ (точка 2).

Начиная с этого момента, частота вращения несущего винта поддерживается регуляторами $n_{\text{ст}}$, которые и определяют режим работы двигателя.

При полном вводе правой коррекции РУД обоих двигателей устанавливают в положение $\alpha_{\text{руд}} = 55^\circ$. Регуляторы частоты вращения роторов турбокомпрессоров настроены на поддержание режима $n_{\text{тк}} = 94\%$, что выше мощности потребляемой несущим винтом, так как шаг НВ минимальный $\gamma_{\text{нв}} = 1^\circ$ (точка 3). Избыток мощности силовой установки срезается регуляторами $n_{\text{ст}}$ и фактическая частота вращения роторов турбокомпрессоров устанавливает ниже $n_{\text{тк}} = 92\%$.

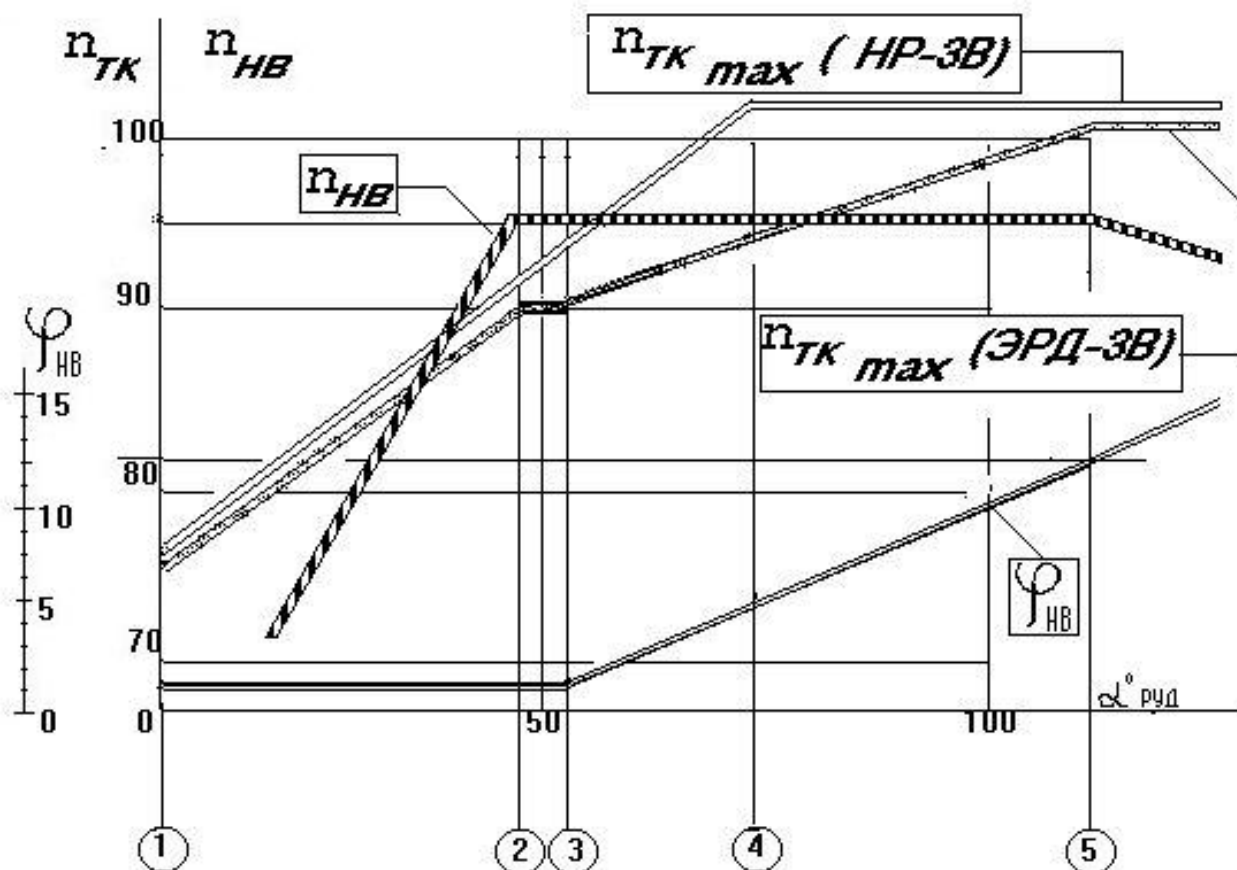


Рис. 7.9. График совместной работы регуляторов частоты вращения турбокомпрессора и свободной турбины

Уменьшение частоты вращения роторов турбокомпрессоров ниже настроечных приводит к закрытию сливного клапана (сопла - заслонки) регуляторов n_{TK} и выключению их из работы.

Это происходит потому, что при перемещении РУД (коррекция) за счет проворачивания кулачка регулятора n_{TK} затяжка пружины возрастает настолько, что усилие, создаваемое центробежными грузиками регулятора n_{TK} не может преодолеть затяжку пружины.

Таким образом, в точке (3) (режим правой коррекции) режим силовой установки характеризуется следующими параметрами:

- шаг установки лопастей несущего винта $\gamma_{HB} = 1^\circ$;
- угол установки РУД $\alpha_{РУД} = 55^\circ$;
- настройка регуляторов n_{TK} при $t_n = 15^\circ\text{C}$ $n_{TK \text{ настр}} = 94\%$.

Дальнейшее увеличение угла установки РУД производится рычагом “ШАГ - ГАЗ”, т.е. одновременно с увеличением мощности потребляемой несущим винтом.

При $\alpha_{РУД} = 70^\circ$ настройка регуляторов частоты вращения турбокомпрессоров становится максимальной (точка 4). Мощность, потребляемая несущим винтом в данной точке характеризуется $\gamma_{HB} = 4^\circ$, по-прежнему менее мощности, задаваемой РУД, и режим работы силовой установки определяется регулятором n_{CT} . При дальнейшем поднятии шага НВ ($\alpha_{РУД} = 70^\circ$) разница между располагаемой мощностью и мощностью, потребляемой несущим винтом, сокращается. При шаге несущего винта $\gamma_{HB} = 12^\circ$ мощность, потребляемая несущим винтом, становится равной мощности силовой установки (точка 5).

Дальнейшее затягивание РШГ приводит к уменьшению частоты вращения несущего винта до $92 \div 93\%$, что свидетельствует о выходе силовой установки на взлетный режим.

Регуляторы n_{CT} при этом из работы выключаются (центробежные грузики сходятся из-за уменьшения центробежных сил и слив из сопла - заслонки регулятора n_{CT} прекращается).

Режим работы двигателя определяется электронными регуляторами двигателей ЭРД (контур турбокомпрессора).

В случае отказа или отключения контура турбокомпрессора ЭРД режим работы двигателя определяется:

- ограничителем максимального расхода топлива (верхний упор ДИАП);
- регулятором температуры РТ - 12 - 6;
- регулятором частоты вращения ротора турбокомпрессора.

7.6 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ

Система автоматического управления запуском предназначена для дозированной подачи топлива в камеру сгорания при запуске двигателя. Система работает от момента воспламенения топлива до выхода двигателя на режим «МАЛЫЙ ГАЗ».

В состав системы автоматического управления запуском двигателя входят:

- автомат запуска с высотным корректором;
- автомат приёмистости;
- объект управления (двигатель);
- основная дозирующая игла (ОДИ);
- воздушный фильтр с редуктором.

АВТОМАТ ЗАПУСКА С ВЫСОТНЫМ КОРРЕКТОРОМ

Автомат запуска с высотным корректором предназначен для дозированной подачи топлива в первый контур форсунок в начальный период запуска (до частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}} = 45\%$) и корректировки подачи топлива высотным корректором при изменении атмосферного давления. Дозирование топлива осуществляется при помощи автомата запуска путем изменения проходного сечения ОДИ.

Автомат запуска с высотным корректором состоит из двух основных частей (рис.7.10):

- топливной части, включающей в себя плоский топливный клапан (9) и датчик давления топлива (6) за дозирующей иглой автомата приёмистости.
- воздушной части, включающей в себя высотный корректор (3) и мембрану автомата запуска (5).

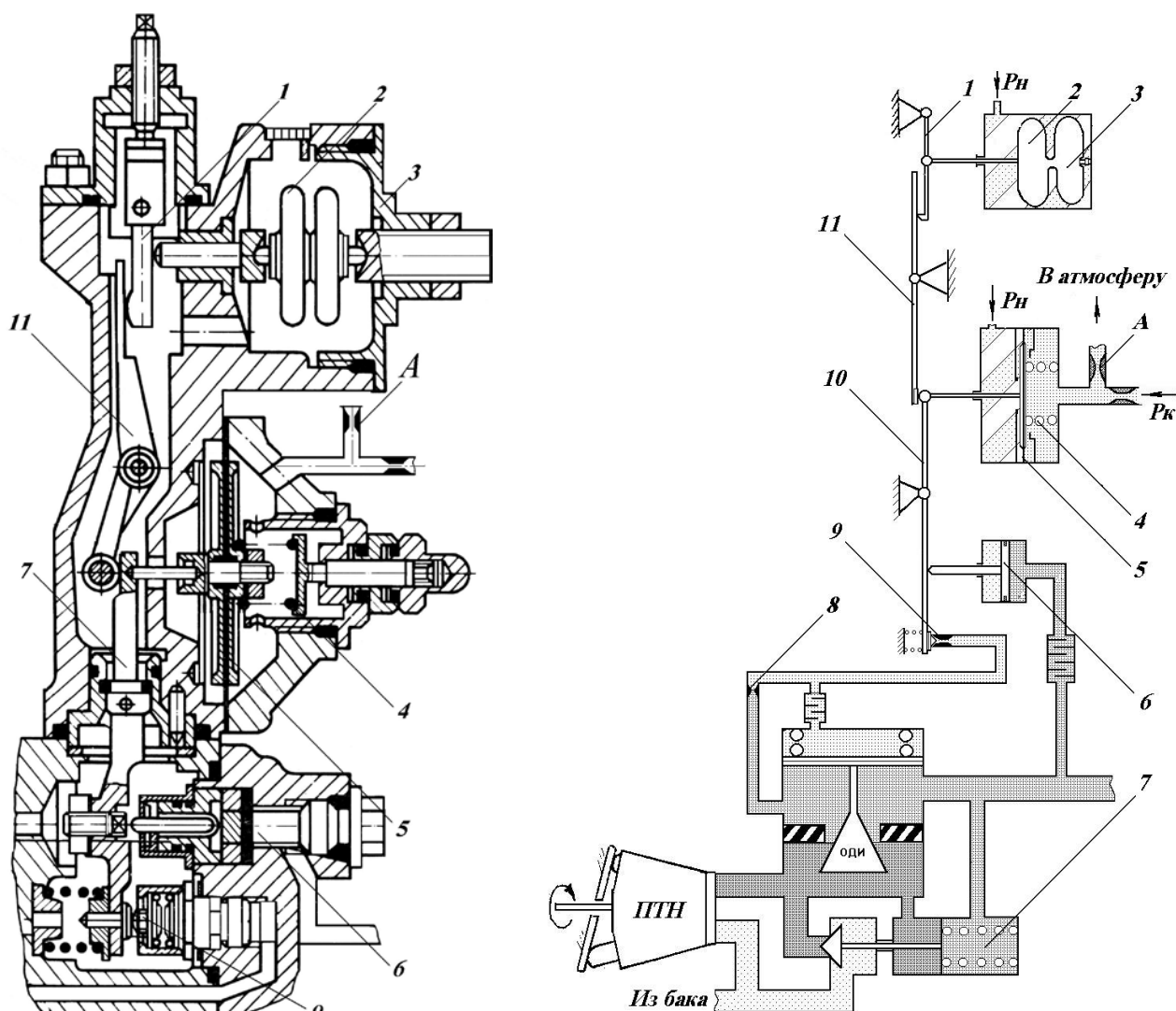


Рис. 7.10. Конструкция и принципиальная схема автомата запуска с высотным корректором

На неработающем двигателе плоский клапан (9) закрыт пружиной через рычаг (10). При возрастании частоты вращения ротора турбокомпрессора во время запуска повышается давление топлива за ПТН и оно начинает воздействовать на сухарь (6) датчика давления топлива.

Сухарь перемещается влево, поворачивая рычаг (10) по часовой стрелке, увеличивает проходное сечение сливного жиклера (9). За счет уменьшения гидравлического сопротивления на сливном жиклере, скорость топлива на участке магистрали за жиклером постоянного сечения (8) увеличивается, что приводит к увеличению перепада давления на проходном сечении жиклёра (8) так как возрастают гидравлические потери на нём. Давление в топливной магистрали за жиклёром (8) падает, соответственно падает давления и в полости над сервопоршнем ОДИ.

Основная дозирующая игла перемещается вверх, уменьшая проходное сечение, при этом вступает в работу регулятор G_T (7), который уменьшает расход топлива поступающего к топливным форсункам (см. главу 7.2), тем самым, замедляя процесс разгона двигателя. Нарастание оборотов турбокомпрессора проходит плавно, без чрезмерного забора температуру газов в камере сгорания. По мере роста частоты вращения ротора турбокомпрессора, растёт давление воздуха за компрессором (P_k). Усилие давления воздуха на мембрану (4) возрастает и, преодолевая усилие давления топлива на сухарь (6), плоский клапан (9) прикрывает жиклёр переменного сечения. За счет увеличения гидравлического сопротивления на сливном жиклере, скорость топлива на участке магистрали за жиклером постоянного сечения (8) падает, что приводит к уменьшению перепада давления на проходном сечении

жиклёра (8) так как снижаются гидравлические потери на нём. Давление в топливной магистрали за жиклёром (8) растёт, соответственно возрастает давление и в полости над сервопоршнем ОДИ. Основная дозирующая игла перемещается вниз, увеличивает площадь проходного сечения. При этом перепад давления на проходном сечении ОДИ падает, что является сигналом для вступления в работу регулятора постоянного расхода топлива (см. глава 7.2)

Возросшее давление топлива перед форсунками через сухарь (6) поворачивает рычаг (10) по часовой стрелке и приоткрывает плоский клапан (9). Давление топлива из полости “Ю” ОДИ падает, темп возрастания расхода топлива замедляется до последующего увеличения давления воздуха за компрессором.

При малом значении P_k , в начале запуска, расход топлива определяется затяжкой пружины (4).

С возрастанием давления воздуха за компрессором, расход топлива регулируется изменением давления воздуха в мембранной полости и зависит от диаметра стравливающего жиклера А. Чем меньше диаметр жиклера А, тем выше темп нарастания давления P_k (справа от мембраны 4).

При частоте вращения ротора турбокомпрессора $n_{тк} \geq 45\%$ давление воздуха за компрессором достигает такой величины, что усилие на мембрану преодолевает усилие от давления топлива на сухарь (6).

Плоский клапан полностью прекращает слив топлива из сливного жиклера и влияния на изменение расхода не оказывает. Дальнейший разгон двигателя до режима «МАЛЫЙ ГАЗ» осуществляет автомат приёмистости (см. главу 7.7). Высотный корректор (3) предназначен для осуществления запуска двигателя без заброса температуры газов перед турбиной при уменьшении атмосферного давления (высокогорная площадка).

Конструктивно высотный корректор состоит из: корпуса (3), анероида (2) и толкателя. Внутренний объём корпуса высотного корректора сообщен с атмосферой через боковое отверстие, защищенное фильтрующей сеткой.

С уменьшением атмосферного давления анероид (2) расширяется, поворачивая рычаг (1) по часовой стрелке. Рычаг (10) в свою очередь, воздействуя на рычаг (11), поворачивает его против часовой стрелки. Рычаг (10) поворачиваясь по часовой стрелке, открывает клапан (9), что приводит к уменьшению расхода топлива при запуске двигателя на высоте.

7.7 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИЁМИСТОСТЬЮ ДВИГАТЕЛЯ

Система автоматического управления приемистостью двигателя предназначена для дозирования расхода топлива на переменных режимах запуска и приемистости, обеспечивая быстрый разгон без чрезмерного заброса температуры газов и помпажа, а также ограничения максимального расхода топлива.

В состав системы входят:

- автомат приёмистости с ограничителем максимального расхода топлива;
- объект управления (двигатель);
- основная дозирующая игла (ОДИ);
- центральный фильтр–дозатор;
- клапан постоянного давления топлива;
- датчик командного давления топлива турбокомпрессора;
- воздушный фильтр с редуктором.

АВТОМАТ ПРИЕМИСТОСТИ С ОГРАНИЧИТЕЛЕМ МАКСИМАЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА

Автомат приемистости дозирует расход топлива в двигатель путем изменения проходного сечения дозирующей иглы автомата приемистости (ДИАП) в зависимости от скорректированного давления воздуха за компрессором и изменения перепада давления топлива на ДИАП в зависимости от частоты вращения ротора турбокомпрессора.

Конструктивно автомат приемистости состоит из:

- дозирующей иглы автомата приемистости;
- регулируемого дросселя;
- мембраны нулевого перепада давления топлива;
- дифференциального клапана;
- узла воздушных сильфонов.

Приемистость - это процесс быстрого увеличения мощности двигателя за счет повышения расхода топлива при резком перемещении органов управления (коррекция, РШГ, РРУД).

Регуляторы $n_{ст}$ и $n_{тк}$ имеют высокое быстродействие, необходимо для стабильного поддержания заданных значений мощности и частоты вращения несущего винта при случайном изменении внешних условий. Они способны изменять расход топлива от минимального до максимального за время ≈ 2 сек. Однако такое быстрое нарастание расхода топлива недопустимо по причине:

1. Ротор двигателя обладает инерционностью, увеличение частоты вращения ротора турбокомпрессора (а следовательно расхода воздуха) будет неизбежно отставать от расхода топлива. Это приведет к переобогащению топливовоздушной смеси в камере сгорания и выхода ее за пределы своей воспламеняемости (срыв пламени).

2. Переобогащенная топливовоздушная смесь при своем сгорании приведет к увеличению температуры газов на выходе из камеры сгорания, из-за недостаточного количества охлажденного воздуха во вторичном потоке (перегрев камеры сгорания и элементов турбины).

3. При высоких значениях температуры газов на выходе из камеры сгорания они оказываются перерасширенными и не успевают пройти через турбину компрессора, не набравшую требуемые обороты. Происходит торможение потока газа по всей проточной части двигателя. Уменьшение осевой скорости приводит к срыву потока со спинок лопаток (помпаж).

Для осуществления оптимального процесса приемистости избытки топлива, определяемые регуляторами частоты вращения, следует уменьшить. Таким образом, для того, чтобы обеспечить выход двигателя на повышенный режим без срыва пламени в камере сгорания, помпажа и заброса температуры применяется автомат приемистости.

В основе работы автомата приемистости лежит идея управления величиной расхода топлива в зависимости от текущих значений двух параметров двигателя: степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k и частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{тк}$.

Автомат приемистости имеет два контура управления, по которым осуществляется воздействие на расход топлива:

- контур изменения площади проходного сечения ДИАП в зависимости от степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* ;
- контур изменения перепада давления топлива ΔP_T на проходном сечении ДИАП.

$$\text{КОНТУР УПРАВЛЕНИЯ } \Delta P_{АП} = f(n_{тк})$$

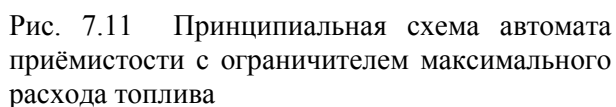
Жиклер (9) имеет переменное сечение за счет прогиба мембраны (8), которая находится в равновесии, если усилия, действующие на них слева (перед ДИАП) и справа (за ДИАП) будут равны.

Регулируемый дроссель (Д) предназначен для создания перепада давления равного перепаду на проходном сечении ДИАП ($3 \pm 0,5 \text{ кгс/см}^2$).

Жиклер постоянного сечения (14), регулируемый жиклера (Д) и мембраны нулевого перепада (8) при совместной работе вырабатывают и формируют сигнал в виде давления топлива пропорционального перепаду давления на ДИАП (рис. 7.11).

Мембрана нулевого перепада прогибается вправо и через жиклер (9) запитывает пружинную полость (10) дифференциального клапана, в которой начинает возрастать давление топлива.

На мембране дифференциального клапана сравнивается давление топлива, сверху – пропорциональное перепаду на проходном сечении ДИАП плюс затяжка пружины (13), снизу – командное давление топлива $P_{\text{КОМ ТК}}$, пропорциональное квадрату частоты вращения ротора турбокомпрессора.



Усилительное устройство автомата приёмистости золотникового типа выполнено в виде золотника (11), который, изменяет или перекрывает площадь канала топливной магистрали (12) идущей из пружинной полости ОДИ.

Основная дозирующая игла (ОДИ), работая совместно с регулятором постоянного расхода топлива, изменяет расход топлива, подаваемого через ДИАП к форсункам камеры сгорания двигателя.

$$\text{РАБОТА КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ } \Delta P_{АП} = f(n_{\text{тк}})$$

При перемещении органов управления (коррекция, РШГ, РРУД) на увеличение режима работы двигателя, регуляторы перестраиваются и прекращают слив из пружинной полости ОДИ. При этом давление в ней начинает возрастать и сервопоршень перемещает золотник ОДИ вниз на увеличение площади проходного сечения. Перепад давления на проходном сечении падает, что является сигналом для регулятора постоянного расхода топлива, который, повышая производительность ПТН (за счет уменьшения сливаемого топлива КППД) увеличивает расход топлива.

Давление топлива в магистрали перед ДИАП возрастает, часть топлива, пройдя через регулируемый дроссель (Д), попадает в полость слева от мембраны нулевого перепада. Мембрана (8) прогибается вправо и часть топлива, пройдя через открытый жиклер (9), попадает в верхнюю пружинную полость дифференциального клапана (10). Возрастающее давление топлива в полости (10) заставляет мембрану прогибаться вниз, а так как с мембраной жестко связан золотник (11), то он тоже перемещается вниз (рис. 7.11).

Золотник своей проточкой сообщает через канал (12) пружинную полость ОДИ со сливом, приостанавливая движение золотника ОДИ вниз, в сторону увеличения подачи топлива. С увеличением оборотов ротора турбокомпрессора возрастает командное давление топлива $P_{\text{КОМ тк}}$, что приводит к увеличению усилия снизу от мембраны дифференциального клапана, под действием которого золотник (11) перемещается вверх и прикрывает своим пояском канал (12), уменьшая слив из пружинной полости “Ю” ОДИ. Золотник ОДИ начинает перемещаться вниз в сторону увеличения расхода топлива.

При достижении двигателем частоты вращения ротора турбокомпрессора, заданной РУД, увеличение расхода топлива прекращается и ОДИ становится под контроль одного из регуляторов, выводя двигатель на установившийся режим работы.

$$\text{КОНТУР УПРАВЛЕНИЯ } F_{АП} = f(\pi_k^*)$$

Узел воздушных сильфонов, включает в себя вакуумный сильфон (6) и сильфон (7) во внутренний объем которого подводится редуцированный воздух из-за 12 ступени компрессора (рис. 7.11). Задающее устройство формирует сигнал в виде передаваемого на рычаг (5) усилия, величина которого корректируется вакуумным сильфоном (6) в зависимости от атмосферного давления, пропорционально заданному значению $F_{АП \text{ зад}}$.

Пружина (3) дозирующей иглы АП, формирует усилие, пропорциональное положению ДИАП, то есть действительному значению $F_{АП \text{ дейст}}$.

Усилительное устройство типа “сопло-заслонка” выполнено в виде топливной магистрали между жиклером переменного сечения (1) и жиклером постоянного сечения (15).

На двуплечим рычаге (5) сравниваются моменты усилий, создаваемых узлом воздушных сильфонов и пружиной (3) дозирующей иглы АП. На левом плече рычага находится пружина (2).

$$\text{РАБОТА КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ } F_{АП} = f(\pi_k^*)$$

При увеличении расхода топлива и по мере раскрутки ротора турбокомпрессора растет давление воздуха за компрессором (P_k), что приводит к расширению воздушного сильфона (7), рычаг (5) поворачиваясь против часовой стрелки, прикрывает жиклер переменного сечения (1).

Давление в пружинной полости ДИАП начинает возрастать. Золотник ДИАП перемещается вверх, увеличивая площадь проходного сечения, что приводит к уменьшению перепада на проходном сечении ДИАП. При перемещении золотника ДИАП вверх за счет

увеличения сжатия пружины (3) рычаг (5) поворачивается по часовой стрелке и открывает жиклер (1). Давление в пружинной полости ДИАП снижается и перемещение золотника ДИАП вверх замедляется (рис. 7.11).

При уменьшении скорректированного давления воздуха P_k воздушный сильфон (7) сжимается и, преодолев усилие от затяжки пружины, поворачивает рычаг (5) по часовой стрелке, увеличив слив топлива из пружинной полости ДИАП через жиклер (1). Дозирующая игла автомата приемистости перемещается вниз, уменьшая расход топлива.

ОГРАНИЧИТЕЛЬ МАКСИМАЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА

Ограничитель максимального расхода топлива (4) предназначен для исключения возможности увеличения расхода топлива больше соответствующего максимально допустимой мощности (рис. 7.11).

Для высотных двигателей, мощность которых на высоте ограничения должна достигать максимального значения, возникает необходимость в ограничении мощности в диапазоне высот от 0 до высоты ограничений, равной 3200 метров, с целью защиты трансмиссии от чрезмерных нагрузок.

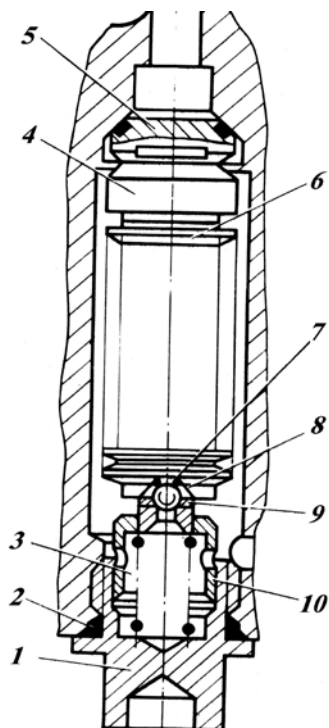


Рис. 7.12 Центральный фильтр дозатора

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ФИЛЬТР ДОЗАТОРА

Центральный фильтр дозатора (рис. 7.12) предназначен для дополнительной очистки топлива, поступающего на прецизионные пары регуляторов и обеспечения повышенной надежности работы насоса-регулятора НР-3В.

Центральный фильтр дозатора состоит из четырнадцати капсул (6), смонтированных на корпусе (5) и поджатых втулкой (10). Каждая капсула состоит из гофрированного диска и двух сеток с размером ячейки 16 мкм. В случае засорения фильтра топливо может проходить помимо капсул, открывая клапан (8) поджатый пружиной (7).

На клапане установлено магнитное кольцо (4) для задержания металлической пыли, попадающей в топливо в процессе приработки деталей НР-3В.

КЛАПАН ПОСТОЯННОГО ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА

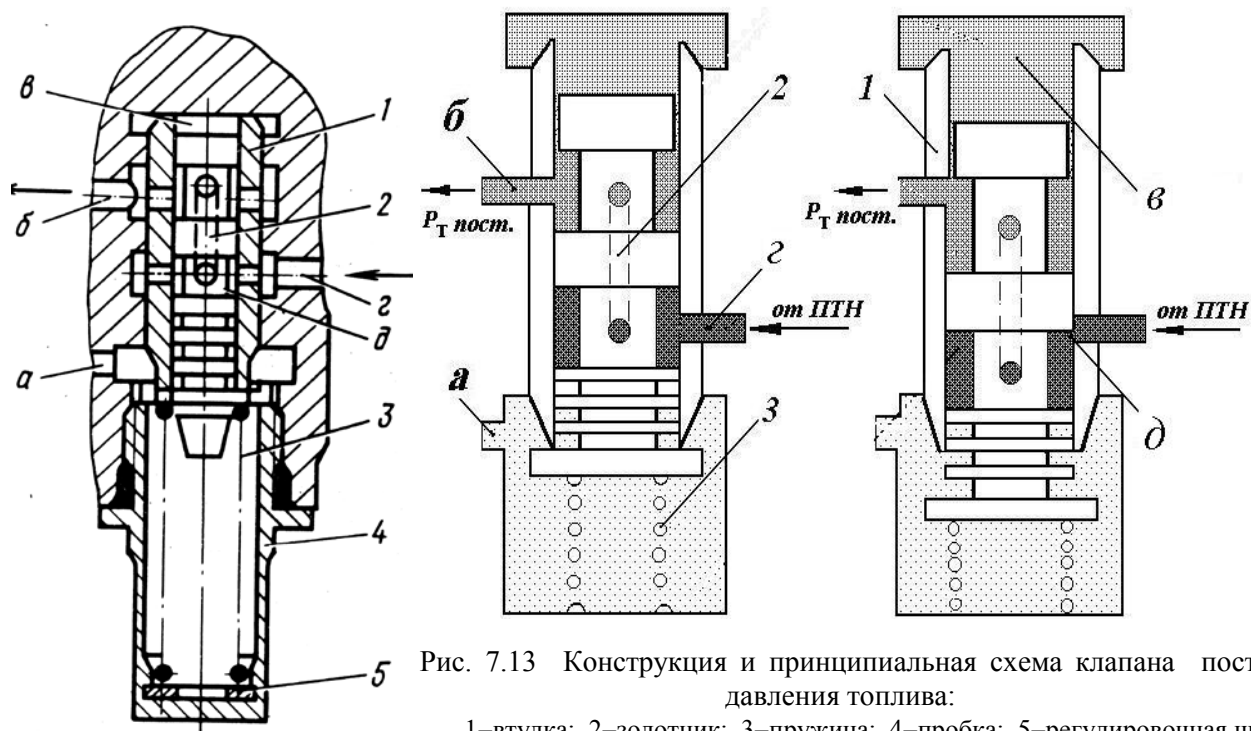


Рис. 7.13 Конструкция и принципиальная схема клапана постоянного давления топлива:

1—втулка; 2—золотник; 3—пружина; 4—пробка; 5—регулирующая шайба.

