

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ им.академика С.П.КОРОЛЁВА»

Ю.В. КИСЕЛЁВ, С.Н. ТИЦ



КОНСТРУКЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ Д-36

ЭЛЕКТРОННЫЙ РЕСУРС

САМАРА 2007 г.

Киселев Ю.В., Тиц С.Н. Конструкция и техническая эксплуатация двигателя Д-36: Учеб. пособие / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2006. - 90с.

В данном учебном пособии освещаются вопросы, связанные с особенностями конструкции и технической эксплуатации двигателя Д-36. Изложены общие сведения о двигателе, приведены его основные технические данные, а также представлены сведения о дроссельных, скоростных и высотных характеристиках двигателя.

Приведено описание конструкции, наиболее характерных отказов и неисправностей, процедур технического обслуживания основных узлов и систем двигателя: вентилятора, компрессора низкого давления, компрессора высокого давления, камеры сгорания, узла задней опоры, промежуточного корпуса и коробки приводов, масляной системы и системы суфлирования, топливной системы и системы регулирования, системы запуска.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальности 130300, и может быть полезна студентам других специальностей, изучающих конкретную авиационную технику.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева».

Рецензенты:

ВВЕДЕНИЕ

В середине 60-х годов ЗМКБ "Прогресс" выступило с предложением о создании двигателя с большой степенью двухконтурности для тяжелых военно-транспортных и пассажирских самолетов большой дальности. Это был прообраз двигателя Д-18Т. В те годы целесообразность применения двигателей с большой степенью двухконтурности в научных кругах авиационной промышленности считалась спорной.

Однако главный конструктор ЗМКБ "Прогресс" В.А. Лотарев все эти годы убежденно верил в правильность выбранного направления и доказывал, что альтернативы двигателям с большой степенью двухконтурности при создании тяжелых самолетов большой дальности нет. Когда все же работы по двигателю Д-18Т были остановлены, главный конструктор сумел добиться разрешения построить уменьшенную модель этого двигателя (Д-36) для отработки всех проблем, связанных с высокой степенью двухконтурности.

При проектировании двигателя Д-36 впервые в практике отечественного двигателестроения были выбраны большая степень двухконтурности, высокая температура газа перед сопловым аппаратом турбины и высокая степень повышения давления. Конструкция двигателя выполнялась по трехвальной схеме с широким применением титана и по модульной схеме. Создание двигателя Д-36 было серьезной проверкой коллектива, руководимого В.А. Лотаревым, на зрелость. Ведь пришлось решать целый круг научных, технологических и производственных проблем, с которыми столкнулись впервые.

Изначально двигатель Д-36 предназначался для самолета Ан-60 ОКБ О.К. Антонова. Но проект по этому самолету не был принят. "Самолетчики еще придут за этим двигателем", - сказал тогда В.А. Лотарев. Так и вышло. Первым посетил конструкторское бюро генеральный конструктор А.С. Яковлев. Д-36 ему понравился, и макет двигателя был направлен в Москву. Но постановление о создании самолета с многообещающим двигателем запаздывало. Только в 1973 г. приступили к постройке опытной партии самолета Як-42 с двигателями Д-36 тягой 6,5 тс. В практике отечественного самолетостроения это был тот редчайший случай, когда двигатель породил самолет.

Двигатель Д-36 оказался настолько удачным, что нашел применение сразу на нескольких летательных аппаратах. Он поднимает в небо такие известные во всем мире самолеты, как пассажирский Як-42, транспортный Ан-72, на котором установлены десятки мировых рекордов, а также многоцелевой Ан-74.

На базе Д-36 был создан самый мощный в мире вертолетный двигатель Д-136 мощностью более 11000 л.с. Он состоит из семи модулей, пять из которых идентичны соответствующим модулям двигателя Д-36. Это значительно сократило сроки создания и освоения его в серийном производстве.

Впоследствии на базе Д-36 создано семейство великолепных двигателей Д-436Т1 (Д-436ТП). В конце девяностых такие двигатели подняли в небо пассажирский самолет Ту-334 и самолет-амфибию Бе-200. В настоящее время предполагается установка этого на перспективный самолет АН-148.

В настоящем пособии дается описание конструкции двигателя Д-36, устройства и работы систем двигателя, приведены сведения об основных отказах и неисправностях двигателя, возникающих в процессе его эксплуатации, о технологических операциях по техническому обслуживанию. Все перечисленные вопросы рассматриваются в привязке к силовой установке самолета Як-42.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальностям 160901 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» и может быть полезно для студентов, обучающимся по другим авиационным специальностям.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ

1.1. Краткое описание двигателя

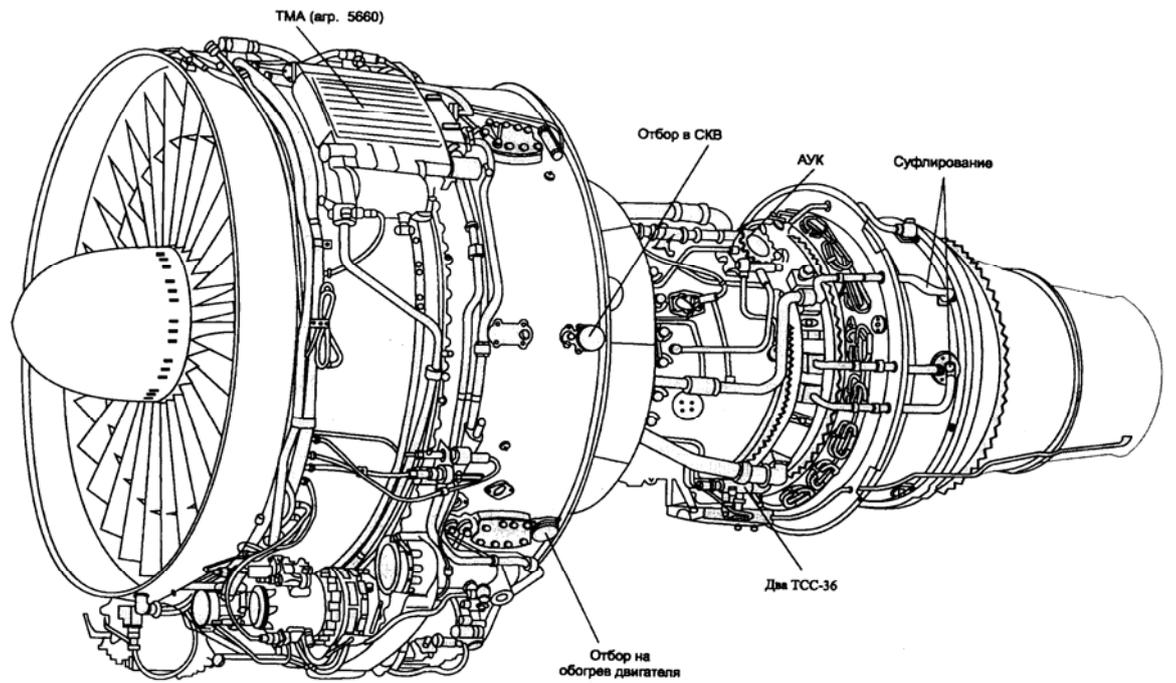
Важнейшим требованием, выполнение которого необходимо обеспечить в процессе эксплуатации летательного аппарата (ЛА), является высокая безопасность полета при низкой себестоимости перевозок, которые в значительной степени зависят от надежности работы и экономичности двигателей, установленных на ЛА. Исходя из этого, к двигателям ЛА предъявляются следующие основные требования:

1. Обеспечение заданных летно-технических данных ЛА (дальности и продолжительности полета, оптимальной скорости и высоты полета, скороподъемности и коммерческой нагрузки).
2. Большой ресурс и надежность в работе при всех возможных условиях применения ЛА.
3. Экономичность на рабочих режимах работы.
4. Небольшая масса и малое аэродинамическое сопротивление.
5. Эксплуатационная технологичность и ремонтпригодность.
6. Контролепригодность, характеризуемая числом контролируемых параметров и их диагностической ценностью, наличием средств сигнализации и аварийных защитных устройств.
7. Минимальное воздействие на окружающую среду. Уровень создаваемого шума и эмиссия авиадвигателей должны удовлетворять требованиям ГОСТа и ИКАО.

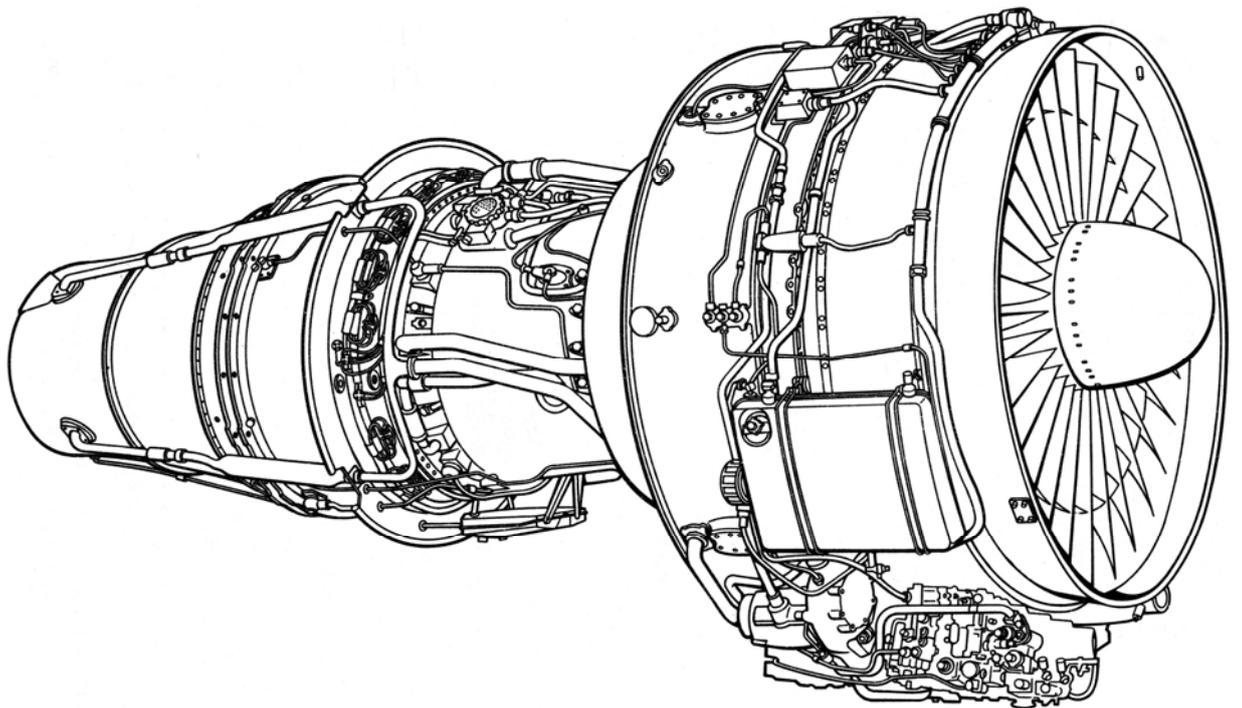
В силу своих конструктивных особенностей, заложенных на стадии проектирования, двигатель Д-36 отвечает перечисленным требованиям, несмотря на свой солидный возраст.

Турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36 (рис.1.1) предназначен для установки на пассажирские и транспортные самолеты. Двигатель имеет степень двухконтурности 6 на взлетном режиме и выполнен по трехвальной схеме с передним расположением вентилятора, с отдельными потоками и соплами. Он состоит из следующих основных узлов:

- одноступенчатого сверхзвукового вентилятора;
- шестиступенчатого околозвукового компрессора низкого давления (КНД);
- промежуточного корпуса;
- корпуса приводов;
- семиступенчатого компрессора высокого давления (КВД);
- камеры сгорания (КС) кольцевого типа с 24 головками, в центральных отверстиях которых размещены рабочие форсунки, подающие распыленное топливо во внутрь жаровой трубы;
- одноступенчатой турбины высокого давления (ТВД), приводящей во вращение ротор компрессора ВД;
- одноступенчатой турбины низкого давления (ТНД), которая приводит во вращение ротор компрессора НД;
- трехступенчатой турбины вентилятора (ТВ), которая приводит во вращение вентилятор;
- задней опоры и реактивного сопла внутреннего контура.



а



б

Рис.1.1. Внешний вид двигателя Д-36

а – вид слева; *б* – вид справа

Выполнение двигателя по трехвальной схеме позволило: получить более высокие КПД отдельных каскадов компрессора, обеспечить более высокие запасы компрессора по помпажу; использовать для запуска двигателя пусковое устройство малой мощности, так как при запуске необходимо раскручивать стартером только ротор компрессора ВД. Кроме того, у трехвального двигателя роторы короче, поэтому они жестче, лучше сохраняются радиальные зазоры, легче в доводке.

Большая степень двухконтурности двигателя и высокие параметры газодинамического цикла обеспечили его высокую экономичность.

Конструкция двигателя выполнена с учетом обеспечения принципа модульной (блочной) сборки. Двигатель разделен на 12 основных модулей (рис. 1.2): рабочее колесо вентилятора, спрямляющий аппарат вентилятора, вал вентилятора, компрессор низкого давления, коробка приводов, задняя опора, турбина вентилятора, ротор турбины низкого давления, корпус опор турбин, ротор турбины высокого давления, камера сгорания, корпус промежуточный, собранный с КВД. Каждый из модулей является законченным конструктивно-технологическим узлом и может быть (кроме главного двенадцатого модуля) демонтирован и заменен без разборки соседних модулей. Модульность конструкции двигателя обеспечивает возможность восстановления его эксплуатационной пригодности заменой деталей и узлов в условиях эксплуатации, а высокая контролепригодность способствует переходу от планово-предупредительного обслуживания к обслуживанию по состоянию.

На каждом двигателе установлены агрегаты, обеспечивающие работу систем двигателя и систем самолета.

Блок топливных насосов (агрегат 934), топливный регулятор (агрегат 935МА), электромагнитный клапан пускового топлива обеспечивают работу систем подачи и регулирования расхода топлива.

Маслоагрегат МА-36 с сигнализатором максимального перепада давления на масляном фильтре, воздухоотделитель ВО-36 с маслофильтром, центробежный суфлер ЦС-36, топливно-масляный агрегат 5660Т с сигнализатором максимального перепада давления на топливном фильтре, маслбак МБ-36 с датчиком уровня масла обслуживают работу масляной системы и системы суфлирования двигателя.

Воздушный стартер СВ-36, агрегаты зажигания СКН-11-1 (2 шт.), свечи зажигания СП-43 (2 шт.) обеспечивают работу системы запуска двигателя.

Работу систем управления и контроля двигателя обеспечивают: электронная система управления ЭСУ-2, блоки терморпар Т-80Т, датчик ДОТ-30 системы измерения суммарной степени повышения давления, датчики ДТА-10 частоты вращения роторов двигателя, вибропреобразователи МВ-31 (2 шт.), стружкосигнализатор СС-36, термостружкосигнализатор ТСС-36 (3 шт.), сигнализатор помпажа ПС-2-7, счетчик наработки ресурса СНР-1, датчик ИМД-100 давления топлива, датчик ИМД-8 давления масла, приемник П-77

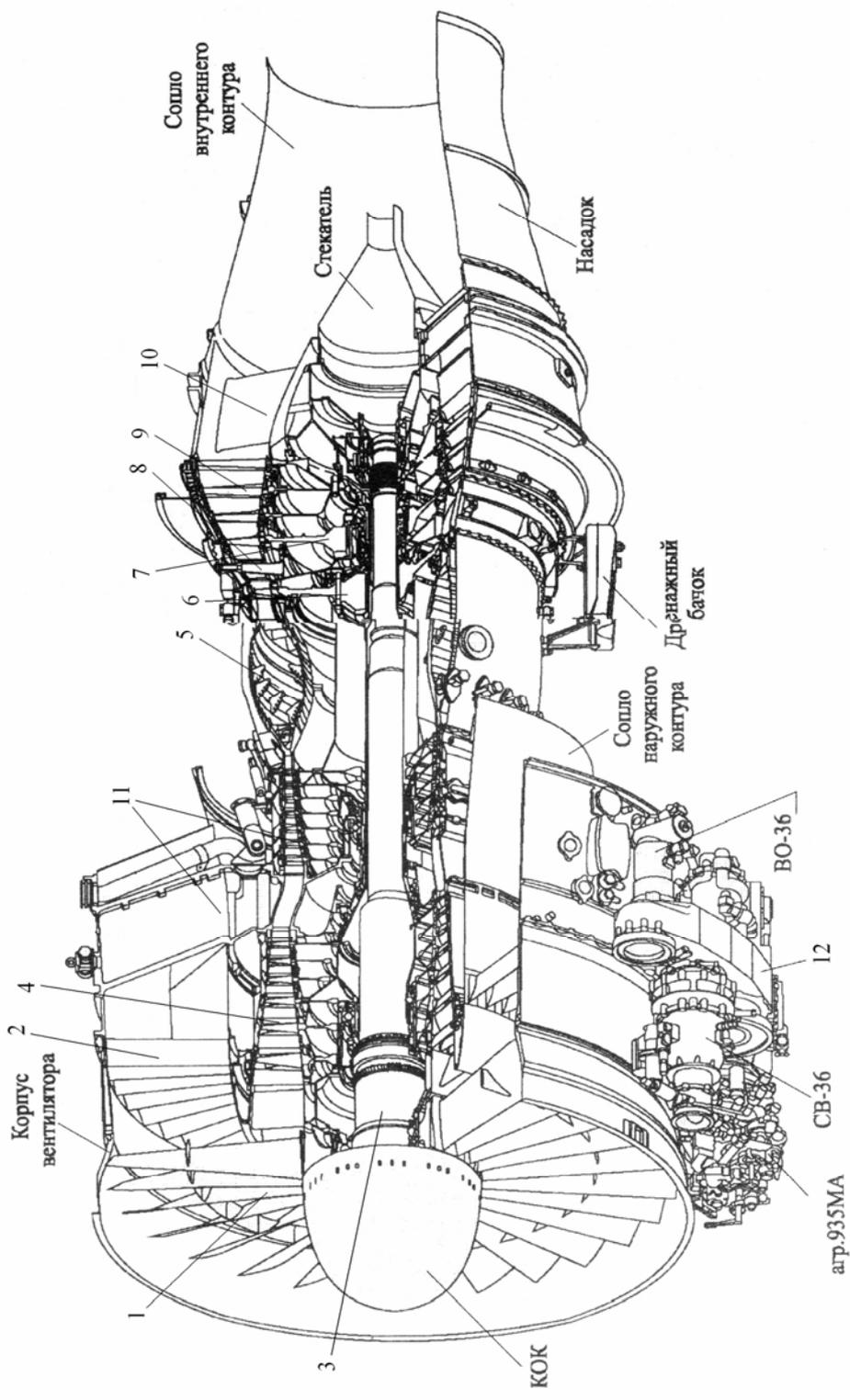


Рис. 1.2. Основные модули двигателя:

- 1.** Рабочее колесо вентилятора; **2.** Прямляющий аппарат вентилятора; **3.** Вал вентилятора; **4.** Компрессор низкого давления; **5.** Камера сгорания; **6.** Ротор турбины высокого давления; **7.** Ротор турбины низкого давления; **8.** Корпус опор турбин; **9.** Турбина вентилятора; **10.** Задняя опора двигателя; **11.** Промежуточный корпус и компрессор высокого давления; **12.** Коробка приводов.

температуры масла, сигнализатор МСТВ-1,6 минимального давления масла, датчик ДС-11 положения РУД, датчик мгновенного расхода топлива ДРТМ1,5-2Т, автоматы управления клапанами перепуска воздуха

Кроме перечисленных агрегатов, на каждом двигателе установлены следующие самолетные агрегаты:

- привод-генератор ГП-21;
- гидронасос НП-72МВ (на самолете Як-42 ставятся только на левом и среднем двигателе).

Конструкция двигателя выполнена так, что позволяет осуществлять его подвеску при любом размещении двигателя на самолете (за нижние, верхние и боковые узлы крепления). Крепление каждого двигателя на самолете осуществляется в двух плоскостях: передней и задней (рис.1.3).

Передние узлы крепления к самолетной подвеске воспринимают вертикальные и поперечные силы, действующие на двигатель в этой плоскости, и расположены на наружной оболочке промежуточного корпуса. Самолетная подвеска по переднему поясу должна обеспечивать температурную и монтажную компенсации и не воспринимать тягу двигателя.

Усилия, действующие на двигатель в заднем поясе подвески, воспринимаются силовым кольцом, расположенным на корпусе задней опоры турбины.

Тяга двигателя воспринимается внутренней силовой частью промежуточного корпуса, на которой предусмотрена установка кронштейна с резьбовой проушиной. Положение кронштейна с проушиной зависит от выбранного варианта подвески. К резьбовой проушине присоединяется самолетная тяга, которая вторым концом крепится непосредственно к силовой части пилона самолета. Линия действия тяги проходит под углом 17° к продольной оси самолета. Проушина до установки самолетной тяги фиксируется на двигателе специальным стопорным устройством. Подвеска двигателя предусматривает также возможность передачи обратной тяги.

Боковые двигатели на самолете Як-42 крепятся на пилонах по обе стороны фюзеляжа. Воздух к ним поступает через короткие прямые входные устройства круглого сечения. Средний двигатель устанавливается внутри хвостовой части фюзеляжа. Воздух к нему поступает через изогнутый канал с передним обтекателем, расположенным у основания кромки киля.