Клапан постоянного давления топлива предназначен для редуцирования высокого давления топлива за качающим узлом ПТН в постоянное, предназначенное для питания датчиков командного давления топлива свободной турбины и турбины компрессора, а также каналов управления дозирующей иглой автомата приёмистости и механизма отключения воздушного стартера СВ-78БА.

Клапан постоянного давления топлива конструктивно состоит из втулки, золотника, пружины, пробки и регулировочного кольца (рис. 7.13).

В исходном положении золотник (2) находится в крайнем верхнем положении, прижимаясь под действием пружины (3) своим буртиком к втулке.

Топливо высокого давления за ПТН, пройдя канал “з” дросселируется кромкой “д” золотника (рис. 7.13), далее пройдя осевой канал внутри золотника (2) поступает в канал “б”. При этом часть топлива поступает в полость “в” над торцом золотника через демпфирующий зазор между пояском золотника (2) и втулкой (1).

Величина дросселированного давления топлива “б” определяется равенством сил, действующих на золотник (2). Эти силы возникают от давления топлива в полости “в”, равного дросселированному кромкой золотника “д”, и действующие на него сверху, а также суммарным усилием пружины (3) и давлением топлива слива в полости “а” - снизу золотника.

Изменение давления топлива в полости “в” перемещает золотник (2), что изменяет дросселирование топлива на его кромках, обеспечивая тем самым постоянное давление в канале “б”.

Величина постоянного давления топлива определяется затяжкой пружины (3) и равна $15 + 1 \text{ кгс/см}^2$.

ДАТЧИК КОМАНДНОГО ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА ТУРБОКОМПРЕССОРА

Датчик командного давления топлива турбокомпрессора предназначен для редуцирования постоянного давления топлива в командное давление топлива ($P_{н\text{тк}}$) пропорциональное квадрату частоты вращения ротора турбокомпрессора, используемое для управления: механизмом поворота лопаток, механизма отключения воздушного стартера, блокировочным золотником исполнительного механизма ИМнр и питания пружинной полости дифференциального клапана автомата приёмистости.

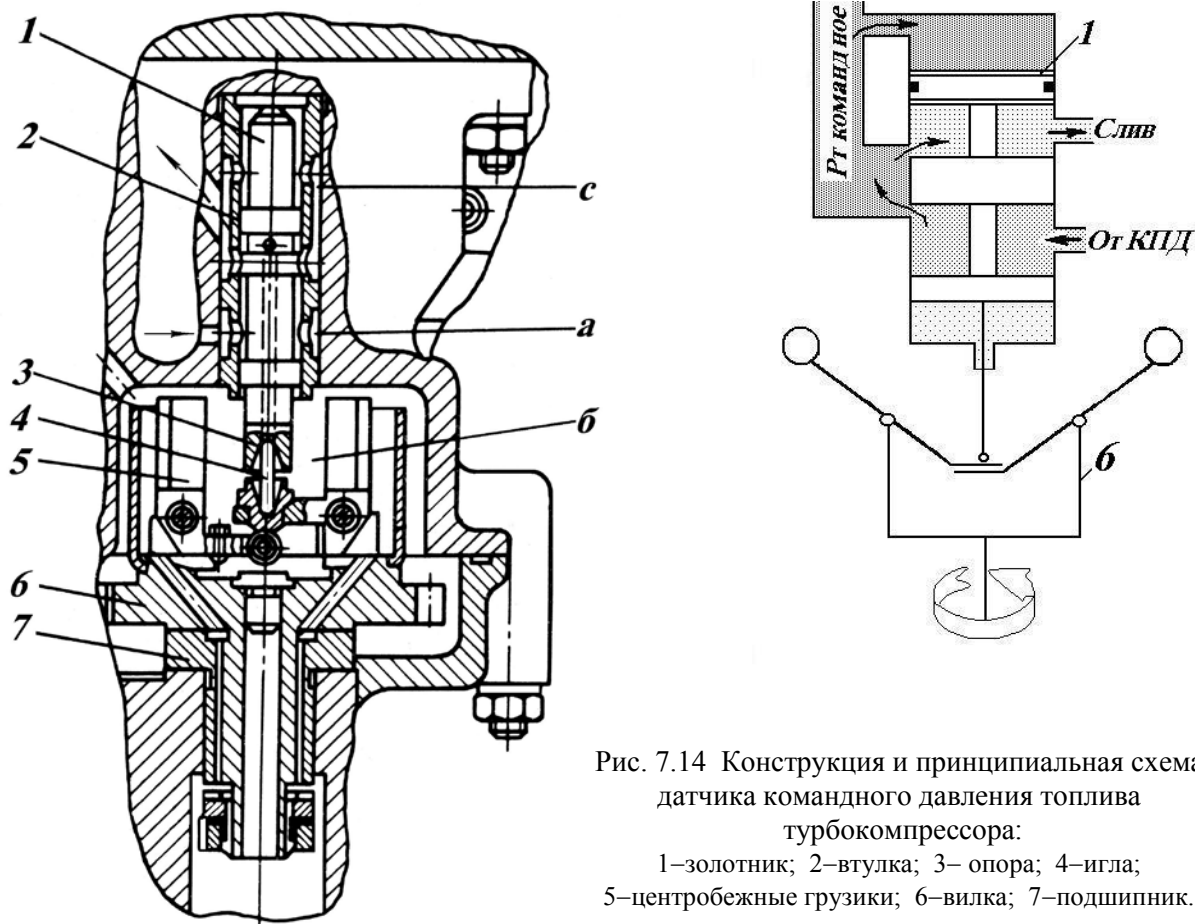


Рис. 7.14 Конструкция и принципиальная схема датчика командного давления топлива турбокомпрессора:

1—золотник; 2—втулка; 3— опора; 4—игла;
5—центробежные грузики; 6—вилка; 7—подшипник.

Датчик командного давления топлива турбокомпрессора конструктивно состоит из золотника, втулки, опоры, игла, центробежных грузиков, вилки и подшипника.

Золотник (1) находится в равновесии под действием сил: снизу - от центробежных грузиков, а сверху - командного давления топлива на торец золотника, равного $P_{n_{\text{TK}}}$. (рис.7.14).

При нарушении равновесия сил, например, при увеличении частоты вращения турбокомпрессора, золотник смещается вверх, уменьшая перепуск топлива рабочим пояском на слив. Давление $P_{n_{\text{TK}}}$ при этом возрастает.

Увеличение $P_{n_{\text{TK}}}$ будет происходить до тех пор, пока усилия от центробежных грузиков не уравновешиваются усилием давления $P_{n_{\text{TK}}}$ на торец золотника. При уменьшении частоты вращения турбокомпрессора золотник смещается вниз, увеличивая слив и уменьшая $P_{n_{\text{TK}}}$ до наступления равновесия. турбокомпрессора

Так как центробежная сила грузиков зависит от квадрата частоты вращения ротора турбокомпрессора, то командное давление $P_{n_{\text{TK}}}$ также пропорционально квадрату частоты вращения ротора турбокомпрессора.

Под верхний торец золотника датчика командного давления топлива турбокомпрессора подведено давление $P_{n_{\text{TK}}}$ по демпфирующему зазору, что уменьшает колебание $P_{n_{\text{TK}}}$ при колебаниях частоты вращения ротора турбокомпрессора.

ВОЗДУШНЫЙ ФИЛЬТР С РЕДУКТОРОМ

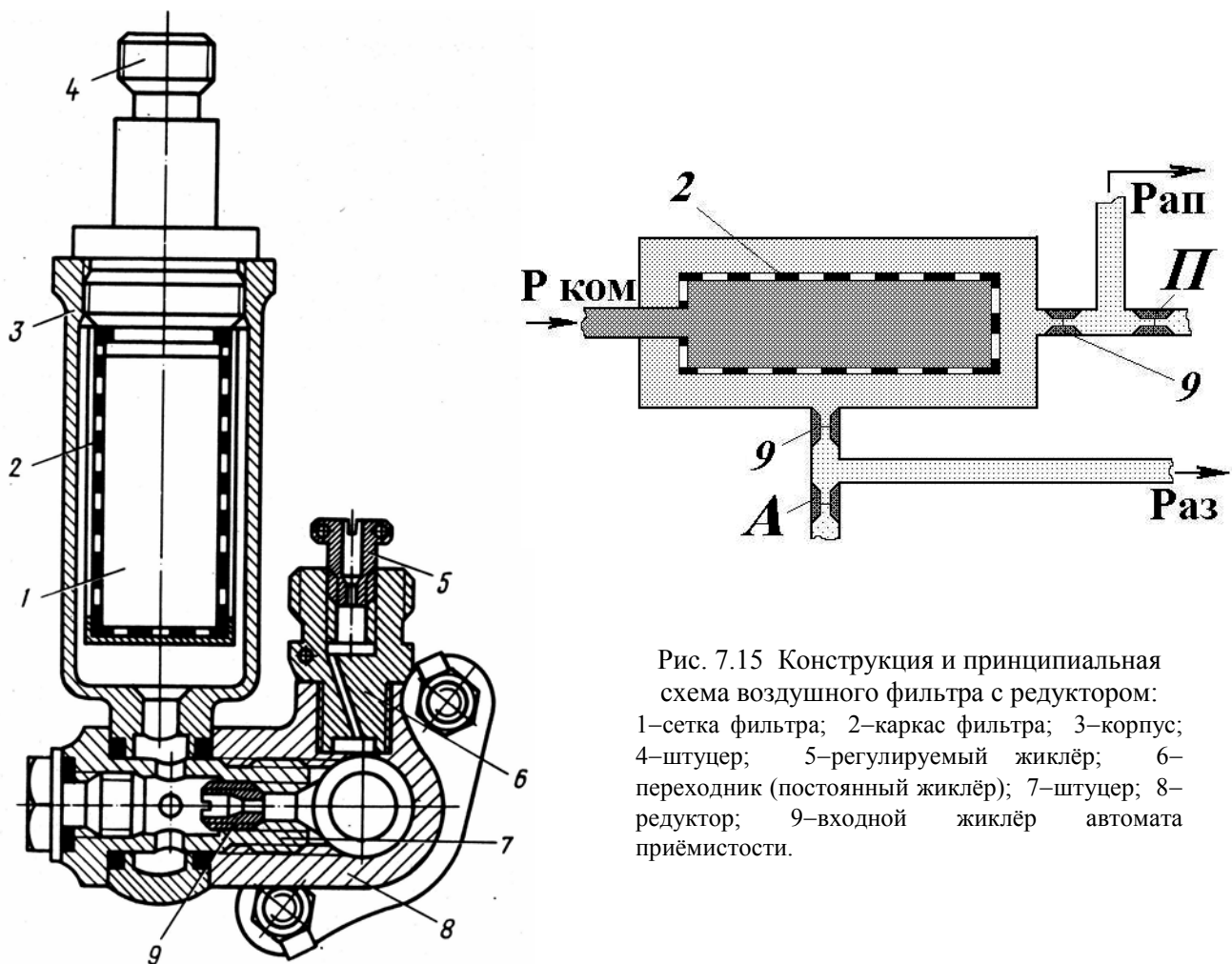


Рис. 7.15 Конструкция и принципиальная схема воздушного фильтра с редуктором: 1–сетка фильтра; 2–каркас фильтра; 3–корпус; 4–штуцер; 5–регулируемый жиклёр; 6–переходник (постоянный жиклёр); 7–штуцер; 8–редуктор; 9–входной жиклёр автомата приёмности.

Воздушный фильтр с редуктором предназначен для очистки воздуха, отбираемого из–за двенадцатой ступени компрессора двигателя, и питания воздушных полостей автомата запуска и автомата приёмности редуцированным (уменьшенным) давлением.

Воздушный фильтр с редуктором состоит из титанового корпуса (3), в расточку которого ввернут штуцер (4) с припаянным к нему каркасом (2) и фильтрующей сеткой (1).

Редуктор (8)– стальной, штампованный.

Давление регулируется изменением диаметра регулируемого жиклёра (5). Жиклёр ввернут в отверстие переходника (6), являющегося жиклером постоянного сечения. Наличие двух жиклёров, расположенных последовательно, обеспечивает более тонкую регулировку автомата приёмности.

В корпусе воздушного фильтра (3) имеется резьбовое отверстие, в которое ввернут переходник и жиклёр автомата запуска.

7.8 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ СИНХРОНИЗАЦИЕЙ МОЩНОСТИ СОВМЕСТНО РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Система автоматического управления синхронизацией мощности предназначена для выравнивания мощностей двигателей при их совместной работе в составе силовой установки вертолёта.

В состав системы автоматического управления синхронизацией мощности входят:

- синхронизатор мощности с золотником аварийного отключения;
- объект управления (двигатель);
- центральный фильтр дозатора;
- клапан постоянного давления топлива;
- датчик командного давления топлива свободной турбины;

- основная дозирующая игла (ОДИ);
- воздухопроводы.

СИНХРОНИЗАТОР МОЩНОСТИ С ЗОЛОТНИКОМ АВАРИЙНОГО ОТКЛЮЧЕНИЯ

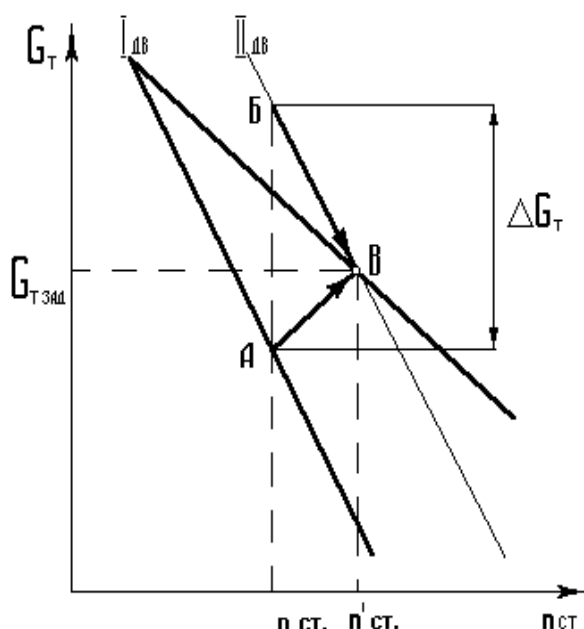


Рис. 7.16. Принцип работы синхронизатора мощности.

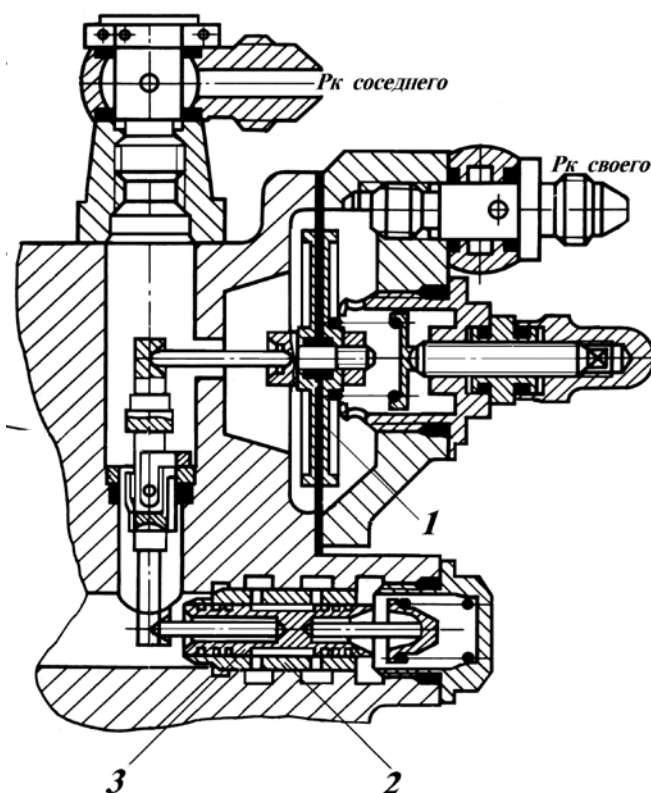


Рис 7.17. Конструкция синхронизатора мощности

Синхронизатор мощности последовательно включен в магистраль между пружиной полостью “Ю” основной дозирующей иглы и регулятором частоты вращения несущего винта, поэтому синхронизатор мощности работает только на режимах, определяемых регулятором $n_{ст}$ - от правой коррекции до номинального включительно.

В связи с тем, что непосредственное измерение мощности на выводных валах свободных турбин по техническим причинам затруднено, обычно применяют сравнение мощностей по косвенному параметру - давлению воздуха за компрессором P_K , которое пропорционально $n_{ТК}$ и мощности на выводном валу.

На рисунке 7.16 показано изменение настроенной характеристики отстающего двигателя (1) на установившемся режиме.

При включении в работу синхронизатор мощности. Рабочая точка (А) на характеристике сместится в точку В. При этом из-за повышения суммарной мощности раскрутка несущего винта $n_{ст} \rightarrow n'_{ст}$, что приводит к уменьшению мощности соседнего двигателя (2) за счет включения в работу его регулятора $n_{ст}$. Рабочая точка (Б) по его настроенной характеристике переместится в точку В. В конечном счете по окончании процесса выравнивания мощностей характеристики регуляторов обоих двигателей пересекутся в точке В.

Таким образом, мощность отстающего двигателя (1) возрастет за счет срабатывания его синхронизатора мощности, а мощность другого (2) падает за счет регулятора $n_{ст}$. после выравнивания давления за компрессорами двигателей $P_{K св} = P_{K сосед}$.

Синхронизатор мощности состоит из 2-х частей: топливной и воздушной (рис. 7.17).

В топливную часть входит подпружиненный золотник (2) и втулка (1).

В воздушную часть входит подпружиненная мембрана (3) на которую воздействует слева - $P_{к\text{ сосед}}$ давление воздуха из-за компрессора соседнего двигателя, справа давление воздуха из компрессора своего двигателя $P_{к\text{ св}}$.

Топливо из пружинной полости "Ю" ОДИ подводится по каналу (а) к золотнику (2) и отводится по каналу (б) к регулятору $n_{ст}$. (рис.7.18).

При равенстве давлений $P_{к\text{ св}}$ и $P_{к\text{ сосед}}$, действующих на мембрану (4), золотник(2) занимает нейтральное положение и не оказывает влияния на слив топлива регулятором частоты вращения свободной турбины.

Если мощность соседнего двигателя больше, чем своего $P_{к\text{ сосед}} > P_{к\text{ св}}$, то мембрана, прогибаясь вправо, поворачивает рычаг (3) по часовой стрелке.

Золотник (1) под действием пружины (2) перемещается влево и своей кромкой перекрывает канал (б), что вызывает повышение давления топлива в полости "Ю".

ОДИ перемещается вниз, увеличивая площадь проходного сечения. Это является сигналом для вступления в работу регулятора G_T , который увеличивает производительность ПТН (уменьшая слив), а значит и возрастает расход топлива в камеру сгорания двигателя и, как следствие, увеличиваются обороты ротора турбокомпрессора, что ведет к увеличению $P_{к\text{ св}}$.

Прогиб мембраны ограничен механическими упорами (5). при превышении разности давлений $P_{к\text{ сосед}} - P_{к\text{ св}} \geq 0,12 \text{ кгс/см}^2$.

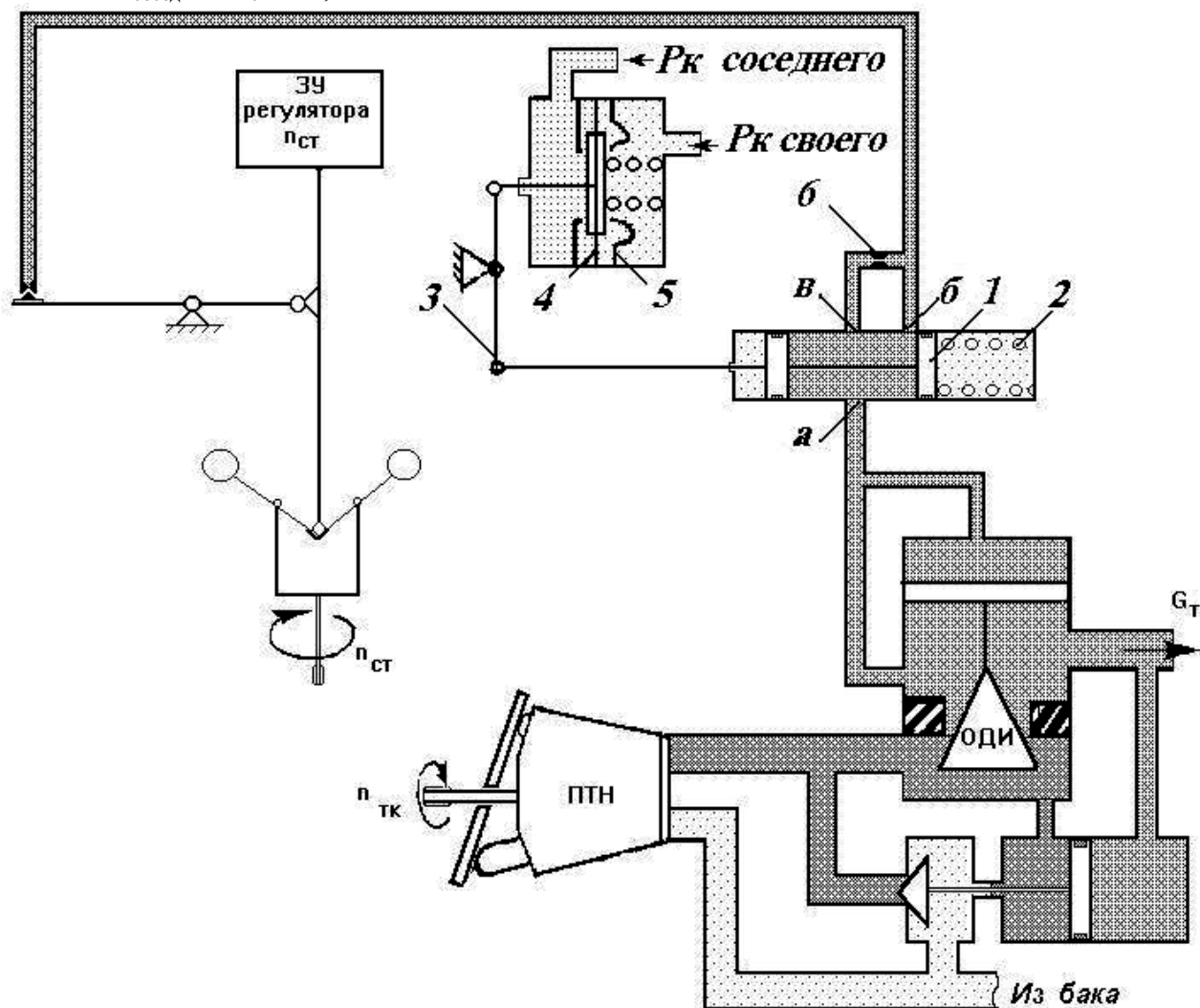


Рис. 7.18. Принципиальная схема синхронизатора мощности двигателя

Для исключения влияния синхронизатора мощности при работающем соседнем двигателе на расход топлива запускаемого двигателя параллельно золотнику (1) установлен обводной жиклер (6) который обеспечивает необходимый слив топлива через жиклер(6) по каналу (в), так как в момент запуска двигателя (при уже запущенном соседнем двигателе) канал (б) закрыт золотником (1).

На режимах работы, определяемых регулятором $n_{ст}$, наличие жиклера (6) несколько уменьшает эффективность синхронизатора мощности, но заметного влияния на разнорежимность двигателей при их совместной работе не оказывает.

Золотник аварийного отключения синхронизатора мощности предназначен для отключения синхронизации мощности при достижении несущим винтом частоты вращения, равной $107 \pm 2\%$, что соответствует частоте вращения свободной турбины $112 \pm 2\%$.

При достижении оборотов свободной турбины $n_{ст} = 112 \pm 2\%$, командное давление топлива $P_{ст\ ком}$, подводимое по каналу (ж) действует на корпус проставки (5) заставляя ее перемещаться вверх преодолевая затяжку пружины и передвигает золотник (4) вверх (рис 7.19).

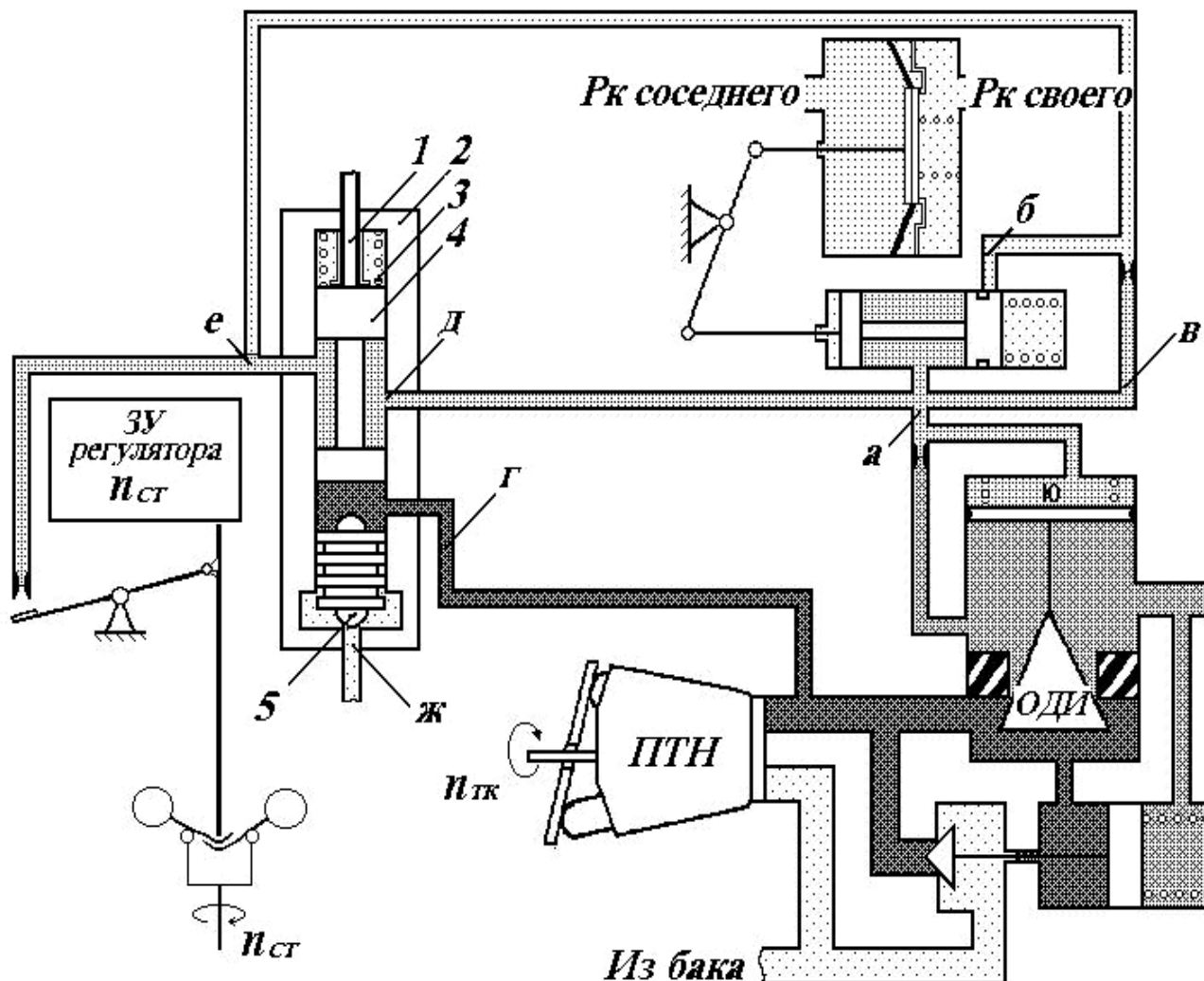


Рис. 7.19. Принципиальная схема золотника аварийного отключения синхронизатора мощности.

Топливо высокого давления, подводимое по каналу (2), поступает в полость под нижний торец золотника и заставляет проставку (5) переместиться в нижнее положение, где она герметично закрывает канал (ж), одновременно золотник (4) еще больше сжав пружину, перемещается в крайнее верхнее положение, где он встаёт на упор (1).

Золотник аварийного отключения синхронизатора мощности (рис.7.19) состоит из проставки (5), золотника (4), пружины (3) и втулки (2).

Когда золотник (4) переместиться в крайнее верхнее положение, проточки (д) и (е) соединяют пружинную полость "Ю" ОДИ с регулятором частоты вращения ротора свободной турбины, минуя синхронизатор мощности. Частота вращения ротора свободной турбины высока. Центробежные грузики регулятора СТ создают большое усилие. Это усилие, преодолев затяжку пружин, заставляет рычаг регулятора поворачиваться против часовой

стрелки. Жиклёр переменного сечения открывается, что в конечном итоге (см. главу 7.3 и 7.4) приводит перемещению золотника основной дозирующей иглы вверх, на уменьшение площади проходного сечения. Далее в работу вступает регулятор постоянного расхода топлива (см. главу 7.2), уменьшая подачу топлива в камеру сгорания двигателя.

Золотник (4) удерживается в крайнем верхнем положении давлением топлива перед ОДИ до останова двигателя. После останова двигателя золотник (4) устанавливается в крайнее нижнее положение усилием пружины (3).

7.9 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЕМ МАКСИМАЛЬНОЙ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ТУРБОКОМПРЕССОРА

Система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора предназначена для ограничения частоты вращения ротора турбокомпрессора с повышенной точностью в зависимости от температуры и давления воздуха на входе в двигатель.