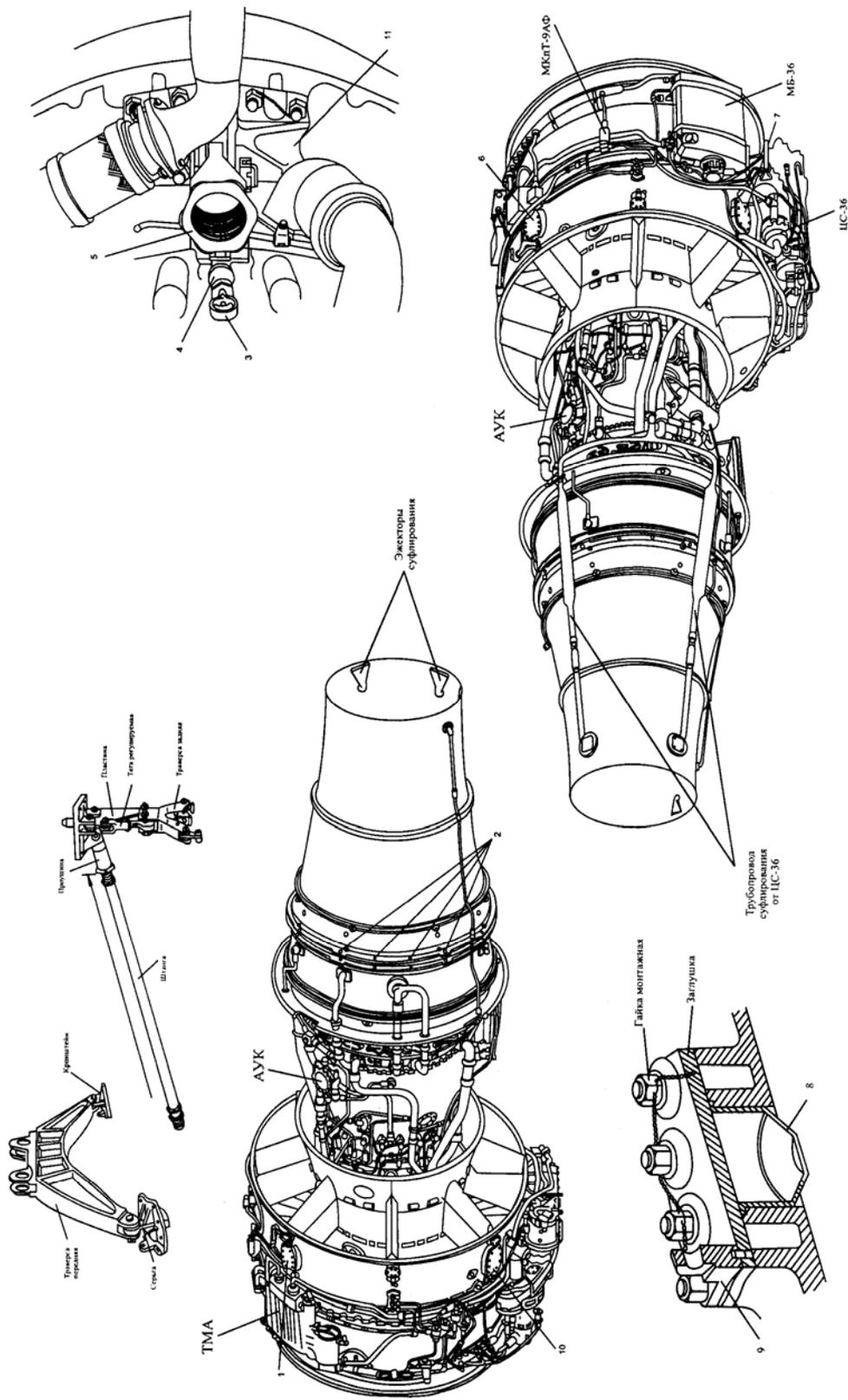


Рис. 1.3. Схема подвески двигателя за верхние узлы крепления:

1. Фланец крепления передней подвески двигателя; **2.** Группа отверстий задней подвески двигателя; **3.** Кольцо стопора проушины; **4.** Стопор проушины; **5.** Проушина под штангу, передающую тягу двигателя; **6.** Фланец крепления передней подвески двигателя; **7.** Фланец крепления передней подвески двигателя; **8.** Стакан; **9.** Такелажный кронштейн **10.** Фланец крепления передней подвески двигателя **11.** Кронштейн для крепления проушины

1.2. Основные технические данные двигателя Д-36

Тяга двигателя на взлетном режиме (M=0; H=0; САУ), кН.....	65,0
Удельный расход топлива, кг/(Н·ч)	0,0375
Тяга двигателя на номинальном режиме (M=0; H=0; САУ), кН.....	50,0
Тяга двигателя на крейсерском режиме полета (H=8 км; M=0,75; САУ), кН.....	Не более 16,0
Удельный расход топлива, кг/(Н·ч).....	0,065
Тяга двигателя на режиме малого газа (H=0; M=0; САУ), кН.....	Не более 4,0
Суммарная степень повышения давления, π_{Σ}^*	20
Время приемистости при перемещении РУД за 1-2с от режима полетного малого газа (0,4 номинального) до получения 95% взлетной тяги, с.....	$5_{-0,5}^{+1,0}$
Время суммарной наработки за ресурс на режимах, %:	
взлетном.....	Не более 3,5
номинальном.....	Не более 25
крейсерских	Неограниченно
Время непрерывной работы двигателя на режимах, мин:	
взлетном.....	Не более 5,0
номинальном и крейсерских.....	Без ограничения пределах ресурса
земного малого газа.....	30
Высотность двигателя, м.....	10000
Высотность запуска, м:	
на земле.....	3000
в полете.....	8000
Топливо (рабочее и пусковое).....	Т-І. ТС-І и их смеси в любых пропорциях
Масло:	
основное.....	ИМП-10
резервное.....	ВНИИ НП-50-1-4Ф
Расход масла, л/ч.....	Не более 0,8
Сухая масса двигателя, кг.....	1100
Габаритные размеры, мм:	
длина без учета носового кока.....	3224,5
с учетом носового кока.....	3469,5
высота.....	1711,5
ширина.....	1541,0

1.3. Характеристики двигателя Д-36

Изменение параметров двигателя в зависимости от режима работы двигателя, высоты и скорости полета, от атмосферных условий обуславливаются принятым законом подачи топлива и особенностями характеристик двигателя.

Закон подачи топлива подбирается из условия соответствия параметров двигателя летно-техническим требованиям к самолету. На двигателе Д-36 автоматическая топливорегулирующая аппаратура: всережимный регулятор суммарной степени давления в компрессоре двигателя π_{Σ}^* с высотной коррекцией, ограничитель температуры газов за турбиной низкого давления $t_{\text{ТНД}}^*$ и ограничитель частоты вращения ротора вентилятора $n_{\text{В}}$.

Регулятор суммарной степени повышения давления обеспечивает поддержание π_{Σ}^* постоянным при любых изменениях условий полета на каждом режиме работы двигателя. При этом каждому режиму работы двигателя, задаваемому положением рычага управления двигателем (РУД) - $\alpha_{\text{В}}$, соответствует определенное значение суммарной степени повышения давления (рис. 1.4).

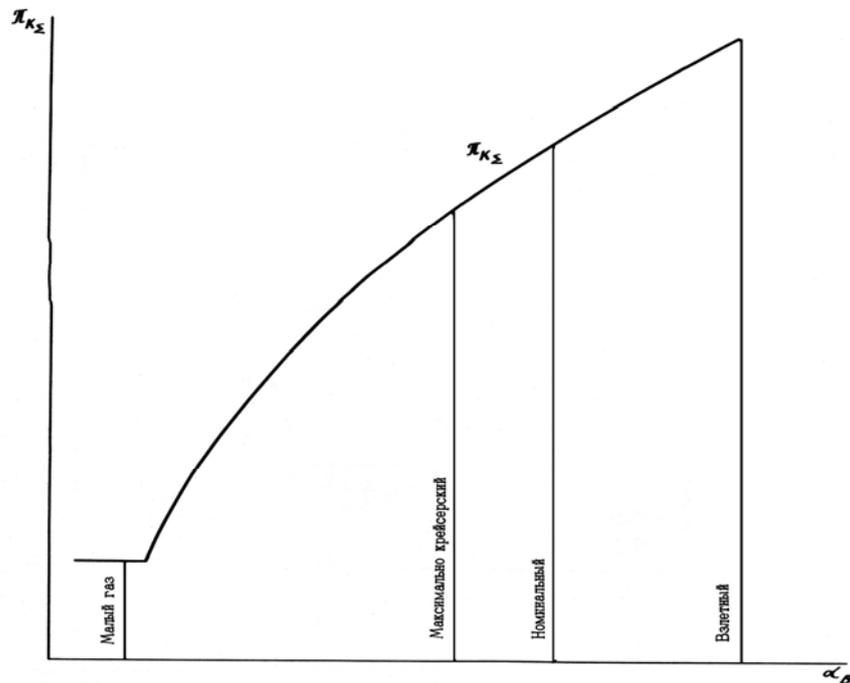


Рис.1.4. Зависимость суммарной степени повышения давления от режима работы двигателя

Ограничитель температуры газов за турбиной низкого давления не допускает увеличение температуры $t_{\text{ТНД}}^*$ выше заданного значения при любых изменениях условий полета на каждом режиме работы двигателя. Каждому положению РУД соответствует определенное ограничение по температуре (рис.1.5).

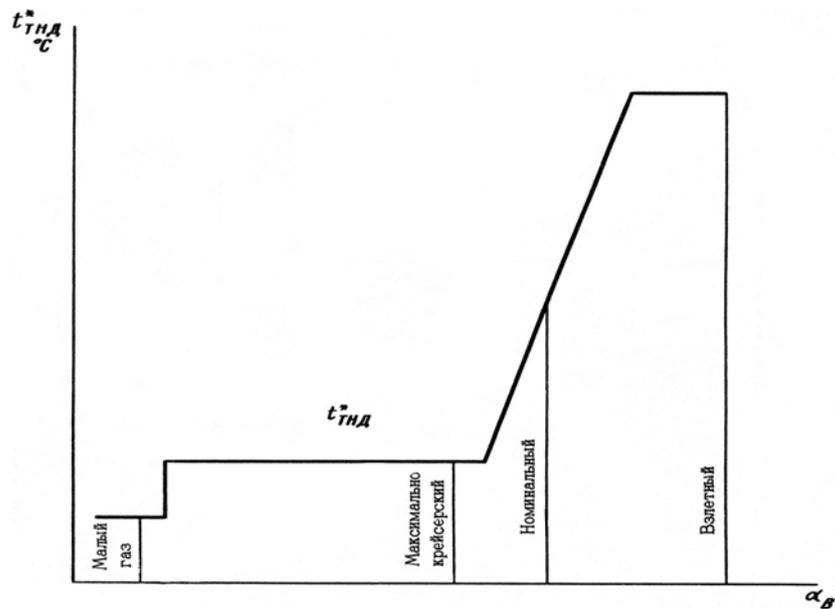


Рис.1.5. Зависимость предельной температуры от режима работы двигателя

Ограничитель частоты вращения ротора вентилятора не допускает увеличение оборотов ротора вентилятора выше заданного значения при любых изменениях условий полета.

Характеристиками двигателя называются зависимости его основных параметров (в первую очередь тяги и удельного расхода топлива) от скорости и высоты полета, а также режима работы двигателя. Эксплуатационные характеристики подразделяются на дроссельные, высотно-скоростные и специальные.

Дроссельными характеристиками называются зависимости параметров двигателя от режима работы двигателя при неизменных значениях скорости (или числа Маха M) и высоты полета.

Изменение режима работы двигателя Д-36 осуществляется изменением количества подаваемого в камеру сгорания топлива и сопровождается изменением частот вращения роторов, поэтому дроссельные характеристики традиционно изображаются в виде зависимостей параметров двигателя от частоты вращения ротора ВД. Такие характеристики как зависимости

относительных величин тяги $\bar{R} = \frac{R}{R_0}$, температуры газов перед турбиной $\bar{T}_{Г}^* = \frac{T_{Г}^*}{T_{Г0}^*}$, расхода

топлива $\bar{G}_T = \frac{G_T}{G_{T0}}$, суммарной степени повышения давления $\bar{\pi}_{K\Sigma}^* = \frac{\pi_{K\Sigma}^*}{\pi_{K\Sigma0}^*}$ и температуры

газов за турбиной низкого давления $\bar{t}_{ТНД}^* = \frac{t_{ТНД}^*}{t_{ТНД0}^*}$ от частоты вращения ротора высокого

давления $\bar{n}_{ВД} = \frac{n_{ВД}}{n_{ВД0}}$, снятые на стенде для двигателя Д-36, приведены на рис.1.6.

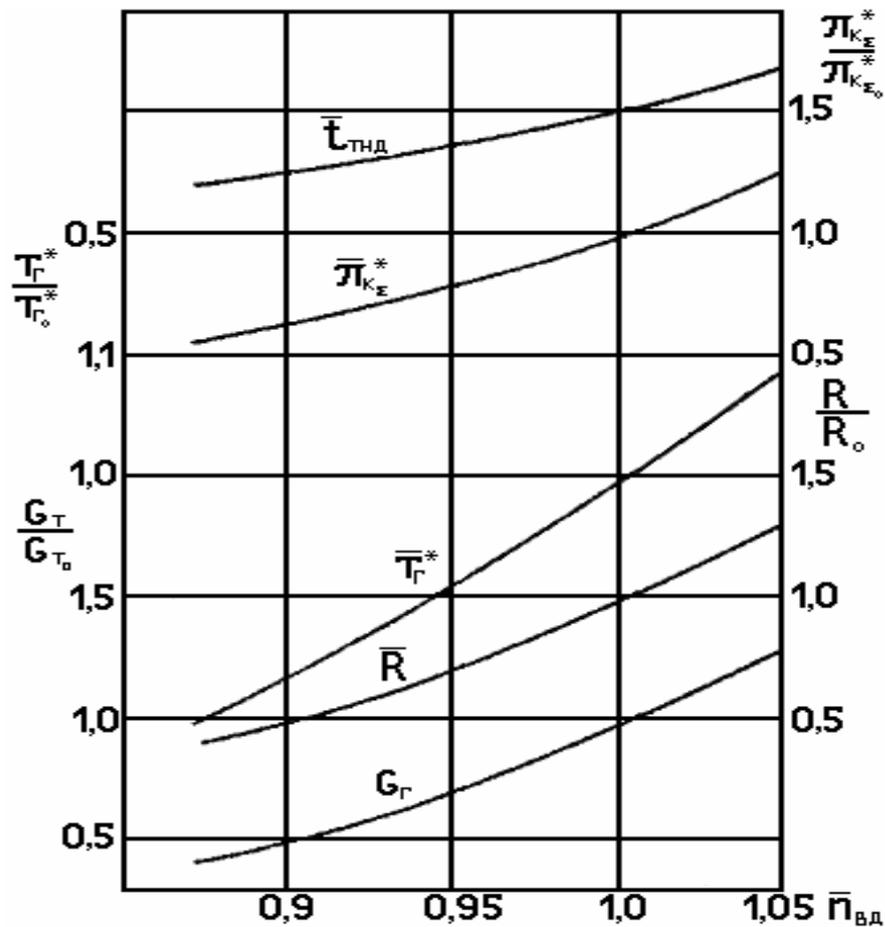


Рис. 1.6. Дроссельные характеристики двигателя в условиях $H=0, M=0, tH=+15^\circ\text{C}$

(параметры $n_{ВД0}, R_0, T_{Г0}^*, G_{Т0}, \pi_{к\Sigma}^*, t_{ТНД0}^*$ соответствуют работе двигателя на номинальном режиме)

С увеличением расхода топлива увеличивается количество энергии, подведенной к рабочему телу, что приводит к увеличению температуры и давления газа перед турбиной и по всему газоздушному тракту, а следовательно и к увеличению частоты вращения ротора высокого давления и значений всех выше перечисленных параметров.

При уменьшении расхода топлива снижаются частоты вращения роторов, степень повышения давления вентилятора π_{KB}^* и суммарная степень повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$, температура газа перед турбиной T_T^* , секундный расход воздуха через двигатель G_B , изменяются коэффициенты полезного действия компрессоров и турбин η_K^* , η_T^* .

Одновременное снижение $\pi_{к\Sigma}^*$ и T_T^* приводит к падению удельной тяги внутреннего контура $R_{удI}$ а снижение π_{KB}^* к уменьшению удельной тяги наружного контура $R_{удII}$. В результате удельная тяга всего двигателя $R_{уд}$ также будет уменьшаться:

$$R_{уд} = \frac{R}{G_{B\Sigma}} = \frac{R_I + R_{II}}{G_{BI} + G_{BII}} = \frac{R_{удI} + mR_{удII}}{1+m},$$

где R_I и R_{II} - соответственно тяга первого и второго контура,

$G_{B\Sigma}$, G_{BI} , G_{BII} - расходы воздуха через двигатель, первый и второй контуры, m - степень двухконтурности двигателя.

Суммарная тяга двигателя $R=G_{B\Sigma}R_{уд}$ при уменьшении $n_{ВД}$ будет снижаться еще быстрее, чем $R_{уд}$ из-за интенсивного уменьшения $G_{B\Sigma}$, который в пределах рабочих режимов изменяется пропорционально $n_{ВД}$.

На изменение удельного расхода топлива $C_{уд} = \frac{G_T}{R}$ решающее влияние оказывают изменения $\pi_{K\Sigma}^*$, T_G^* , η_K^* . Дросселирование двигателя от взлетного режима до крейсерского сопровождается резким уменьшением T_G^* , которая приближается к экономической $T_{гэК}^*$, а также некоторым увеличением η_K^* . Поэтому, несмотря на уменьшение $\pi_{K\Sigma}^*$ удельный расход топлива несколько снижается. Дальнейшее дросселирование двигателя из-за значительного снижения $\pi_{K\Sigma}^*$, а также снижения η_K^* приводят к ухудшению использования тепла в цикле, увеличению удельного расхода топлива.

С точки зрения изменения параметров двигателя важное значение имеет, так называемое, скольжение роторов. С уменьшением количества подаваемого топлива в двигатель снижаются температура газа перед турбиной и мощность всех трех турбин. Это приводит к нарушению баланса мощностей турбокомпрессоров и как следствие - к падению частот вращения роторов высокого давления - $n_{ВД}$, низкого давления - $n_{НД}$ и n_B вентилятора. При этом падение частоты вращения ротора вентилятора оказывается наибольшим, у турбокомпрессора НД несколько меньшим, и еще меньший у турбокомпрессора ВД. Следовательно, на новом равновесном режиме $n_B < n_{КНД} < n_{КВД}$. При увеличении тяги (за счет увеличения подачи топлива) закономерность изменения частот вращения роторов изменяется на обратную. Теперь относительно быстрее растет частота вращения ротора вентилятора, в меньшей мере - ротора НД и еще в меньшей - ротора ВД (рис.1.7.).

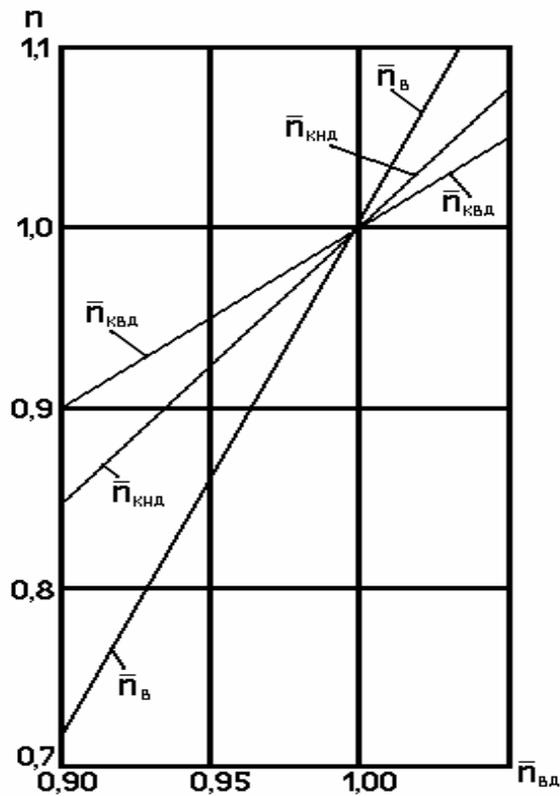


Рис.1.7. Динамика скольжения роторов:

$$\bar{n}_{КВД} = n_{КВД} / n_{КВД0};$$

$$\bar{n}_{КНД} = n_{КНД} / n_{КНД0};$$

$$\bar{n}_B = n_B / n_{B0}$$

Высотно-скоростными характеристиками двигателя называются зависимости его параметров от высоты полета (при $M = \text{const}$ или $V = \text{const}$), а также от скорости полета (при $H = \text{const}$).

С увеличением высоты полета уменьшаются давление и температура окружающей среды. Падение давления P_H при $M = \text{const}$ приводит к уменьшению давления на входе в двигатель и секундному расходу воздуха через двигатель. С уменьшением температуры окружающей среды до $H = 11$ км (при $n = \text{const}$) увеличиваются степень повышения давления в компрессоре и удельная тяга. Однако резкое уменьшение секундного расхода воздуха через двигатель не компенсируется незначительным увеличением удельной тяги, поэтому с поднятием на высоту тяга двигателя уменьшается.

Удельная тяга $R_{вд}$ до $H = 11$ км растет, а удельный расход топлива уменьшается. Объясняется это улучшение эффективности термодинамического цикла за счет повышения $\pi_{K\Sigma}^*$. На высотах больше 11 км $T_H = \text{const}$, поэтому $R_{вд}$ и $C_{вд}$ также остаются постоянными.

С увеличением скорости полета (при $H = \text{const}$) непрерывно растет секунднй расход воздуха, но уменьшаются $R_{удI} = C_{c1} - V$ и $R_{удII} = C_{c2} - V$, поэтому с увеличением числа M полета тяга отдельных контуров и полная тяга непрерывно снижаются (рис.1.8).