В состав системы входят:

- электронный регулятор двигателя (контур турбокомпрессора);
- датчик частоты вращения ротора турбокомпрессора ДЧВ - 2500;
- приемник температуры (П-77);
- датчик давления ИКД - 27 Да - 220 -780;
- исполнительный механизм ИМ_{нр};
- блокировочный золотник отключения ИМ_{нр};

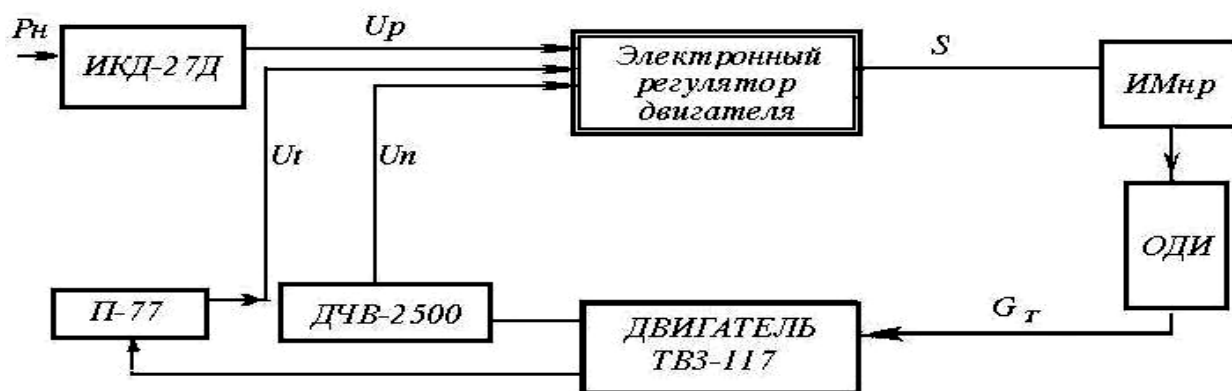


Рис. 7.20. Функциональная схема системы автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора

- основная дозирующая игла (ОДИ);
- объект управления (двигатель).

При превышении частоты вращения ротора турбокомпрессора выше заданной электронным регулятором система вступает в работу. В электронном регуляторе двигателя ЭРД-3В сигнал рассогласования между замеренной частотой вращения ротора турбокомпрессора и максимально допустимой для данного давления и температуры окружающего воздуха усиливается и поступает в поляризованное реле ИМ_{нр} в виде высокочастотных импульсов.

При работающем исполнительном механизме уменьшается подача топлива в камеру сгорания двигателя, что приводит к понижению частоты вращения ротора турбокомпрессора.

ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЙ МЕХАНИЗМ ИМ_{нр}

Исполнительный механизм ИМ_{нр} предназначен для управления основной дозирующей иглой по сигналам электронных регуляторов.

Исполнительный механизм (рис.7.21) состоит из индуктивной катушки (1), якоря-заслонки (2) и пружины (3).

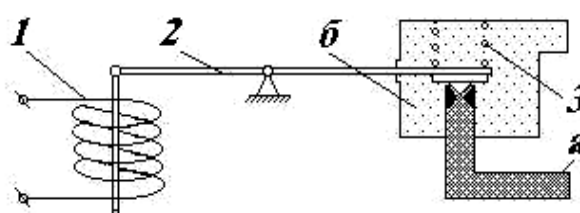


Рис.7.21. Принципиальная схема ИМ_{нр}

Индуктивная катушка преобразует

электрический сигнал электронных регуляторов в угловое перемещение якоря-заслонки.

Полость (а) соединена с пружинной полостью “Ю” ОДИ и заканчивается срабатывающим жиклером с калиброванным отверстием $\varnothing 1$ мм. При обесточенной катушке усилием пружины (3) якорь-заслонка закрывает срабатывающий жиклер и полость “Ю” ОДИ отсоединена от сливной полости (б).

При подаче электрического сигнала на обмотку катушки (1) от электронного регулятора, якорь-заслонка (г) начинает колебаться, попеременно

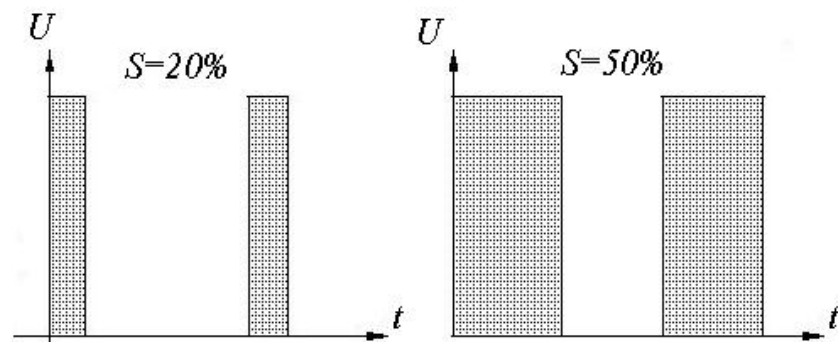


Рис. 7.22. Скважность ИМнр

открывая и закрывая с определенной скважностью полость (а), соединяя ее со сливом (8). Это вызывает уменьшение давления топлива в полости “Ю” ОДИ, при этом уменьшается расход топлива поступающего в камеру сгорания двигателя. Режим работы двигателя

снижается.

Скважность (S) - соотношение времени включенного и выключенного состояния электромагнита сопла-заслонки (рис.7.22).

БЛОКИРОВОЧНЫЙ ЗОЛОТНИК ОТКЛЮЧЕНИЯ ИМнр

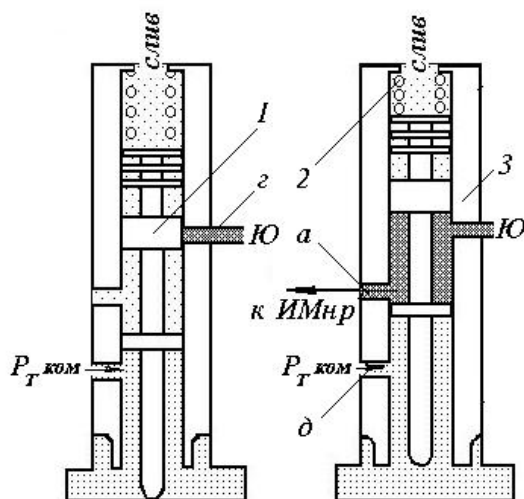


Рис.7.23 Блокировочный золотник ИМнр и а). Полость (а) соединена каналом с ИМнр.

При уменьшении частоты вращения $n_{\text{тк}}$ менее 84%, $P_{\text{тк ком}}$ уменьшается, золотник (1) под действием пружины перемещается вниз. Перекрывая своим пояском полость (з), отключая тем самым пружинную полость “Ю” ОДИ от исполнительного механизма ИМ нр.

Блокировочный золотник ИМнр предназначен для отключения ИМнр при уменьшении частоты вращения ротора турбокомпрессора ниже 84%.

Блокировочный золотник ИМнр (рис. 7.23) состоит из втулки (3), золотника (1) и пружины (2).

Под нижний торец золотника (1) из полости (а) поступает командное давление топлива $P_{\text{тк ком}}$, пропорциональное квадрату частоты вращения ротора турбокомпрессора.

Сверху на золотник действует сумма сил от усилия пружины (2) и давления слива. Полость (з) соединена с полостью “Ю”. При $n_{\text{тк}}$ более 84% командное давление $P_{\text{тк ком}}$, поступающее в полость (д), преодолевая затяжку пружины (2), перемещает золотник (1) вверх, соединяя полости (з

7.10 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЕМ МАКСИМАЛЬНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ПЕРЕД ТУРБИНОЙ КОМПРЕССОРА

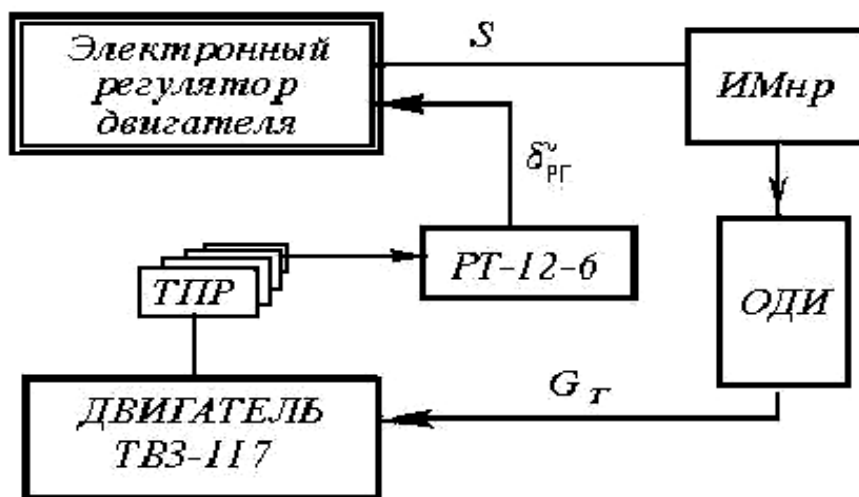
Система автоматического ограничения температуры газов перед турбиной компрессора предназначена для автоматического ограничения до заданного предела температуры газов перед турбиной компрессора.

В систему входят следующие агрегаты:

- регулятор температуры РТ 12 - 6;
- батарея термопар Т - 102;
- исполнительный механизм ИМнр;
- электронный регулятор двигателя ЭРД-3В;
- основная дозирующая игла (ОДИ);
- объект управления (двигатель).

При повышении температуры газа перед турбиной компрессора выше настроенной регулятором температуры (985°C), увеличивается величина рассогласования между термоэлектродвижущей силой, вырабатываемой термопарами и величиной опорного напряжения задатчика регулятора температуры РТ-12-6.

В регуляторе температуры сигнал усиливается и поступает через электронный регулятор



двигателя ЭРД-3В в поляризованное реле ИМнр в виде высокочастотных импульсов.

При работающем исполнительном механизме уменьшается подача топлива в камеру сгорания двигателя, что приводит к понижению температуры газов перед турбиной компрессора.

Рис. 7.24. Функциональная схема системы автоматического управления ограничением максимальной температуры газов перед турбиной компрессора

7.11 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЕМ МАКСИМАЛЬНОЙ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора свободной турбины предназначена для останова двигателя при достижении частоты вращения ротора свободной турбины $118 \pm 2\%$.

В состав системы входят:

- электронный регулятор двигателя ЭРД-3В (контур СТ);
- два датчика частоты вращения свободной турбины ДТА - 10;
- исполнительный механизм ИМ - 3А;
- клапан постоянного перепада давления (НР - 3В);

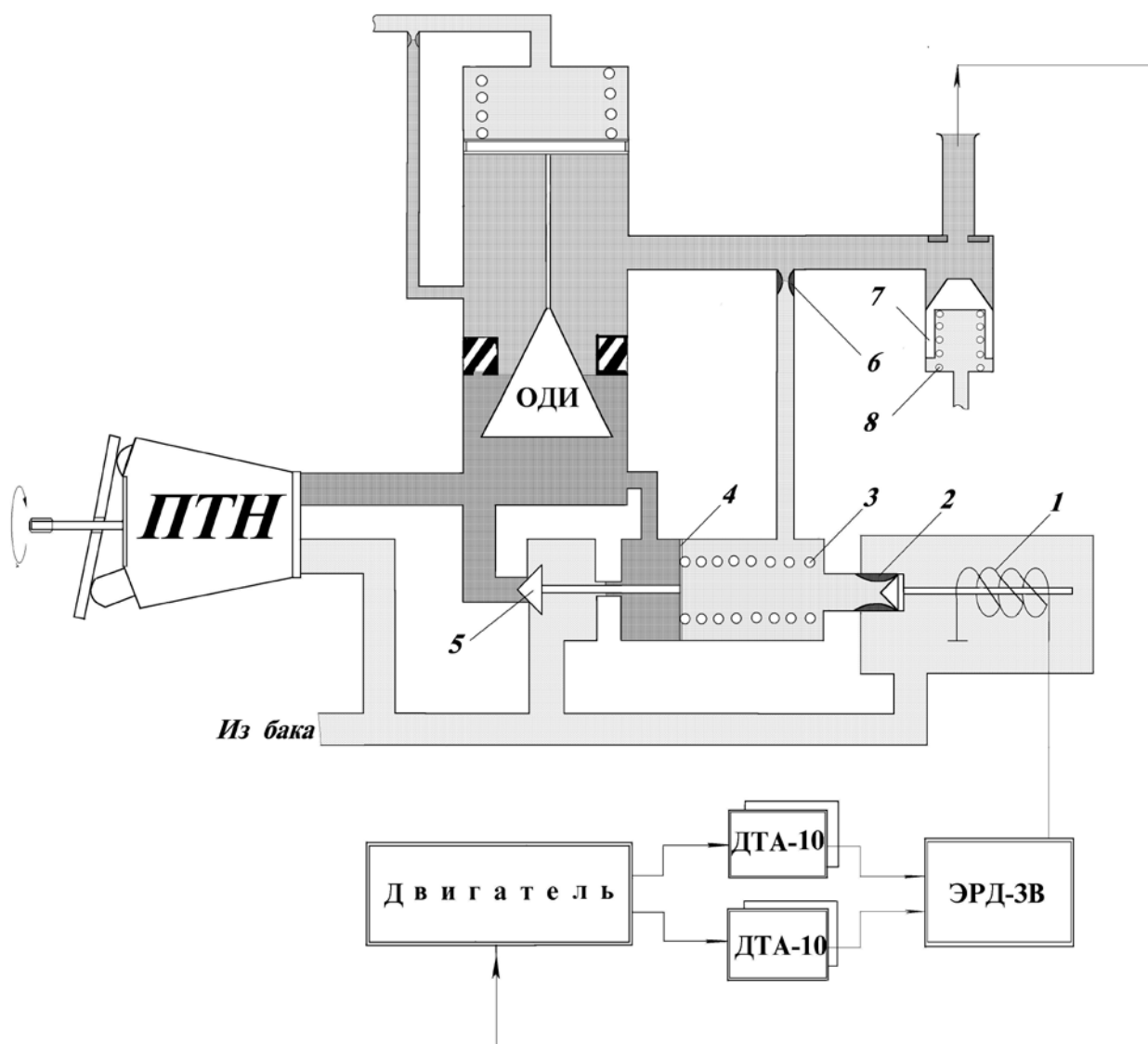


Рис. 7.25. Функциональная схема системы автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора свободной турбины

- объект управления (двигатель)

В контуре свободной турбины электронного регулятора двигателя ЭРД-3В хранится значение максимально допустимой частоты вращения ротора свободной турбины ($n_{ст\ max} = 118 \pm 2\%$), которое назначено по условиям динамической прочности. В случае превышения максимально допустимой частоты вращения ротора свободной турбины контур свободной турбины ЭРД формирует управляющий сигнал для ИМ - 3А. При этом ЭРД (рис.7.25) подает напряжение на катушку электромагнита (1) сердечник с клапаном (2) перемещается вправо и сообщает пружинную полость (3) КППД со сливом.

Это приводит к резкому прогибу мембраны (4) вправо и открытию клапана (5), который соединяет магистраль высокого давления топлива за ПТН со сливом. Давление топлива перед ОДИ падает.

Так как топливная магистраль за ОДИ через жиклер (6) и открытый клапан (2) ИМ - 3А соединяется со сливом, то давление в ней резко падает и запорный клапан (7) под действием пружины (8) перемещается вверх и закрывает магистраль подвода топлива в топливный коллектор форсунок.

Прекращение подачи топлива ($G_T = 0$) в коллектор форсунок приводит к срыву пламени в камере сгорания и останову двигателя.

Для исключения возможного случайного включения ограничителя, предусмотрено дублирование сигналов, поступающих от двух независимых чувствительных датчиков (ДТА – 10).

7.12 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЕМ МИНИМАЛЬНОГО ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА

Система автоматического управления ограничением минимального давления топлива предназначена для предотвращения уменьшения подачи топлива в двигатель ниже минимальной величины, обеспечивающей работу двигателя без срыва пламени в камере сгорания.

В состав системы входят:

- клапан минимального давления топлива;
- основная дозирующая игла (ОДИ);
- объект управления (двигатель).

КЛАПАН МИНИМАЛЬНОГО ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА

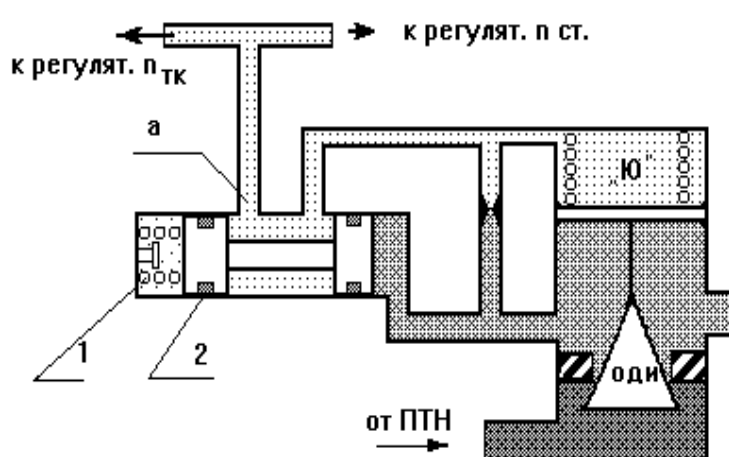


Рис. 7.26. Принципиальная схема клапана минимального давления топлива

Клапан минимального давления расположен между полостью “Ю” ОДИ и регуляторами частоты вращения турбокомпрессора и свободной турбины, а также ИМнр.

Клапан минимального давления конструктивно состоит из: золотника (2), пружины (1) и втулки (рис. 7.26).

При снижении давления топлива ниже настроенного затяжкой пружины (1) плюс давления сливной полости, золотник (2) смещается вправо и перекрывает канал (а), соединяющий пружинную полость “Ю” ОДИ с регуляторами.

С подъемом на высоту, потребный расход топлива на поддержание режима изменяется пропорционально атмосферному давлению. Если при этом резко опустить рычаг “шаг - газ”, регулятор частоты вращения ротора турбокомпрессора стремится еще больше понизить расход топлива. Это может привести к ухудшению качества распыла топлива и срыву пламени в камере сгорания. Минимальное давление топлива при котором клапан вступает в работу – 12 кгс/см^2 .

7.13 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ МЕХАНИЗМОМ ПОВОРОТА ЛОПАТОК ВНА И ПЕРВЫХ ЧЕТЫРЁХ СТУПЕНЕЙ НА

Система автоматического управления механизмом поворота лопаток ВНА и первых четырёх ступеней НА предназначена для обеспечения основных данных и запасов устойчивости двигателя.

В состав системы входят:

- регулятор положения направляющих аппаратов компрессора;
- клапан постоянного давления топлива;

- датчик командного давления топлива турбокомпрессора;
- верхний гидроцилиндр (размещён в насосе–регуляторе НР–ЗВ);
- нижнего гидроцилиндра;
- системы рычагов температурной коррекции;
- силовых рычагов управления.

РЕГУЛЯТОР ПОЛОЖЕНИЯ НАПРАВЛЯЮЩИХ АППАРАТОВ КОМПРЕССОРА

Регулятор положения направляющих аппаратов компрессора предназначен для поворота лопаток входного направляющего аппарата и первых четырех ступеней направляющих аппаратов компрессора в зависимости от приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора.

Поворот лопаток ВНА и НА предотвращает срыв воздушного потока с лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата. Такой поворот лопаток называется поворотом на “прикрытие”. Он осуществляется для предотвращения неустойчивой работы компрессора при уменьшении частоты вращения ротора по сравнению с расчетной.

Регулятор положения направляющих аппаратов компрессора расположен в корпусе насоса–регулятора НР–ЗВ.

В состав регулятора положения направляющих аппаратов компрессора входят (рис. 7.27): узел командного золотника; рычаг с изменяемым плечом; рычаг–весы; валик; кулачок обратной связи; узел поршня командного давления топлива турбокомпрессора; пружины; регулировочный винт командного золотника регулятора ВНА; регулировочные винты; червяк регулировочного винта тяга; тяга.

Узел командного золотника состоит из втулки (12), золотника (1) и пружины (8). На втулке выполнены четыре радиальных отверстия «а», по которым подводится топливо высокого давления. Слева и справа от отверстий «а» выполнены пазы «б» и «в», через которые топливо высокого давления подводится к верхнему и нижнему гидроцилиндрам.

В средней части золотника (1) выполнена широкая проточка для прохождения топлива. Два средних цилиндрических пояска являются рабочими – отсечными, перепускающие топливо высокого давления через широкую проточку то в левую, то в правую полости поршней верхнего и нижнего гидроцилиндров. Для повышения точности управления гидроцилиндрами средние отсечные рабочие пояски золотника выполнены с отрицательным перекрытием пазов «б» и «в» втулки, то есть рабочие пояски выполнены проточными.

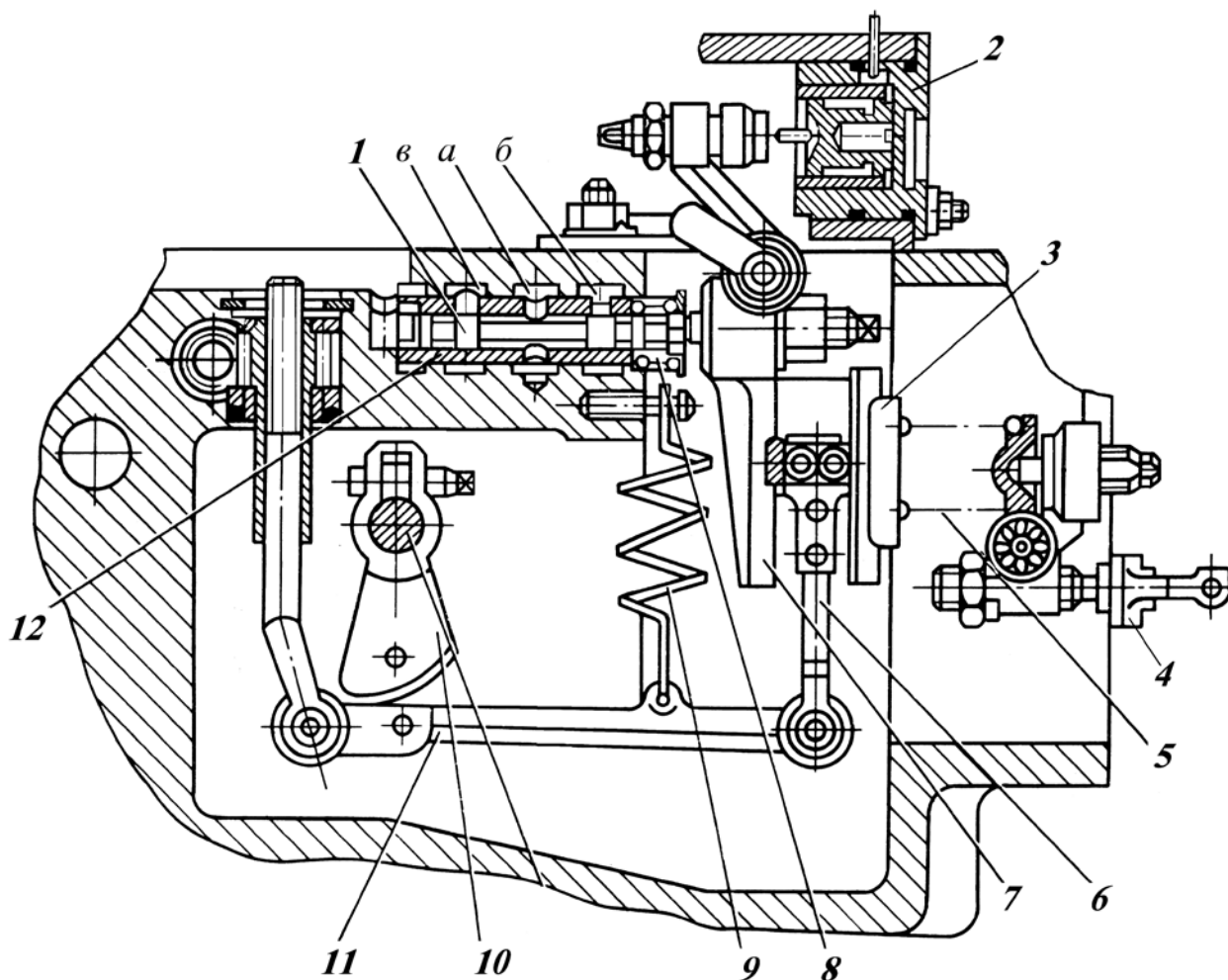


Рис. 7.27. Регулятор положения направляющих аппаратов компрессора:

1—золотник; 2—узел поршня командного давления топлива турбокомпрессора; 3—кронштейн; 4—рычаг передающий воздействие от термокорректора; 5—пружина; 6—рычаг с изменяемым плечом; 7—рычаг—весы; 8—пружина; 9—пружина; 10—кулачок обратной связи; 11—тяги; 12—втулка.

Узел поршня командного давления топлива (2) состоит из стальной втулки и поршня. На торце поршня установлена игла, которая служит для передачи усилия, развиваемого поршнем на рычаг—весы (7).

Узел рычаг—весы представляет собой стальную деталь, на нижнем конце которой выполнен паз, в котором на двух роликах перемещается рычаг с изменяемым плечом (6).

Профиль кулачка (10) преобразует квадратичную зависимость командного давления топлива турбокомпрессора в линейную зависимость перемещения силовых поршней верхнего и нижнего гидроцилиндров.

Перемещением золотника (1) управляет рычаг - весы (7), к которому золотник поджат пружиной (8). На верхнее плечо рычага - весов действует усилие от командного давления топлива $P_{н\text{тк}}$, на нижнее плечо усилие от затяжки пружины (5) изменяющееся в зависимости выхода штока термопатрона при изменении температуры наружного воздуха.

В исходном положении (двигатель не запущен) золотник (1) находится в нейтральном положении, закрывая своими поясками каналы подвода и отвода топлива к нижнему и верхнему гидроцилиндрам поворота лопаток.

При увеличении частоты вращения ротора турбокомпрессора возрастает командное давление. $P_{н\text{тк}}$ - перемещает поршень регулятора положения направляющих аппаратов компрессора (2) влево (рис.7.27), поворачивая рычаг - весы (7) против часовой стрелки, и перемещает золотник (1) вправо.

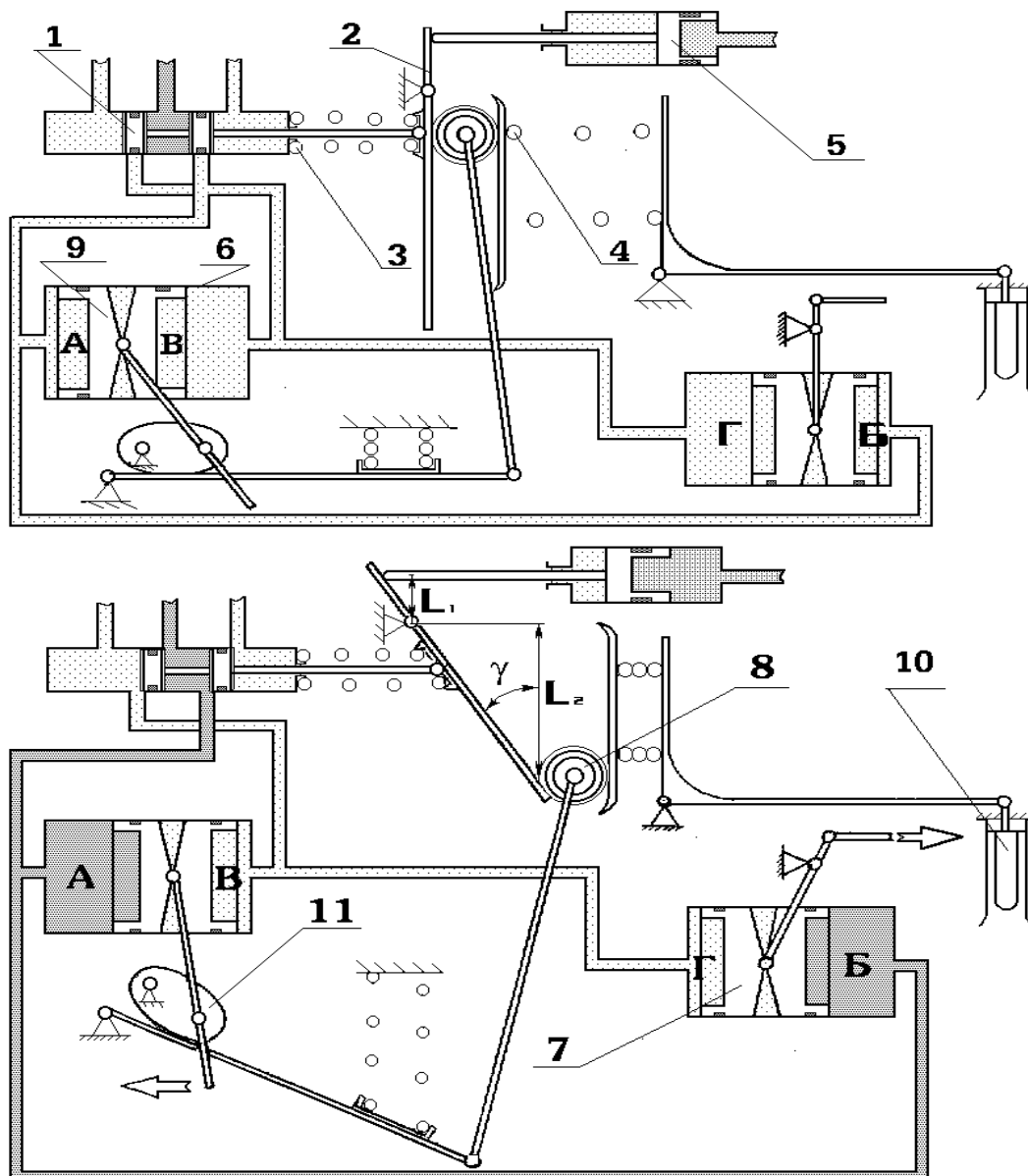


Рис. 7.28. Принципиальная схема регулятора положения направляющих аппаратов

На рис.7.28 показана принципиальная схема регулятора положения направляющих аппаратов компрессора. Командный золотник (1) открывает доступ топлива высокого давления в полость «А» верхнего гидроцилиндра (6) в полость «Б» нижнего гидроцилиндра (7), а полости «Г» и «В» соединяет со сливом.

Поршень (9) верхнего гидроцилиндра перемещаясь вправо, поворачивает через силовой рычаг лопатки НА и ВНА на “раскрытие”.