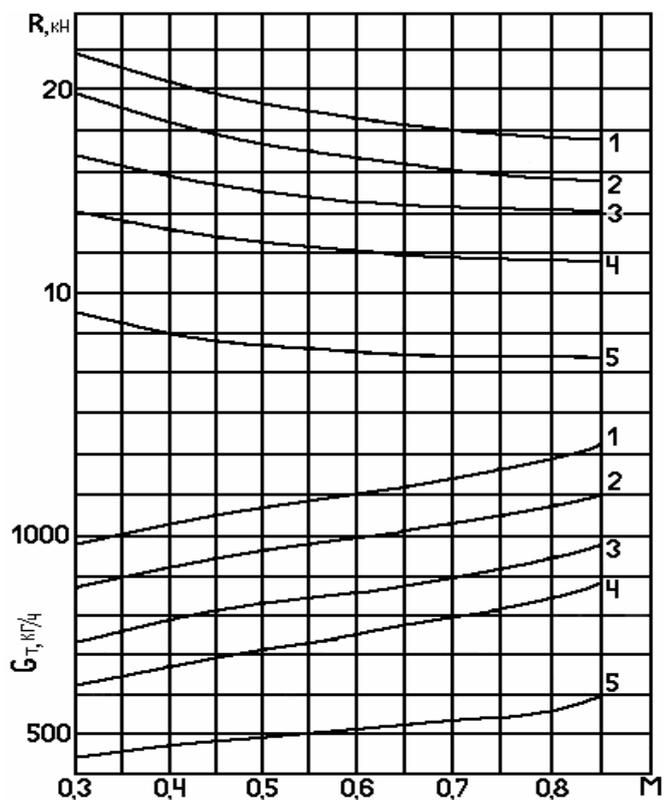


Рис.1.8. Скоростные характеристики двигателя (H=8 км, САУ):
1- режим номинальный; **2**- максимальный крейсерский; **3**- 0,7 номинального;
4- 0,6 номинального; **5**- 0,4 номинального.

Изменение тяги ТРДД по скорости полета очень сильно зависит от степени двухконтурности. При $t = 5$ и более тяга ТРДД в момент отрыва самолета от земли ($M=0,25...0,3$) по сравнению с ее взлетным значением составляет 70...80% (при $M=0$).

В законе регулирования, реализованном на двигателе Д-36, в качестве регулируемых параметров приняты:

- в зоне $t_H < +18^\circ\text{C}$ – суммарная степень повышения давления $\pi_{K\Sigma}^*$:

- в зоне $t_H \geq +18^\circ\text{C}$ - температура газов перед турбиной каскада ВД – T_{Γ}^* :

При $t_H \geq +18^\circ\text{C}$ закон регулирования имеет следующий вид: $T_{\Gamma}^* = f(\alpha_B)$ или при $\alpha_B = \text{const}$, $T_{\Gamma}^* \approx \text{const}$.

При этом частота вращения ротора высокого давления и температура газов перед турбиной, примерно, постоянны (рис.1.9).

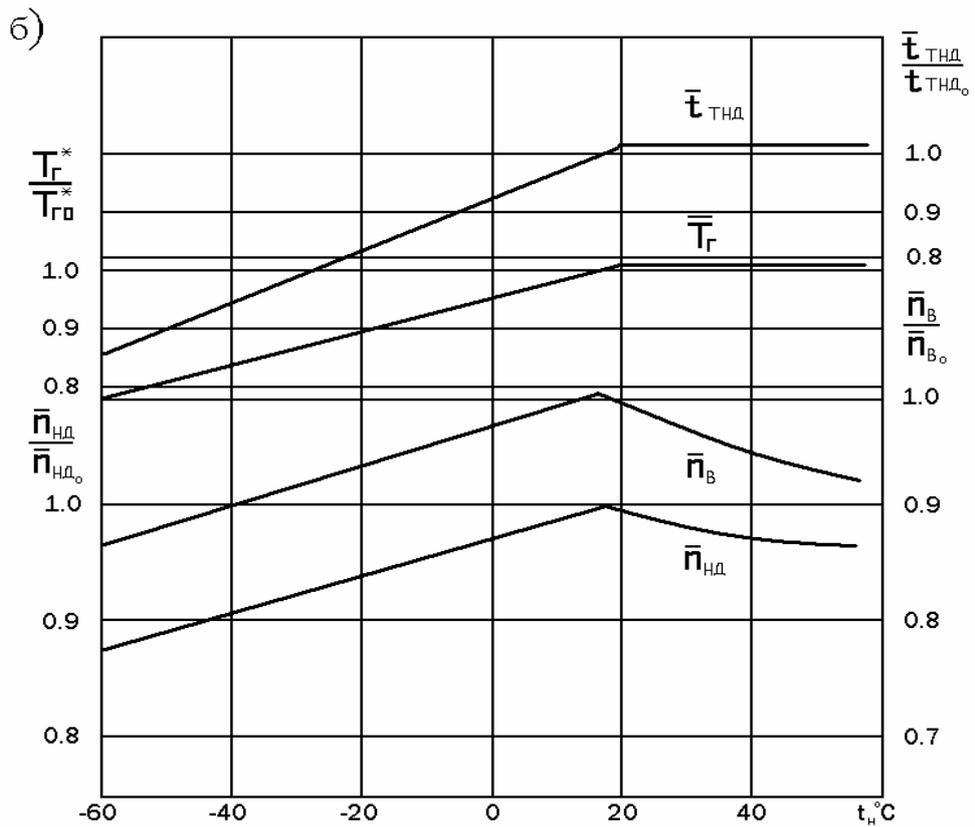
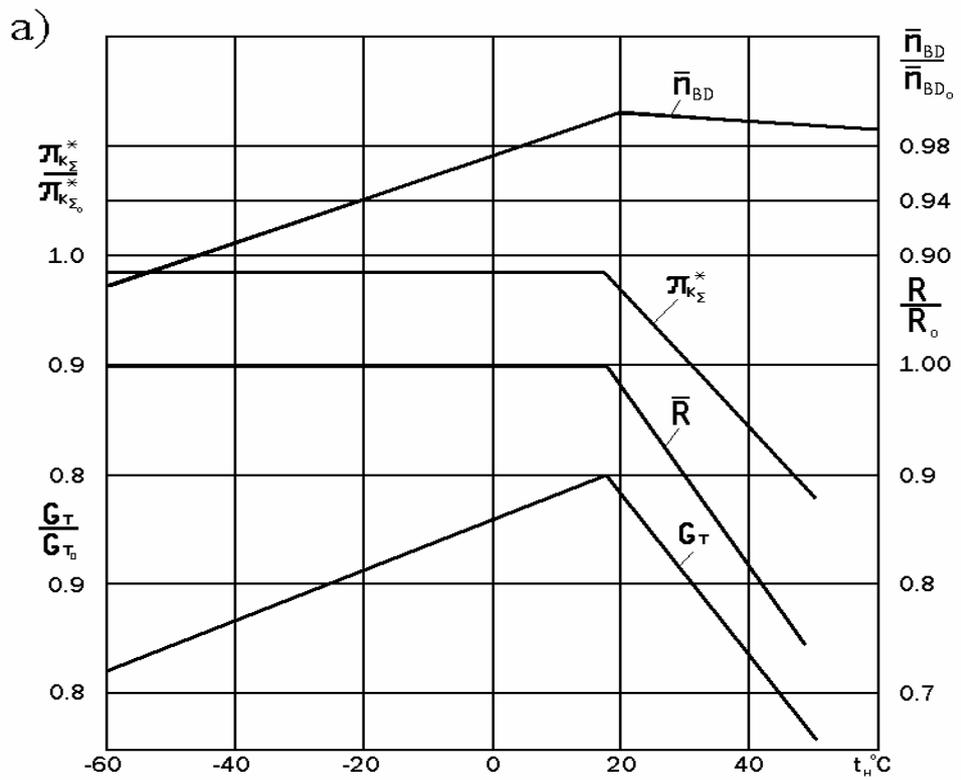


Рис.1.9. Характеристика взлетного режима при изменении температуры окружающей среды t_H в условиях $H=0, M_{П}=0$:

***a-** зависимость $G_T, R, \pi_{K\Sigma}^*, n_{BD}$ от t_H ; **б-** зависимость $T_{ТНД}, T_T^*, n_B, n_{HD}$ от t_H .*

Тяга двигателя с увеличением температуры окружающего воздуха уменьшается вследствие уменьшения расхода воздуха и удельной тяги из-за снижения степени повышения давления воздуха в компрессоре, то есть $T_{Г}^* \approx \text{const}; n_{BD} \approx \text{const}; G_T \sim \text{var}; R \sim \text{var}$.

При $t_H < +18^\circ\text{C}$ осуществляется переход к регулированию по закону

$$\pi_{K\Sigma}^* = f(\alpha_B), \text{ т.е. при } \alpha_B = \text{const}; \pi_{K\Sigma}^* = \text{const}.$$

В данном случае частота вращения ротора высокого давления и температура газов перед турбиной уменьшаются с уменьшением температуры наружного воздуха. Расход воздуха через двигатель увеличивается, а удельная тяга уменьшается, в результате тяга остается постоянной.

Регулятор $\pi_{K\Sigma}^*$ с высотно-скоростным корректором дозирует топливо при работе двигателя в зоне низких температур окружающей среды и малых высотах. В зоне больших высот и высоких температур дозатором топлива автоматически становится электронная система управления.

2. КОМПРЕССОР ДВИГАТЕЛЯ

2.1. Общие сведения

Процесс сжатия воздуха в двигателе происходит во входном устройстве и в компрессоре. При дозвуковых скоростях полета сжатие воздуха в двигателе осуществляется в основном компрессором. С переходом на сверхзвуковые скорости полета становится возможным существенное повышение давления воздуха во входном устройстве за счет скоростного напора.

Дозвуковые входные устройства применяются при полетах на дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростях ($M=1,3\dots 1,5$), при которых потери энергии в прямом скачке уплотнения еще незначительны.

Одним из основных параметров, характеризующих эффективность входных устройств, является коэффициент сохранения полного давления:

$$\sigma^*_{вх} = \frac{P^*_{вх}}{P^*_H}$$

где $P^*_{вх}$ - полное давление за входным устройством; P^*_H - полное давление набегающего потока.

Он оценивает газодинамическое совершенство входного устройства. Входное устройство боковых двигателей самолета Як -42 представляет собой прямой цилиндрический канал. Входное устройство среднего двигателя представляет собой цилиндрический криволинейный канал с передним обтекателем и с задним фланцем для крепления к двигателю. Входное устройство является неотъемлемым элементом gondoly двигателя, поэтому на рассмотрении его устройства подробно останавливаться не будем.

Компрессор служит для сжатия воздуха и подачи его в камеру сгорания. В настоящее время наиболее широкое применение в авиационных ГТД получили. Это объясняется тем, что осевые компрессоры по сравнению с центробежными имеют меньший диаметр при одинаковом секундном расходе воздуха, более высокий КПД и могут обеспечить большую степень повышения давления.

Процессы, протекающие в компрессоре, могут быть описаны исходя из общих энергетических соотношений.

Энергия, подводимая к 1 кг воздуха в компрессоре, при адиабатном сжатии:

$$L^*_{ад.к} = \frac{K}{K-1} : RT^*_{вх} \left(\pi^*_{к} \frac{K}{K} - 1 \right),$$

где K - показатель адиабаты, R - газовая постоянная.

Принимая для воздуха $K=1,4$; $R=287$ Дж/(кг К), будем иметь:

$$L^*_{ад.к} = 1005 T^*_{вх} \left(\pi^*_{к}^{0,286} - 1 \right).$$

Работа, которую нужно подвести извне для сжатия 1 кг воздуха в реальном неохлажденном компрессоре, называется эффективной L_K . Отношение адиабатной работы к эффективной работе сжатия называется адиабатным КПД, то есть

$$\eta_{ад.к}^* = \frac{L_{ад.к}^*}{L_K}$$

Для современных авиационных осевых компрессоров $\eta_{ад.к}^* = 0,84 \dots 0,88$.

Мощность компрессора, кВт:

$$N_K = \frac{G_v L_K}{1000} = \frac{G_v L_{ад.к}^*}{\eta_{ад.к}^*}$$

Компрессор двигателя Д-36 осевой, трехкаскадный, состоит из одноступенчатого сверхзвукового вентилятора, шестиступенчатого дозвукового компрессора низкого давления (КНД) и семиступенчатого дозвукового компрессора высокого давления (КВД).

Вентилятор расположен в передней части двигателя за воздухозаборником (рис. 1.2) и предназначен для приращения энергии воздуха, проходящего через наружный контур двигателя, и предварительного сжатия воздуха, поступающего во внутренний контур двигателя.

За вентилятором расположен КНД, в котором происходит дальнейшее сжатие воздуха, поступающего из вентилятора во внутренний контур двигателя. Окончательное сжатие воздуха и подача его в камеру сгорания происходит в КВД, который расположен за промежуточным корпусом.

Роторы вентилятора, КНД и КВД приводятся во вращение своими турбинами и связаны между собой только газодинамической связью. Для согласования работы каскадов двигателя лопатки входных направляющих аппаратов КНД и КВД выполнены поворотными. Для обеспечения газодинамической устойчивости двигателя на запуске и малых частотах вращения в КНД и КВД предусмотрены клапана перепуска воздуха (КПВ). Наличие смотровых окон в КНД и КВД позволяет при необходимости осматривать лопатки всех ступеней компрессора.

В конструкции компрессоров широко используются современные титановые сплавы, обладающие высокой удельной прочностью:

- вентилятор - корпус, рабочие лопатки, кожухи шумогасящих панелей;
- компрессор НД - обтекатель переднего корпуса, лопатки входных и направляющих аппаратов, детали КПВ, диски, рабочие лопатки, передний лабиринт;
- компрессор ВД - диски и рабочие лопатки первой секции.

2.2. Вентилятор

Вентилятор (рис.2.1) состоит из следующих основных узлов: ротора с вращающимся коком, статора и передней опоры ротора. Ротор вентилятора приводится во вращение трехступенчатой турбиной.

Ротор вентилятора состоит из рабочего колеса, вала, кока с воздухоподводящей трубой и устройства для распределения горячего воздуха, подаваемого на обогрев кока.

Рабочее колесо состоит из диска и рабочих лопаток. Лопатки имеют антивибрационные полки, образующие жесткий кольцевой бандаж для снижения напряжений в пере лопатки. Они крепятся к диску замком типа «ласточкин хвост». От осевого перемещения лопатки зафиксированы спереди упорным фланцем, сзади – буртом на диске. Сам диск крепится к валу при помощи болтового соединения. На вал установлена переходная втулка, которая предохраняет вал от повреждений при разрушении шарикоподшипника передней опоры. На втулке выполнен зубчатый венец, являющийся индуктором датчика ДТА-10, предназначенного для измерения частоты вращения ротора бесконтактным способом.

Кок вентилятора, состоящий из обтекателя и дефлектора, сварной конструкции выполнен таким образом, что обтекатель совместно с дефлектором образуют канал, по которому горячий воздух подводится на обогрев кока.

Статор вентилятора состоит из корпуса и спрямляющего аппарата (СА). С целью уменьшения перетекания воздуха в вентиляторе на внутреннюю поверхность корпуса в зоне

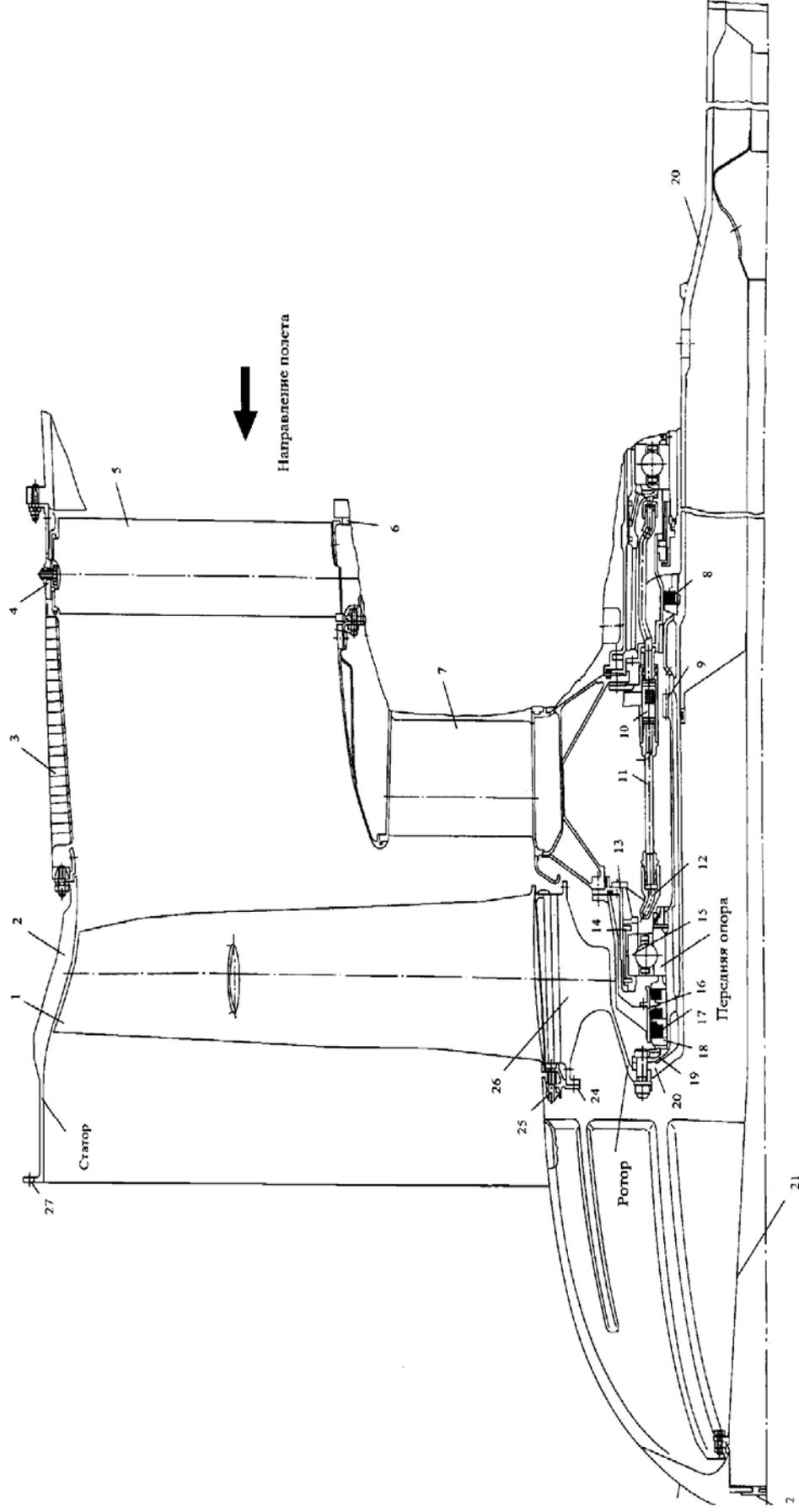


Рис.2.1. Вентилятор:

1. Рабочая лопатка; **2.** Корпус вентилятора; **3.** Панель шумоглушения; **4.** Наружное кольцо СА; **5.** Лопатка СА; **6.** Кольцо внутреннее СА; **7.** Корпус передний КНД; **8.** Уплотнение радиально-торцовое контактное; **9.** Зубчатый венец индуктора ДГА-10; **10.** Фильтр; **11.** Трубопровод; **12.** Кольцо форсуночное; **13.** Стакан подшипника; **14.** Кольцо маслоуплотнительное; **15.** Шарикоподшипник; **16.** Втулка корпуса; **17.** Кольцо графитовое; **18.** Кольцо упорное; **19.** Втулка переходная; **20.** Труба воздухоподводящая; **22.** Устройство для распределения горячего воздуха; **23.** Кок; **24.** Фланец упорный; **25.** Винт; **26.** Колесо рабочее вентилятора; **27.** Фланец передний

рабочих лопаток нанесено прирабатываемое пластмассовое покрытие. Жесткость корпуса при этом обеспечивается путем намотки углепластика.

Спрямляющий аппарат состоит из наружного кольца, внутреннего кольца и 49 лопаток. На наружном кольце СА имеются два отверстия, закрытые заглушками, через которые производится осмотр рабочих лопаток первой и второй ступеней КНД. Конструктивная особенность спрямляющего аппарата заключается в наличии шумоглушащих панелей. Каждая панель имеет стальной кожух, перфорированный большим числом отверстий, и наружную стеклопластиковую оболочку. Пространство между этими деталями заполнено легким полимерным сотопластом.

Передняя опора вентилятора представляет из себя шариковый радиальн-упорный подшипник с разрезной внутренней обоймой. Между стаканом подшипника и наружной обоймой образована замкнутая полость, ограниченная маслоуплотнительными кольцами, которая при работе двигателя заполняется маслом и является демпфером. Применение демпфирования опоры позволяет уменьшить динамические нагрузки, передающиеся на корпус двигателя от вращающегося ротора. Для уплотнения масляных полостей применены безрасходные радиально-торцевые контактные графитовые уплотнения. Для повышения эффективности уплотнения к нему подводится воздух для наддува из-за IV ступени КНД. Смазка подается к опоре через форсуночное кольцо.

2.3. Компрессор низкого давления

Компрессор низкого давления (рис. 2.2) состоит из переднего корпуса, входного направляющего аппарата (ВНА) КНД, ротора, статора, клапанов перепуска воздуха (КПВ) и передней опоры.

Передний корпус разделяет обтекателем и наружным кольцом воздушный тракт на два контура, являясь одновременно спрямляющим аппаратом вентилятора во внутреннем контуре с девятью лопатками. Лопатки полые и через них проходят следующие коммуникации: подвода и отвода масла к опорам; суфлирования опор; электрические от датчика частоты вращения вентилятора; воздушные для наддува предмасляной полости опоры вентилятора. К переднему корпусу крепятся детали опор вентилятора и КНД и кронштейны подвески датчиков частоты вращения вентилятора.

За передним корпусом расположен ВНА. Лопатки ВНА своими цапфами установлены в подшипники скольжения и с помощью рычагов связаны с поворотным кольцом. Конструкция ВНА позволяет регулировать угол установки лопаток в процессе сборки и заводских испытаний двигателя и фиксировать в нужном положении. В эксплуатации угол установки лопаток ВНА не регулируется.

Статор КНД состоит из корпуса, в котором установлены пять венцов направляющих аппаратов и шесть рабочих колец. Корпус компрессора неразъемный с двумя фланцами по торцам. На наружной поверхности корпуса приварены три ресивера с фланцами для крепления КПВ и патрубки с фланцами для крепления трубопроводов отбора воздуха на наддув уплотнений. На корпусе КНД расположены смотровые бобышки, используемые для ввода оптического инструмента, с помощью которого производится осмотр лопаток КНД. Направляющие аппараты всех ступеней имеют разъемы в диаметральных плоскостях. Рабочие кольца всех ступеней имеют легкоприрабатываемые покрытия. спрямляющий аппарат шестой ступени выполнен цельным и крепится к промежуточному корпусу.

Ротор КНД (рис. 2.3) диско-барабанной конструкции, состоит из рабочих колес первой, второй и третьей ступеней, сварной секции рабочих колес четвертой, пятой и шестой ступеней, переднего и заднего валов, переднего и заднего лабиринтных колец. На заднем лабиринтном кольце выполнен зубчатый венец, являющийся индуктором датчика частоты вращения ротора КНД. Все детали ротора стягиваются в единый пакет призонными болтами. На переднем валу располагаются детали опоры ротора КНД. Хвостовик заднего вала опирается роликовый подшипник, который расположен в корпусе опор турбин. Каждое рабочее колесо состоит из диска и рабочих лопаток, установленных в ободу диска с помощью замка типа «ласточкин хвост». От осевого перемещения лопатки зафиксированы пластинчатыми замками. Для уменьшения динамических напряжений рабочие лопатки шестой ступени выполнены с антивибрационными полками.

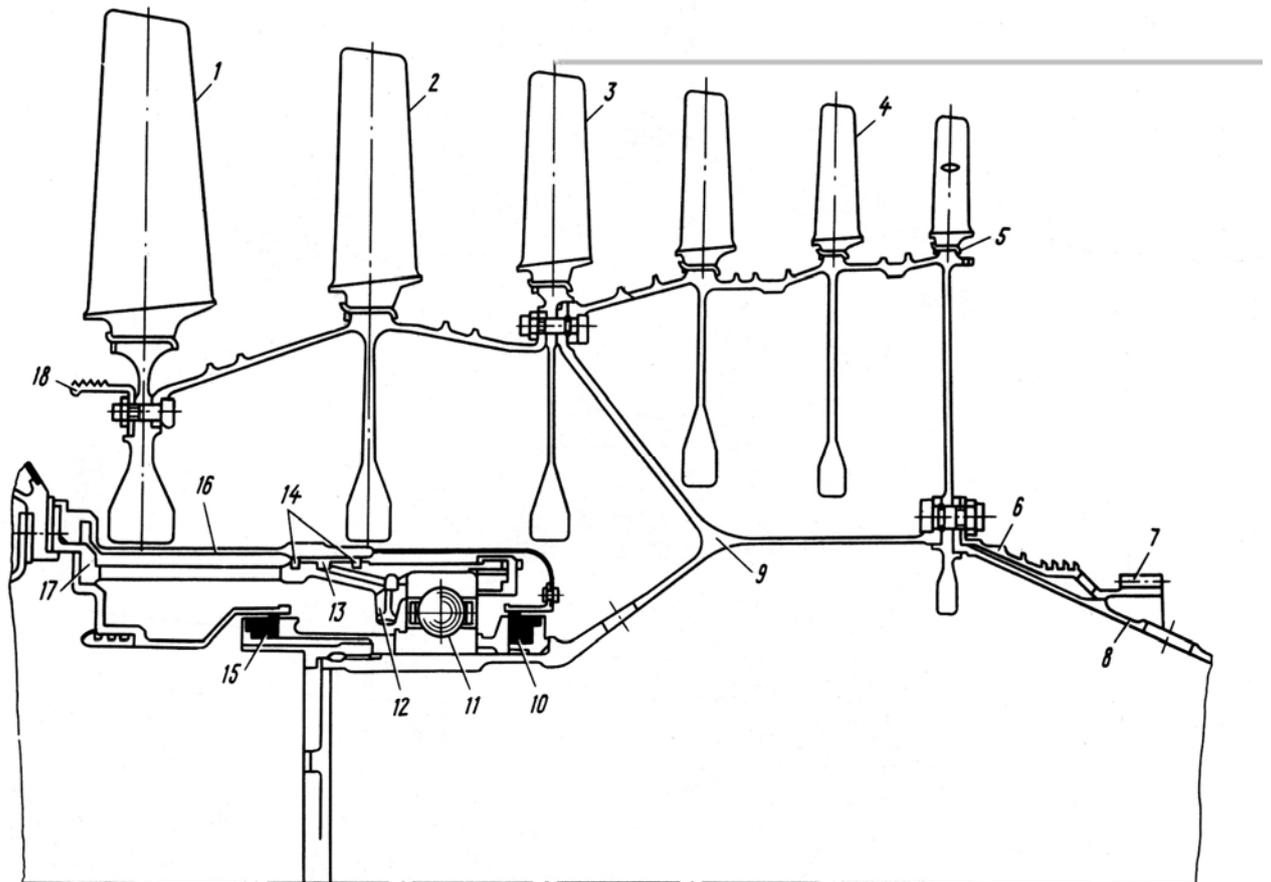


Рис.2.3. Ротор компрессора низкого давления

- 1.** Рабочее колесо I ступени; **2.** Рабочее колесо II ступени; **3.** Рабочее колесо III ступени;
4. Секция ротора IV – VI ступеней; **5.** Замок пластинчатый; **6.** Лабиринт задний;
7. Зубчатый венец индуктора; **8.** Вал задний; **9.** Вал передний; **10.** Радиально-торцевое контактное уплотнение; **11.** Шарикоподшипник; **12.** Кольцо форсуночное; **13.** Полость демпфера;
14. Маслоуплотнительные кольца; **15.** Радиально-торцевое контактное уплотнение;
16. Корпус опоры; **17.** Упругий стакан; **18.** Передний лабиринт.

Передняя опора КНД представляет из себя шариковый радиальн-упорный подшипник с разрезной внутренней обоймой. Наружная обойма подшипника установлена в упругом стакане типа «беличье колесо». Тем самым снижается жесткость опоры. Упругий стакан крепится к переднему корпусу. Поверх стакана установлен корпус опоры. Между стаканом и корпусом предусмотрена замкнутая полость, ограниченная маслоуплотнительными кольцами, которая при работе двигателя заполняется маслом. Эта полость является демпфером. Снижение жесткости опоры позволяет вынести критические частоты вращения ротора за пределы рабочих оборотов и уменьшить динамические нагрузки, передающиеся на корпус двигателя от вращающегося ротора при работе на основных режимах. Смазка подшипника производится маслом, подводимым к форсуночному кольцу. Для уплотнения масляных полостей применены безрасходные радиально-торцевые контактные графитовые уплотнения.

Три клапана перепуска воздуха (КПВ), расположенные над четвертым рабочим колесом, обеспечивают устойчивую работу КНД на нерасчетных режимах. У клапана (рис. 2.4) имеется корпус в виде кольца, которое четырьмя ребрами соединено с центральным телом. В одном из ребер находится канал для подвода силового воздуха в рабочую полость клапана.

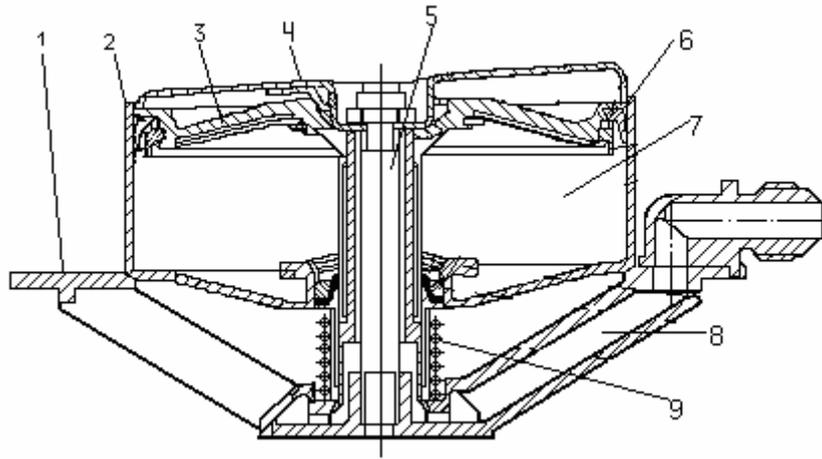


Рис.2.4. Клапан перепуска воздуха КНД:

1. Корпус; 2. Подвижный поршень-клапан; 3. Крышка; 4. Крышка-экран; 5. Шпилька; 6. Уплотнительная манжета; 7. Рабочая полость клапана; 8. Канал подвода силового воздуха; 9. Пружина.

В центральное тело ввернута шпилька, на которой неподвижно закреплена крышка. В крышку установлена манжета, уплотняющая рабочую полость клапана.

На режимах работы двигателя, на которых суммарная степень сжатия компрессора

$\pi_{K\Sigma}^* < 14$ пружина клапана удерживает подвижный поршень-клапан в верхнем положении, обеспечивая перепуск воздуха из компрессора. С увеличением режима работы двигателя при достижении $\pi_{K\Sigma}^* = 14$ автомат управления клапанами (АУК) выдает пневматическую команду на закрытие КПВ. При этом в рабочую полость клапана по каналу в ребре подается воздух из-за IV ступени КВД. Под действием перепада давлений подвижный поршень-клапан перемещается вниз, садится на седло корпуса и перекрывает перепуск воздуха. При уменьшении режима работы двигателя и снижении $\pi_{K\Sigma}^* < 14$ АУК стравливает давление из рабочей полости клапана и под действием пружины поршень-клапан смещается с седла корпуса, открывая перепуск воздуха.

Кожух КНД (рис. 2.2) образует тракт наружного контура двигателя. Под кожухом проложены коммуникации обвязки двигателя.

2.4. Компрессор высокого давления

Компрессор высокого давления (КВД) обеспечивает окончательное сжатие воздуха внутреннего контура и подачу его в камеру сгорания.

КВД семиступенчатый, состоит (рис. 2. 5) из входного регулируемого направляющего аппарата (ВНА), ротора, статора, клапанов перепуска воздуха (КПВ) и передней опоры.

Входной регулируемый направляющий аппарат КВД аналогичен по конструкции регулируемому ВНА КНД. Отличие заключается в том, лопатки у регулируемого ВНА КВД установлены консольно. Этот аппарат предназначен для подвода воздуха к рабочим лопаткам I ступени КВД под наивыгоднейшим углом. Регулировка аппарата производится только на стенде при сдаточных испытаниях двигателя. Контроль положения лопаток осуществляется по лимбу, расположенному на корпусе КВД.

Статор КВД является силовым узлом. Он состоит из корпуса, шести направляющих аппаратов, семи рабочих колец. Корпус статора сварной конструкции. Снаружи на корпусе расположены фланцы для:

- отбора воздуха на охлаждение турбины;
- отбора воздуха в самолетные системы кондиционирования и обогрева;
- для установки КПВ;

- отбора воздуха к АУК КНД.

Направляющие аппараты имеют разъем в горизонтальной плоскости. Направляющий аппарат VII ступени неразъемный и вынесен в корпус камеры сгорания. Рабочие кольца внутри покрыты легко прирабатываемым составом.

Ротор компрессора – диско-барабанной конструкции (рис.2.6.) и состоит из сварной секции I – V ступеней, рабочих колес VI и VII ступеней, переднего и заднего валов, конусной проставки. В ободах дисков рабочих колес замками типа «ласточкин хвост» закреплены рабочие лопатки. На переднем валу монтируются детали опоры, лабиринтное уплотнение, шестерня-индуктор датчика частоты вращения, которая одновременно является ведущей шестерней центрального привода.

Передняя опора ротора КВД - шарикоподшипник, наружная обойма которого (аналогично опоре КНД) смонтирована в упруго-демпферной опоре типа «беличье колесо». Смазка подшипника производится маслом, подводимым к форсуночному кольцу. Для уплотнения масляных полостей применены безрасходные радиально-торцевые контактные графитовые уплотнения.

Клапана перепуска воздуха компрессора ВД схожи по конструкции с КПВ КНД. В КПД КВД имеется подвижный поршень- клапан (рис. 2.5), который в открытом положении удерживается пружиной. С увеличением режима работы двигателя при достижении $\pi_{K\Sigma}^* = 7$ автомат управления клапанами (АУК) выдает пневматическую команду на закрытие КПВ. При этом в рабочую полость клапана, расположенную над поршнем-клапаном подается воздух из-за IV ступени КВД. Под действием перепада давлений подвижный поршень-клапан перемещается вниз, садится на седло и перекрывает перепуск воздуха. При уменьшении режима работы двигателя и снижении $\pi_{K\Sigma}^* < 7$ АУК стравливает давление из рабочей полости клапана и под действием пружины поршень-клапан смещается с седла, открывая перепуск воздуха.

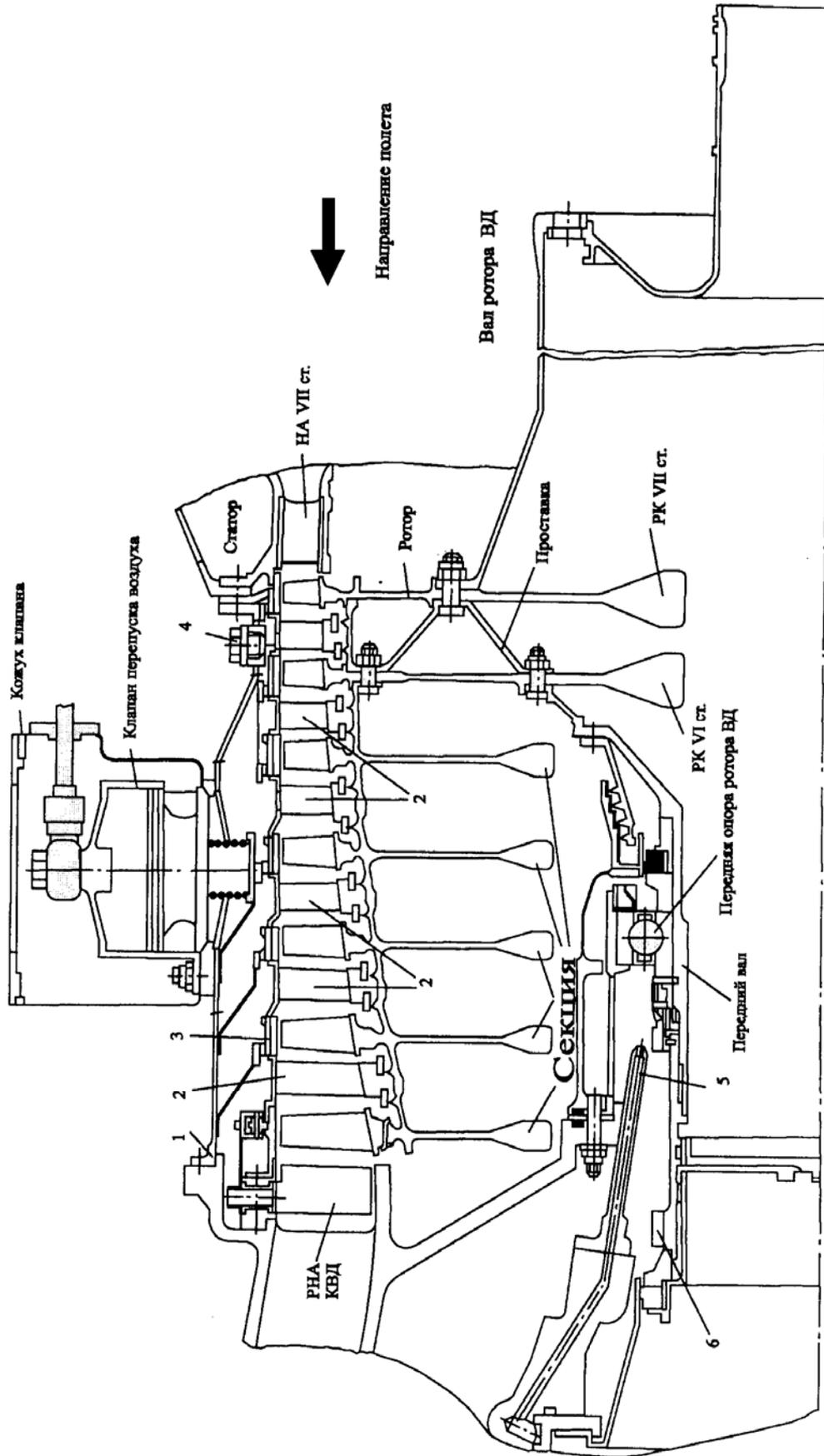


Рис. 2.5. Компрессор высокого давления

- 1.** Корпус КВД; **2.** Аппарат направляющий; **3.** Кольцо рабочее; **4.** Бобышка смогровая; **5.** Форсунка; **6.** Шестерня-индуктор датчика (ДТА-10)

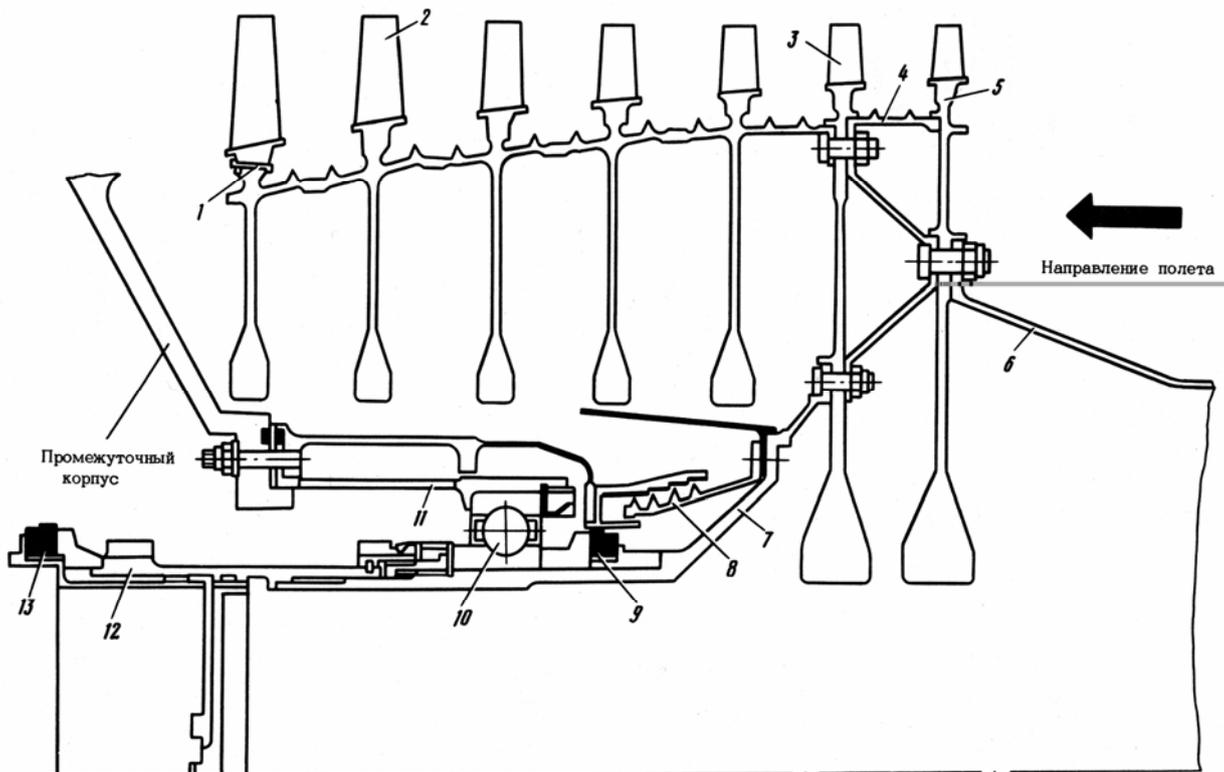
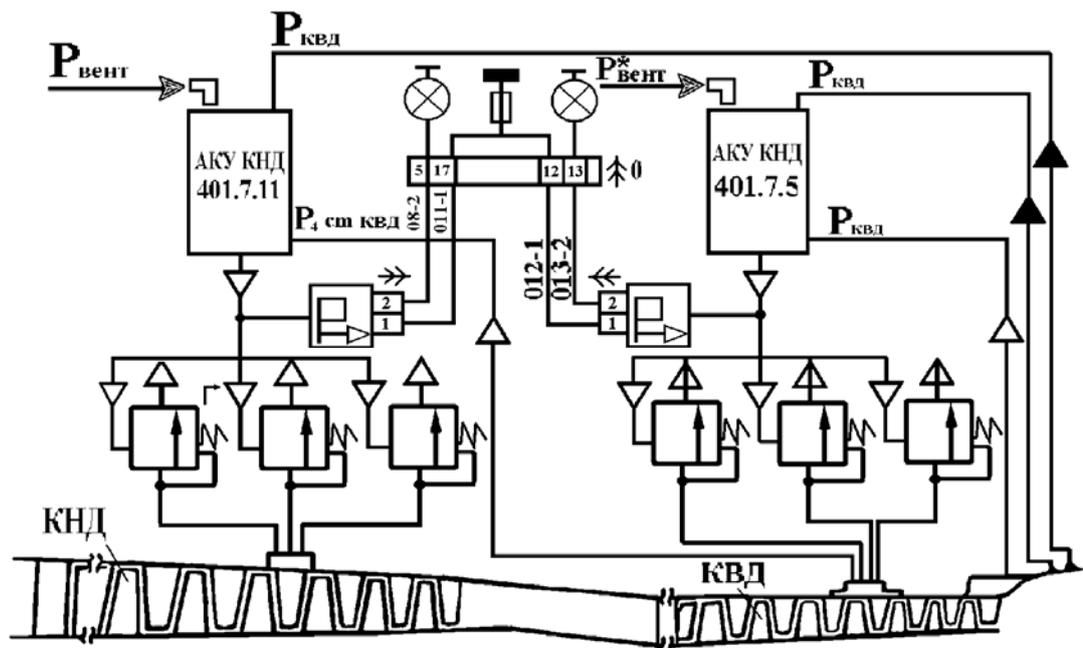


Рис. 2.6. Ротор компрессора высокого давления

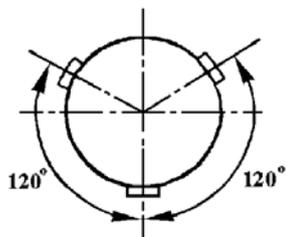
- 1.** Замок пластинчатый; **2.** Секция ротора I – V степеней; **3.** Колесо рабочее VI ступени; **4.** Проставка; **5.** Колесо рабочее VII ступени; **6.** Вал задний; **7.** Вал передний;
8. Уплотнение лабиринтное; **9.** Уплотнение радиально-торцовое;
10. Шарикоподшипник; **11.** Стакан упругий;
12. Ведущая шестерня центрального привода; **13.** Уплотнение радиально-торцовое.