Плавный и непрерывный поворот лопаток ВНА и НА согласно программе управления $\gamma_{на} = f(n_{тк пр})$ подразумевает точное соответствие между углами установки лопаток ВНА и первых четырёх ступеней НА и приведенных оборотов ротора турбокомпрессора. Этот процесс и обеспечивается механизмом обратной связи.

Механизм обратной связи представляет собой систему рычагов соединяющих между собой поршень гидроцилиндра (9) с точкой приложения силы (8) со стороны термопатрона (10) на нижнем плече рычага - весов (2). Перемещение поршня гидроцилиндра (9) приводит к смещению точки приложения силы на нижнем плече рычага - весов с таким расчетом, чтобы вернуть его и золотник (1) в исходное первоначальное положение (рис.7.28).

Одновременно с поворотом лопаток на “раскрытие” система рычагов обратной связи из-за воздействия на них кулачка обратной связи (11) перемещает точку приложения силы от

термопатрона (ролик 8) вниз. Таким образом, воздействия этой силы на нижнее плечо рычага - весов (2), заставляя его поворачиваться по часовой стрелке до тех пор, пока не возникнет равенство моментов действующих на рычаг - весы.

$$M_{P_{\text{кон}}} = P_{n_{\text{тк}}} \cdot L_1 = M_2 = P_{T_{\text{кор}}} \cdot L_2$$

Это приводит к тому, что рычаг - весы (2) и золотник (1) занимают исходное положение. Подвод топлива в полости «А» и «Б» гидроцилиндров прекращается, а полости «В» и «Г» отсекаются от магистралей слива кромками золотника (1).

Лопатки ВНА и НА устанавливаются в новом положении, при котором углы установки лопаток ВНА и первых четырёх ступеней НА соответствуют новому приведенных оборотов ротора турбокомпрессора.

7.14 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ КЛАПАНАМИ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА

Система автоматического управления клапанами перепуска воздуха предназначена для перепуска из-за 7 ступени компрессора воздуха в атмосферу с целью предотвращения срыв потока с лопаток первых ступеней, что повышает запас газодинамической устойчивости и КПД компрессора.

В состав системы входят:

- нижний гидроцилиндр с концевым переключателем;
- клапаны перепуска воздуха

НИЖНИЙ ГИДРОЦИЛИНДР С КОНЦЕВЫМ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ

Гидроцилиндр предназначен для поворота лопаток входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых четырёх ступеней компрессора и управления клапанами перепуска воздуха.

Гидроцилиндр с концевым переключателем установлен внизу на корпусе компрессора и крепится к нему при помощи кронштейна и болтов.

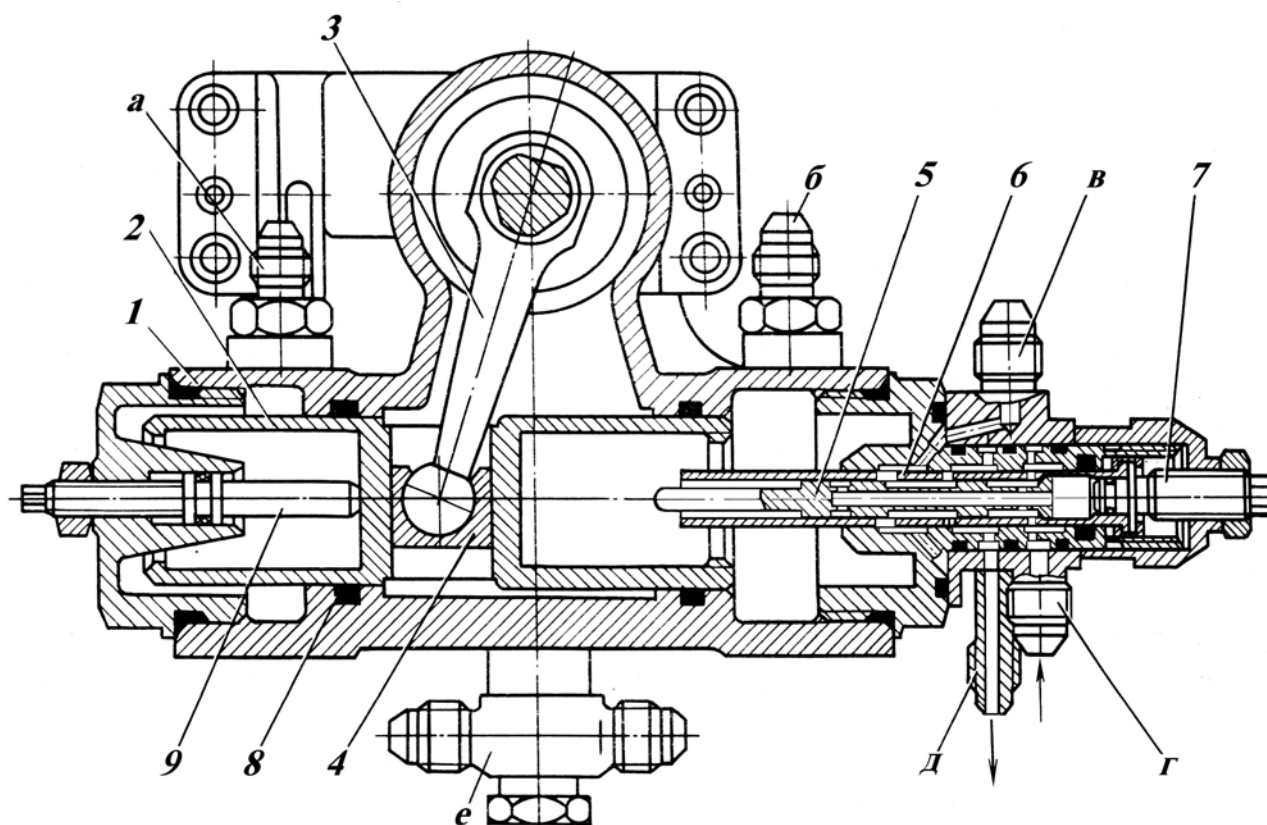


Рис. 7.29. Нижний гидроцилиндр с концевым переключателем

Гидроцилиндр состоит из следующих основных элементов (рис.7.29): литого алюминиевого корпуса (1) со специальными резино-фторопластовыми уплотнениями; силового поршня (2); рычага (3) с сухарем (4); концевого переключателя управления клапанами перепуска воздуха с золотником (5); гильзы (6). Винты (7) и (9) служат упорами силового поршня.

При запуске двигателя рабочее давление от насоса регулятора поступает в штуцер «а» и силовой поршень (2) занимает крайнее правое положение. Поршень давит на золотник (5) и также перемещает его в крайнее правое положение. Топливо под высоким давлением из штуцера «г» через штуцер «в» поступает в клапаны перепуска воздуха, что приводит к их открытию. При достижении частоты вращения ротора турбокомпрессора 84% вступает в работу механизм поворота лопаток (см. главу 7.13) соединяя штуцер «а» со сливом и подаёт топливо высокого давления в штуцер «б». Силовой поршень (2) начинает перемещаться влево и рычаг (3) начинает поворачивать лопатки ВНА и НА.

Одновременно золотник (5) под действием высокого давления топлива, подводимого через штуцер «г», перемещается в крайнее левое положение и отсекает штуцер «в» от высокого давления и соединяет его со сливом через штуцер «д». Клапаны перепуска воздуха закрываются и топливо, находящееся в полости корпуса гидроцилиндра, сливается через штуцер «е» в дренажный клапан.

КЛАПАН ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА

Клапан перепуска воздуха предназначен для отвода воздуха из компрессора двигателя в атмосферу.

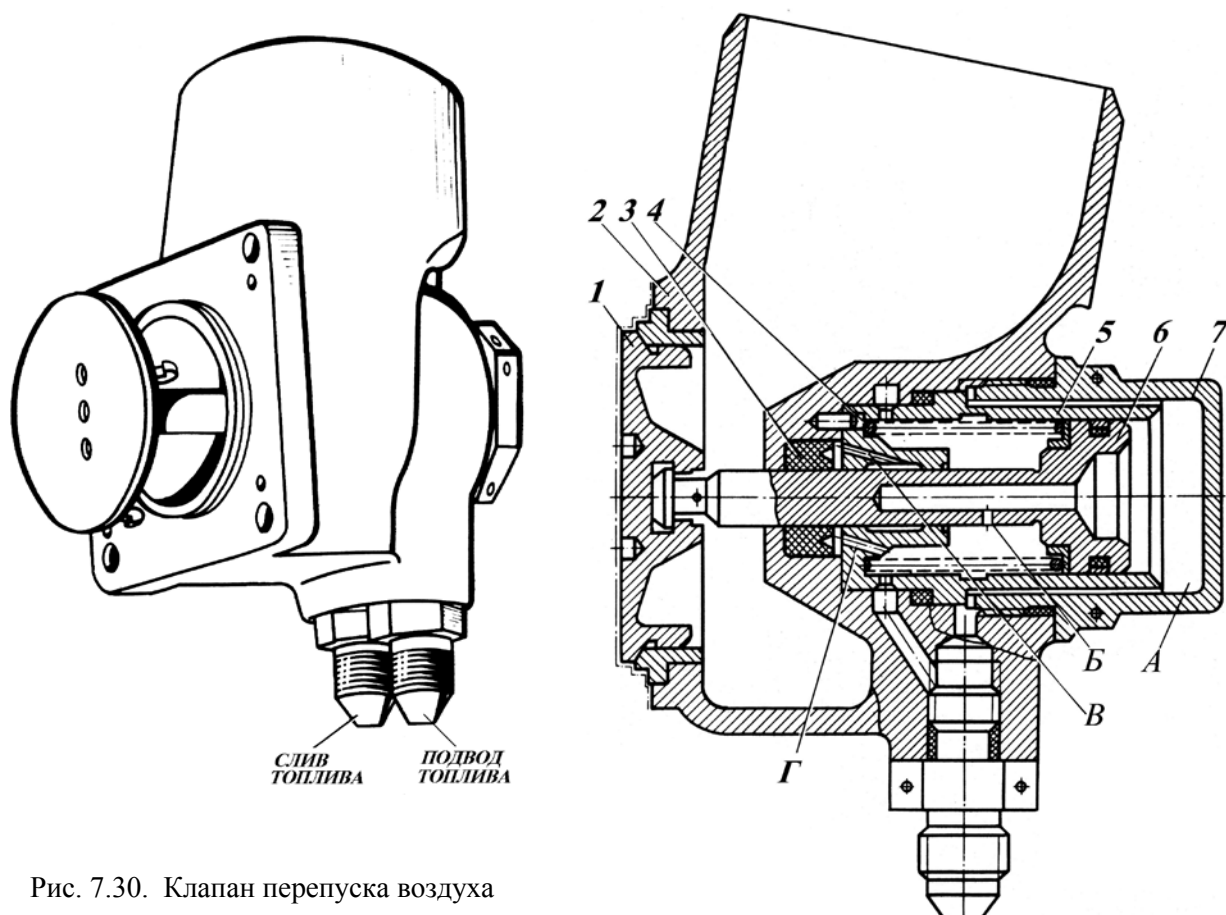


Рис. 7.30. Клапан перепуска воздуха

Клапан перепуска воздуха состоит из литого корпуса (2), клапана (1), поршня (6), пружины (4), втулки (5), крышки (7) и манжеты (3).

При подаче топлива в полость «А» поршень (6) перемещается влево и клапан открывается. При соединении полости «А» со сливом поршень под действием пружины (4) перемещается вправо и закрывает клапан (1).

Для охлаждения резиновой манжеты (3) при открытом клапане (1) топливо под давлением из полости «А» через жиклерное отверстие «Б» в поршне (6) и через отверстие «В» во втулке (5) поступает к манжете, охлаждает её и через отверстие «Г» поступает на слив.

На не работающем двигателе клапаны перепуска воздуха находятся в закрытом положении. Это обусловлено предотвращением попадания пыли и влаги в проточную часть двигателя.

РАБОТА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ КЛАПАНАМИ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА

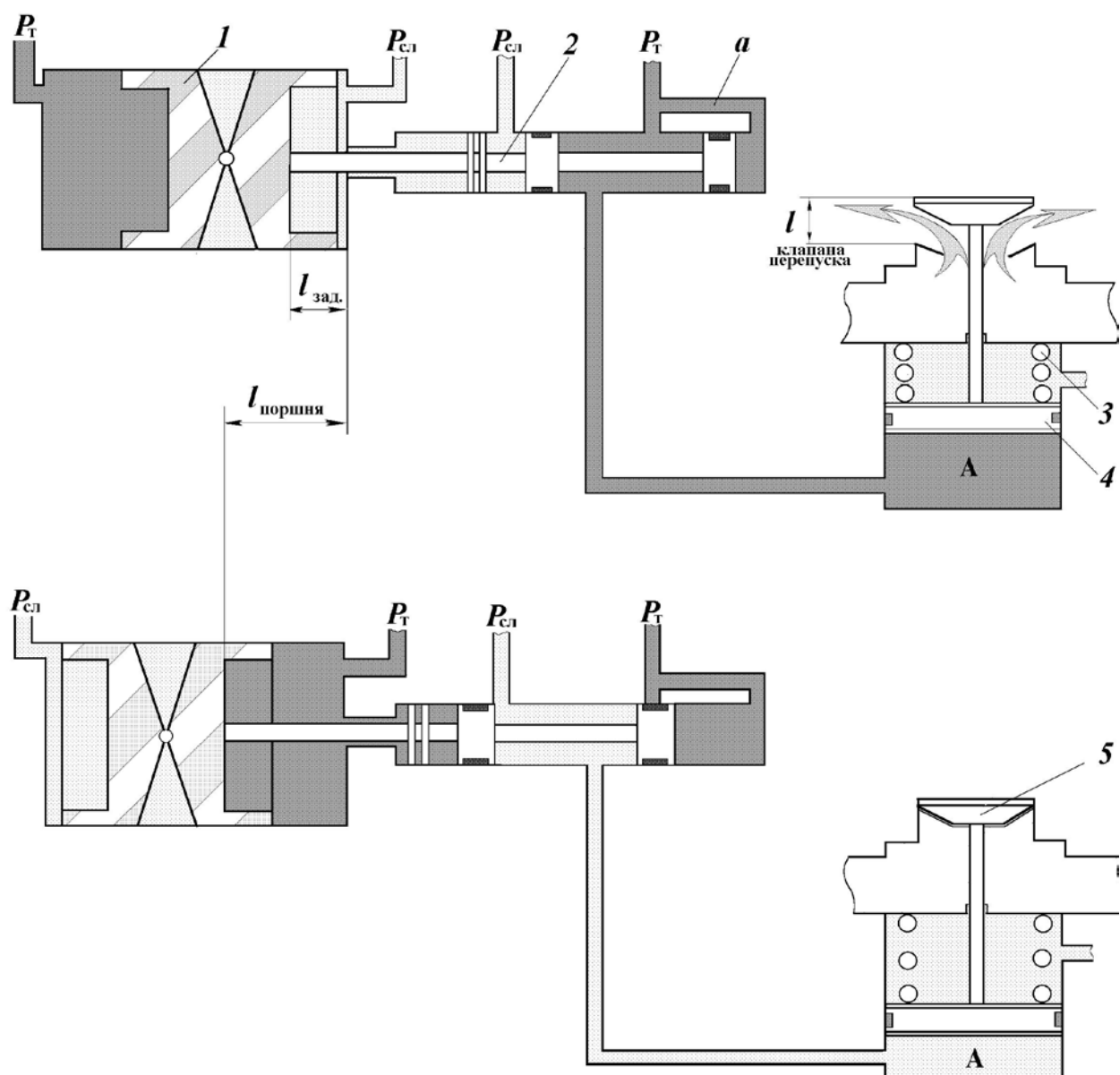


Рис.7.31. Принципиальная схема системы автоматического управления клапанами перепуска

В первоначальный момент запуска поршень гидроцилиндра (1) находится в заданном крайнем правом положении (рис.7.31).

Золотник концевого переключателя (2) доньшком поршня перемещен также в исходное (крайнее правое) положение и сообщает магистраль топлива высокого давления с полостью А. Под действием давления топлива (P_T), которое превышает усилие пружины (5) поршень (3) поднимается вверх и открывает клапан (4) перепуска воздуха.

При дальнейшем увеличении частоты вращения ротора турбокомпрессора клапан (4) будет находиться в открытом положении до тех пор, пока не произойдет перекладка лопаток ВНА и НА на открытие.

Поршень 1 начинает перемещаться влево, освобождая золотник (2) под правый торец которого подведено высокое давление топлива по обводному каналу (а).

Золотник перемещается влево и своими поясками открывает магистраль слива и прекращает подачу топлива в полость (А). Под действием усилия пружины (5) поршень (3) перемещаясь вниз, закроет клапан (4) перепуска воздуха. $n_{TK \text{ пр открытия}} = 87\%$; $n_{TK \text{ пр закрытия}} = 84\%$.

Неодинаковость приведенных частот вращения $n_{\text{тк пр}}$ при открытии и закрытии клапана перепуска воздуха (гистерезис) позволяет исключить такое негативное явление как “хлопанье” клапана.

Гистерезис (запаздывание) обеспечивается путем соответствующего расположения проточки золотника (2) относительно топливopодводящих каналов.

7.15 РАБОТА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ВИГАТЕЛЕМ

РАБОТА СИСТЕМЫ НА ЗАПУСКЕ

При раскрутке ротора турбокомпрессора воздушным стартером качающий узел насоса высокого давления создает давление топлива во внутренних полостях.

Количество топлива поступающего в камеру сгорания в процессе запуска на участке от начала воспламенения до частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}} = 45\%$, обеспечивается автоматом запуска.

При $n_{\text{тк}} > 45\%$ дозировку топлива начинает ограничивать автомат приемистости, а автомат запуска выключается из работы вследствие того, что настройка автомата приемистости на поддержание расхода топлива находится ниже настройки автомата запуска.

Дозировка топлива автоматом приемистости осуществляется в зависимости от $n_{\text{тк}}$ и давления воздуха за компрессором, что позволяет обеспечить необходимые запасы устойчивости работы двигателя на разгонной характеристике в различных высотно - климатических условиях.

Одновременно с дозировкой подачи топлива в процессе запуска датчиком командного давления топлива $n_{\text{тк}}$ вырабатывается командное давление топлива $P_{n_{\text{тк}}}$ пропорциональное квадрату частоты вращения ротора турбокомпрессора. На режиме запуска $P_{n_{\text{тк}}}$ используется для выработки сигнала на отключение воздушного стартера.

При частоте вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}} = 60 \div 65\%$ командный золотник отключения воздушного стартера подводит давление топлива (от клапана постоянного давления) к механизму подачи сигнала на отключение воздушного стартера, микровыключатель которого снимает напряжение с электромагнита командного агрегата воздушного стартера.

При достижении ротором турбокомпрессора частоты вращения ($n_{\text{тк}} = 75\%$ при $t_n = 15^\circ\text{C}$) соответствующей настройке регулятора $n_{\text{тк}}$ на режиме “малый газ”, регулятор частоты вращения ротора турбокомпрессора вступает в работу, уменьшая давление топлива в пружинной полости ОДИ, устанавливает ее в положение, обеспечивающее режим “малого газа”.

РАБОТА СИСТЕМЫ НА РЕЖИМАХ, ОПРЕДЕЛЯЕМЫХ РЕГУЛЯТОРОМ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ТУРБОКОМПРЕССОРА

Регулятор оборотов ротора турбокомпрессора определяет подачу топлива, вступая в работу при выходе двигателя в процессе запуска на режим “малого газа”, а также на взлетном режиме при отказе или отключении контура турбокомпрессора электронного регулятора двигателя (ЭРД–ЗВ) до вступления в работу регулятора температуры газов (РТ - 12 - 6).

На режиме “малый газ” РУД находится на упоре малого газа, при этом настройка регулятора минимальная, соответствующая частоте “малого газа”. На запуске и на режиме “МГ” несущий винт вертолета вращается с частотой не более 65% и регулятор оборотов свободной турбины из работы выключен.

При перемещении РУД в зону рабочих режимов $\alpha_{\text{руд}} > 10\%$ за счет затяжки пружины кулачком, настройка регулятора увеличивается. При установке РУД в положение $\alpha_{\text{руд}} = 70\%$ настройка регулятора оборотов ротора турбокомпрессора становится максимальной и при

дальнейшем перемещение РУД не изменяется (площадка максимальной настройки регулятора оборотов турбокомпрессора).

Для получения максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора, соответствующей взлетному режиму, необходимо увеличением общего шага несущего винта (РШГ) уменьшить частоту вращения несущего винта до $92 \div 94\%$, при которой регулятор оборотов свободной турбины выключается из работы.

В диапазоне температур наружного воздуха от -60° до $+5^{\circ}\text{C}$ настройка регулятора оборотов ротора турбокомпрессора автоматически корректируется по температуре воздуха на входе в двигатель температурным корректором. Наличие коррекции одновременно обеспечивает ограничение максимальной приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора величиной 105% .

РАБОТА СИСТЕМЫ НА РЕЖИМАХ, ОПРЕДЕЛЯЕМЫХ РЕГУЛЯТОРОМ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ

Регулятор частоты вращения свободной турбины определяет расход топлива и поддерживает частоту вращения несущего винта на всех эксплуатационных режимах от правой коррекции до номинального включительно.

При увеличении оборотов несущего винта регулятор частоты вращения свободной турбины уменьшает подачу топлива, при уменьшении оборотов - увеличивает, поддерживая на всех эксплуатационных режимах частоту вращения несущего винта в пределах $95 \pm 2\%$.

За счет введения в регулятор кулачка 6% коррекции, устраняется статическая ошибка путем изменения настройки регулятора.

При изменении шага несущего винта (РШГ) одновременно меняется угол РУД, на одной оси с которым закреплен кулачок 6% коррекции.

Для возможности ручной перестройки частоты вращения несущего винта в насосе - регуляторе имеется механизм перенастройки. Сигнал на электромеханизм поступает от переключателя, установленного на рычаге "шаг - газ". При нижней перенастройке частота вращения несущего винта поддерживается в пределах $91 \pm 2\%$, а при верхней перенастройке - $97_{-1}^{+2}\%$.

Если переключатель перенастройки находится в нейтральном положении, то частота вращения несущего винта поддерживается $95 \pm 2\%$.

РАБОТА СИСТЕМЫ НА ПЕРЕМЕННЫХ РЕЖИМАХ

На переменных режимах увеличения мощности (приемистость) система обеспечивает дозировку топлива в камеру сгорания, гарантирующую отсутствие недопустимых забросов оборотов ротора турбокомпрессора и температуры газов, обеспечивая устойчивую работу двигателя.

Автомат приемистости вступает в работу еще до выхода двигателя на режим "МГ". На режиме малого газа автомат приемистости из работы выключен.

При перемещении РРУД в сторону больших режимов, кулачек регулятора оборотов турбокомпрессора затягивает пружину, которая через рычаг прикрывает клапан слива из пружинной полости "Ю" ОДИ.

Давление в полости "Ю" возрастает и ОДИ, перемещаясь вниз, увеличивает площадь проходного сечения, что является сигналом для увеличения подачи топлива в камеру сгорания двигателя. Скорость перемещения вниз ОДИ при этом существенно выше, чем потребный для двигателя темп расхода топлива, поэтому перемещение ОДИ замедляется автоматом приемистости.

При перемещении ОДИ начинает изменяться перепад давления на проходном сечении ДИАП, пропорционально увеличивается перепад на мембране дифференциального клапана.

Мембрана прогибается и, перемещая золотник, сообщает пружинную полость ОДИ со сливом, и перемещение ОДИ вниз, на увеличение расхода топлива, замедляется.

С увеличением оборотов турбокомпрессора возрастает давление топлива, что приводит к перемещению золотника дифференциального клапана, который своим пояском прикрывает слив из полости “Ю” ОДИ и основная дозирующая игла начинает перемещаться вниз на увеличение расхода топлива.

По мере раскрутки ротора турбокомпрессора растет давление воздуха за компрессором (P_k), что приводит к расширению воздушного сильфона, который, воздействуя на рычаг, прикрывает слив из пружинной полости под сервопоршнем ДИАП. Золотник ДИАП перемещаясь вверх, увеличивает площадь проходного сечения ДИАП, но одновременно воздействуя на рычаг, открывает слив из пружинной полости ДИАП. Давление в пружинной полости снижается, и перемещение золотника ДИАП вверх замедляется.

При достижении двигателем режима, заданного РРУДом, увеличение расхода топлива прекращается и ОДИ становится под контроль одного из регуляторов, выводя двигатель на установившийся режим.

УПРАВЛЕНИЕ ПОВОРОТОМ ЛОПАТОК ВНА, ПЕРВЫХ ЧЕТЫРЕХ СТУПЕНЕЙ НА И КЛАПАНАМИ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА

Для обеспечения запаса устойчивости двигатель оборудован регулируемыми входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами первых четырех ступеней. Также осуществляется перепуск сжатого воздуха из-за седьмой ступени компрессора в атмосферу при помощи клапанов перепуска воздуха.

Управление поворотом лопаток направляющих аппаратов компрессора производится регулятором положения направляющих аппаратов по приведенной частоте вращения ротора турбокомпрессора.

Приведенная частота вращения ротора турбокомпрессора зависит от температуры окружающего воздуха.

Направляющие аппараты от момента запуска и до $n_{TK \text{ прив}} < 81\%$ установлены на упор $\alpha_{на} = 27 \pm 1,5^\circ$ (прикрыты).

Начиная с $n_{TK \text{ прив}} \geq 81\%$, направляющие аппараты раскрываются по линейному закону

$$\text{при } n_{TK \text{ прив}} = 100\% \quad \alpha_{на} = 0^\circ$$

$$\text{при } n_{TK \text{ прив}} = 105\% \quad \alpha_{на} = -6,5^\circ$$

Перекадка лопаток НА осуществляется двумя гидроцилиндрами. Верхний гидроцилиндр расположен в корпусе насоса–регулятора. Нижний гидроцилиндр поворота лопаток (установлен на двигателе) имеет концевой переключатель, который по ходу поршня гидроцилиндра при $n_{TK \text{ прив}} = 84 \div 87\%$ подает команду на закрытие клапанов перепуска воздуха из – за VII ступени компрессора.

РАБОТА СИСТЕМЫ ПРИ ОСТАНОВЕ ДВИГАТЕЛЯ

Останов двигателя производится перемещением (переводом) рычага стоп - крана насоса - регулятора в положение “СТОП”, при этом топливная магистраль перед стоп–краном соединяется со сливом. Запорный клапан под действием пружины закрывается.

7.16 ТРУБОПРОВОДЫ

Трубопроводы предназначены для обеспечения подачи топлива к узлам и агрегатам системы топливопитания и автоматического управления двигателя.

Для подсоединения трубопроводов к агрегатам, а также соединения трубопроводов между собой применяются типовые соединения (рис.7.32).

Трубопроводы изготовлены из нержавеющей стали. Каждый трубопровод имеет соответствующее цифровое обозначение, нанесенное электрохимическим способом на трубопроводе, а также обозначение транспортируемых по нему жидкостей.

Расположение трубопроводов системы топливопитания и автоматического управления двигателя на двигателе приведено на рис. 7.33.

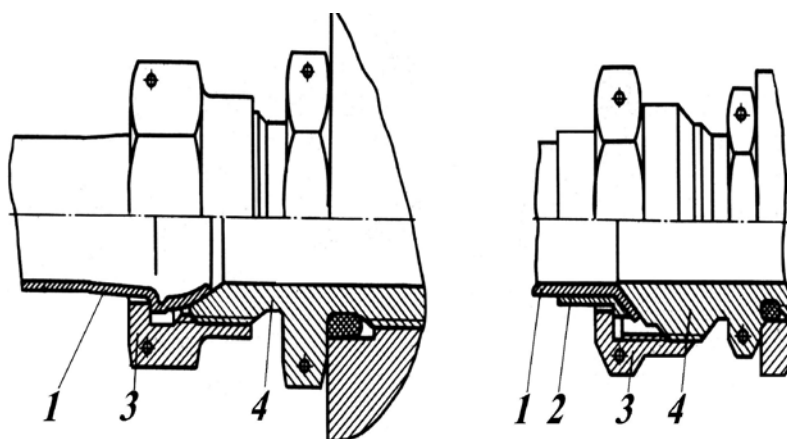


Рис. 7.32. Типовое соединение трубопроводов:
1—труба; 2—ниппель; 3—накидная гайка; 4—штуцер

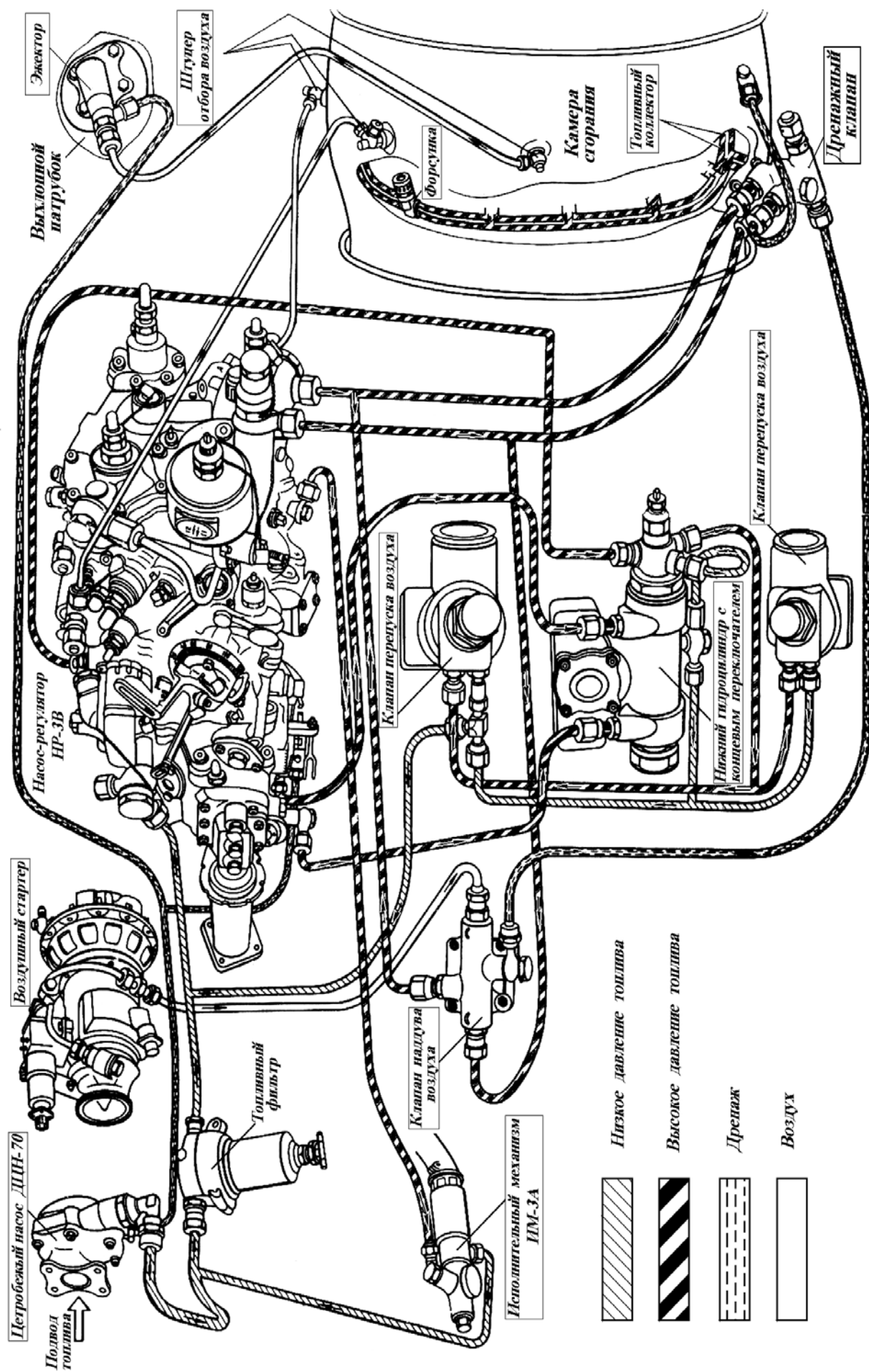


Рис. 7.33. Схема топливных коммуникаций системы топливопитания и автоматического управления двигателя ТВЗ-117В

ГЛАВА 8. ПУСКОВАЯ СИСТЕМА.

8.1 ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПУСКОВОЙ СИСТЕМЫ

Совокупность устройств, предназначенных для принудительной раскрутки ротора турбовального двигателя при запуске, составляет пусковую систему двигателя.

Для того, чтобы осуществлять запуск двигателя необходимо:

- раскрутить ротор компрессора до такой частоты вращения, при которой компрессор будет повышать давление воздуха, и подавать его в камеру сгорания двигателя. Турбина компрессора при этом будет развивать мощность, требуемую для вращения ротора турбокомпрессора;

- обеспечить подачу определенного количества топлива в камеру сгорания, воспламенение топливной смеси и устойчивость ее горения в камере сгорания двигателя.

Раскрутка ротора турбокомпрессора в процессе запуска осуществляется воздушным стартером СВ-78БА, а воспламенение топливовоздушной смеси электрической системой зажигания. Расход топлива в камеру сгорания дозируется автоматом запуска и автоматом приемистости.

Высокая надежность, большая располагаемая мощность источника энергии при малой массе и габаритах, ее автономность, позволяет сделать систему запуска двигателя ТВ3-117В наиболее приемлемой и перспективной системой для вертолетных силовых установок.

Пусковая система обеспечивает автоматическое выполнение следующих операций:

- запуск двигателя на земле;
- холодную прокрутку ротора турбокомпрессора;
- ложный запуск (при консервации и расконсервации) двигателя;
- запуск двигателя в полете;
- прекращение процессов запуска, холодной прокрутки в любой момент.

Система запуска включает в себя основные элементы (рис. 8.1):

- объект управления (двигатель);
- воздушный стартер СВ – 78БА с командной и коммутационной аппаратурой;
- вспомогательную силовую установку АИ-9В с клапаном КП-9;
- автоматическую панель запуска двигателя АПД-78;
- агрегат зажигания СК-22-2К;
- две полупроводниковые свечи зажигания СП-26ПЗ;
- топливную аппаратуру системы запуска, основными элементами которой являются топливный автомат запуска и автомат приемистости;
- распределитель топлива;
- клапан наддува воздуха;
- механизм отключения воздушного стартера;
- топливные форсунки.

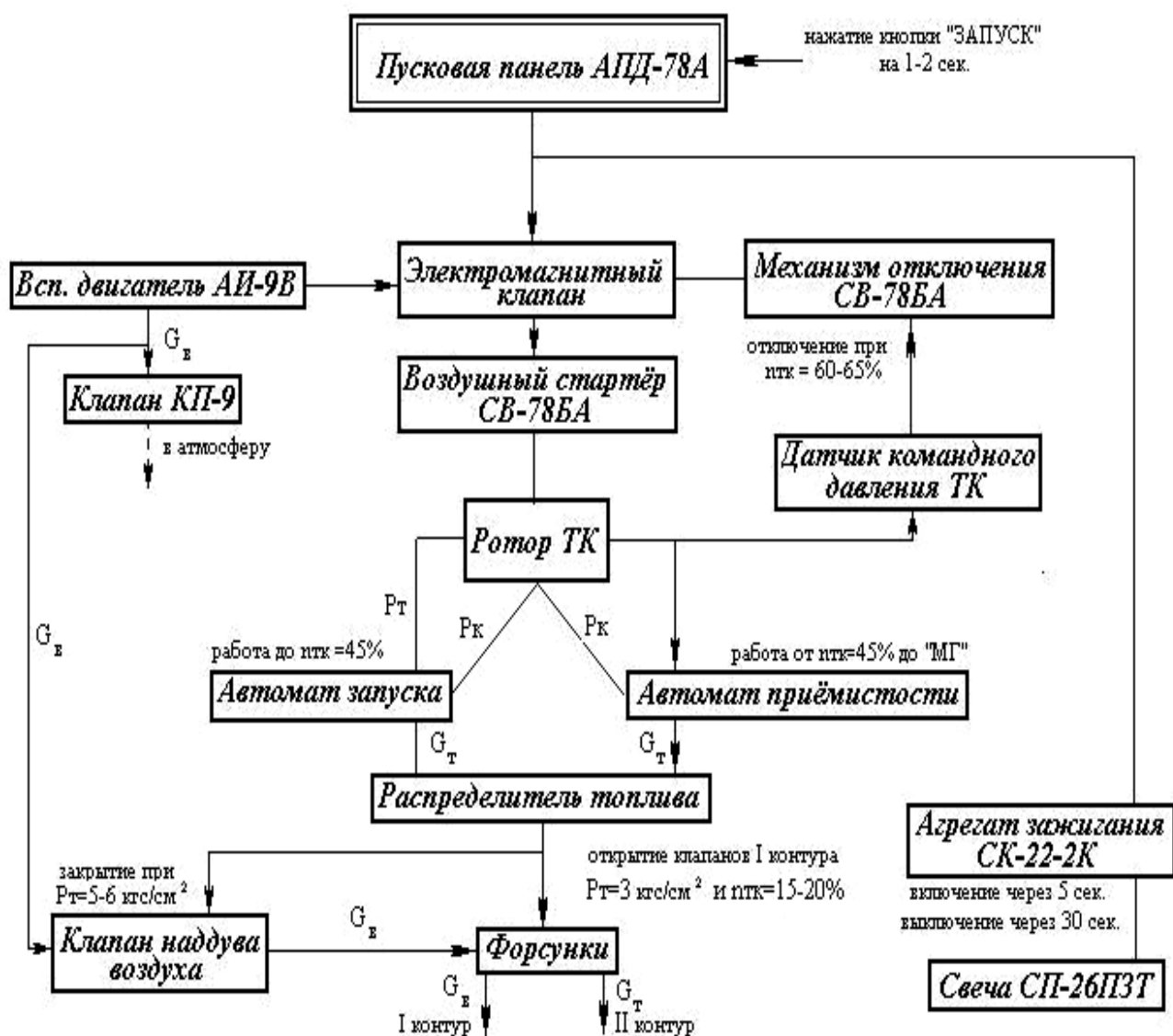


Рис. 8.1. Функциональная схема пусковой системы двигателя ТВ3-117В

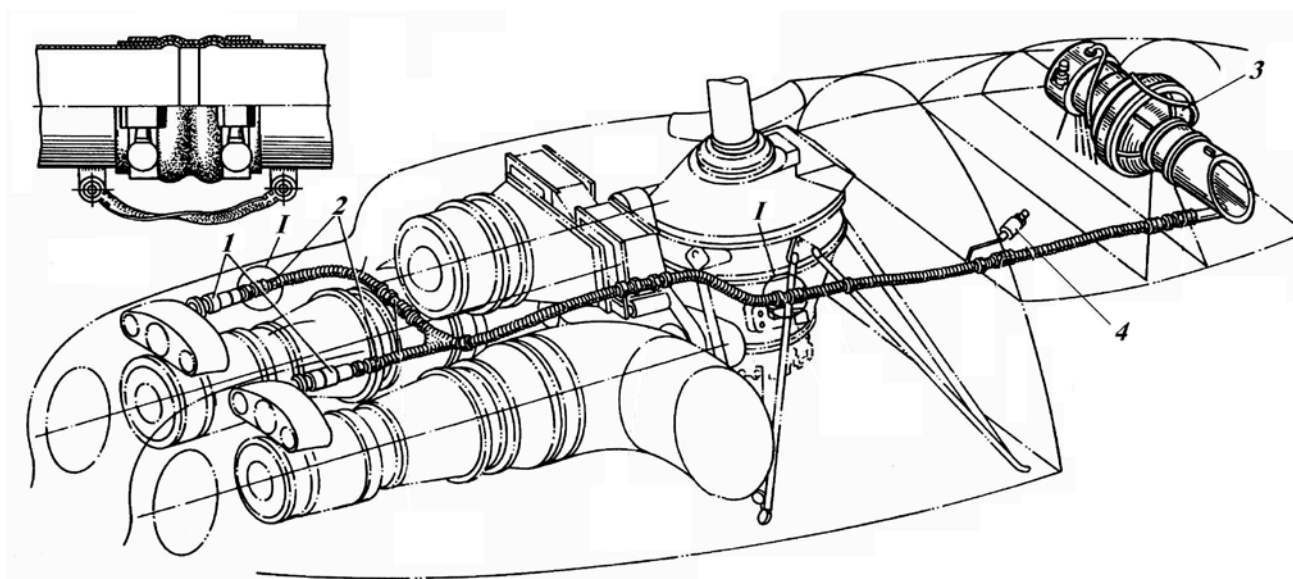


Рис.8.2. Схема размещения воздухопроводов пусковой системы:

1-воздушный стартер СВ-78БА; 2-соединительная муфта; 3-двигатель АИ-9; 4-датчик замера давления воздуха.

Первоначальная раскрутка ротора турбокомпрессора при запуске двигателя осуществляется воздушным стартером СВ - 78БА.

Автоматическое управление элементами системы в процессе запуска осуществляется при помощи автоматической панели запуска двигателя АПД - 78. Программный временной механизм 2ПМ5060А этой панели обеспечивает последовательность срабатывания элементов системы запуска, в том числе и включение агрегатов зажигания СК-22-2К.

Потребная подача топлива в камеру сгорания в процессе запуска обеспечивается топливной аппаратурой насоса-регулятора НР-3В. На начальном этапе запуска (до $n_{\text{тк}} = 45\%$) подача топлива обеспечивается топливным автоматом запуска, а на конечном этапе запуска ($45\% \leq n_{\text{тк}} \leq \text{МГ}$) автоматом приемистости.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПУСКОВОЙ СИСТЕМЫ

Тип стартера	воздушно-турбинный
— время выхода двигателя на режим малого газа от момента нажатия на кнопку “ЗАПУСК”	не более 60 с
* перерывы между запусками (не более 5 запусков с последующими охлаждением не менее 15 мин.)	45 с.
* диапазон допустимых температур окружающего воздуха при запуске	от -60°C до $+60^{\circ}\text{C}$
* мощность на выходном валу СВ-78БА	30 л.с.
* давление воздуха на выходе	$1,8-2 \text{ кгс/см}^2$
* время работы непрерывной СВ-78БА	не более 55 с.
* масса стартера	5,8 кг
Мощность двигателя АИ-9В	150 л.с.
Расход воздуха	0.4 кг/с
Частота вращения ротора АИ-9В	$n_{\text{ном}} 36750 \pm 475^{1/2}/\text{с}$ $n_{\text{мах}} 39150 \pm 475^{1/2}/\text{с}$
Расход топлива ($G_{\text{т}}$)	не более 80 кг/ч
Масса АИ-9В	70 кг.
Допустимая температура окружающего воздуха для запуска двигателя без подогрева	40°C
Предельная высота надежного запуска двигателя	4000 м

8.2 РАБОТА ПУСКОВОЙ СИСТЕМЫ

Для осуществления запуска двигателя необходимо поставить переключатель рода работ в положение “ЗАПУСК”, а переключатель “ПРАВЫЙ-ЛЕВЫЙ” в положение запускаемого двигателя. Нажать на кнопку “ЗАПУСК” и открыть стоп кран. После чего вступает в работу пусковая система двигателя ТВ3-117В.

Включается в работу автоматическая панель АПД-78, о чем свидетельствует загорание табло “АВТОМАТИКА ВКЛЮЧЕНА”, подается питание на электромагнит агрегата воздушного стартера СВ-78БА, который, управляя перемещением поршня воздушного клапана, обеспечивает подачу воздуха к турбине стартера.

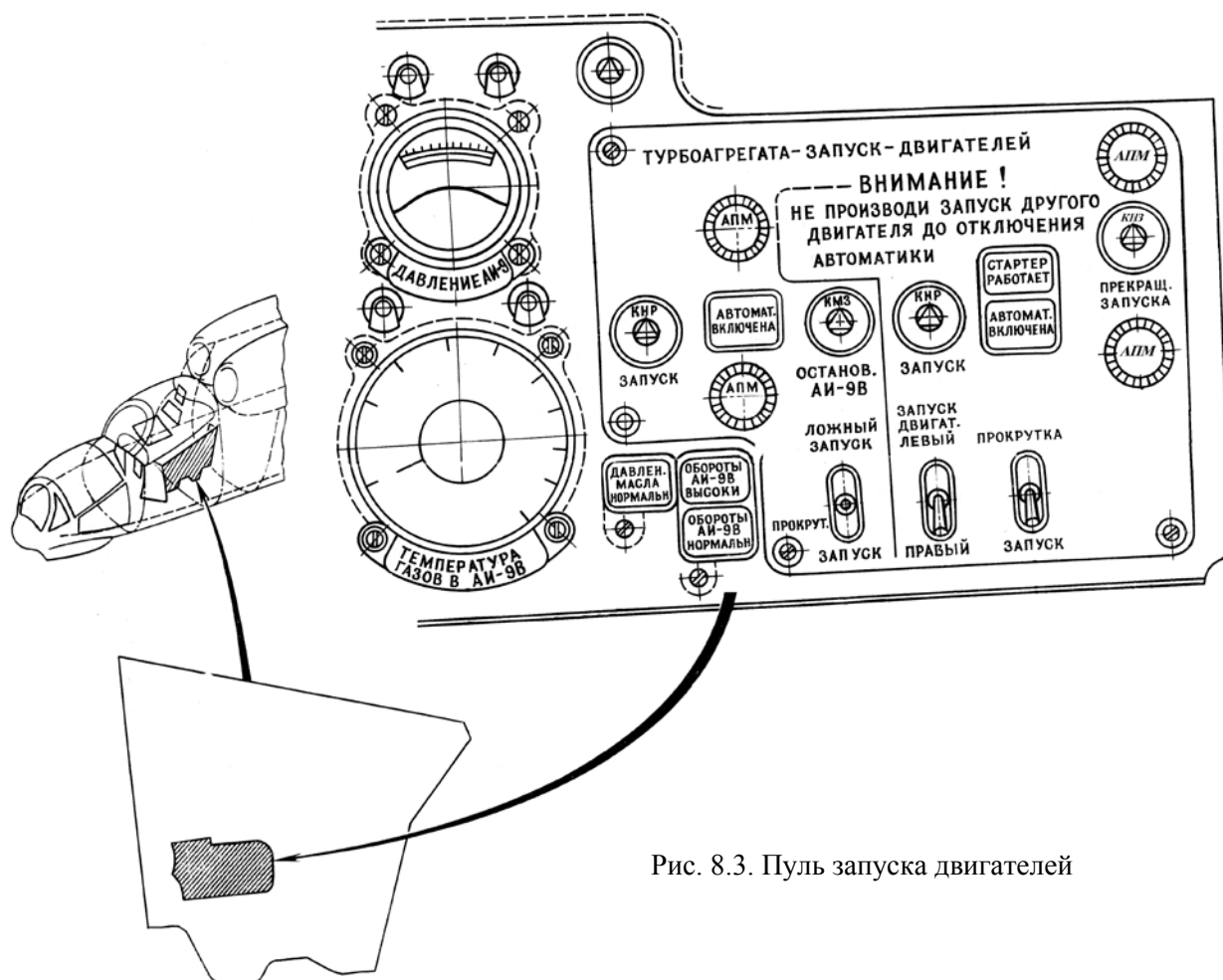


Рис. 8.3. Пуль запуска двигателей

При этом вступает в работу механизм электрических контактов и загорается табло “СТАРТЕР РАБОТАЕТ”.

На 5 секунде подключается к работе система зажигания, которая через агрегат зажигания СК-22-2К подает импульсное напряжение (до 3000в) на свечи зажигания СП-26ПЗТ.

При достижении частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}}=15-20\%$ (10-12 с) давлением топлива открываются запорный и подпорный клапан первого контура форсунок.

В целях улучшения распыла топлива по второму контуру форсунок подается сжатый воздух от воздушного стартера через клапан наддува. Образовавшаяся в камере сгорания топливовоздушная смесь поджигается двумя свечами зажигания СП-26ПЗТ. Начинается интенсивная раскрутка ротора турбокомпрессора.

На 30 секунде, когда процесс горения в камере сгорания становится устойчивым, АПД-78 выключает систему зажигания. При достижении давления топлива в первом контуре форсунок 5-6 кгс/см² клапан наддува прекращает подачу воздуха во второй контур топливных форсунок. Дальнейшая дозировка топлива, подаваемого в камеру сгорания двигателя, осуществляется автоматом запуска (до $n_{\text{так как}} \leq 45\%$) и автоматом приемистости (от 45 % до “МГ”) насоса-регулятора НР-3В.

При достижении частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}}=60-65\%$ воздушный стартер отключается механизмом отключения СВ-78 насоса регулятора или через 55 секунд АПД-78, в чем свидетельствует погасание табло “СТАРТЕР РАБОТАЕТ”.

Дальнейшая раскрутка ротора турбокомпрессора осуществляется за счет избыточной мощности, создаваемой турбиной компрессора.

Время выхода двигателя на режим малого газа не более 60 сек.

8.3 КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА АГРЕГАТОВ ПУСКОВОЙ СИСТЕМЫ

КОМАНДНЫЙ ЗОЛОТНИК ОТКЛЮЧЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СТАРТЕРА СВ-78 БА

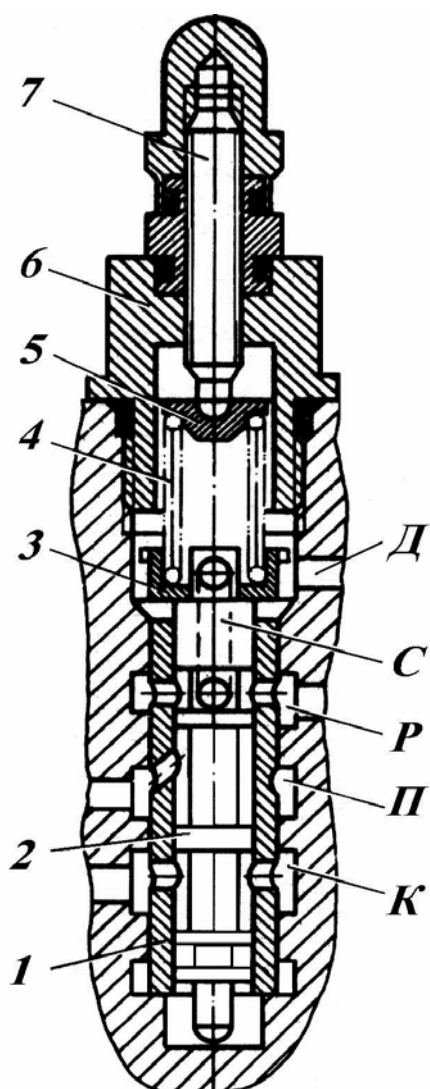


Рис. 8.4. Командный золотник отключения воздушного стартера СВ-78 БА

Командный золотник отключения

воздушного стартера предназначен для подачи командного давления топлива, поступающего на мембрану микровыключателя отключения стартера.

Командный золотник отключения

воздушного стартера (рис.8.4) состоит из втулки (1), золотника (2), пружины (4) и регулировочного винта (7). Золотник снизу имеет сферическую поверхность, которой опирается в дно расточки насоса–регулятора, а сверху – головку, на которую надевается тарелка (3) пружины (4).

Второй опорой пружины (4) служит опора (5),

которая своей сферической поверхностью насажена на сферическую поверхность винта (7).

Командный золотник отключения воздушного стартера под воздействием пружины находится на упоре в крайнем нижнем положении.

При достижении настроенной частоты вращения $n_{\text{тк}} = 60 \div 65 \%$, командное давление топлива турбокомпрессора подводится к проточке “К”. Топливо пройдя через демпфирующие зазоры между втулкой (1) и золотником (2) попадает в полость снизу золотника. В этой полости давлением топлива на торец золотника создаётся необходимое усилие, перемещающее золотник вверх.

От клапана постоянного давления топлива (КПД) через проточку “П” подводится постоянное давление топлива к проточке “Р”, по которой соединяется с полостью мембраны микровыключателя механизма отключения воздушного стартера. Одновременно мембранная

полость микровыключателя отсекается от сливной полости, с которой соединялась через сверление “С” в золотнике (2).

Момент срабатывания командного золотника, регулируется изменением затяжки пружины (4) при вращении регулировочного винта (7).

МЕХАНИЗМ ПОДАЧИ СИГНАЛА НА ОТКЛЮЧЕНИЕ СВ-78БА

Механизм подачи сигнала на отключение воздушного стартера

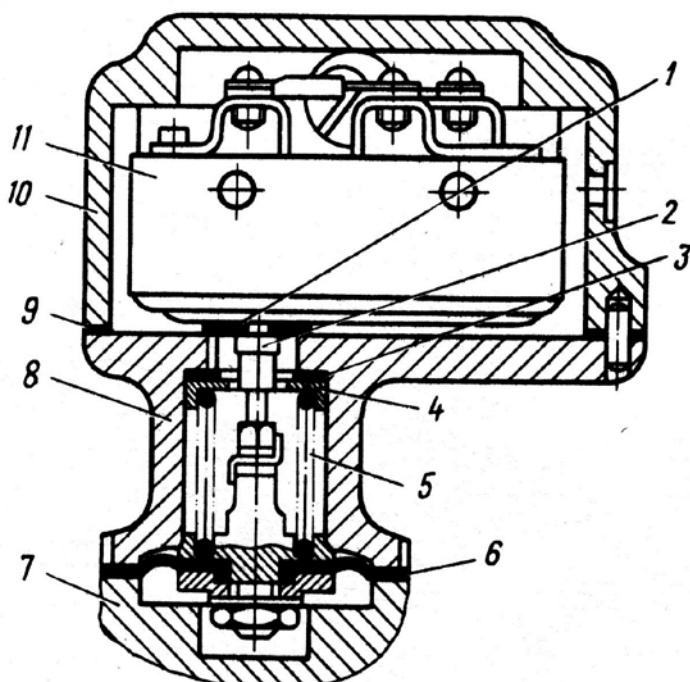


Рис. 8.5 Механизм подачи сигнала на отключение СВ-78БА

предназначен для обесточивания электромагнитного клапана воздушного стартера по сигналу командного золотника отключения СВ-78.

Узел механизма состоит из мембраны (6) и микровыключателя (11). Мембрана выполнена из обрезиненной ткани и зажата между двумя тарелками. На верхнюю тарелку опирается пружина (5) мембраны. Второй опорой пружины служит тарелка (4), которая через регулировочную шайбу (3) упирается в расточку переходника (8).

Микровыключатель (11) конструктивно выполнен, как

переключатель с одинарным разрывом цепи контактов и заключен в пластмассовый корпус.

При отсутствии давления топлива в полости над мембраной (6), мембрана прогибается в низ под действием пружины (5) и ее шток не нажимает на кнопку (2) микровыключателя. Электрическая цепь электромагнитного клапана воздушного стартера замкнута микровыключателем (11).

При срабатывании командного золотника отключения СВ-78БА топлива постоянного давления поступает в полость под мембраной (6), которая, преодолев затяжку пружины (5), прогибается вверх и своим штоком нажимает на кнопку 2 микровыключателя (11). Микровыключатель разрывает электрическую цепь электромагнитного клапана СВ-78БА.

КЛАПАН НАДДУВА ВОЗДУХА

Клапан наддува воздуха предназначен для подачи воздуха во второй контур топливных форсунок при запуске двигателя.

Клапан наддува воздуха состоит из следующих основных элементов (рис.8.6): литого алюминиевого корпуса (2), золотника (4), гильзы (5), пружины (8), входного фильтра (9), обратного клапана (11).

При запуске двигателя воздух от воздушного стартера СВ-78БА поступает к штуцеру (10) и пройдя воздушный фильтр (9) отжимает обратный клапан (11) от седла. После чего,

пройдя между золотником (4) и гильзой (5) через штуцер (6) поступает во второй контур топливных форсунок.

Через штуцер (1) к левому торцу золотника (4) подводится давление топлива в первый контур форсунок.

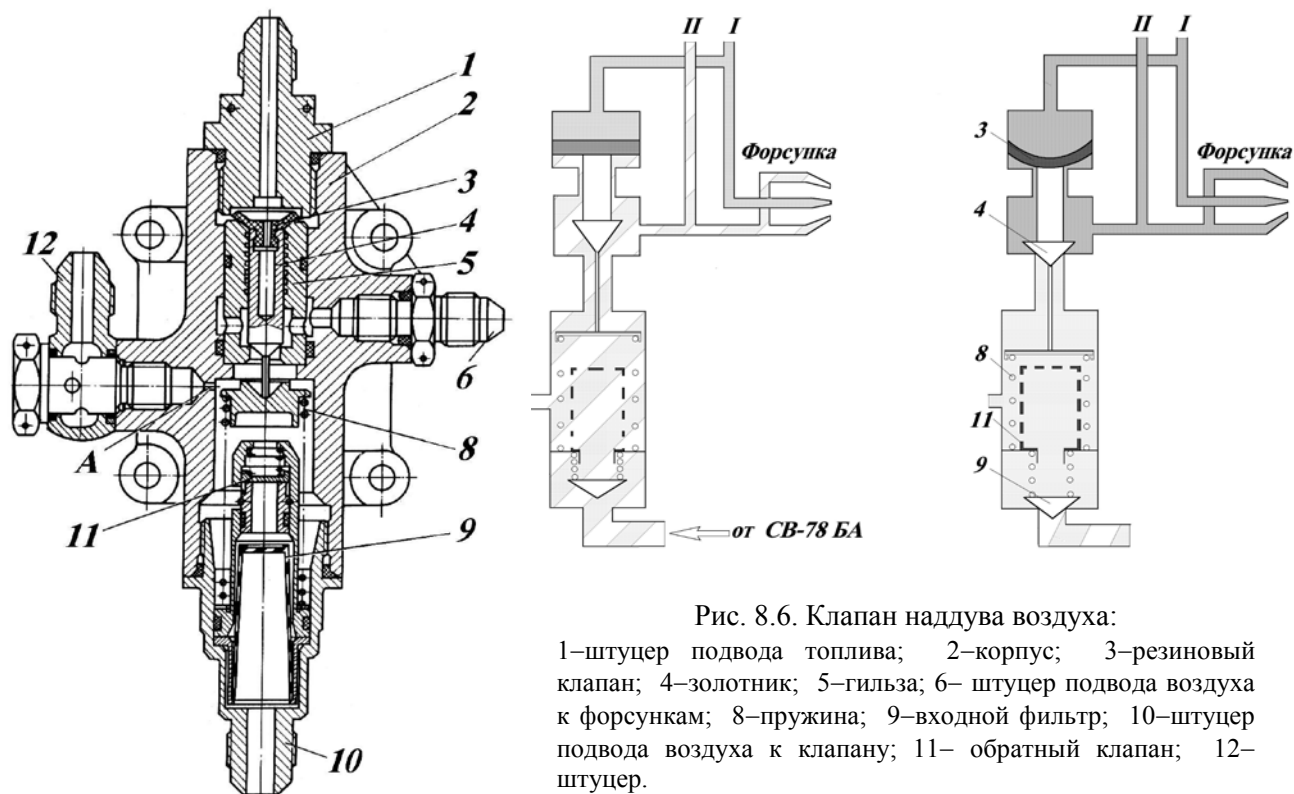


Рис. 8.6. Клапан наддува воздуха:

1—штуцер подвода топлива; 2—корпус; 3—резиновый клапан; 4—золотник; 5—гильза; 6—штуцер подвода воздуха к форсункам; 8—пружина; 9—входной фильтр; 10—штуцер подвода воздуха к клапану; 11—обратный клапан; 12—штуцер.

При отключении воздушного стартера подача воздуха к клапану через штуцер (10) прекращается и обратный клапан (11) закрывается усилием пружины.

При останове двигателя давление топлива, подводимого к штуцеру (1), резко падает. Золотник (4), перемещается вверх усилием пружины (8). Второй контур форсунок через штуцер (6), жиклер «А» и штуцер (12) соединяется с дренажной системой. Обратный клапан (11), находящийся в закрытом положении, предотвращает попадание топлива в воздушную магистраль, соединяющую клапан наддува с воздушным стартером СВ-78БА.