2.5. Система управления клапанами перепуска воздуха

Для обеспечения устойчивой работы компрессоров на режиме запуска и малых режимах работы двигателя служит система управления клапанами перепуска воздуха из компрессоров. Принципиальная схема системы управления КПВ КНД и КВД показана на рис.2.7. Эта система состоит из трех клапанов перепуска воздуха из КНД, трех клапанов перепуска воздуха из КВД, автомата управления клапанами КНД, автомата управления клапанами КВД, двух сигнализаторов давления МСТВ, двух сигнальных ламп.



Расположение КПДКНД



Расположение КПДКНД
Вид по полету

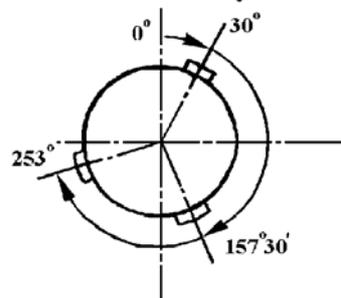


Рис. 2.7. Принципиальная схема управления клапанами перепуска воздуха КНД и КВД

Условные обозначения:

- клапан перепуска воздуха (закрытое положение);
- сигнализатор давления МСТВ-0,5;
- выпуск воздуха во второй контур двигателя;
- выпуск воздуха в подкапотное пространство;
- подвод силового воздуха;
- подвод командного воздуха из-за КДД;
- подвод командного воздуха из-за вентилятора;
- сигнальная лампа

Для управления КПВ компрессора низкого давления используется воздух из-за IV ступени КВД, а клапаны перепуска воздуха КВД управляются воздухом, подаваемым из-за последней ступени компрессора высокого давления.

На неработающем двигателе и в процессе запуска все КПВ открыты и горят сигнальные лампы. Закрытие (открытие) КПВ осуществляется по команде автоматов управления клапанами при достижении определенной степени повышения давления воздуха во внутреннем контуре двигателя $\pi_{K\Sigma}^*$.

В АУК КВД и АУК КНД постоянно подводится командный воздух (для: выработки команды на закрытие КПВ) из-за КВД с давлением $P_{КВД}$ и из-за вентилятора о давлением $P_{ВЕН}$. В автоматах давление командного воздуха преобразуется в отношение давлений, пропорциональное суммарной степени повышения давления во внутреннем контуре двигателя $\pi_{K\Sigma}^*$, по заданным значениям которого производится настройка срабатывания АУК КВД и КНД. Кроме того, к обоим АУК подведен силовой воздух, используемый как рабочее тело непосредственно для закрытия КПВ: к АУК КВД - из-за КВД, а АУК КНД - из-за четвертой ступени КВД.

При увеличении режима работы двигателя и достижении $\pi_{K\Sigma}^*$ заданного значения АУК КВД пропускает силовой воздух в рабочие полости КПВ КВД. Под давлением силового воздуха клапан перепуска КВД закрывается и остается закрытым на более высоких режимах.

При дальнейшем увеличении режима работы двигателя и достижении заданного для срабатывания АУК КНД значения $\pi_{K\Sigma}^*$ последний пропускает силовой воздух из-за IV ступени КВД в рабочие полости КПВ КНД. Под давлением этого воздуха клапаны перепуска КНД закрываются, и остается закрытым на более высоких режимах.

При уменьшении режима работы двигателя и достижении заданного для срабатывания соответствующих АУК значения $\pi_{K\Sigma}^*$ вырабатывается сигнал на открытие КПВ, при появлении которого прекращается подача силового воздуха на закрытие КПВ, а рабочие полости КПВ через АУК сообщаются с подкапотным пространством двигателя. Давление в силовых полостях КПВ резко уменьшается, и клапаны перепуска воздуха под действием своих пружин открываются. При $\pi_{K\Sigma}^*$, меньшем заданного значения, клапаны перепуска воздуха остаются открытыми.

Для контроля за положением клапанов перепуска воздуха в системе предусмотрены два сигнализатора давления МСТВ, подсоединенные к трубопроводам силового воздуха на участке между соответствующими АУК и КПВ. Сигнал от МСТВ поступает на сигнальную лампу. При стравливании воздуха из силовых полостей КПВ в подкапотное пространство при открытии КПВ горит сигнальная лампа.

Значения $\pi_{K\Sigma}^*$ при которых срабатывает сигнализация:

а) КПВ КВД - при закрытии $\pi_{K\Sigma}^* = 7,0 \pm 0,3$; при открытии - $\pi_{K\Sigma}^*$ не выше закрытия и не ниже $\pi_{K\Sigma}^* = 6,5$;

б) КПВ КНД - при закрытии $\pi_{K\Sigma}^* = 14,0 \pm 0,5$; при открытии - $\pi_{K\Sigma}^*$ не выше закрытия и не ниже $\pi_{K\Sigma}^* = 13,0$.

2.6. Характерные отказы и техническое обслуживание компрессора двигателя

Наибольшее число повреждений компрессора связано с попаданием в двигатель посторонних предметов. Крупные предметы, например, камни, птицы, куски льда с ВПП и рулевых дорожек могут вызвать локальные забоины и вмятины на деталях проточной части, остаточные деформации или даже полное разрушение (обрыв) рабочих лопаток с последующим вторичным разрушением элементов по всему тракту двигателя.

Забоины, вмятины и остаточные деформации лопаток приводят к нарушению расчетной формы проточной части компрессора, что сопровождается падением его КПД, увеличением удельного расхода топлива и температуры газов перед турбиной. Искажение расчетной геометрии лопаток вызывает разбалансировку роторов и повышение вибрации двигателя, могут стать причиной появления резонансных режимов и автоколебаний лопаток, а также могут вызвать помпаж двигателя.

Повреждения лопаток также являются концентраторами напряжений, что совместно с вибронагрузением приводит к ускоренному усталостному разрушению лопаток.

Распространенным повреждением вентилятора является расстыковка рабочих лопаток по антивибрационным полкам в результате их деформации от ударов посторонними предметами или износа контактных поверхностей полок. Это повреждение сопровождается увеличением уровня вибронагруженности лопаток из-за утраты полками своих демпфирующих свойств и снижения жесткости рабочего колеса.

Попадание в двигатель вместе с воздухом большого количества песка и пыли приводит к интенсивному эрозионному износу лопаток компрессора, ухудшающему их аэродинамические и прочностные характеристики.

Наличие в атмосферном воздухе вязких видов загрязнения (влажных частиц глины, речного ила и т.п.) постепенно вызывает загрязнения проточной части компрессора, которые существенно ухудшают параметры двигателя, в том числе и его топливную эффективность.

Атмосферный воздух некоторых географических регионов содержит химически активные вещества, например, соли морской воды или солончаковой пыли, которые являются причиной коррозии деталей компрессора, особенно лопаток последних ступеней, где коррозия активизируется повышенными температурами. Эти повреждения создают повышенную концентрацию напряжений и возможность развития усталостных трещин в лопатках при колебаниях.

Основными операциями, выполняемыми при техническом обслуживании компрессора двигателя, являются различного рода осмотры. С целью обнаружения повреждений проточной части компрессора проводятся ее осмотр с помощью оптического прибора ЭЛЖ. Кроме того, проводятся осмотры корпусов вентилятора и компрессоров, кока, рабочих и спрямляющих лопаток вентилятора, панелей шумоглушения, переднего корпуса и кожуха КНД.

В случае если повреждения находятся в пределах допуска в эксплуатации в условиях АТБ возможно проведение ремонта рабочих лопаток вентилятора, панелей шумоглушения, легко прирабатываемого покрытия корпуса вентилятора. При необходимости в условиях эксплуатации возможна замена кока, рабочего колеса вентилятора, рабочих и спрямляющих лопаток вентилятора, наружного кольца спрямляющего аппарата вентилятора, обтекателя и кожуха КНД.

С целью оценки состояния опор контролируется выбег роторов. С этой же целью при выбеге проводится прослушивание характерных шумов. Прослушивание шумов позволяет выявить и выход из зацепления торцов антивибрационных полок рабочих лопаток вентилятора. Для выявления задевания роторных деталей о статорные делается ручная прокрутка роторов. Ручная прокрутка делается и для обнаружения примерзания рабочих лопаток к статору, которая возможна при высокой влажности и резком перепаде температур.

Более подробно процедуры технического обслуживания прописаны в соответствующих технологических картах.

3. ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ КОРПУС, ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПРИВОД, КОЛОНКА И КОРОБКА ПРИВОДОВ

3.1. Промежуточный корпус

Промежуточный корпус является основным силовым узлом двигателя. (рис.3.1.) расположен между компрессором низкого давления и спрямляющим аппаратом вентилятора спереди и компрессором высокого давления сзади. Корпус образует внутренний и наружный воздушные тракты двигателя на своем участке. На нем размещены агрегаты и приводы к ним, приборы и устройства, обслуживающие и контролирующие работу двигателя и самолета, крепятся передние узлы подвески двигателя к самолету.

Корпус – литой, из магниевого сплава, конструктивно выполнен в виде четырех усеченных конусов 10, 11, 12, 13 (см. рис. 3.1), соединенных между собой восемью силовыми ребрами-стойками, и дополнительного усеченного конуса 14. Конусы 10 и 11 образуют наружный тракт, конусы 12 и 13 – внутренний. К фланцам основных конусов крепятся узлы и детали вентилятора, КНД и КВД.

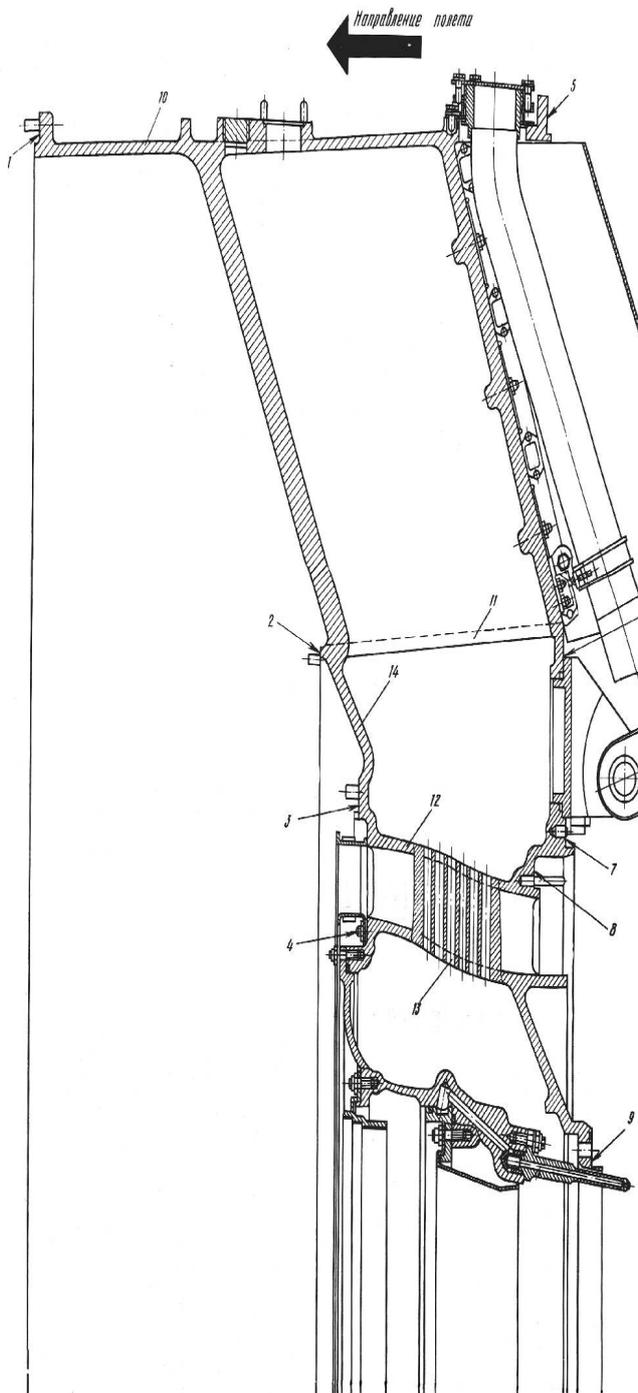
На наружном конусе корпуса против ребер 2, 4, 6 и 8 установлены кронштейны 10 навески двигателя к самолету (рис.3.2.). Между конусами на задней стенке корпуса имеются фланцы с установленными на них тремя узлами, воспринимающими тягу двигателя. В зависимости от расположения двигателя на самолете (правый, левый, средний) используется один из трех узлов, воспринимающих тягу.

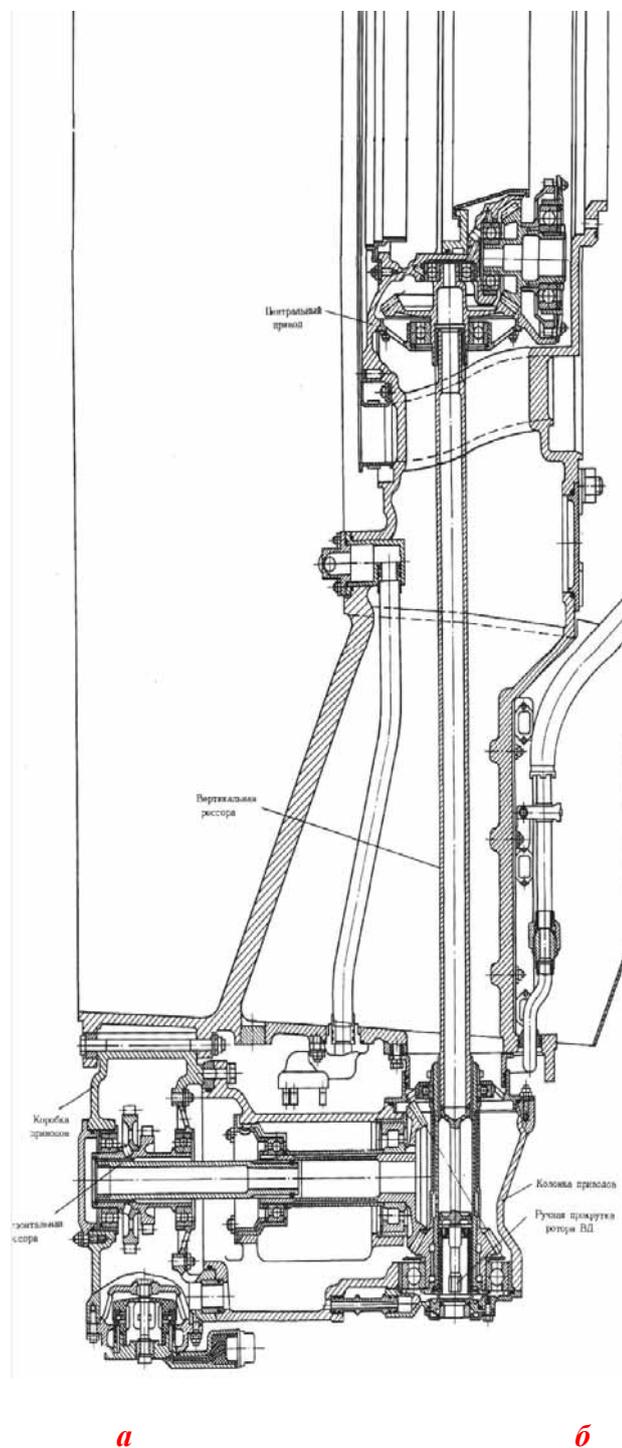
Ребра-стойки, расположенные в наружном тракте, подрезаны сзади, а их продолжением являются кожуха, которые крепятся к стойкам. Внутри пустотелых ребер-стоек и кожухов проложены различного рода коммуникации. Коммуникации выполнены в виде трубопроводов, каналов и электропроводки. Подвод и отвод масла расположен в стойках 4, 5 и 6 (рис. 3.2.). Коммуникации системы суфлирования расположены в стойках 1,4 и 8. Топливные коммуникации - в стойках 3 и 5. Воздушные магистрали отбора воздуха, подвода воздуха и измерения давления расположены в стойках 1, 2, 3, 6. Электропроводка различных датчиков, сигнализаторов и системы запуска расположена в стойках 2 и 8. В стойке 8 расположен трубопровод подвода огнегасящего состава под капот газогенератора.

3.2. Центральный привод, колонка и коробка приводов

Отбор мощности для привода агрегатов осуществляется от ротора КВД. Устройства отбора мощности выполнены в виде отдельных узлов: центрального привода, колонки и коробки приводов.

В центральном приводе (рис.3.1) размещена шестеренчатая передача, состоящая из цилиндрической и конической ступеней, обеспечивающая передачу крутящего момента от ротора ВД к колонке приводов через вертикальную рессору.





а

б

Рис. 3.1. Промежуточный корпус

а – верхняя часть корпуса; ***б*** – нижняя часть корпуса

- 1.** Фланец стыковки с корпусом спрямляющего аппарата вентилятора; **2.** Фланец стыковки с кожухом КНД; **3.** Фланец стыковки с корпусом КНД; **4.** Фланец стыковки со спрямляющим аппаратом VI ступени КНД; **5.** Фланец стыковки с соплом внешнего контура; **6.** Фланец стыковки капотами газогенератора; **7.** Фланец стыковки с корпусом КВД; **8.** Фланец стыковки со входным направляющим аппаратом КВД; **9.** Фланец стыковки с корпусом передней опоры ротора КВД; **10.** Наружный усеченный конус; **11.** Внутренний усеченный конус наружного контура; **12.** Наружный усеченный конус внутреннего контура; **13.** Внутренний усеченный конус; **14.** Дополнительный усеченный конус.

Колонка приводов является промежуточным узлом, связана с центральным приводом вертикальной рессорой, а с коробкой приводов – горизонтальной рессорой.

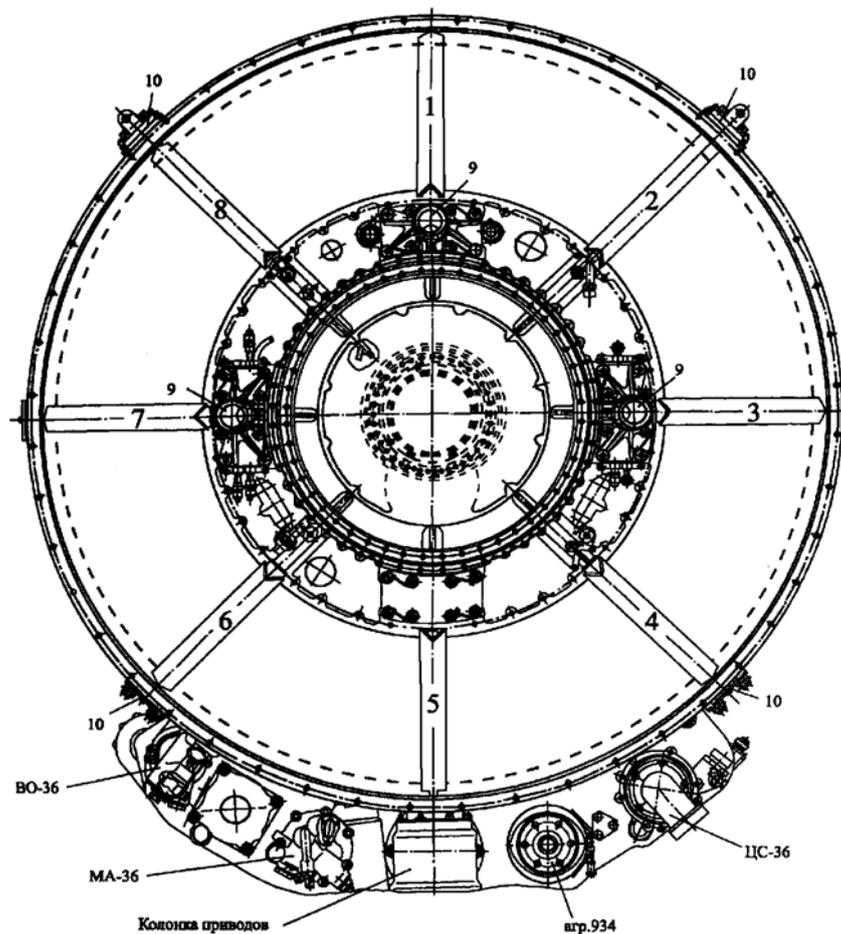


Рис. 3.2. Промежуточный корпус

1...8. Нумерация ребер-стоек; **9.** Узел передачи тяги; **10.** Фланец подсоединения самолетной системы подвески

В корпусе коробки передач смонтированы шестеренчатые передачи (рис. 3.3) для привода агрегатов, обслуживающих самолет и двигатель.

Агрегаты размещены с наружи корпуса коробки. На коробке приводов размещены следующие агрегаты, обслуживающие двигатель и самолет (рис.3.4): гидронасос НП-72, неприводной топливный регулятор - агрегат 935, блок топливных насосов - агрегат 934, гидропривод с генератором переменного тока ГП-21, маслоагрегат МА-36, центробежный суфлер ЦС-36, воздухоотделитель ВО-36, воздушный статор СВ-36, стружкосигнализатор.