8.4 СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ

Система зажигания, является частью пусковой системы, предназначена для воспламенения топливовоздушной смеси в камере сгорания при запуске двигателя на земле и полете.

Система зажигания состоит из:

- агрегата зажигания;
- двух свечей;
- двух высоковольтных проводов.

Агрегат зажигания СК-22-2К предназначен для преобразования напряжения источника питания (27) напряжение (3000в), необходимое для образования искры в момент разряда между электродами свечи. Работа агрегата зажигания основана на принципе накопления на накопительном конденсаторе и кратковременного разряда конденсатора с частотой $6 \div 25 \frac{1}{с}$.

Свеча зажигания СП-26ПЗТ предназначена для создания электрической искры. Свеча конструктивно выполнена неразборной, экранированной, с керамической изоляцией.

Высоковольтный провод предназначен для передачи электрического заряда высокого напряжения на свечу.

8.5 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА АИ-9В

Газотурбинный двигатель АИ-9В является источником сжатого воздуха, который подается на воздушные стартеры СВ-78БА двигателей ТВЗ-117В, а также источником электроэнергии для питания бортсети вертолета постоянным током напряжением 28,5В на земле и в полете.

Двигатель АИ-9В состоит из следующих основных узлов и систем:

- корпуса приводов;
- одноступенчатого центробежного компрессора;
- кольцевой камеры сгорания;
- одноступенчатой осевой турбины;
- выходного устройства;
- системы смазки и суфлирования;
- системы топливопитания и регулирования;
- пусковой системы;
- системы перепуска воздуха из двигателя;
- дренажной системы.

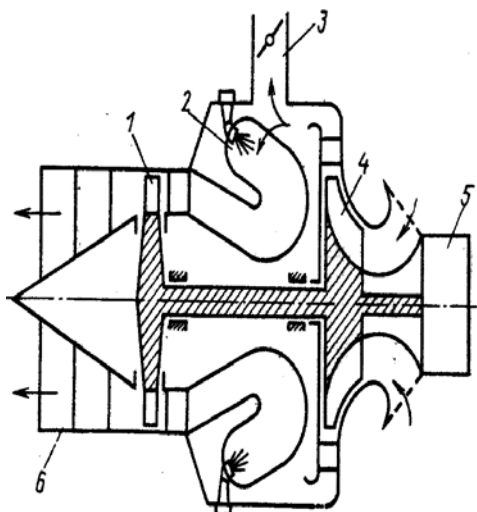


Рис. 8.7. Принципиальная схема АИ-9В:
1—турбина; 2—камера сгорания; 3—клапан
КП-9; 4—компрессор; 5—корпус приводов

воздуха для запуска двигателей ТВЗ-117В.

Камера сгорания кольцевого типа, противоточная с двумя поворотами газового потока на 180° (для уменьшения габаритов двигателя).

Корпус приводов предназначен для размещения агрегатов двигателя и приводов к ним. Совместно с профилированным маслобаком он образует входное устройство двигателя (рис.8.7).

Компрессор центробежного типа, одноступенчатый с радиальным диффузором предназначен для повышения давления воздуха и подачи его в камеру сгорания, а также систему отбора

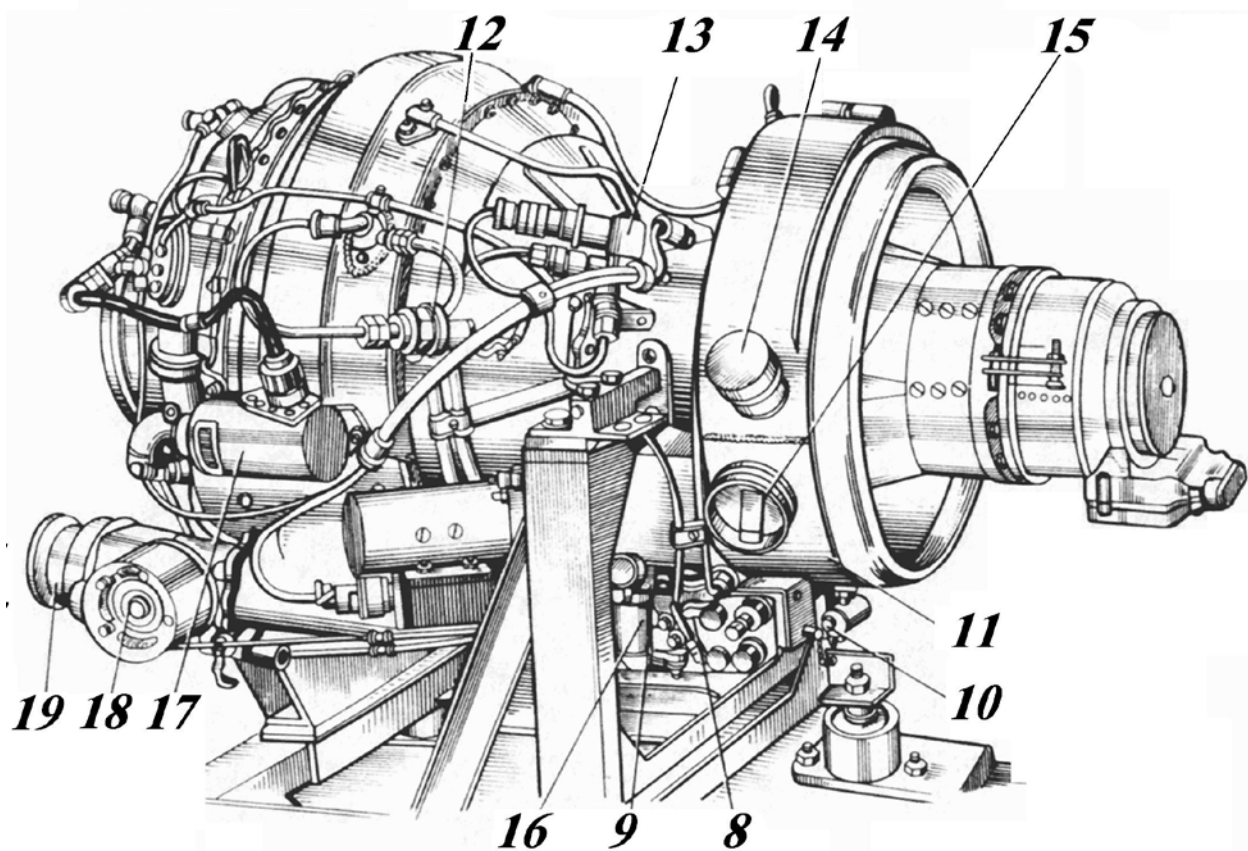
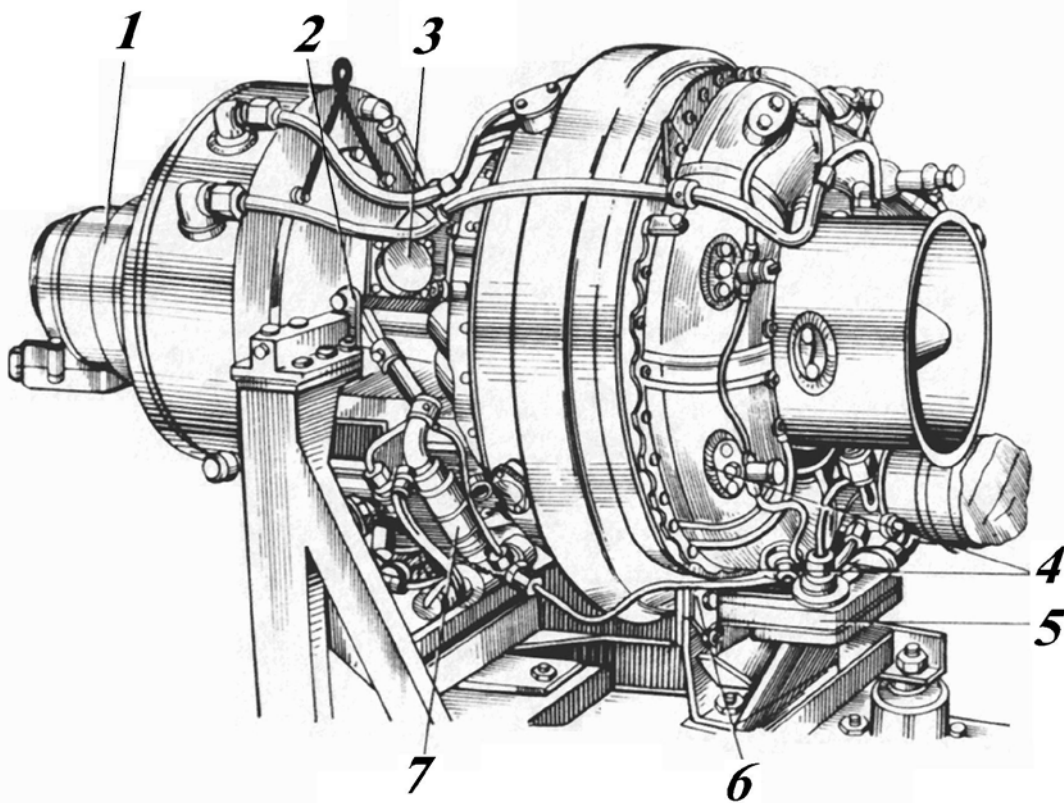


Рис. 8.8. Вспомогательная силовая установка АИ-9В:

1—стартер-генератор постоянного тока СТГ-3; 2—фланец крепления передней подвески двигателя; 3—главный штепсельный разъём; 4—топливные форсунки; 5—дренажный бачок; 6—шарнир задней подвески двигателя; 7—клапан подачи топлива; 8—насос-регулятор НР-9К; 9—маслонасос; 10—кран слива масла; 11—маслобак; 12—датчик давления масла; 13—электромагнитный пусковой клапан; 14—заливная горловина маслобака; 15—указатель уровня масла; 16—пусковой агрегат 726; 17—катушка зажигания КР-12СИ; 18—клапан перепуска воздуха КП-9; 19—фланец отбора воздуха.

Камера сгорания предназначена для преобразования химической энергии топлива в тепловую энергию. На корпусе камеры сгорания расположены 8 рабочих форсунок и запальник с пусковой свечой и форсункой.

Турбина - осевая, реактивная, одноступенчатая.

Турбина предназначена для преобразования энергии горячих газов в механическую работу вращения ротора турбокомпрессора, а также стартер-генератора СТГ-3 и агрегатов, расположенных на коробке приводов.

Выходное устройство предназначено для отвода отработанных газов в атмосферу. На наружной обечайке корпуса выходного устройства расположены две термопары, измеряющие температуру газов за турбиной.

СИСТЕМА СМАЗКИ И СУФЛИРОВАНИЯ

Система смазки и суфлирования предназначена для подвода масла к трущимся поверхностям с целью их смазки (уменьшения трения), отвода тепла, выноса частиц износа, уменьшения шума и антикоррозийной защиты.

Система смазки автономная, короткозамкнутая с принудительной циркуляцией масла.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Применяемое масло	- Б-3В
Количество масла в системе контролируется по масломерному стеклу на маслобаке	- 2.5 л
Рабочее давление масла	- 2.5–5.0 кгс/см ²
Минимальное давление масла	- 1.0 кгс/см ²
Расход масла	- не более 0.15 л/ч

Масло из бака (8) самотеком поступает в поддон корпуса приводов, откуда забирается нагнетающей секцией маслоагрегата (10) и под давлением 2.5÷5.0 кгс/см² (которое поддерживается редукционным клапаном (11) поступает на смазку шестерен центрального привода и редуктора стартер-генератора СТГ-3.

Также масло через маслофильтр (7) и сигнализатор давления (4) поступает на подшипники опор турбокомпрессора двигателя АИ-9В (рис. 8.9).

Сигнализатор давления масла предназначен для выдачи электрического сигнала на табло “ДАВЛЕНИЕ МАСЛА НОРМАЛЬН.” при достижении давления масла в магистрали подвода к подшипникам опор турбокомпрессора двигателя АИ-9В – 1,2^{±0,5} кгс/см² (рис. 8.3).

Отработанное масло из редуктора стартер - генератора СТГ-3 и центрального привода сливается в поддон, а из полости подшипников опор ротора турбокомпрессора откачивающей секции маслоагрегата (9) через воздухоотделитель (12) откачивается в маслобак (8).

Магистраль суфлирования – участок магистрали (1), соединяющий полость маслобака с атмосферой. Она обеспечивает отвод воздуха из системы смазки через воздухоотделитель 5 в выходное устройство и поддержание в маслобаке давления, близкого к атмосферному давлению.

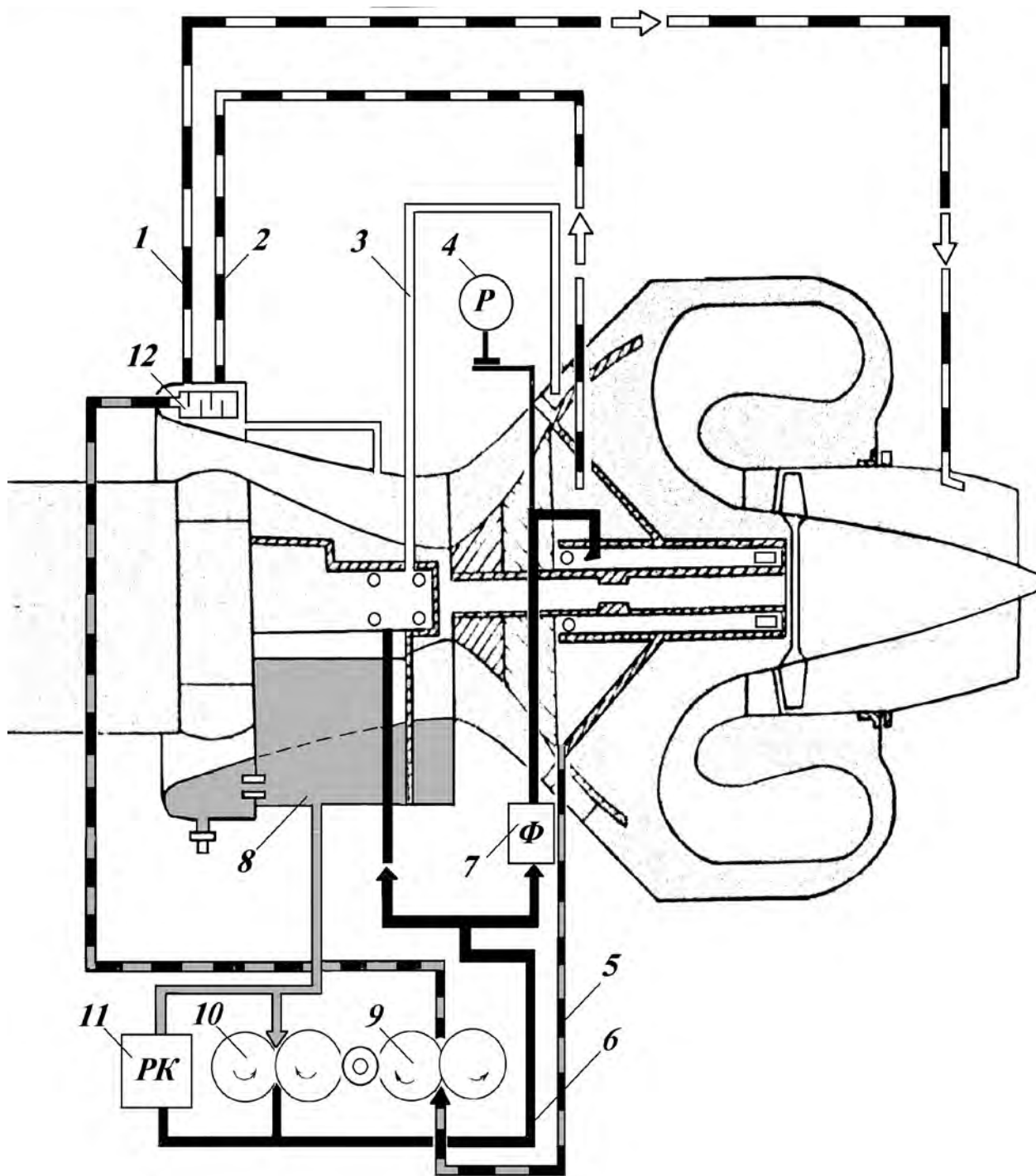


Рис. 8.9. Система смазки и суфлирования двигателя АИ-9В:

1—трубопровод суфлирования маслобака; 2—трубопровод суфлирования опор ротора турбокомпрессора; 3—трубопровод наддува уплотнений подшипников корпуса приводов; 4—сигнализатор давления масла; 5—трубопровод откачки масла из полости опор ротора турбокомпрессора; 6—трубопровод нагнетания; 7—масляный фильтр; 8—маслобак; 9—откачивающий насос; 10—нагнетающий насос; 11—редукционный клапан; 12—маслоотделитель.

Суфлирование масляных полостей опор турбокомпрессора осуществляется за счет откачки масловоздушной эмульсии откачивающим насосом в маслобак, который через воздухоотделитель суфлируется в атмосферу.

Для получения заданного разрежения в полостях подшипников опор ротора турбокомпрессора двигателя АИ-9В, обеспечивающего работоспособность графитовых уплотнений, эти полости соединены с атмосферой через суфлер маслобака с выходным устройством двигателя.

СИСТЕМА ТОПЛИВОПИТАНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ

Система топливопитания и регулирования предназначена для обеспечения питания топливом двигателя АИ-9В на всех режимах его работы.

Система включает в себя насос-регулятор НР-9К, рабочие форсунки и трубопроводы.

Насос-регулятор НР-9К предназначен для:

- регулирования подачи топлива в двигатель при запуске и на всех эксплуатационных режимах работы двигателя;
- поддержания постоянной частоты вращения ротора турбокомпрессора независимо от изменения нагрузки;
- прекращения подачи топлива в камеру сгорания при остановке двигателя вручную, нажатием кнопки “ОСТАНОВ АИ-9В”, или автоматически при достижении ротором турбокомпрессора предельной частоты вращения $n_{\text{тк}}=39150\pm475$ оборотов/сек;
- для выдачи электрических сигналов на табло “АИ-9В РАБОТАЕТ” и “ОБОРОТЫ АИ-9В НОРМАЛЬН.” при выходе на рабочую частоту вращения ротора турбокомпрессора двигателя $n_{\text{ном}}=36750\pm475$ оборотов/сек;
- для выдачи электрического сигнала на табло “ОБОРОТЫ АИ-9 ВЫСОКИ” при достижении предельной частоты вращения ротором турбокомпрессора двигателя.

Топливо, из расходных баков вертолета, пройдя входной фильтр (1), поступает к центробежному насосу (2) насоса-регулятора НР-9К и к пусковому шестеренчатому насосу (14). Привод центробежного насоса осуществляется через коробку привода от ротора турбокомпрессора двигателя АИ-9В (рис.8.10). Топливо, поступающее на крыльчатку центробежного насоса, под действием центробежных сил отбрасывается к периферии. Далее топливо с командным давлением $P_{\text{ком}}=f(n_{\text{тк}})$ поступает к золотнику (4) сигнализатора рабочей частоты вращения (60), и к золотнику (5) сигнализатора предельной частоты вращения (7). Также командное давление топлива $P_{\text{ком}}$ подается (пройдя встроенный топливный фильтр) в полость (8) командного давления регулятора частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателя АИ-9В на золотник (17).

От центробежного насоса топливо передается через жиклер (3) к дозирующей кромке золотника (17), откуда пройдя фильтр (16), клапан останова (9) и обратный клапан (10) поступает в топливный коллектор рабочих форсунок (11).

Затяжка пружины (18) определяет рабочую частоту вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк раб.}}$ двигателя АИ-9В.

При $n_{\text{тк}} > n_{\text{тк раб}}$ давление в полости (8) возрастает и золотник (17) перемещаясь вниз уменьшает количество топлива подводимого к форсункам.

При $n_{\text{тк}} < n_{\text{тк раб}}$ процесс обратный.

Электромагнитный клапан (9) предназначен для подачи топлива к рабочим форсункам при нажатии на кнопки “ЗАПУСК” и прекращения подачи топлива в случае превышения предельных оборотов ротора турбокомпрессора или при нажатии на кнопку “ОСТАНОВКА АИ-9В”.

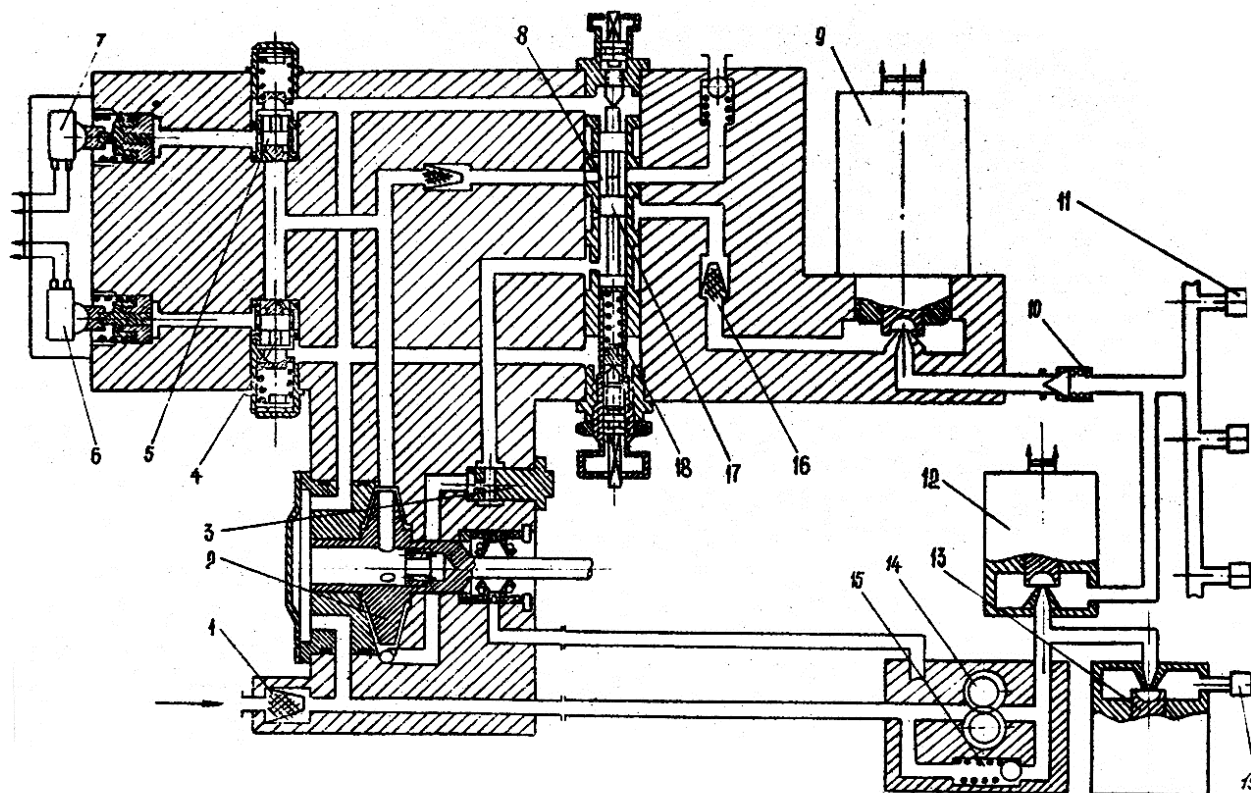


Рис. 8.10. Насос – регулятор НР-9К

Сигнализаторы рабочей и предельной частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателя - электрогидравлического типа.

При $n_{\text{тк}} = n_{\text{тк пред}}$ командное давление топлива возрастает настолько, что воздействуя на золотник перемещает его вверх. Золотник своей кромкой открывает клапан подвода топлива на мембрану, которая, прогибаясь выключает микровыключатель 7.

Сигнализатор предельной частоты вращения ротора турбокомпрессора загорается табло “ОБОРОТЫ АИ-9В” и двигатель автоматически отключается.

ПУСКОВАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В

Пусковая система предназначена для раскрутки ротора турбокомпрессора АИ-9В при запуске и вывода двигателя на режим холостого хода.

Пусковая система включает в себя:

- две аккумуляторные батареи 12САМ-28;
- стартер-генератор СТГ-3;
- систему зажигания;
- пусковую панель АПД-9;
- пусковую топливную систему.

Стартер-генератор СТГ-3

Стартер-генератор СТГ-3 предназначен:

- * при работе в генераторном режиме для питания бортсети вертолета постоянным током $U=28.5$ мощностью до 3 кВт;
- * при работе в пусковом режиме для раскрутки ротора турбокомпрессора двигателя АИ-9В при запуске, ложном запуске и холодной прокрутке.

Система зажигания

Система зажигания предназначена для поджога топливоздушнoй смеси в камере пускового воспламенителя. Состоит из агрегата зажигания КР-12СИ и свечи СД-55АНМ.

Пусковая панель

Пусковая панель АПД-9 предназначена для автоматического управления процессом запуска двигателя.

Пусковая топливная система

Пусковая топливная система предназначена для подачи топлива в камеру пускового воспламенителя и к рабочим форсункам при запуске двигателя.

В состав пусковой топливной системы входят: электроприводной шестеренчатый насос (14), электромагнитный клапан пускового топлива (13), пусковая форсунка воспламенителя (19) и клапан подачи пускового топлива (12) на рабочие форсунки при запуске (рис.8.10).

Система перепуска воздуха из двигателя

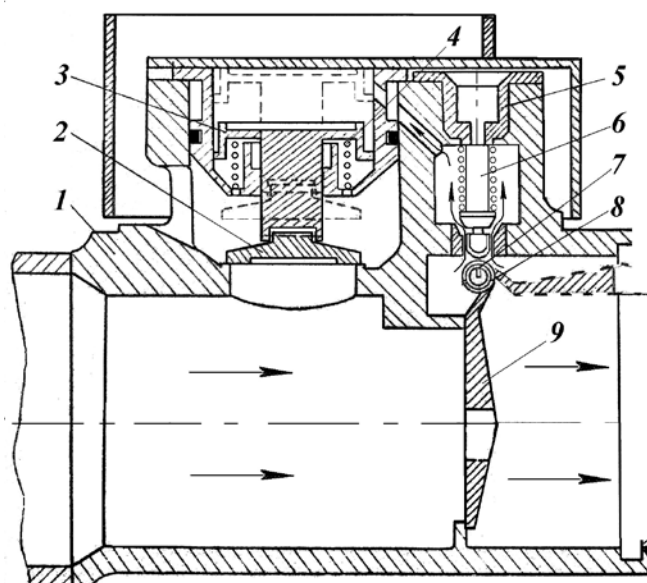


Рис. 8.11. Конструкция клапана перепуска воздуха

Система перепуска воздуха из двигателя предназначена для обеспечения устойчивой безпомпажной работы компрессора двигателя на всех эксплуатационных режимах работы двигателя. Система состоит из регулятора и клапана КП-9.

Клапан КП-9 установлен на ресивере (рис. 8.11). Ресивер кольцевого типа приварен к наружному кожуху камеры сгорания двигателя АИ-9В.

При отсутствии отбора воздуха заслонка (9) под действием своей пружины (7) закрыта, управляющий клапан (6) под воздействием своей пружины находится в нижнем положении, сообщая полость под поршнем (3) с атмосферой. Поршень (3) находится в крайнем верхнем положении. Происходит перепуск воздуха в атмосферу через открытый клапан (2).

При включении отбора воздуха (открытии воздушного клапана СВ-78) под действием перепада давлений воздуха заслонка открывается и кулачком установленным на валике (8) поднимает управляющий клапан (6), который открывает доступ воздуха из ресивера в полость над поршнем (3).

Поршень (3) перемещается вниз и клапан перепуска воздуха (2) закрывает перепуск воздуха в атмосферу. Весь воздух из ресивера идет по воздуховодам к воздушным стартерам. При прекращении работы СВ-78 под действием своей пружины заслонка (9) закрывается и происходит перепуск воздуха в атмосферу.

Дренажная система

Дренажная система предназначена для сбора и отвода дренажных жидкостей: топлива из камеры сгорания и уплотнений пускового топливного насоса, топлива и масла из уплотнений насоса - регулятора НР-9К.

В состав системы входят: дренажный бычок емкостью 400 см³, дренажные и суфлирующие трубопроводы.

После останова двигателя АИ-9В, ложного или неудавшегося запуска топливо сливается в бачок. Из бачка жидкость отводится по трубопроводу в выходное устройство за счет эжекции при работе двигателя. В верхней части бачок через трубопровод суфлируется с атмосферой. По этому же трубопроводу собираемые жидкости при переполнении бачка отводятся за борт вертолета.

8.6 РЕЖИМЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В. КОНТРОЛИРУЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ

РЕЖИМ ХОЛОСТОГО ХОДА

Двигатель имеет рабочую частоту вращения ротора турбокомпрессора, СТГ-3 не загружен, воздух из ресивера двигателя перепускается в атмосферу через клапан КП-9. Горят сигнальные табло “ОБОРОТЫ АИ-9В НОРМАЛЬН.”, “АИ-9В РАБОТАЕТ”, “ДАВЛЕНИЕ МАСЛА НОРМАЛЬН.” Температура газов должна быть не более 720°C. Продолжительность работы не более 30 минут.

РЕЖИМ ОТБОРА ВОЗДУХА

Двигатель АИ-9В имеет рабочую частоту вращения ротора турбокомпрессора, СТГ-3 не загружен, воздух из ресивера двигателя поступает по воздуховодам к воздушным стартерам двигателя ТВ-3-117В. Перепуск воздуха в атмосферу закрыт КП-9. Горят те же сигнальные табло и загорается табло “СТАРТЕР РАБОТАЕТ”. Температура газов должна быть не более 750°C. Давление воздуха в магистрали отбора зависит от высоты полета и температуры окружающего воздуха и определяется по графику рис. 1.3. “Инструкции экипажу Ми-24В”.

Разрешается три последовательных отборах воздуха по 45 сек каждый с перерывами между ними не менее 1 мин.