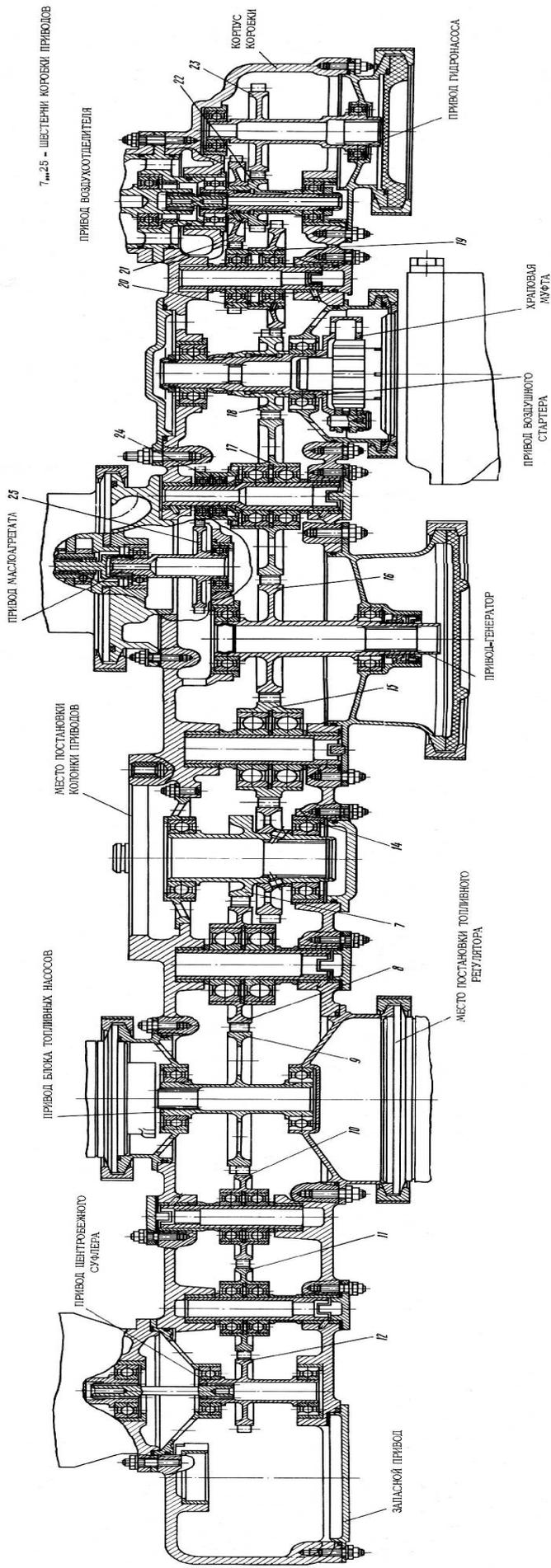


Рис.3.3. Узел коробки приводов (разрез)

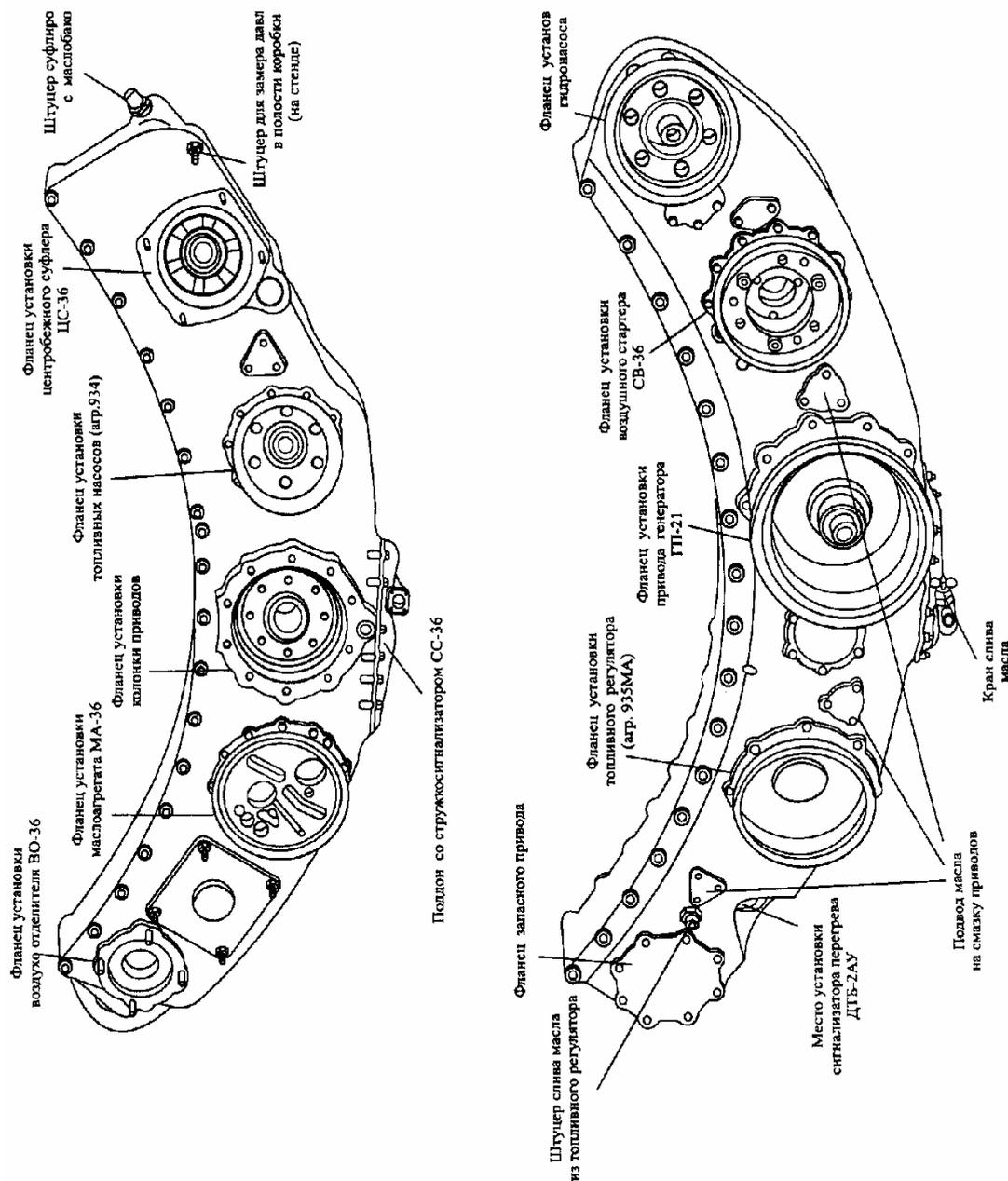


Рис.3.4. Узел коробки приводов (размещение агрегатов)

Смазка деталей центрального привода, и колонки приводов осуществляется маслом, подаваемым на смазку опоры КВД, которое стекает через центральный привод вдоль вертикальной рессоры в колонку, а затем в коробку приводов. Смазка шестерен, подшипников и шлицевых соединений коробки приводов производится способом барботажа масла, сливаемого из колонки приводов, и маслом, поступающим от масляного агрегата МА-36.

Модульность конструкции позволяет производить замену колонки и коробки приводов или только колонки приводов на двигателе, без съема его с самолета.

3.3. Характерные отказы и техническое обслуживание

Наиболее характерными неисправностями промежуточного корпуса являются забоины, трещины, нарушение лакокрасочного покрытия, загрязнение поверхности, коррозия. Кроме того, могут наблюдаться такие неисправности как нарушение контровки и ослабление крепежных элементов в местах подвески двигателя, соединения промежуточного корпуса с корпусами вентилятора, КНД и КВД. Для предотвращения появления подобных дефектов в ходе

технического обслуживания двигателя проводятся осмотры поверхности промежуточного корпуса, мест подвески двигателя к самолету, фланцев соединения промежуточного корпуса с корпусами вентилятора, КНД и КВД.

Отказы двигателя по причине выхода из строя шестерен, подшипников или шлицевых соединений центрального привода, колонки и коробки приводов могут иметь серьезные последствия. Поэтому при техническом обслуживании двигателя в обязательном порядке ведется контроль содержания продуктов износа в масле. Кроме того, в ходе проведения технического обслуживания проводятся осмотры колонки и коробки приводов с целью обнаружения внешних повреждения (забоины, трещины), загрязнений, нарушений лакокрасочного покрытия, коррозии, течи масла. При выполнении ручной прокрутки роторов и при контроле выбега роторов проводится прослушивание коробки и колонки приводов.

Конструкция двигателя позволяет в условиях АТБ производить замену колонки, коробки приводов или отдельных агрегатов установленных на ней.

4. КАМЕРА СГОРАНИЯ

4.1. Конструкция камеры сгорания

Камера сгорания служит для образования топливовоздушной смеси, сжигания ее и подвода газового потока на вход турбины. Она обеспечивает устойчивый процесс горения в широком диапазоне изменения скорости и высот полета и позволяет обеспечить надежный запуск на земле и в полете. В конструкции камеры сгорания двигателя Д-36 реализованы мероприятия по повышению равномерности распределения температуры по высоте газоздушного тракта на входе в турбину. Коэффициент выделения тепла составляет $0,97 \div 0,98$, что соответствует уровню современных камер сгорания. Газодинамические потери в камере сгорания не велики, они характеризуются коэффициентом потерь полного давления, который для камеры сгорания двигателя составляет $\sigma_{КС}^* = 0,95 \div 0,975$.

Количество загрязняющих выбросов газообразных и твердых веществ выделяющихся в процессе горения, соответствует нормам ИКАО.

Теплонапряженность камеры сгорания $Q_V = (3 \div 5) \cdot 10^6$ Дж/ч·м³·Па. Температура достигает величин $1350 \div 1550$ °К. Такой температуре соответствует коэффициент избытка воздуха в смеси $\alpha = 3,5 \dots 4,5$. Организация процесса сгорания столь бедных смесей затруднительна, поэтому во всех современных камерах сгорания воздух, поступающий из компрессора, делится на два потока, так называемый, первичный и вторичный. Первичный воздух в объеме 20...30% от общего количества воздуха, поступающего в камеру сгорания, направляется в основную зону горения в головную часть жаровой трубы. Туда же с помощью центробежных форсунок подается мелко распыленное топливо. Соотношение между количеством подаваемого воздуха и топлива подбирается таким, чтобы в основной зоне горения коэффициент избытка воздуха был близким к единице. При этом достигается максимальная скорость горения топлива.

Двигатель имеет прямоточную камеру сгорания с кольцевой жаровой трубой, которая обеспечивает надежное и одновременное воспламенение топлива за всеми рабочими форсунками при запуске двигателя, хорошее перемешивание первичного и вторичного воздуха.

Основными узлами камеры сгорания являются (рис.4.1): корпус из жаропрочной стали, жаровая труба, 24 одноканальных рабочих форсунок, два пусковых воспламенителя, топливный коллектор, диффузор с направляющим аппаратом седьмой ступени КВД.

Корпус камеры сгорания – сварной конструкции, закреплен между корпусами КВД и соплового аппарата турбины ВД. На наружной поверхности корпуса камеры сгорания (рис.4.2) смонтированы фланцы для крепления рабочих топливных форсунок, фланцы для двух пусковых воспламенителей, фланцы для отбора воздуха из-за КВД на самолетные нужды, предусмотрены специальные фланцы для осмотра жаровой трубы. Здесь же имеются специальные бобышки для отбора воздуха из-за КВД на топливный регулятор, сигнализатор помпажа и автоматы управления КПВ.

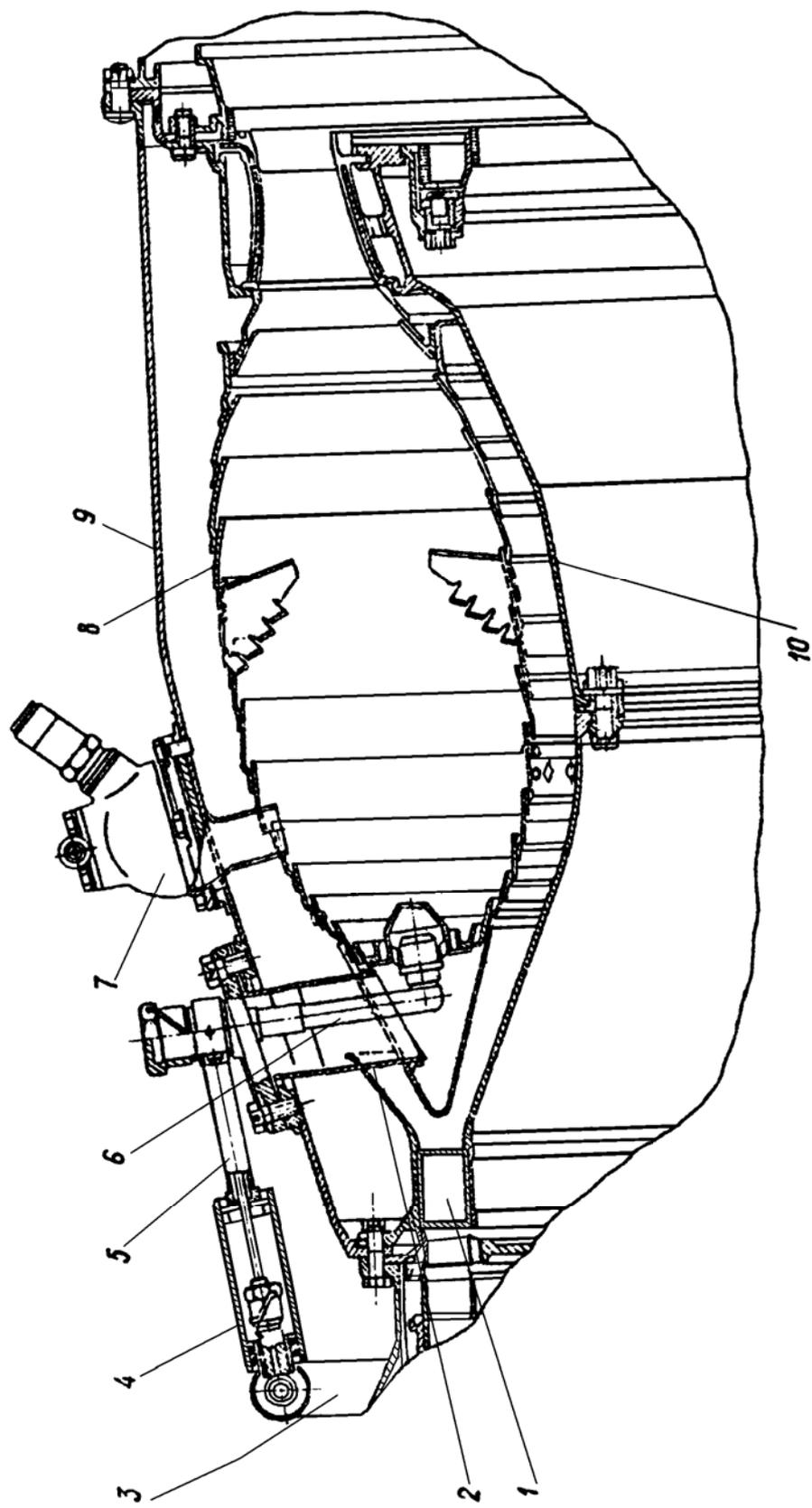


Рис. 4.1. Камера сгорания

1. Диффузор со спрямляющим аппаратом последней ступени КВД; **2.** Полая втулка; **3.** Топливный коллектор; **4.** Муфта предохранительная; **5.** Трубопровод подвода топлива к форсункам; **6.** Рабочая форсунка; **7.** Пусковой воспламенитель; **8.** Жаровая труба; **9.** Корпус КС; **10.** Внутренний кожух соплового аппарата турбины высокого давления

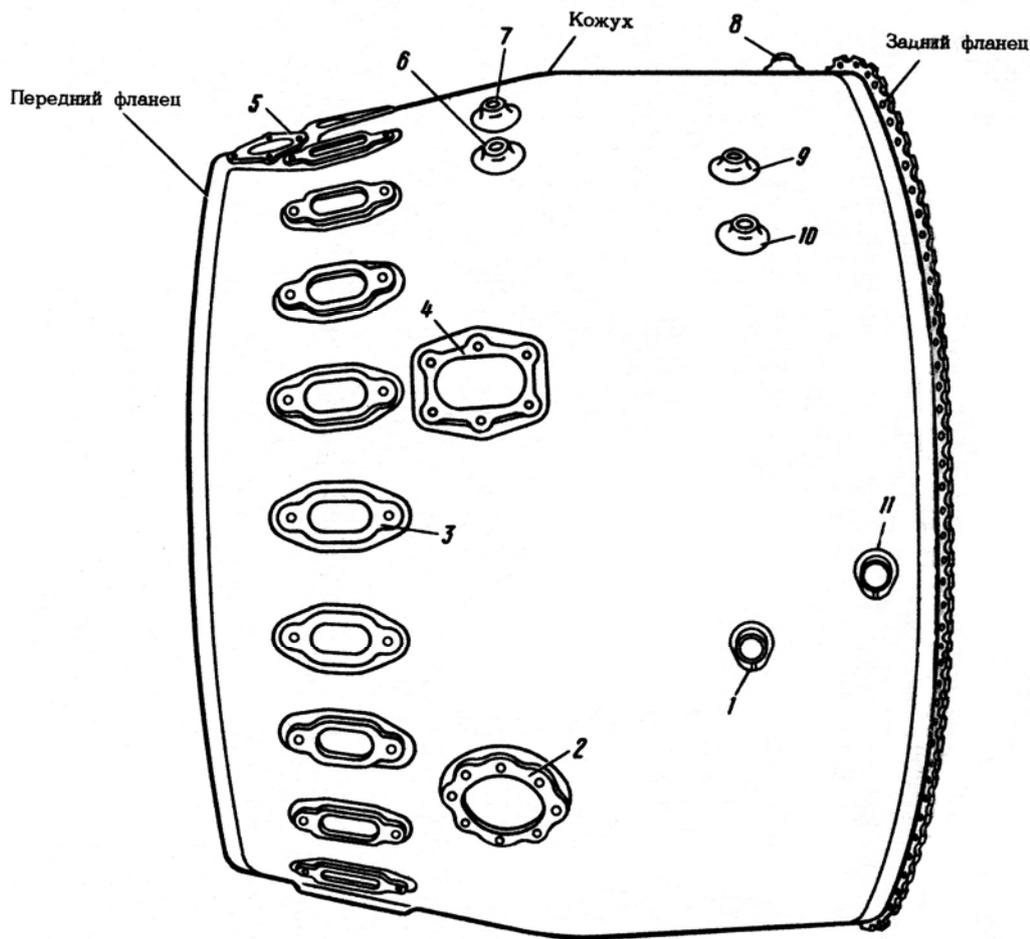


Рис.4.2 Корпус камеры сгорания

1. и 8. Бобышки отбора воздуха для автоматов управления клапанами; **2.** Фланец окна осмотра жаровой трубы; **3.** Фланец крепления рабочей форсунки; **4.** Фланец крепления пускового воспламенителя; **5.** Фланец отбора воздуха на самолетные нужды; **6. и 7.** бобышки крепления датчиков перегрева; **9. и 10.** бобышки крепления автоматов управления клапанами; **11.** Бобышка отбора воздуха на автоматы управления клапанами.

Жаровая труба изготовлена из жаропрочного сплава. Она состоит из лобового кольца с обтекателем, наружного и внутреннего кожухов. Жаровая труба подвешена в кольцевом канале камеры сгорания. Спереди она опирается на полые втулки, обрамляющие рабочие форсунки, сзади телескопически на корпус соплового аппарата турбины ВД. Таким образом, жаровая труба может свободно удлиняться при нагреве без появления дополнительных температурных напряжений. В конструкции жаровой трубы эффективно использовано пленочное охлаждение, которое реализуется путем подачи вторичного воздуха через отверстия в кожухах внутрь жаровой трубы.

В передней части жаровой трубы установлены завихрители, через которые первичный воздух попадает в жаровую трубу. Вращение воздуха обеспечивает создание внутри жаровой трубы зон обратных токов, необходимых для испарения и воспламенения топлива за рабочими форсунками.

Для надежного воспламенения топлива в камере сгорания на двигатель установлены два пусковых воспламенителя, работающих одновременно. Пусковой воспламенитель состоит из пусковой форсунки, корпуса воспламенителя и свечи зажигания (рис.4.3). Пусковой воспламенитель устанавливается на двигателе таким образом, чтобы штуцер пусковой форсунки был направлен вниз, а штуцер корпуса воспламенителя под свечу был направлен в сторону турбины. Правый и левый пусковые воспламенители невзаимозаменяемые.