В случае необходимости разрешается производить *пять* последовательных отборов воздуха продолжительностью не более 45 сек каждый с перерывами между отборами не менее 1 минуты работы на холостом ходу. Непрерывное время работы при этом должно быть не более *13 минут*, после чего двигатель АИ-9 подлежит выключению и охлаждению не менее *15 минут*.

ГЕНЕРАТОРНЫЙ РЕЖИМ

Двигатель АИ-9В имеет рабочую частоту вращения ротора турбокомпрессора, воздух из ресивера двигателя перепускается в атмосферу через открытый клапан КП-9.

Выключатель “ГЕНЕРАТОР АИ-9В” на правом пульте установлен в положение “ВКЛЮЧЕН”.

СТГ-3 выдает постоянный ток в бортсеть вертолета мощностью до 3 квт. напряжением $U=27-30В$ и силой тока не более $I=100а$.

Температура газов за турбиной АИ-9В не более $750^{\circ}C$. Продолжительность работы не более 30 минут.

После работы двигатель АИ-9В в генераторном режиме разрешается три последовательных отбора воздуха с общей продолжительностью работы не более 30 мин, после чего выключить и охладить не менее 15 мин. ЗАПРЕЩАЕТСЯ одновременный отбор воздуха и электроэнергии.

После отработки максимально допустимого времени на одном из режимов двигатель необходимо выключить и охладить не менее 15 минут. Перед выключением двигателя его необходимо перевести на режим холостого хода продолжительностью не менее 1 минуты.

8.7 ВОЗДУШНЫЙ СТАРТЕР СВ-78БА

Воздушный стартер СВ-78БА предназначен для раскрутки ротора турбокомпрессора при холодной прокрутке, ложном запуске и запуске двигателя ТВЗ-117В.

Воздушный стартер состоит из: воздушного клапана, командного агрегата, турбины, редуктора, воздушного фильтра.

Воздушный клапан предназначен для открытия и закрытия допуска сжатого воздуха от двигателя АИ-9В к турбине стартера;

Командный агрегат предназначен для управления воздушным клапаном;

Турбина предназначена для преобразования энергии воздушного напора от АИ-8В в механическую энергию вращения вала турбины;

Редуктор (планетарный, двухступенчатый) предназначен для понижения частоты вращения, передаваемой с вала турбины и передачи крутящего момента на выводную рессору воздушного стартера. Смазка редуктора автономная (120см^3 Б-9В), барботажная;

Воздушный фильтр предназначен для очистки воздуха, поступающего в командный агрегат от двигателя АИ-9В.

Внутри корпуса (4) воздушного клапана размещена втулка (5). Во втулке размещены (рис. 8.12): поршень (6), шток поршня (7), пружины поршня (8), механизм электрических контактов для указания открытого положения воздушного клапана (16) и контакты центробежного датчика предельной частоты вращения стартера(15).

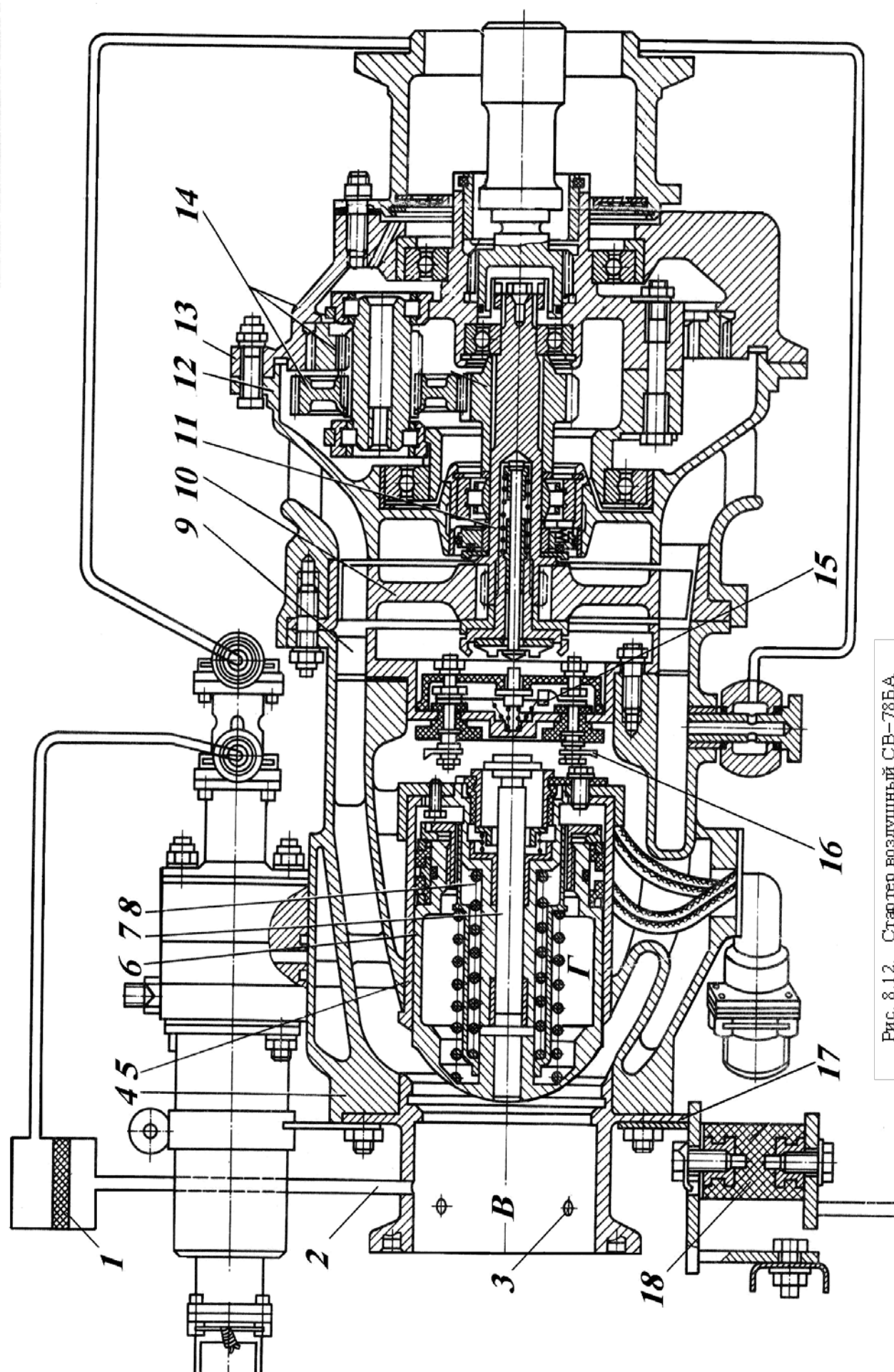


Рис. 8.12. Стартер воздушный СВ-78БА

Сжатый воздух от двигателя АИ-9В подводится на выход воздушного клапана (полость “В”).

По двум отверстиям (3), сжатый воздух стравливается в атмосферу, чем обеспечивает приток теплого воздуха к воздушному клапану (6) для его обогрева.

Одновременно воздух из полости “В” по трубопроводу (2) через воздушный фильтр (1) подводится к тарельчатому клапану командного агрегата и далее по каналам во внутреннюю полость “Г” поршня воздушного клапана. Силы давления воздуха с двух сторон поршня уравниваются и поршень (6) под действием пружины (8) находится в закрытом положении.

Давление в полости “Г” падает и поршень под действием давления воздуха ($1,8 \div 2,0 \text{ кгс/см}^2$) от двигателя АИ-9В перемещается вправо, открывая подачу воздуха к турбине стартера. При сдвиге поршня на $0,6 + 0,2$ мм от закрытого положения, он замыкает контакты (16), расположенные во внутреннем корпусе, при этом подается питание на сигнальное табло “СВ. РАБОТАЕТ”.

КОМАНДНЫЙ АГРЕГАТ ВОЗДУШНОГО СТАРТЁРА СВ-78БА

Командный агрегат воздушного стартера СВ-78БА предназначен для открытия воздушного клапана и поддержания постоянного давления воздуха перед турбиной стартера.

Командный агрегат воздушного стартера СВ-78БА состоит (рис. 8.13) из: корпуса командного агрегата (20), электромагнитного клапана (28), ограничителя со штоком (23).

При нажатии кнопки “ЗАПУСК” подается питание на электромагнитный клапан (28) командного агрегата, который, подводя воздух в полость “Г” открывает канал перепуска воздуха из полости “Г” в атмосферу через стравливающий жиклер (25). Жиклер обеспечивает плавное открытие и замедленное увеличение давления воздуха перед турбиной (10).

Под действием сжатого воздуха турбина (10) начинает вращаться и через планетарный редуктор (14) передает крутящий момент на ротор турбокомпрессора двигателя ТВЗ-117В.

Давление воздуха перед турбиной подаётся к командному агрегату по штуцеру «А». При повышении давления перед турбиной стартера выше заданной величины увеличивается давление перед лабиринтной втулкой (24). Шток (23), преодолевая затяжку пружины (22), начинает перемещаться влево, открывая доступ воздуха из полости «В» (через канал «К») в полость «Г». Давление в полости «Г» начинает возрастать и поршень (6 рис.8.12) начинает перемещаться влево, что приводит к уменьшению давления воздуха перед турбиной стартера. Одновременно начинает уменьшаться давление воздуха перед лабиринтной втулкой (24). Пружина (22) перемещает шток (23) вправо, в сторону прикрытия отверстия подвода воздуха в полость «Г». При этом поршень (6) воздушного клапана устанавливается в новое равновесное положение.

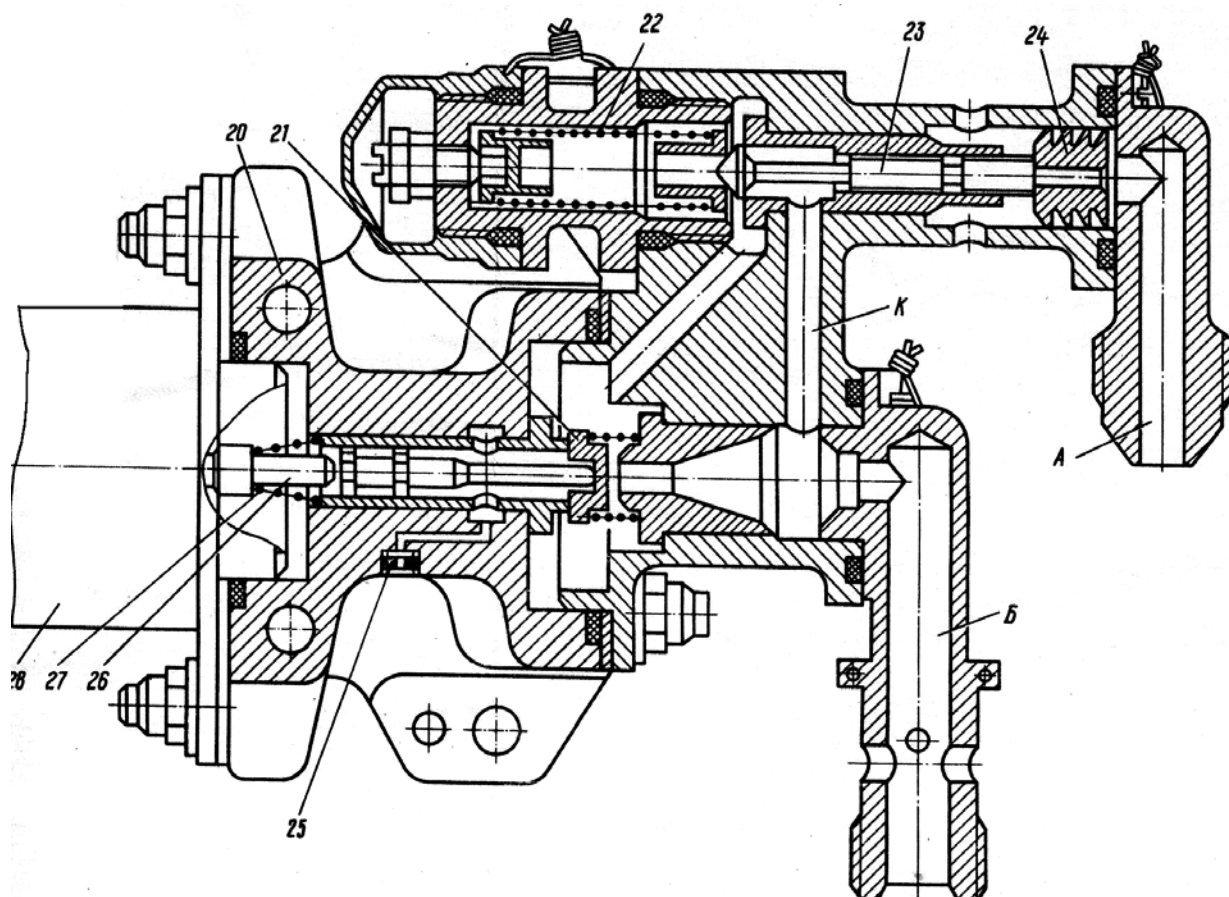


Рис. 8.13. Командный агрегат воздушного стартера СВ-78БА

Отключение воздушного стартера осуществляется снятием питания с электромагнитного клапана (28). Шток электромагнитного клапана (26) под действием пружины (27) перемещается влево. Тарельчатый клапан (21) под действием своей пружины тоже перемещается вслед, открывая доступ воздуха в полость «Г». Одновременно закрывается канал сброса воздуха через срабатывающий жиклёр (25).

Давление воздуха в полости «Г» выравнивается до давления воздуха перед поршнем (6). Поршень под действием пружины (8) возвращается в закрытое положение и отсекает подвод воздуха к турбине стартера (рис. 8.12).

Отключение воздушного стартера происходит:

- при достижении ротором турбокомпрессора частоты вращения $n_{\text{TK}}=60-65\%$. Микровыключатель насоса-регулятора снимает питание с электромагнитного клапана командного (рис.8.13);
- если к 55 секунде после нажатия на кнопку “ЗАПУСК” двигатель не наберет частоту вращения 60-65%, система запуска отключится вместе с отключением АПД;
- если отключение стартера не произойдет при $n_{\text{TK}}=66^{+1}\%$, необходимо отключить его нажатием кнопки “ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА” при этом сигнальное табло “СВ РАБОТАЕТ” должно погаснуть;
- при повышении предельно допустимой частоты вращения турбины СВ-78БА ($n_{\text{TK}}=51500^{1/c}$) центробежный включатель (15) воздушного стартера снимает питание с электромагнитного клапана командного агрегата и подача воздуха в стартер прекращается.

8.8 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ПУСКОВОЙ СИСТЕМЫ

Опыт эксплуатации вертолетных двигателей ТВЗ–117 показывает, что снижение надежности работы системы запуска происходит в основном по эксплуатационным причинам. Характерными нарушениями нормальной работы двигателя в процессе запуска являются нижеперечисленные отказы и неисправности.

НЕПРОХОЖДЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО СИГНАЛА ЧЕРЕЗ СИСТЕМУ ЗАПУСКА

При нажатии на кнопку «ЗАПУСК» табло «АВТОМАТ ВКЛЮЧЕН» не загорается, воздушный стартер не включается, ротор турбокомпрессора не раскручивается.

Чаще всего причиной этой неисправности является неполное проведение подготовки к запуску (например, не расторможен несущий винт) или нарушение электропроводки. В том, случае, если подготовка к запуску проведена в полном объеме, а включение автоматики пусковой панели не происходит, необходимо проверить электропроводку, отыскать и устранить неисправность.

НЕВОСПЛАМЕНЕНИЕ ПУСКОВОГО ТОПЛИВА

Отказ определяется по отсутствию увеличения температуры газов на указателе ИТГ–1. Если после подачи топлива в камеру сгорания (определяется по появлению давления топлива в системе) воспламенение его не происходит, запуск нужно прекратить во избежание поступления большого количества топлива в двигатель, что небезопасно в пожарном отношении.

Причинами этой неисправности являются: неисправность свечей зажигания СП–26ПЗ или агрегатов зажигания СК–22–2К.

Устранение этой неисправности производится проверкой работы свечей и агрегата зажигания, а также подачей питания к агрегату зажигания и от него к свечам.

МАЛА ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ТУРБОКОМПРЕССОРА ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ

Этот отказ может проявиться как при запуске от бортового, так и от аэродромного источника сжатого воздуха. Наиболее вероятной причиной неисправности является неправильная регулировка ограничителя давления воздуха перед турбиной стартера.

СЛИШКОМ РАННЕЕ ИЛИ СЛИШКОМ ПОЗДНЕЕ ОТКЛЮЧЕНИЕ СТАРТЕРА

При раннем отключении стартера возможно «зависание» двигателя и прекращение запуска. Позднее включение стартера может привести к «забросу» частоты вращения турбокомпрессора и срыву пламени в камере сгорания вследствие уменьшения подачи топлива топливной автоматикой, настроенной на поддержание режима малого газа. Причиной неисправности является неправильная настройка топливной автоматики.

«ЗАВИСАНИЕ» ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ТУРБОКОМПРЕССОРА В НАЧАЛЬНЫЙ ПЕРИОД ЗАПУСКА

Обычно причинами этой неисправности являются: неправильная регулировка топливного автомата запуска, засорение воздушных фильтров или воздушного жиклера топливного автомата запуска, возможно, неисправен клапан дренажа первого контура рабочих форсунок.

ИНТЕНСИВНЫЙ РОСТ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ПЕРЕД ТУРБИНОЙ

Причиной такой неисправности может явиться неправильная регулировка автомата запуска или засорение выходного жиклера воздушной системы автомата запуска. Неисправность устраняется промывкой жиклера, а при необходимости – регулировкой автомата запуска.

Слишком медленная раскрутка ротора турбокомпрессора двигателя, невоспламенение топливоздушного смеси или срыв пламени, несвоевременное отключение (слишком раннее или слишком позднее) воздушного стартера СВ–78БА и другие отказы и неисправности системы запуска часто зависят от технического состояния двигателя а также от внешних условий.

При высоких температурах окружающего воздуха частота вращения ротора турбокомпрессора двигателя увеличивается, возрастает время запуска, что может потребовать перерегулировки момента отключения стартера на большую частоту вращения.

Устойчивость запуска нарушается, при очень низких температурах окружающего воздуха. Это происходит из-за плохого распыла топлива форсунками и ухудшения его испаряемости.

Командир экипажа вертолётa должен помнить, что запуск двигателя необходимо прекратить, если:

- не горит сигнальное табло «АВТОМАТ. ВКЛЮЧЕНА» или «СТАРТЕР РАБОТАЕТ»;
- нет роста температуры газов перед турбиной компрессора и частоты вращения ротора турбокомпрессора;
- температура газов перед турбиной компрессора возрастает выше 7800С;
- произошло зависание частоты вращения ротора турбокомпрессора в течении более 3 секунд;
- мало давление масла в двигателе;
- из выхлопного насадка двигателя выбрасываются длинные языки пламени;
- замечены какие-либо другие неисправности двигателя и его систем (посторонние шумы, течь топлива, масла и т.д.);
- при получении команды о прекращении запуска от наблюдающего за запуском бортового техника.

9.1 НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ТУШЕНИЯ ПОЖАРА

На вертолете предусмотрена противопожарная защита. Она состоит из средств предупреждения, тушения и сигнализации о возникновении пожара. Система тушения пожара предназначена для обнаружения, сигнализации и ликвидации пожара в защищаемых отсеках (рис. 9.1).

Защищаемыми отсеками являются:

- отсек левого двигателя;
- отсек правого двигателя;
- отсек главного редуктора и расходных топливных баков;
- отсек вспомогательной силовой установки АИ-9В и бака №3

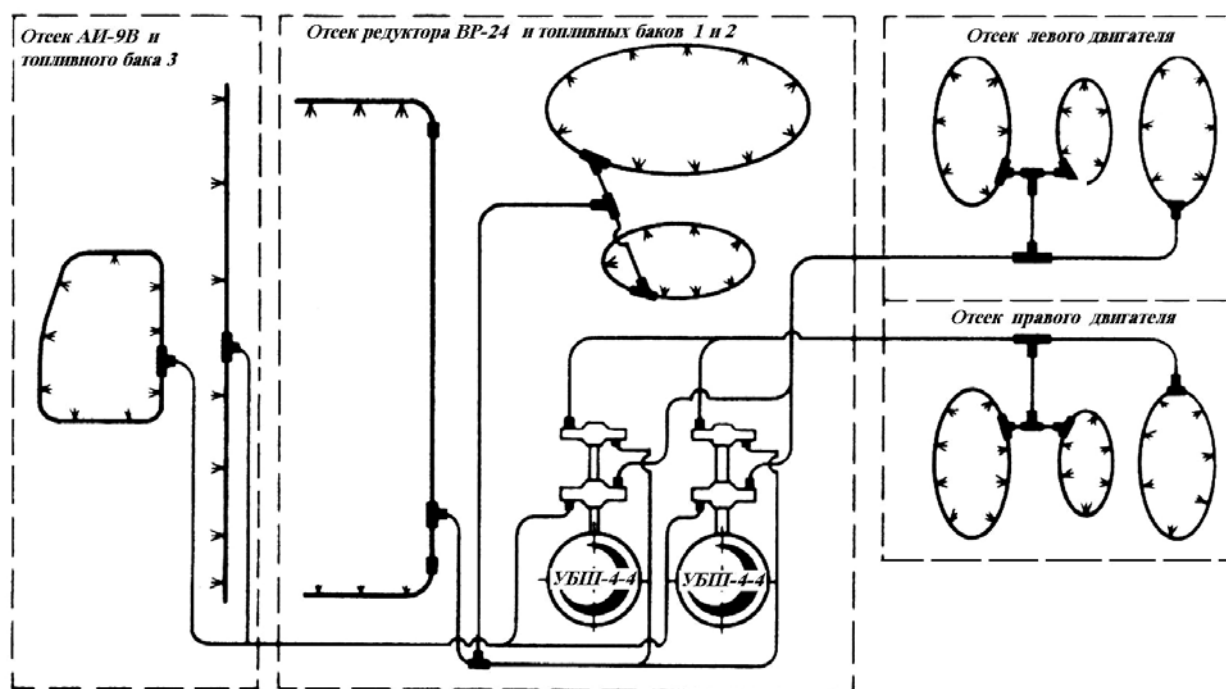


Рис.9.1 Принципиальная схема системы тушения пожара.

На вертолете МИ-24В(П) монтируется централизованная система пожаротушения ССП-ФК.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ СИСТЕМЫ ТУШЕНИЯ ПОЖАРА

Температура срабатывания системы при скорости нарастания температуры $2 + 0,5 \text{ }^{\circ}\text{C} / \text{с}$.

Инерционность системы

Время сохранения работоспособности системы при охвате датчиков пламенем с температурой $1000 - 1100 \text{ }^{\circ}\text{C}$.

- не выше $150 \text{ }^{\circ}\text{C}$.

- не более 1с.

- не менее 5 мин

9.2 КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА СИСТЕМЫ ТУШЕНИЯ ПОЖАРА

В каждом защищаемом пожароопасном отсеке установлена группа датчиков ДТБГ (рис. 9.2):

- в отсеке подкапотного пространства левого и правого двигателей по девять датчиков;
- в отсеке главного редуктора и расходных баков - девять датчиков;
- в отсеке вспомогательной силовой установки - шесть датчиков;

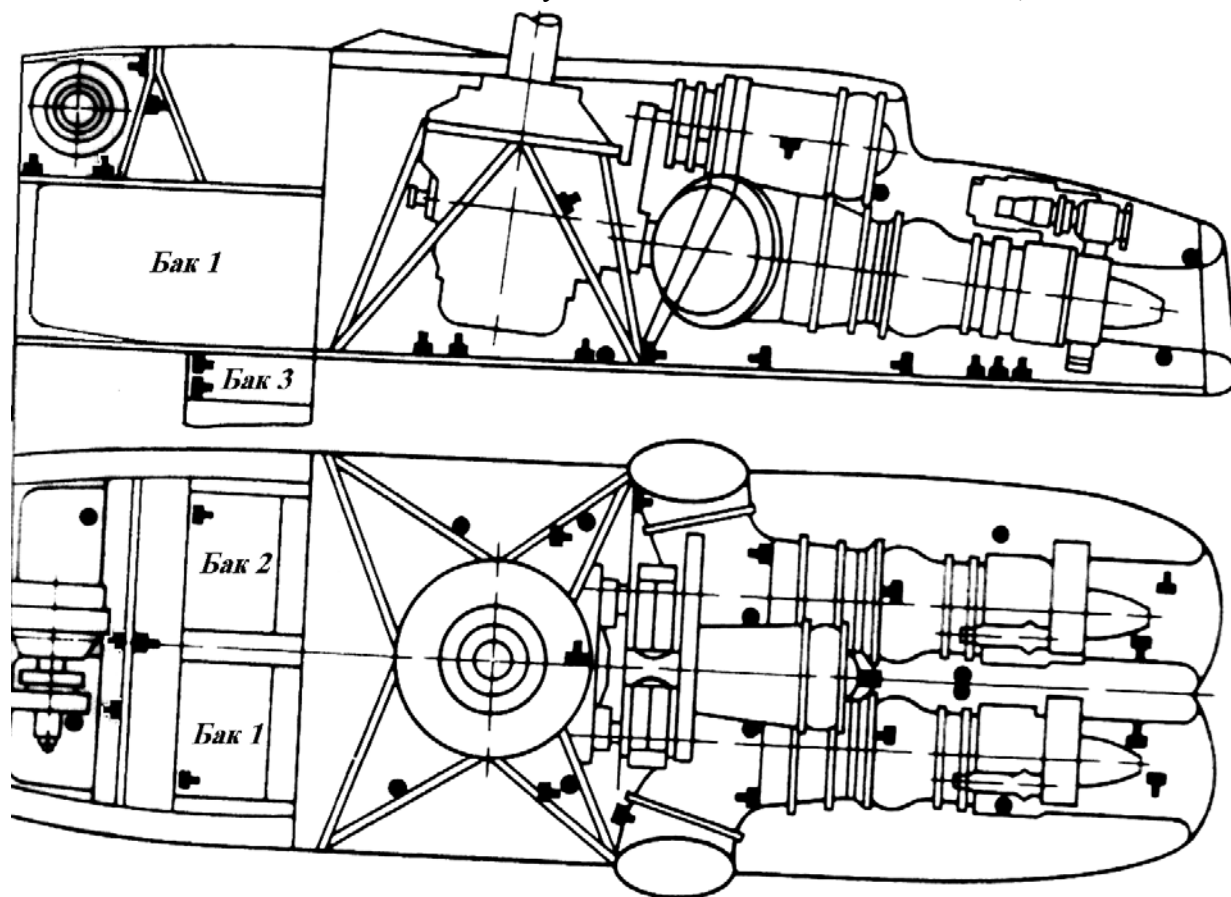


Рис. 9.2. Схема размещения датчиков сигнализации

- в отсеке вертикального бака №3 - три датчика.

Огнетушители установлены в отсеке главного редуктора справа по полету. Огнетушители разбиты на две очереди срабатывания, по одному огнетушителю в каждой очереди.

К первой очереди относится (рис.9.3) передний огнетушитель, ко второй - задний. Первая очередь срабатывает автоматически или включается вручную, вторая - включается только вручную.

Огнетушители УБШ-4-4 заправляются огнегасящим составом “ФРЕОН-114В-2” или “ХЛАДОН-12” и заряжаются азотом до давления 100 ± 5 кГс/см². Каждый баллон имеет четыре пироголовки ПГКЦ, от которых отходят четыре противопожарных коллектора.

Распылительные коллекторы выполнены из нержавеющей трубок, в которых просверлены калиброванные отверстия диаметром 0,8 мм, через которые выбрасывается огнегасящий состав.

В правом и левом двигательных отсеках установлены по два распылительных кольца, опоясывающих двигателя и по одному кольцу на входном тоннеле двигателя (или ПЗУ).

В отсеке главного редуктора имеются два распылительных кольца, в отсеке АИ-9В одно кольцо. Над контейнером расходных баков и зоне бака №3 расположены распылительные трубки.