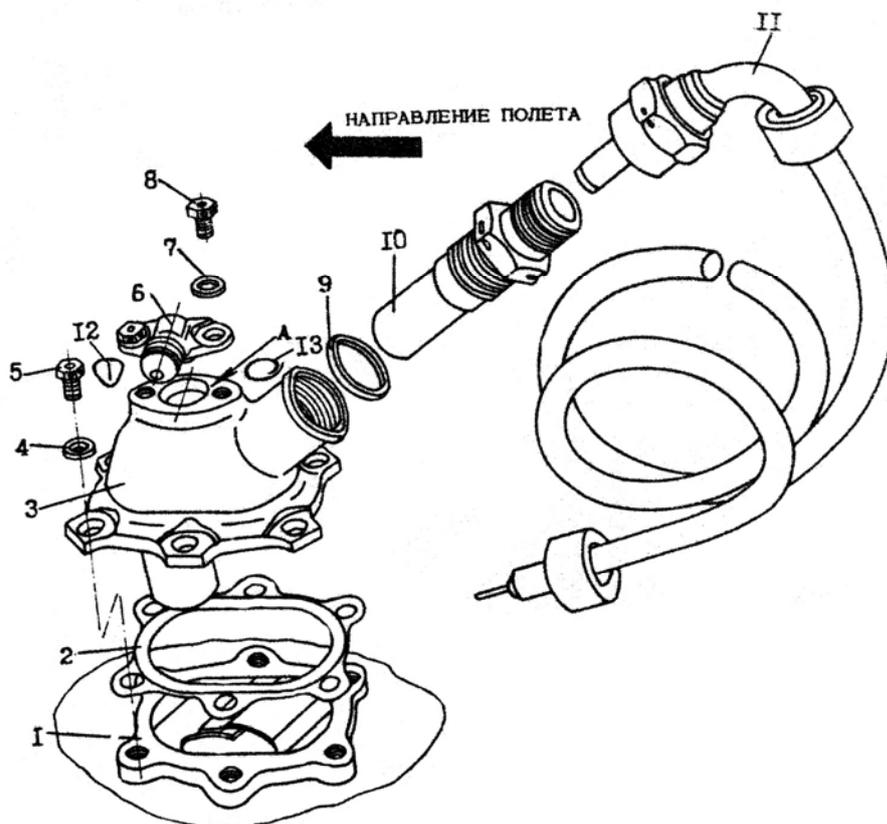


Рис.4.3. Левый пусковой воспламенитель

1. Фланец на корпусе камеры сгорания; **2.** Прокладка; **3.** Корпус воспламенителя; **4.** Шайба; **5.** Винт; **6.** Пусковая форсунка; **7.** Шайба; **8.** Винт; **9.** Кольцо уплотнительное; **10.** Свеча зажигания; **11.** Провод; **12.** Жиклер; **13.** Нить стеклянная.

4.2. Характерные отказы и техническое обслуживание камеры сгорания

Наиболее распространенными эксплуатационными дефектами деталей камеры сгорания являются местные перегревы, коробления и прогары, трещины стенок жаровых труб, отказы высоковольтных свеч зажигания.

Возникновению перегревов, коробления и прогаров способствует нагарообразование, появление которого свидетельствует о неполном сгорании топлива и некачественном его горении. Отложение нагара на форсунках искажает фронт пламени и поле температур. Это приводит к перегреву и короблению стенок жаровой трубы, что еще больше искажает структуру газового потока и, как следствие, вызывает еще больший перегрев, коробление и прогар стенок жаровой трубы. Образование нагара на стенках жаровой трубы приводит к изоляции стенки от охлаждающего воздуха, местному повышению температуры и короблению данного участка жаровой трубы.

К короблению с последующим трещинообразованием приводит также применение нестандартного или загрязненного топлива. В этом случае частичное засорение отдельных топливных форсунок приводит к резкому перераспределению расхода подаваемого в камеру сгорания топлива и искажению структуры газового потока. Основная причина появления трещин это повышенный уровень термоциклического воздействия в зонах, имеющих значительный температурный градиент, например, на кромках отверстий подвода вторичного охлаждающего воздуха, в местах стыка горячей и относительно холодной оболочек. Появлению таких трещин способствует отклонения в геометрических размерах деталей или технологии их изготовления и сборки, остаточные напряжения после сварки, перекосы и несоосности при монтаже.

Местные перегревы возможны при забросе температуры во время запуска.

Перечисленные эксплуатационные дефекты обнаруживаются при осмотрах камеры сгорания, выполняемых в ходе технического обслуживания. При техническом обслуживании

проводятся осмотры корпуса камеры сгорания снаружи, внутреннего объема жаровой трубы и пускового воспламенителя. Внутренний объем жаровой трубы осматривается с помощью специальных оптических приборов – эндоскопов, которые вводятся внутрь жаровой трубе через окна осмотра и через фланцы, предназначенные для установки пусковых воспламенителей. Перед осмотром внутренней поверхности жаровой трубы пусковые воспламенители демонтируются. В ходе технического обслуживания может производиться замена пусковых воспламенителей или пусковых форсунок.

5. ТУРБИНА ДВИГАТЕЛЯ И УЗЕЛ ЗАДНЕЙ ОПОРЫ

5.1. Общие сведения

Турбина служит для преобразования кинетической энергии газового потока, энергии теплосодержания в механическую энергию на валу. Турбина является важнейшим узлом двигателя, во многом определяющим ресурс и надежность всего двигателя.

Основными элементами турбины являются: сопловой аппарат (СА) и рабочее колесо (РК). Совокупность неподвижного СА и следующего за ним РК называется ступенью турбины. Профилированные лопатки СА образуют суживающиеся криволинейные каналы, в которых за счет геометрического воздействия происходит разгон потока. Кроме того, газовый поток закручивается в направлении вращения РК.

В рабочем колесе происходит преобразование части кинетической энергии в механическую работу на валу турбины, поэтому абсолютная скорость потока уменьшается, полная температура и давление газа также уменьшаются.

Эффективность турбины оценивается ее коэффициентами полезного действия. Отношение действительного теплоперепада $h = i_{\Gamma}^* - i_T^*$ к располагаемому $H = i_{\Gamma}^* - i_{Tад}^*$ называется адиабатическим КПД

$$\eta_T^* = \frac{i_{\Gamma}^* - i_T^*}{i_{\Gamma}^* - i_{Tад}^*},$$

где i_{Γ}^* - энтальпия газового потока на входе в турбину,

i_T^* и $i_{Tад}^*$ - энтальпия газового потока за турбиной и энтальпия газового потока за турбиной при адиабатическом расширении.

Адиабатический КПД характеризует совершенство газовой турбины с точки зрения затраты энергии газа на преодоление гидравлических потерь. Работа на валу турбины L_T (эффективная работа) меньше располагаемой энергии не только вследствие наличия гидравлических потерь, но также вследствие потерь с выходной скоростью.

Эффективным КПД называется отношение эффективной работы на валу турбины к располагаемой энергии:

$$\eta_T = \frac{L_T}{H} = \frac{L_T}{i_{\Gamma}^* - i_{Tад}^*}$$

Таким образом, эффективный КПД в отличие от адиабатического КПД учитывает не только гидравлические потери, но и потери с выходной скоростью, поэтому он всегда меньше адиабатического.

Для современных авиационных газовых турбин достигнутые значения рассмотренных КПД на расчетном режиме лежат в пределах: $\eta_T^* = 0,89 \dots 0,93$; $\eta_T = 0,75 \dots 0,85$.

Работа турбины L_T связана со степенью расширения газа на турбине π_T^* следующей зависимостью

$$L_T = C_{P\Gamma} T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_T^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \cdot \eta_T^*$$

Работа, получаемая в одной ступени, ограничена определенными пределами ($L_T = 150 \dots 200$ кДж/кг). Если потребная работа турбины больше, то необходим переход к многоступенчатым турбинам.

Турбина двигателя Д-36 имеет высокий КПД. Это достигается соответствующим профилированием и тщательной обработкой лопаток турбины, правильным выбором соотношений основных размеров и зазоров в рабочих элементах турбины. Она надежна в работе, имеет небольшую массу и размеры. Надежность работы турбины обеспечивается применением специальных жаростойких и жаропрочных сплавов для деталей турбины, а также применением охлаждения основных деталей турбины.

Турбина двигателя Д-36 (рис.5.1) - осевая, реактивная, трехкаскадная, пятиступенчатая, преобразующая часть энергии газового потока внутреннего контура в механическую энергию на турбине каждого каскада.

Механическая энергия каждого каскада турбины используется для вращения ротора соответствующего каскада компрессора:

- одноступенчатая турбина высокого давления (ТВД) приводит во вращение ротор компрессора ВД и все приводные агрегаты двигателя;
- одноступенчатая турбина низкого давления (ТНД) приводит во вращение ротор компрессора НД;
- трехступенчатая турбина вентилятора (ТВ) приводит во вращение вентилятор.

В конструкциях всех трех турбин успешно использованы те решения, которые хорошо себя зарекомендовали в двигателях второго поколения. К ним относятся: применение безрасходных уплотнений, бандажирование лопаток, способы крепления и фиксации рабочих лопаток.

Имеется и ряд конструктивных особенностей, характерных для данного двигателя. Так, например, впервые в практике отечественного двигателестроения в процессе модернизации двигателя планируется применить сотовые лабиринтные уплотнители. Эскиз сотового уплотнителя в турбине показан на рис.5.2.

Сотовые лабиринтные уплотнения применяются для уменьшения радиального зазора А, между торцами лопаток и корпусом турбины, и радиального зазора Б между сопловыми лопатками и ротором. Поскольку лабиринтные втулки образованы тонкостенными сотами, поверхность контакта с вращающимися частями уменьшается примерно в 10 раз. Это позволяет допустить беззазорную сборку узла уплотнения. После приработки величина

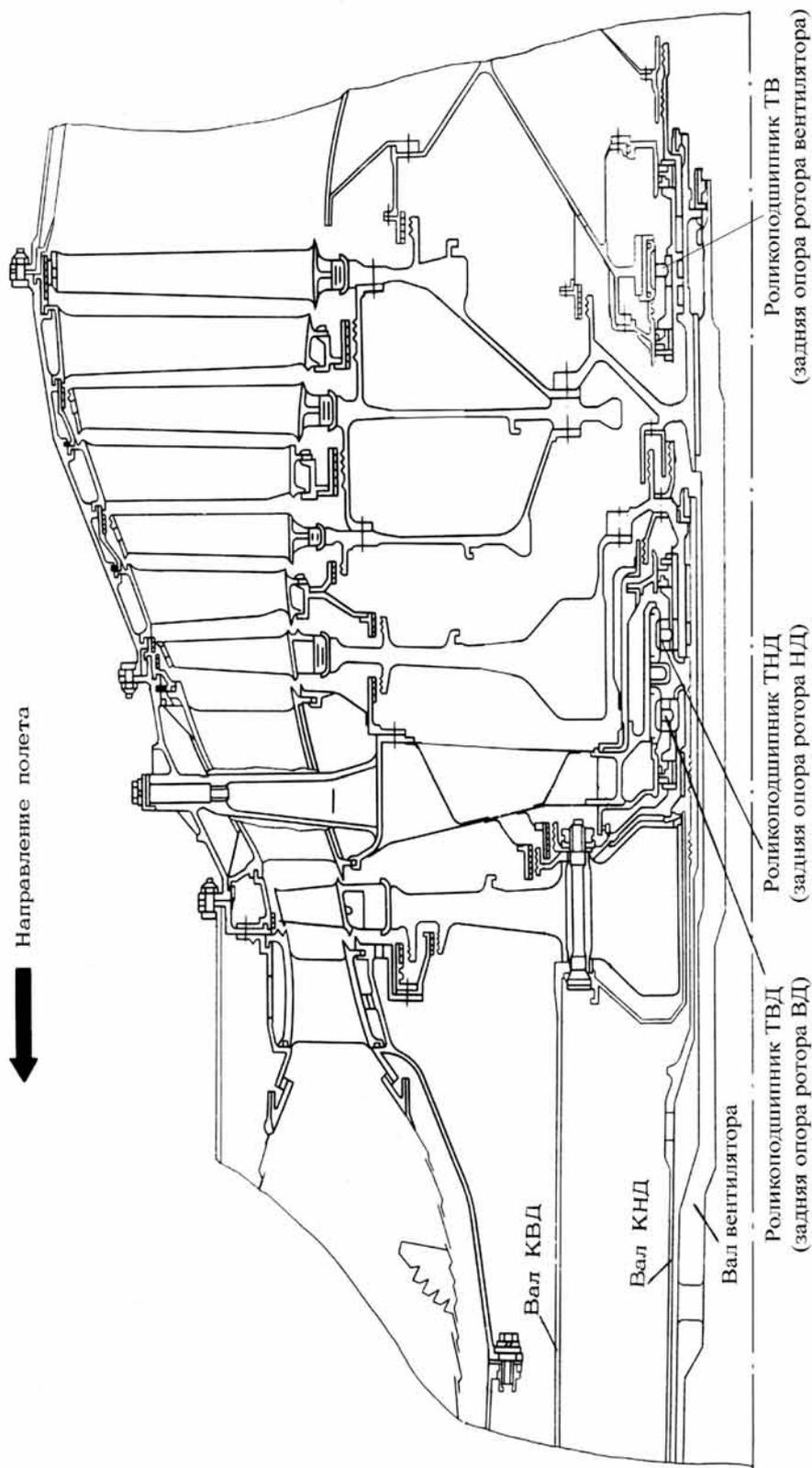


Рис.5.1. Турбина двигателя

зазора составляет, примерно, 0,2 мм. На рисунке показано изменение расхода газа через сотовые уплотнения по сравнению с обычным уплотнением.

Теплонапряженные детали турбины (диски, лопатки рабочего колеса ТВД, лопатки сопловых аппаратов ТВД, ТНД, корпуса опор) охлаждаются воздухом, отбираемым из-за IV ступени КНД, III ступени КВД и из-за IV ступени КВД.

Сопловые лопатки турбины высокого давления охлаждаются воздухом, поступающим из-за КВД, который входит с наружного торца лопатки внутрь дефлектора. Через отверстие в дефлекторе воздух попадает в зазор, образованный дефлектором и стенками лопатки, и входит в

тракт через отверстия в выходной кромке лопатки. Лопатки рабочего колеса и диск турбины ВД охлаждаются воздухом, поступающим из-за VII последней ступени КВД.

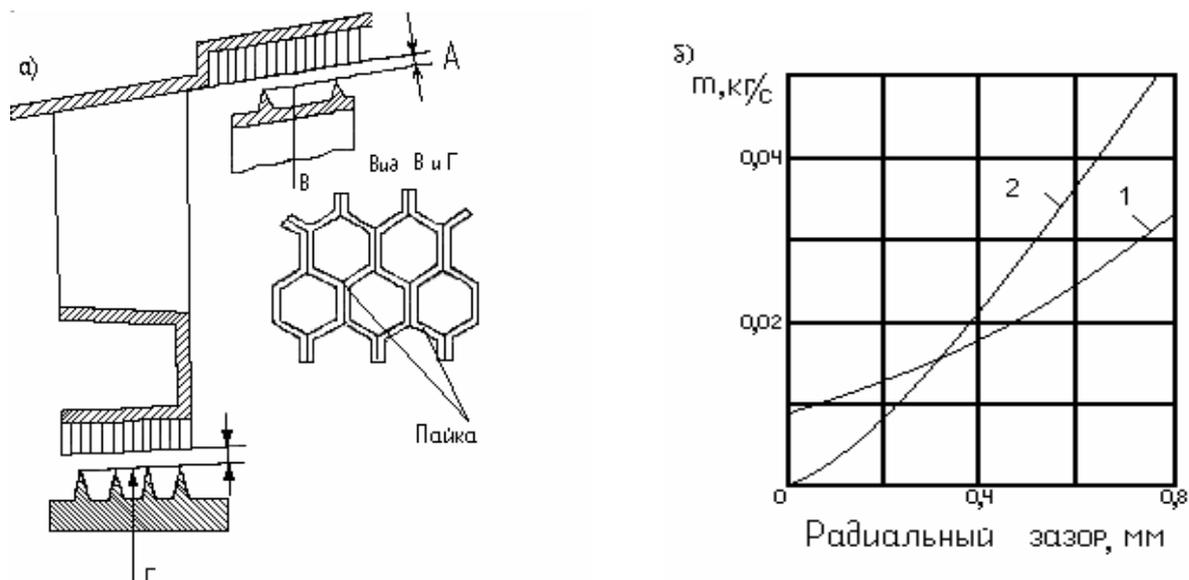


Рис.5.2 Сотовое лабиринтное уплотнение

- а** - эскиз уплотнения (**а**), **б**- расходные характеристики уплотнений
- 1** - расход газа через сотовое уплотнение;
- 2** - расход газа через лабиринтные уплотнения обычной конструкции.

Лопатки СА турбины низкого давления охлаждаются воздухом, отбираемым из-за III ступени КВД, аналогично охлаждению лопаток СА турбины высокого давления. Этим же воздухом, поступающим в полость внутреннего корпуса соплового аппарата и смешивающимся с воздухом, омывающим диск ТВД, охлаждаются диски турбины НД и турбины вентилятора.

Для обеспечения необходимой рабочей температуры подшипники ТВД и ТНД охлаждаются воздухом, поступающим из-за IV ступени КВД через внутренние полости лопаток соплового аппарата турбины низкого давления. Воздух препятствует поступлению тепловых потоков от дисков ТВД и ТНД и обеспечивает необходимый перепад на лабиринтных и безрасходных уплотнениях. Подшипник турбины вентилятора также охлаждается этим воздухом.

5.2. Турбина высокого давления

Турбина ротора высокого давления (ТВД) состоит из ротора и статора (рис. 5.3). Ротор ТВД представляет собой рабочее колесо, к фланцам которого крепятся вал КВД и задний вал с лабиринтными уплотнениями. В ободу диска рабочего колеса в замках типа «ёлочка» попарно установлены рабочие лопатки. Рабочие лопатки охлаждаемые с бандажными полками. На заднем валу установлен роликовый подшипник с элементами радиально-торцевого контактного уплотнения, которые входят в состав задней опоры ротора ВД.

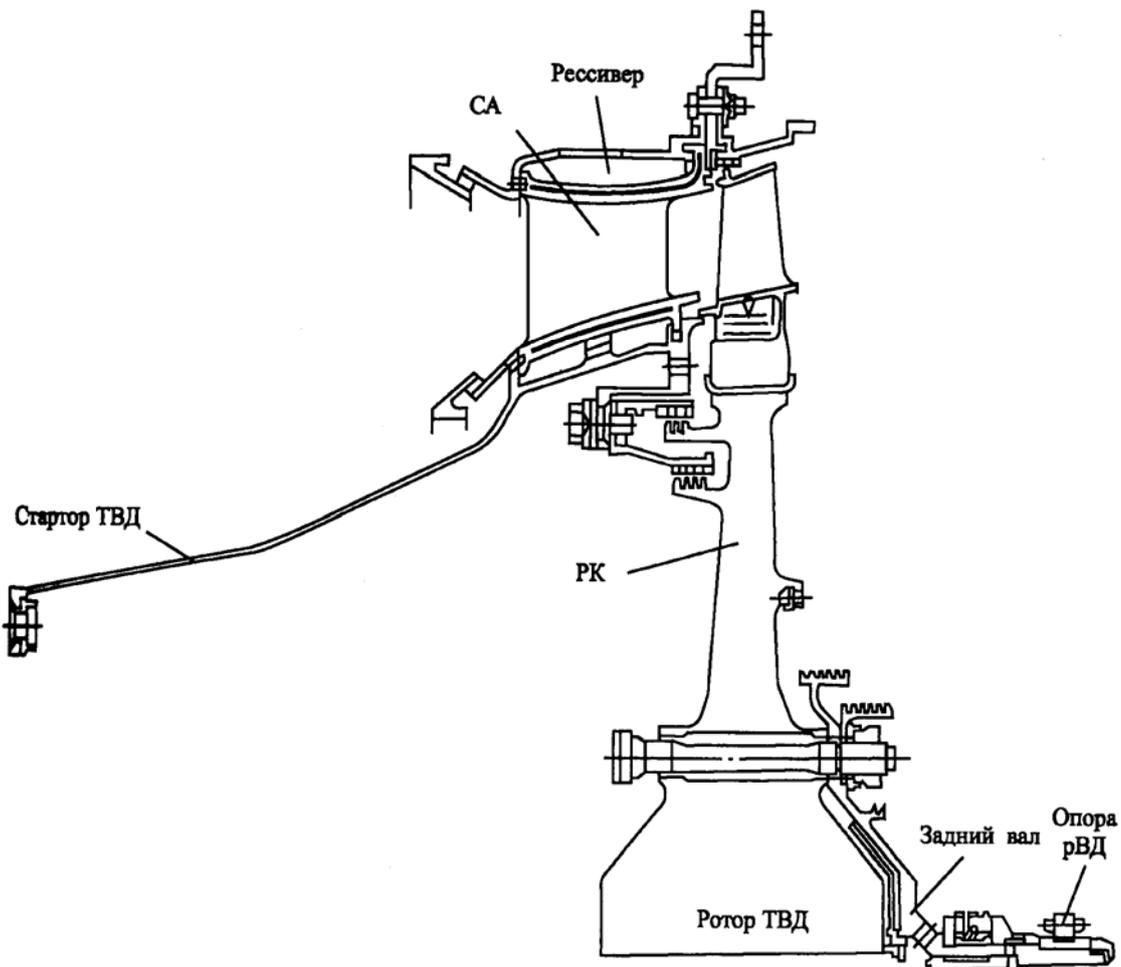


Рис. 5.3. Турбина ротора высокого давления

Статор ТВД состоит из наружного и внутреннего корпусов, секторов сопловых лопаток и проставки с сотовыми уплотнениями, расположенной над рабочими лопатками. Сектора сопловых лопаток содержат по четыре лопатки. Лопатки охлаждаются воздухом, поступающим из-за КВД. Осевая фиксация секторов осуществляется только по заднему поясу для обеспечения компенсации температурных расширений.

5.3. Турбина ротора низкого давления

Турбина ротора низкого давления (ТНД) состоит из ротора и статора (рис.5.4). Ротор турбины представляет собой рабочее колесо, к фланцу которого прикреплен вал. По ободу диска в замках «ёлочка» закреплены неохлаждаемые рабочие лопатки. Лопатки снабжены бандажными полками. Внутренними шлицами вал турбины соединен с валом КНД. На валу монтируется роликовый подшипник опоры ротора НД и элементы радиально-торцевого контактного уплотнения масляной полости опоры.