При возникновении пожара, в каком либо из защищаемых отсеках, в термодатчиках ДТБГ (ДПС) возникает термо-ЭДС, достаточная для срабатывания исполнительного блока (ССП-ФК БИС). Исполнительный блок выдает сигнал на включение красного табло, указывающего на

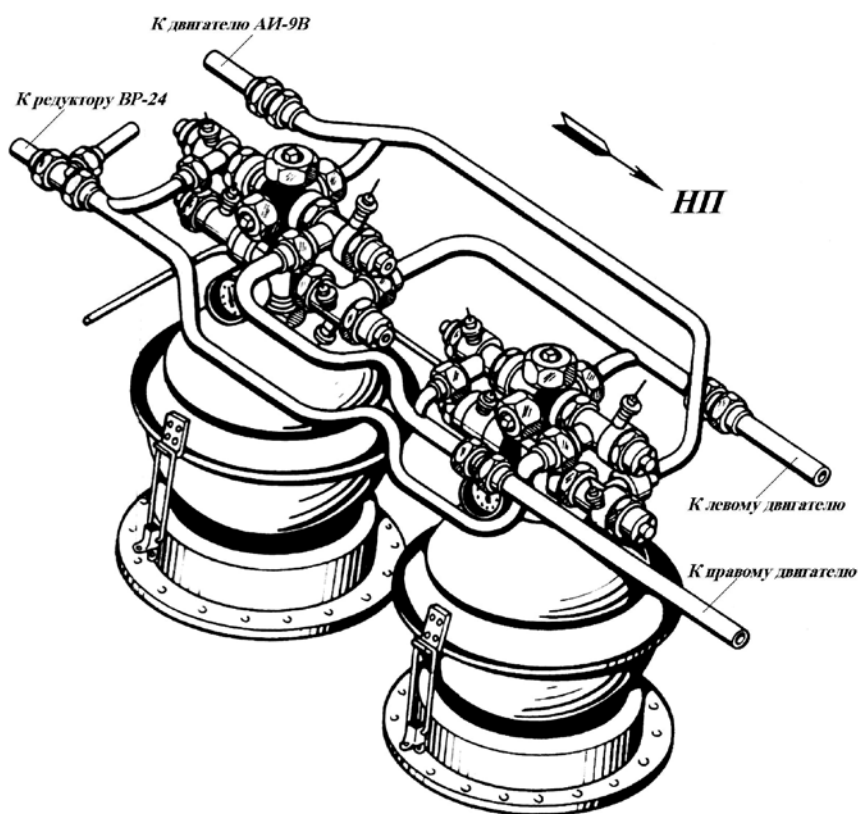


Рис. 9.3 Баллоны УБШ-4-4 с пироголовками ПГКЦ

ФК БИС). Исполнительный блок выдает сигнал на включение красного табло, указывающего на

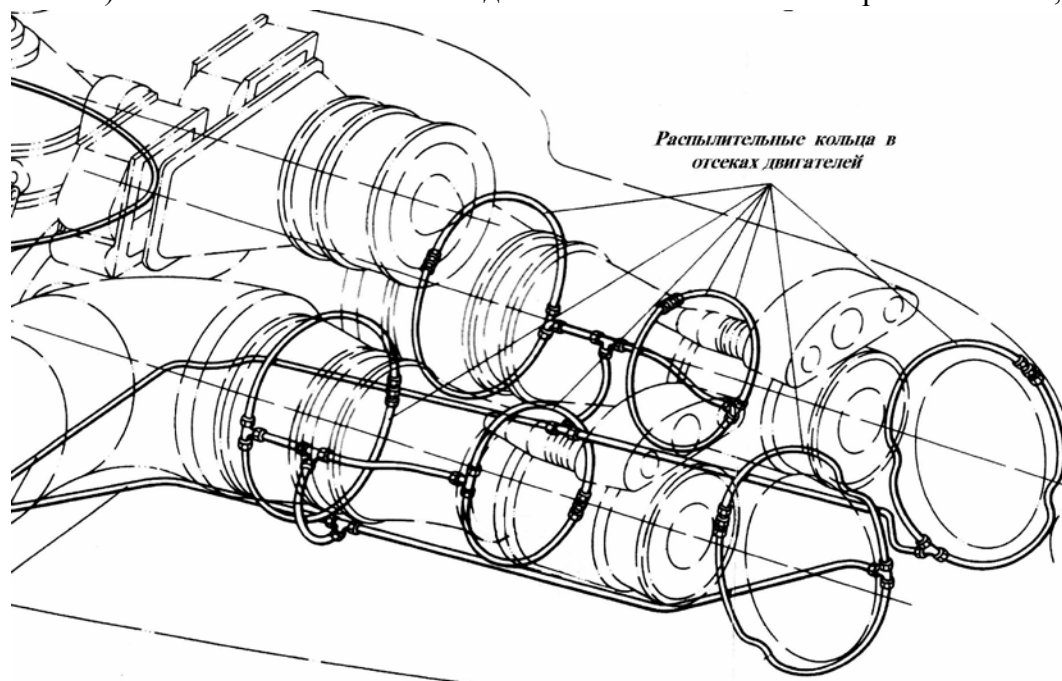


Рис. 9.4. Схема расположения распылительных коллекторов в двигательном отсеке место возникновения пожара и на два соответствующих пиропатрона ПП-3 головки ПГКЦ огнетушителя первой очереди.

Пиропатроны обеспечивают открытие затвора, и огнегасящий состав по соответствующему трубопроводу поступает в распылительные трубки и коллекторы того отсека, в котором возник пожар. Выходя из отверстий распылителя огнегасящий состав, испаряясь, понижает температуру в зоне горения и предотвращает поступление атмосферного кислорода к его очагу.

Если пожар не ликвидирован от огнетушителя первой очереди или вновь появился очаг пожара, то летчик, нажимая соответствующую кнопку, включает огнетушитель второй очереди.

9.3 ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ И БОЕВЫЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ ТУШЕНИЯ ПОЖАРА

К возможным неисправностям системы пожаротушения можно отнести:

- недостаточное количество огнегасящей жидкости “Хладон-12” в огнетушителях;
- недостаточное (менее 100 кг/см²) давление азота;
- несрабатывание датчиков, расположенных в отсеках, что приводит к несрабатыванию противопожарной системы;
- засорение отверстий пожарных коллекторов копотью или грязью, обмерзание;
- неисправные сигнальные табло на приборной доске летчика и желтых сигнальных табло соответствующих отсеков на щитке системы пожаротушения.

К боевым повреждениям системы пожаротушения по опыту применения вертолетов в контртеррористической операции на территории Чечни можно отнести:

- повреждение коллекторов;
- повреждение огнетушителей;
- повреждение системы сигнализации.

Основными видами повреждения бортовой сети являлись:

- перебитие жгутов и отдельных проводов;
- разрушение экранировки и изоляции;
- повреждение блоков с оборудованием;
- повреждение датчиков;
- повреждение розеток и штепсельных разъемов.

Для обеспечения надежной работы противопожарной системы необходимо выполнять следующие основные требования:

- проверять перед каждым полетом зарядку огнетушителей и готовность к действию противопожарной системы;
- при срабатывании системы продувать датчики сжатым воздухом и очищать поверхность защищаемого объекта для удаления огнегасящего состава, обладающего коррозионной активностью;
- не допускать попадания на пироголовки баллонов ГСМ и воды, прямого нагрева баллонов лучами солнца.

ГЛАВА 10. КОНТРОЛЬ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

10.1 ВИДЫ ОПРОБОВАНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Для проверки работоспособности силовой установки и ее систем установлены следующие виды опробования:

- *СОВМЕСТНОЕ* опробование двигателей с выходом на взлетный режим, при котором исключается отрыв вертолета (применяется в начале летного дня);
- *РАЗДЕЛЬНОЕ* опробование двигателей с выходом на взлетный режим, при этом не опробованный двигатель должен быть включен (после устранения неисправностей, проявившихся в полете или регулировки агрегатов силовой установки);
- *ПООЧЕРЕДНОЕ* опробование двигателей с загрузочными шайбами (после установки двигателей на вертолет в АРЗ);

- **ПРОВЕРКА РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ВИСЕНИИ** (в целях проверки совместной работы двигателей, а также проверки исправности и работоспособности силовой установки перед каждым полетом).

Для обеспечения надежной работы силовой установки и безопасности полетов летному составу необходимо осуществлять постоянный контроль работоспособности систем на всех этапах эксплуатации воздушного судна: при запуске АИ-9В, запуске двигателей, опробовании, в полете, при охлаждении и останове двигателе.

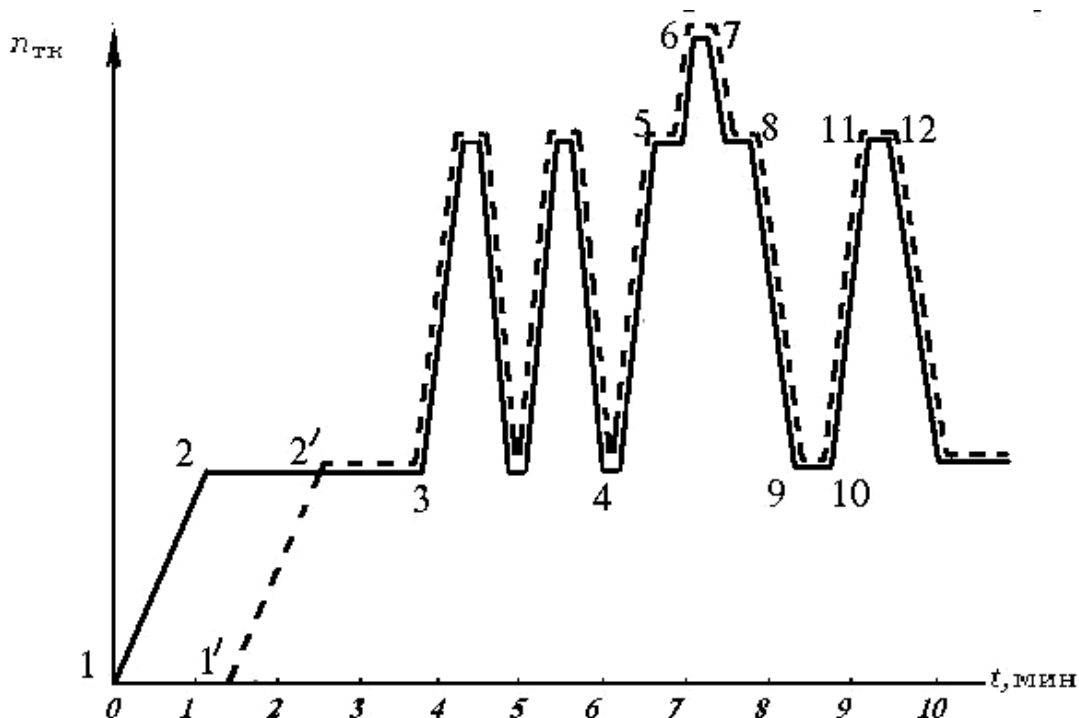


Рис. 10.1. График опробования силовой установки:

1–2 (1'–2') – запуск левого (правого) двигателя; 2(2') – 3 прогрев двигателей; 3–4 – проверка контуров СТ РПР (для двигателей III серии) или СТ ЭРД (для двигателей ТВЗ–117В); 3–5 или 4–5 перевод коррекции вправо; 5–6 – перевод рычага «шаг–газ» вверх с выходом на режим, при котором исключается отрыв вертолета; 6–7 – выдерживание этого режима; 7–8 – перевод рычага «шаг–газ» вниз до упора; 8–9, 12 – перевод коррекции влево; 9–10 – работа двигателя на малом газе в течение 1 мин.; 10–11 – перевод коррекции вправо для проверки частичной приемистости.

10.2 КОНТРОЛЬ СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

В эксплуатации техническое состояние двигателя контролируется непрерывно, благодаря использованию не только наземного оборудования, но и бортовых систем контроля. В связи с этим практически исчезло понятие времени между проверками.

Существует два вида контроля, на которых базируется система технической эксплуатации для поддержания исправного состояния вертолетных газотурбинных двигателей.

1. *Профилактический контроль* состоит из проверок, позволяющих обнаружить в любом узле, агрегате или системе отклонения от установленных норм и оценить их жизнеспособность. Он включает в себя систему подбора и анализа данных для получения информации, на основании которой можно судить об исправности двигателя.

2. *Дефектация каждой детали* – такой вид контроля заключается в том, чтобы при визуальном осмотре и инструментальном контроле каждой детали оценить ее состояние и возможность дальнейшей эксплуатации (а при необходимости наметить ее модификацию). Такой вид контроля возможен только при полной разборке двигателя в условиях ремонтного предприятия.

В настоящее время более широкое применение находит профилактическое техобслуживание как более экономичная форма эксплуатации.

Для этой цели совершенствуются методы определения состояния отдельных деталей, агрегатов и рабочих параметров двигателя. К ним относятся:

- метод эндоскопии;
- использование магнитных уловителей в топливной и масляной системах;
- радиоизотопный метод;
- метод вихревых токов;
- ультразвуковой и магнитной дефектоскопии;
- спектрометрический контроль масла и т. д.

Основным видом контроля работы двигателей является инструментальный контроль по приборам.

РАЗНОРЕЖИМНОСТЬ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

По указателю оборотов судят о развиваемой мощности, о нормальном тепловом процессе, протекающем в двигателе, об исправности подшипников и проточной части двигателя.

Для удобства контроля частоты вращения турбокомпрессоров применяются двухстрелочные тахометры: одна стрелка показывает частоту вращения ротора турбокомпрессора левого двигателя, а другая - правого.

Разнорежимность работы двигателей на установившихся режимах от крейсерского и выше не должна превышать 2 % разности вращения турбокомпрессоров. Если в полете разность частот вращения турбокомпрессоров превысит установленный допуск, то это означает, что всю нагрузку по вращению несущего винта несет двигатель, частота вращения турбокомпрессора которого больше (за исключением случая отказа регулятора $n_{ст}$ из-за разрушения гибкого валика).

Двигатель, имеющий меньшую частоту вращения ротора турбокомпрессора, практически не загружен. Такая работа силовой установки оказывает неблагоприятное влияние на работу нагруженного двигателя и вертолетного редуктора.

Разнорежимность работы двигателей может возникать из-за нарушения работы системы синхронизации мощности (скопление конденсата в трубопроводах подвода воздуха к синхронизаторам, частичной разгерметизации этих трубопроводов), засорения топливных фильтров насосов - регуляторов, частичного отказа двигателя.

ТЕМПЕРАТУРА ГАЗОВ

Температура газов определяет процесс сгорания топлива и состояние деталей газоздушного тракта. Нормальная температура газов указывает, что тепловой режим двигателя соответствует расчетному значению.

Повышение температуры является признаком:

- обрыва рабочих лопаток;
- помпажа компрессора;
- разрушения подшипников роторов;
- обледенения входной части двигателя.

Признаком неисправности топливных форсунок и самовыключения двигателя является уменьшение температуры газов.

Особенно опасным является заброс температуры газов выше допустимой при запуске двигателя и при работе на максимальном режиме, так как это приводит к изменению физико-химической структуры деталей камеры сгорания и турбин, что впоследствии может привести к их разрушению.

ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА

Повышение температуры масла сигнализирует о недостаточном его количестве в системе или о разрыве трущихся деталей двигателя.

Резкое повышение температуры масла может свидетельствовать о прорыве газов из газозооушного тракта в масляные полости двигателя.

ДАВЛЕНИЕ МАСЛА

Падение давления масла свидетельствует о недостаточном его количестве в маслосистеме. засорении маслосилтров, внешних утечках или утечках в газозооушный тракт, образование воздушной пробки на входе в маслосасос или разрушении приводной рессоры маслосагрегата. Работа двигателя с давлением масла ниже допустимого может привести к разрушению подшипников роторов.

Работа отдельных агрегатов, систем, а следовательно, и самого двигателя контролируется также по загоранию сигнализирующих лампочек и световых табло. Исправность двигателя определяется также по звуку, то есть по изменению тона шума. Посторонние звуки в виде стука, скрежета, скрипа, свиста не допускаются.

В практике эксплуатации двигателей встречаются и такие неисправности, которые можно определить по вибрации. При частичном обрыве лопатки нарушается балансировка ротора, что вызывает сильную вибрацию.

В отдельных случаях неисправность двигателя можно определить с помощью органов обоняния. По запаху керосина или масла можно определить разгерметизацию масляной или топливной систем. По запаху дыма - возникновение пожара.

ВЫБЕГ РОТОРА ТУРБОКОМПРЕССОРА

По времени выбега ротора определяется:

- разрушение подшипников опор;
- вытяжка турбинных лопаток;
- попадание в двигатель посторонних предметов и т. д.

Выбег ротора турбокомпрессора определяется во время выключения двигателя с момента перевода стоп-крана в положение «СТОП» до частоты вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}} = 3\%$ (или полной остановки двигателя).

10.3 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-9В

В процессе запуска АИ-9В **ПРОКОНТРОЛИРОВАТЬ:**

- температуру газов за турбиной, которая не должна превышать 880 °С;
- напряжение в электрической сети, которое не должно падать ниже 18В;
- наличие давления масла по загоранию зеленого табло «ДАВЛЕН. МАСЛА НОРМАЛЬН.» (в процессе запуска допускается мигание табло);
- время выхода двигателя АИ-9В на режим холостого хода, которое не должно превышать 20 секунд;
- время работы автоматической панели запуска по времени горения сигнального табло «АВТОМА Т. ВКЛЮЧЕН», которое не должно превышать 30 секунд.

ПРЕКРАТИТЬ ЗАПУСК двигателя АИ-9В нажатием на кнопку «ОСТАНОВ АИ-9В» в следующих случаях:

- произошло самопроизвольное выключение АИ-9В;
- отсутствуют показания температуры газов за турбиной в течении 9 с. с момента нажатия кнопки «ЗАПУСК»;
- падает напряжение в электрической сети ниже 18В;
- температура газов за турбиной превышает 880 °С;
- не загорелось сигнальное табло «ОБОРОТЫ АИ-9В НОРМАЛЬН» после 20 с. с момента нажатия на кнопку «ЗАПУСК»;
- не погасло сигнальное табло «АВТОМАТ ВКЛЮЧЕН» после 30с с момента нажатия на кнопку «ЗАПУСК»;
- загорелось сигнальное табло «ОБОРОТЫ АИ-9В ВЫСОКИ»;
- замечены посторонние шумы, течь топлива и т.д.

После выхода АИ-9В на режим холостого хода убедиться в следующем:

- горит сигнальное табло «ОБОРОТЫ АИ-9ВНОРМАЛЬНО»;
- температура газов перед турбиной не превышает 720°С;
- горит сигнальное табло «ДАВЛЕНИЕ МАСЛА НОРМАЛЬН».

Не допускается работа АИ-9В с запущенным правым двигателем при ветре справа более 5 м/с и температуре наружного воздуха выше + 35°С. Если температура наружного воздуха ниже -40°С необходимо подогреть двигатель АИ-9В.

Если при этой температуре двигатель проработал более 10 мин, его повторный запуск без подогрева разрешается выполнять в течении часа с момента его останова.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ТВ3-117В

При скорости ветра 10 м/с менее запускать двигатели можно при любом положении ветра относительно направления ветра. Если скорость ветра составляет 10-25 м/с, то для запуска двигателей развернуть вертолет против ветра. При скорости ветра более 25 м/с запуск двигателей запрещается.

Очередность запуска двигателей определяется в зависимости от равномерности выработки ресурса и от направления и скорости ветра.

Первым запускается двигатель со стороны, противоположной направлению ветра.

В процессе запуска двигателей **ПРОКОНТРОЛИРОВАТЬ**:

- исправность автоматической панели запуска по загоранию сигнального табло «АВТОМАТ ВКЛЮЧЕН»;
- включение воздушного стартера ВС-78БА по загоранию сигнального табло «СТАРТЕР РАБОТАЕТ»;
- непрерывность нарастания оборотов турбокомпрессора (без зависания более 3с);
- страгивание несущего винта при оборотах турбокомпрессора $n_{TK}=25\%$;
- увеличение температуры газов перед турбиной компрессора, которая не должна превышать значений указанных в графике;

- наличие давления в маслосистеме двигателя, которое при оборотах турбокомпрессора $n_{\text{тк}}=45^\circ$ и более должно быть не ниже 1 кгс/см^2 ;

- отключение воздушного стартера СВ-78БА по погасанию табло «СТАРТЕР РАБОТАЕТ» на оборотах турбокомпрессора $n_{\text{тк}}=60-65\%$. Если отключение стартера не произойдет автоматически до $n_{\text{тк}}=66^{+1}\%$, отключить стартер нажатием кнопки «ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА», если табло «СТАРТЕР РАБОТАЕТ» продолжает гореть, закрыть стоп-кран запускаемого двигателя и выключить АИ-9В нажатием кнопки «ОСТАНОВ АИ-9В»;

- время работы автоматической панели запуска контролируется по времени работы светового табло «АВТОМАТ ВКЛЮЧЕН», которое не должно превышать 33с с момента загорания.

ПРЕКРАТИТЬ ЗАПУСК двигателя переводом рычага стоп-кран в положение «ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ» с последующим немедленным нажатием кнопки «ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА» в следующих случаях:

- не горит сигнальное табло «АВТОМАТ ВКЛЮЧЕН» или «СТАРТЕР РАБОТАЕТ» (или оба вместе);

- нет увеличения оборотов турбокомпрессора и температуры газов;
- заброс температуры газов перед турбиной выше допускаемой 780°C ;
- при $n_{\text{тк}}=25\%$ отсутствует вращение несущего винта;
- при зависании оборотов турбокомпрессора более 3с;
- давление масла в двигателе менее 1 кгс/см^2 при $n_{\text{тк}}=45\%$;
- выброс языков пламени из выходного устройства;
- посторонние шумы, течь топлива и т.д.

После выхода на режим запускаемого двигателя на режим малого газа убедиться в следующем:

- обороты турбокомпрессора в зависимости от температуры наружного воздуха должны находиться в пределах, указанных в графике;
- температура газов перед турбиной не должна превышать 780°C ;
- давление масла в двигателе должно быть не менее 2 кгс/см^2 ;
- температура масла в двигателе находится в пределах - $40^\circ\text{C} < T_{\text{м}} \leq +150^\circ\text{C}$;
- давление масла в главном редукторе не менее $0,5 \text{ кгс/см}^2$;

- при прогреве силовой установки на режиме малого газа допускается увеличение давления масла в главном редукторе до $4,8 \text{ кгс/см}^2$.

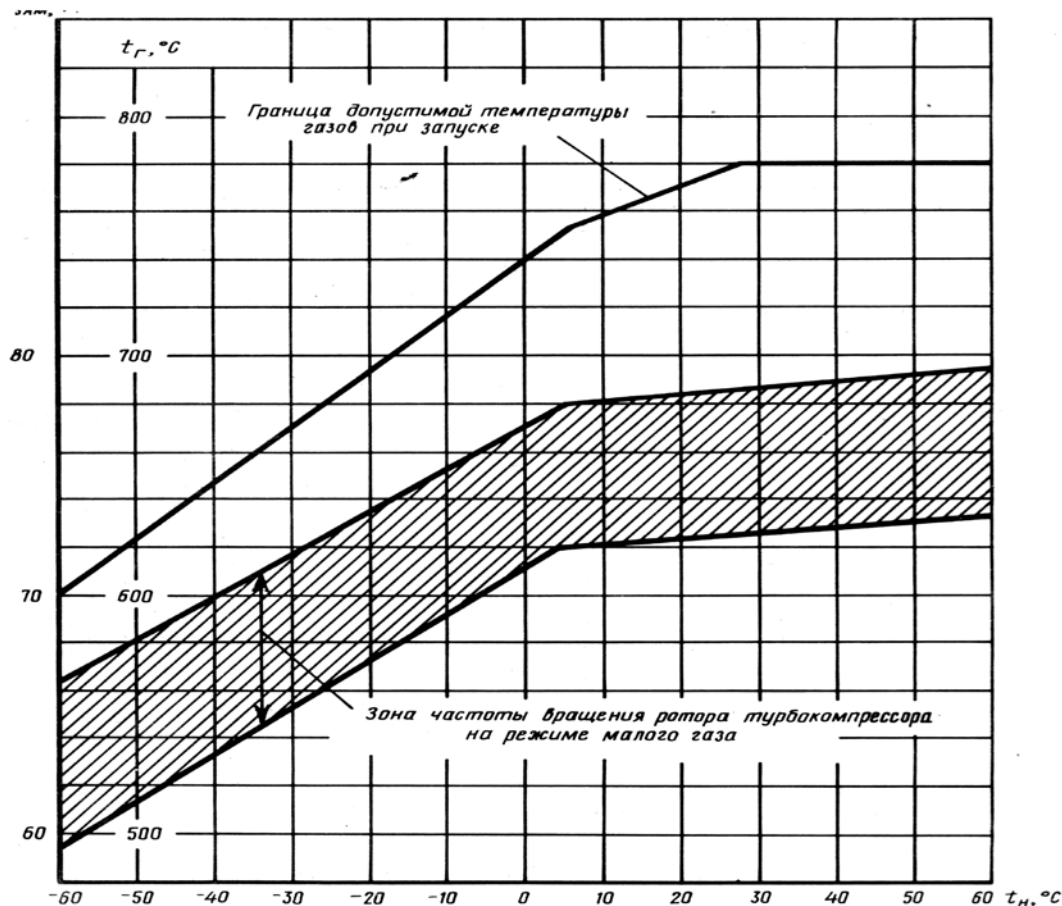


Рис. 10.2. График ограничения температуры газов перед турбиной компрессора и оборотов $n_{тк}$ при запуске двигателя

10.4 КОНТРОЛЬ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

СОВМЕСТНОЕ ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Совместное опробование двигателей применяется при проверке работоспособности силовой установки и ее систем. При этом необходимо выполнить ниже перечисленные проверки.

Проверка работоспособности ПЗУ

На режиме правой коррекции включить выключатель «ПЗУ», через 25-40с должно загореться сигнальное табло «ПЗУ ЛЕВ(ПРАВ)ВКЛ», увеличится температура газов перед турбиной на $10-15^\circ C$, возможно увеличение оборотов турбокомпрессора не более чем на $0,5 \%$ от исходного значения.

Проверка противообледенительной системы

На режиме правой коррекции включить выключатель «ОБОГРЕВ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕВ (ПРАВ)», при этом через 25-40с. должны загореться сигнальные табло «ОБОГРЕВ ЛЕВ (ПРАВ) ДВИГ ВКЛ» и «ОБОГРЕВ ЛЕВ(ПРАВ) ПЗУ ВКЛ». При этом температура газов перед турбиной возрастает на 60°C, возможно увеличение оборотов ротора турбокомпрессора не более чем на 2 %.

При температуре наружного воздуха выше +15°C включение ПОС производиться не более чем на 1 минуту.

Проверка частичной приемистости двигателя

Вначале необходимо зафиксировать частоту вращения ротора турбокомпрессора двигателя на режиме правой коррекции, затем перевести двигатель на режим малого газа, установив левую коррекцию. Введя правую коррекцию, с темпом 1-2 сек, замерить время частичной приемистости, которое должно быть в пределах 3-6 с. Время частичной приемистости определяется от момента ввода правой коррекции до момента, когда частота вращения ротора турбокомпрессора станет на 1-1,5% меньше, чем зафиксированная на правой коррекции.

Проверка диапазона перенастройки регулятора частоты вращения несущего винта

Перед проверкой необходимо убедиться в том, что температура масла в главном редукторе не ниже + 30°C, после чего ввести правую коррекцию и установить рычаг «ШАГ-ГАЗ» на угол $\phi_b = 3^\circ$ по указателю. Переведя переключатель вниз зафиксировать установившуюся частоту вращения несущего винта, которая должна быть в пределах $n_{нв} = 91 \pm 2\%$. Отклонением переключателя перенастройки вверх зафиксировать вращения несущего винта, которая должна быть в пределах $n_{нв} = 97^{+2}_{-1}\%$. При нижней перенастройке увеличение, а при верхней – уменьшение частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателей не допускается. После проверки переключателем перенастройки устанавливается частота вращения несущего винта в пределах: $95^{+2}_{-2}\%$ и отклонить рычаг «ШАГ-ГАЗ» вниз до упора.

Проверка работоспособности контура свободной турбины электронного регулятора двигателя (контур СТ)

Установить переключатель «КОНТУР СТ» в положение «КОНТРОЛЬ-1» и введя правую коррекцию увеличить режим работы двигателей до частоты вращения несущего винта, при которой загорается табло «ПРЕВЫШЕНИЕ $n_{ст}$ ». Загорание табло должно происходить при частоте вращения несущего винта $n_{нв} = 91,5 \pm 2\%$. Установив переключатель «КОНТУР СТ» в положение «РАБОТА»,

при этом табло должно погаснуть. После чего установить режим работы малого газа поворотом рукоятки коррекции в крайнее левое положение.

Аналогично проветрить исправность и работоспособность вторых каналов контуров свободной турбины.

При проверке контуров свободной турбины переводить переключатели «КОНТУРЫ СТ» из положения «КОНТРОЛЬ-1» в положение «КОНТРОЛЬ-2» и наоборот менее чем за 0,2 с. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**, так как в этом случае происходит выключение двигателя. Для исключения этого явления переключатель и ставится в положение «РАБОТА».

Проверка исправности аппаратуры систем указателя температуры газов

При положении рычага «ШАГ-ГАЗ» на нижнем упоре ввести правую коррекцию, после чего на 2-3с нажать кнопку «КОНТРОЛЬ ТЕРМОМ. ДВИГ. ГОР.». Убедиться, что обе стрелки указателя температуры газов пошли на уменьшение показаний. После того, как кнопка будет отпущена, стрелки указателей должны вернуться в исходное положение.

Аварийный останов двигателей при опробовании производится в следующих случаях:

- при резком падении (ниже минимальных значений) давления масла в двигателях, главном редукторе или коробке приводов;
- при резком повышении температуры газов перед турбиной выше допустимой;
- при появлении течи топлива или масла;
- при возникновении пожара на вертолете, обнаруженного визуально, по запаху дыма, по команде РИ-65 «БОРТ НОМЕР ... ПОЖАР, ВНИМАНИЕ НА ТАБЛО»;
- при резком увеличении или уменьшении оборотов турбокомпрессоров двигателей;
- при появлении посторонних шумов;
- при получении команды от РИ-65 «ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ» и загорания табло с красным светофильтром «ВЫКЛЮЧИ ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ»;
- при загорании (непрерывном мигании) табло «СТРУЖКА В МАСЛЕ ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ.»;
- при резком увеличении оборотов несущего винта выше 100 %.

10.5 КОНТРОЛЬ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В ПОЛЕТЕ

Режим работы двигателя на высотах полета до 2500 м и температуре наружного воздуха до +25°C определяется по указателю измерителя режимов ИР-117В .

При достижении максимально допустимой частоты вращения ротора турбокомпрессора или температуры газов установку и контроль режимов производится по параметру, первым достигшим максимального значения.

При выполнении контрольного висения, на высоте 3-10 м, необходимо проконтролировать совместную работу двигателей при этом убедиться:

- в отсутствии колебаний стрелок указателей оборотов турбокомпрессоров более 1% относительно друг друга на установившемся режиме;
- что колебание стрелки указателя температуры газов перед турбиной компрессора не превышает 25°C, а температура газов не выходит за пределы максимально допустимой для данного режима;
- в синхронности работы двигателей.

На рабочих режимах разница в оборотах турбокомпрессоров двигателей не должна превышать 2%, а при срабатывании ограничителя температуры газов не более 3 %.

На переходных режимах до взлетного включительно, а также на режиме малого газа разница в оборотах турбокомпрессоров двигателей не регламентируется.

При выполнении полета, отклонение ручки управления и рычага “Шаг-газ” производится на такую величину и с таким темпом, чтобы не допустить уменьшения оборотов несущего винта менее 88% или увеличения их более 103%.

Уменьшение оборотов несущего винта до 88% допускается на время не более 30 секунд, а увеличение оборотов до 103% не более 20 секунд.