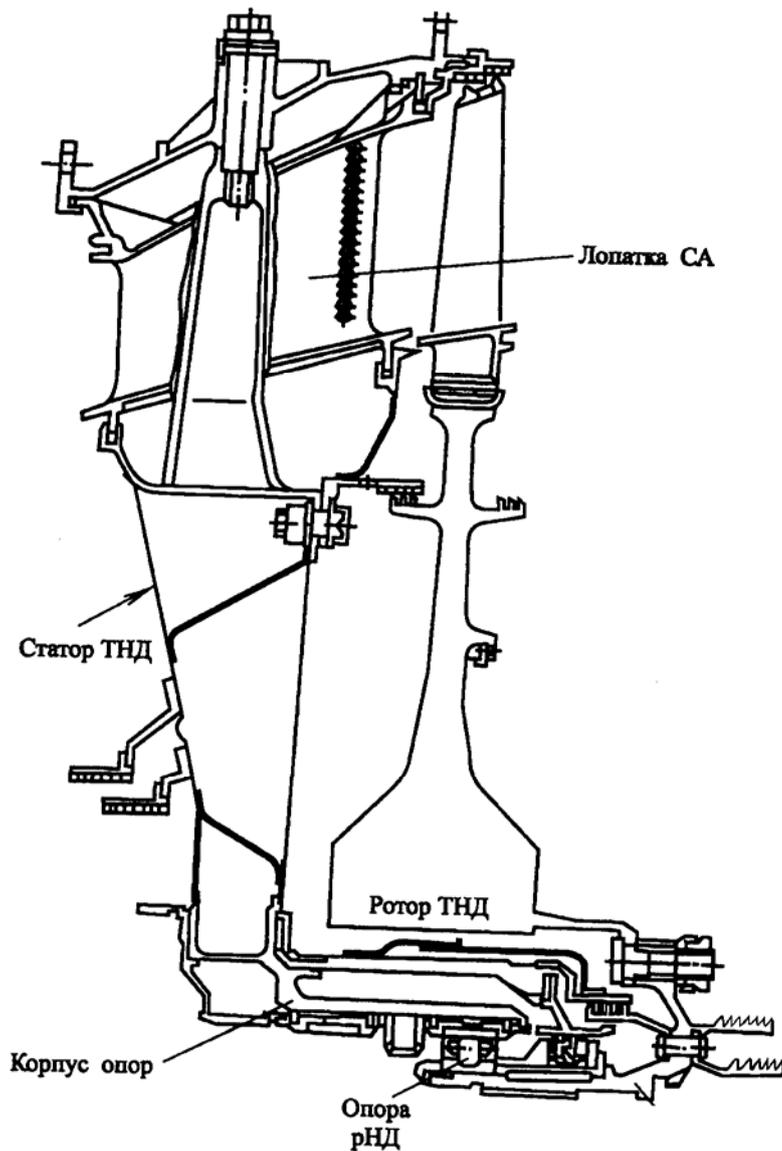


Рис. 5.4. Турбина ротора низкого давления

Статор турбины НД является силовым элементом (рис.5.5), через него передается радиальные усилия от опор турбин ВД и НД на корпус двигателя. Статор состоит из корпуса опор турбин ВД и НД и секторов сопловых лопаток. Каждый сектор состоит из трех охлаждаемых лопаток. Внутренние полости лопаток используются также для прокладки коммуникаций, через которые подводится и отводится масло на смазку опор турбин ВД и НД, подводится воздух на охлаждение сопловых лопаток турбины НД и дисков турбин НД и вентилятора, подводится воздух на охлаждение опор роторов турбин ВД и НД, производится суфлирования опор и продувка пускового коллектора. Эти коммуникации соединены с фланцами Е1 – Е15, расположенными на наружном корпусе статора.

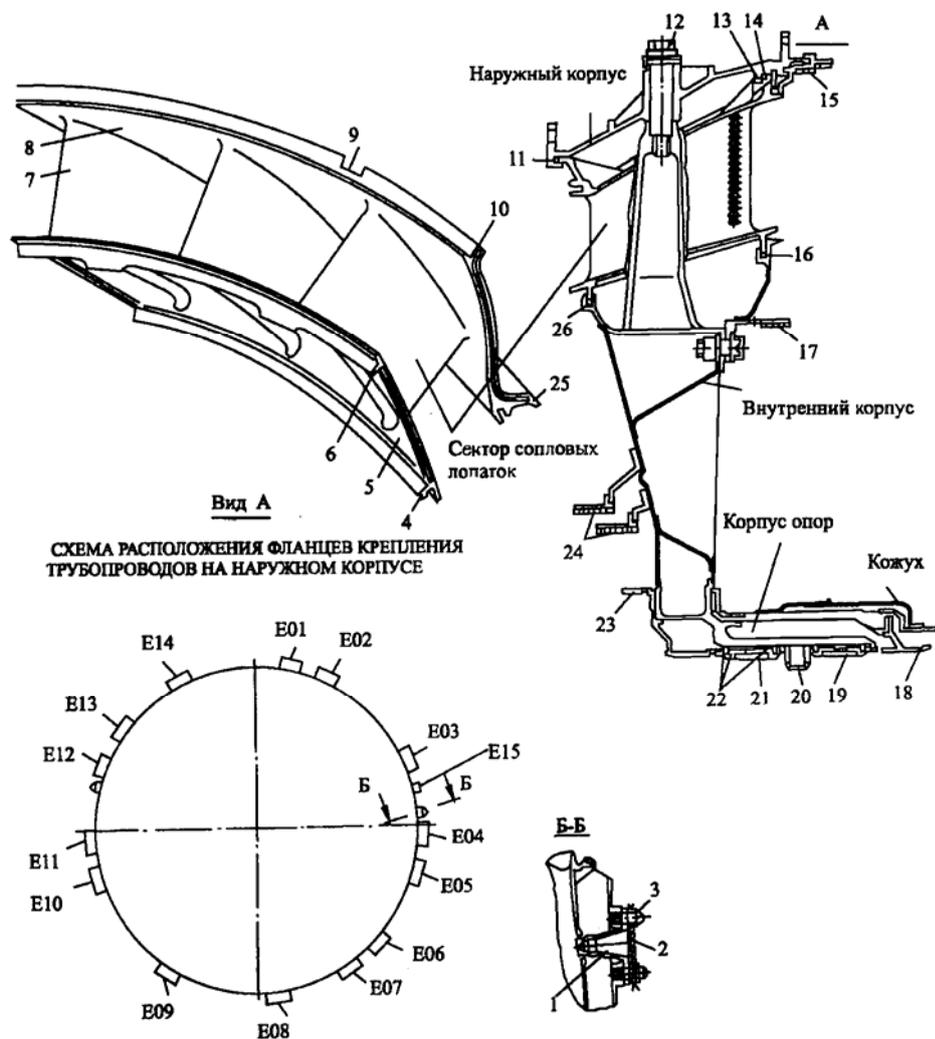


Рис.5.5 Статор турбины низкого давления

- 1.** Заглушка; **2.** Проволока; **3.** Гайка; **4.** Буртик; **5.** Полка внутренняя; **6.** Передний буртик; **7.** Лопатка соплового аппарата; **8.** Пока наружная; **9.** Паз; **10.** Поясок. **11.** Паз; **12.** Болт; **13.** Выступ; **14.** Поясок; **15.** Проставка; **16.** Паз; **17.** и **18.** Кольцо лабиринтное; **19.** Наружное кольцо подшипника турбины НД; **20.** Масляная форсунка; **21.** Наружное кольцо подшипника турбины ВД; **22.** Демпфер опоры; **23.** и **24.** Кольцо; **25.** Поясок. **26.** Паз.

Слева и справа на корпусе имеются окна для осмотра состояния рабочих лопаток турбины НД. Окна закрыты заглушками.

Корпус опор роторов турбин ВД и НД установлен в теплозащитном кожухе. Между корпусом опор и внешними обоймами роликовых подшипников расположены масляные демпферы. Радиально-торцевого контактного уплотнения ограничивающие масляную полость опор турбин ВД и НД надуваются воздухом: переднее – вторичным воздухом камеры сгорания, заднее – воздухом, подведенным из КНД.

5.4. Турбина вентилятора

Турбина вентилятора (ТВ) состоит из ротора и статора (рис. 5.6).

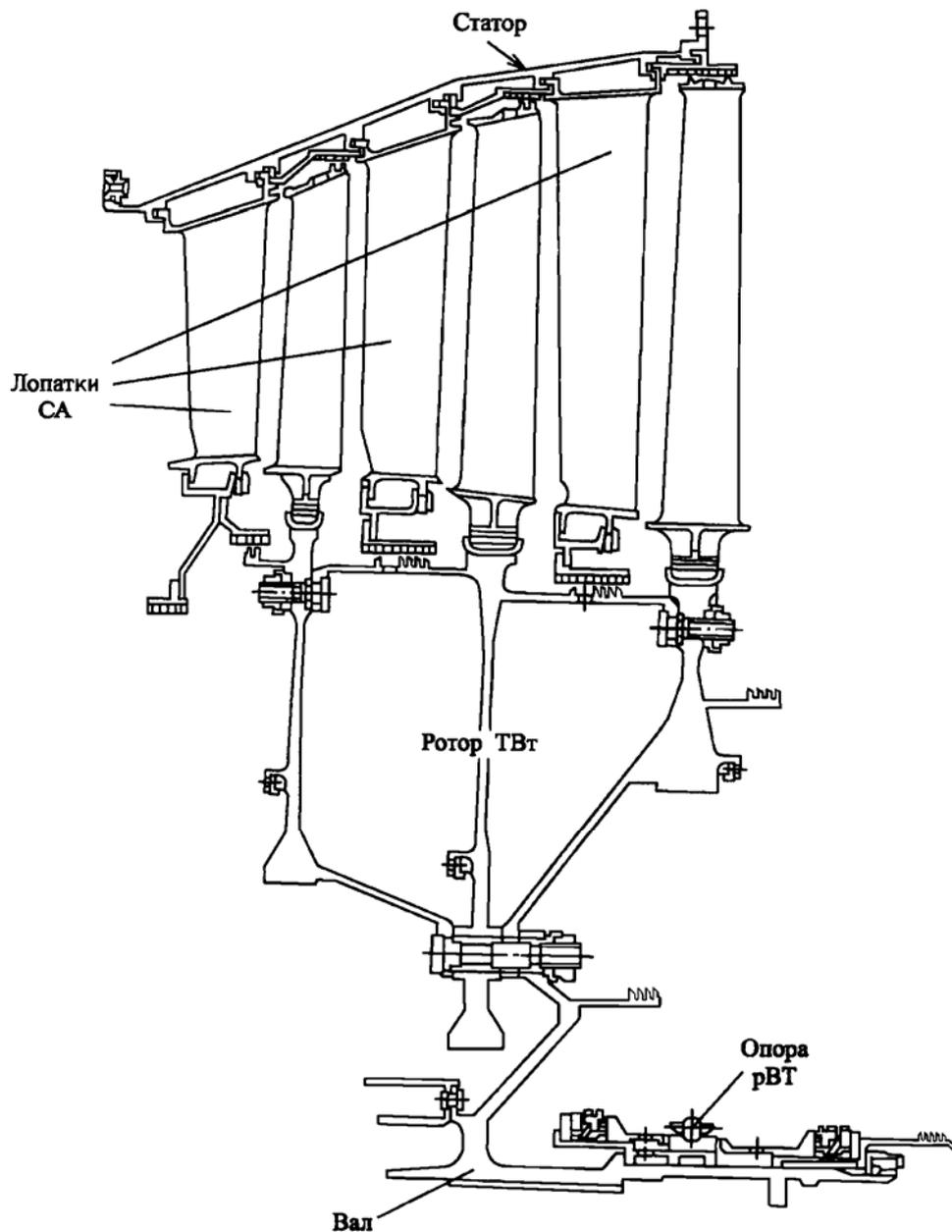


Рис. 5.6. Турбина вентилятора

Ротор турбины – диско-барabanной конструкции. В состав ротора входят три рабочих колеса и вал. По периферии дисков в замках типа «ёлочка» закреплены неохлаждаемые рабочие лопатки, снабженные бандажными полками. В барабане ротора выполнены отверстия для разгрузки внутренних полостей барабана от перепада давлений. Внутри вала турбины выполнены шлицы, с помощью которых он соединен с валом вентилятора.

Статор турбины вентилятора является силовым элементом, в который входят: наружный корпус, три ряда сопловых аппаратов, три внутренних корпуса, снабженных сотовыми уплотнениями, и три ряда проставок, расположенных над рабочими лопатками и снабженных сотовыми уплотнениями. По сотовым уплотнениям внутренних корпусов и проставок работают лабиринтные гребешки ротора.

Каждый из сопловых аппаратов набирается из отдельных секторов. Наружный корпус общий для всех сопловых аппаратов. По периметру корпуса в передней части расположено 17 фланцев для установки термпар. Слева и справа на корпусе имеются по три окна для осмотра лопаток.

Опора ротора ТВ представляет собой роликовый подшипник, масляная полость которого ограничена радиально-торцевыми контактными уплотнениями. Усилия от этого подшипника передаются на внешний корпус двигателя через узел задней опоры двигателя.

5.5. Задняя опора двигателя

Задняя опора двигателя является силовым элементом двигателя и включает опору вентилятора и реактивное сопло внутреннего контура.

Задняя опора (рис. 5.7.) состоит из наружного корпуса с кольцом задней подвески двигателя, внутреннего корпуса, в котором монтируются детали опоры турбины вентилятора. Внутренний и внешний корпуса соединены восьмью силовыми стойками закрытых защитных кожухов. Внутренние полости защитных кожухов используются для прокладки коммуникаций. Эти коммуникации сообщены со фланцами, расположенными на наружном корпусе. Фланцы предназначены для: подвода и отвода масла; суфлирования масляных полостей; подвода и отвода воздуха, используемого для охлаждения корпусов подшипника опоры турбины вентилятора.

Основой опоры ротора турбины вентилятора является роликовый подшипник, который монтируется в маслдемпферной полости во внутреннем корпусе опоры. Масляная полость опоры ограничена радиально-торцевыми контактными уплотнениями.

Реактивное сопло внутреннего контура включает насадок и стекатель. В сопле продолжается процесс расширения газового потока с увеличением скорости. Насадок сварной конструкции с кольцом жесткости. На поверхности насадка расположены четыре фланца для крепления эжекторов, предназначенных для отвода воздуха от центробежного суфлера и конденсата из дренажных бачков. Стекатель представляет из себя центральное тело конической формы, выполненное сваркой.

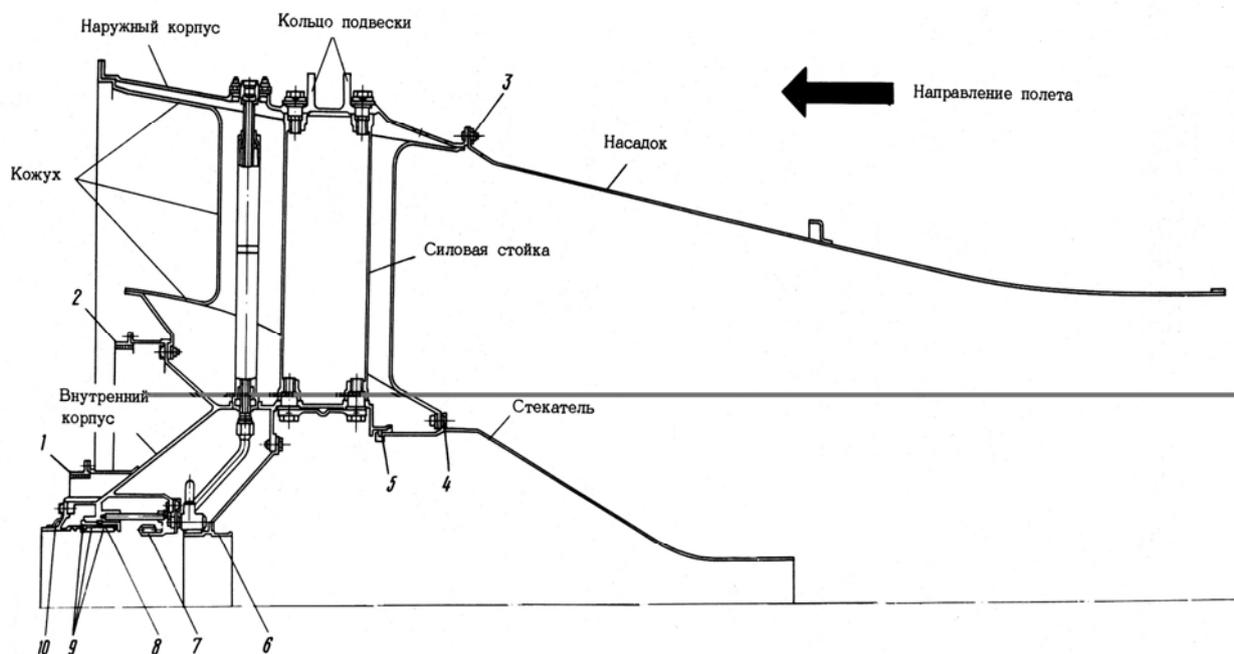


Рис. 5.7. Узел задней опоры

- 1. и 2.** Лабиринтные кольца; **3.** Соединительный фланец; **4.** Болт; **5., 6. и 10.** Кольца; **7.** Масляная форсунка; **8.** Наружное кольцо подшипника; **9.** Демпфер опоры.

5.6. Характерные отказы и техническое обслуживание

Наиболее опасные отказы турбины связаны с возникновением трещин и разрушением дисков, так как последние не локализуется в пределах корпуса двигателя. Трещины, как правило, образуются в местах концентрации напряжений: в пазах по елочным замкам, в отверстиях для прохода охлаждающего воздуха, в отверстиях под болты крепления и соединения дисков. Основной причиной появления трещин является малоцикловая усталость, возникающая при повторных нагружениях в процессе запуска, останова и изменения режима работы двигателя.

Большинство повреждений рабочих лопаток турбины имеет усталостный характер и связано с переменными напряжениями, возникающими при колебаниях лопаток, в первую очередь, по нижним формам. При интенсивных колебаниях по первой изгибной форме возможны растрескивание и усталостное разрушение хвостовиков лопаток.

Для турбинных лопаток характерным является термоциклическое нагружение и возможность перегрева, что снижает сопротивление лопаток как динамическим, так и статическим нагрузкам. В этом случае в местах обрыва лопаток наблюдаются следы пластических деформаций.

Одной из причин появления отказов и неисправностей турбин в процессе эксплуатации является газовая коррозия лопаток. Ее появление обусловлено наличием в продуктах сгорания химически активных соединений.

Разрушение рабочих лопаток может быть связано с уменьшением в процессе эксплуатации натяга по бандажным полкам, возникновение износа и наклепа по торцам бандажных полок из-за появления зазора между ними.

Дефекты узла задней опоры в первую очередь связаны с термоциклическим нагружением и возможностью перегрева его деталей.

Об отказах и неисправностях опор роторов турбин более подробно будет освещено в разделе, посвященном масляной системе двигателя.

6. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА И СИСТЕМА СУФЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

6.1. Общие сведения о масляной системе

В конструкции современных авиационных ГТД широкое применение находят зубчатые передачи и подшипники качения, детали которых работают в условиях трения. Детали, которые работают в условиях трения, требуют смазки. Назначение смазки заключается в поддержании нормального температурного состояния трущихся деталей, в уменьшении их изнашивания и потерь на трение, предохранение деталей от коррозии и отвод продуктов износа из зоны трения. Кроме того, часто масло используется и как рабочее тело в гидромеханизмах, расположенных на двигателе. Поэтому двигатели оснащаются масляной системой.

Масляная система выполняет следующие функции: хранение масла, постоянную подачу масла под необходимым давлением к узлам трения, отвод масла от этих узлов, охлаждение и поддержание необходимой чистоты масла, контроль параметров масла.

К масляной системе двигателя предъявляются следующие требования:

- обеспечение надежной подачи масла при запуске и на всех режимах работы двигателя в полете при различных температурах наружного воздуха;
- автоматическое поддержание необходимой температуры, давления и чистоты масла;
- удобство подхода к элементам системы и простота ее обслуживания;
- надежный контроль параметров системы;
- минимальный расход масла.

Нагрев подшипников качения, применяемых в ГТД, обуславливается упругой деформацией шариков или роликов и беговых дорожек колец подшипников под действующей на них нагрузкой. При деформации элементов подшипника и возвращении с деформированных участков в исходное положение возникает внутреннее трение между частицами металла, что и приводит к нагреву подшипника. Количество выделяющегося при этом тепла $Q_{ТР}$ (кДж/мин) прямо пропорционально нагрузке на подшипник и частоте вращения ротора. Оно может быть подсчитано по формуле:

$$Q_{ТР} = 3 \cdot 10^{-6} R d_n n k,$$

где R - нагрузка на подшипник, Н; d_n - средний диаметр подшипника, мм; n - частота вращения ротора, об/мин; k - относительный коэффициент трения качения.

Для радиально-опорных шарикоподшипников $k = 0,001-0,002$; для радиально-упорных шарикоподшипников $0,002-0,004$; для радиально-опорных роликовых подшипников $0,002-0,005$.

В подшипниках качения имеется и трение скольжения роликов и шариков о сепаратор, сепаратора о центрирующее кольцо, а роликов еще и о буртики колец, ограничивающих их осевое перемещение. Приведенные выше значения k учитывают и эти потери.

Подшипники, расположенные вблизи горячих деталей двигателя, дополнительно нагреваются теплом, передаваемым от этих деталей. Количество тепла, передаваемого подшипникам от горячих деталей $Q_{ГД}$, зависит от места расположения подшипника, от наличия и качества теплоизоляционных устройств. Оно может превышать тепло, выделяющееся в подшипнике под действием нагрузок, в несколько раз. Для предотвращения перегрева подшипников система смазки должна обеспечить подачу к ним такого количества масла, при котором температура подшипников не будет превышать $140...150^{\circ}\text{C}$.

Количество тепла, которое должно быть отведено с маслом для поддержания нормального температурного состояния подшипников и зубчатых передач, называется теплоотдачей в масло. Зная величину теплоотдачи в масло и задаваясь температурой масла на входе в двигатель и на выходе из него, можно определить количество W_n масла (л/мин), потребное для отвода от подшипников тепла, т.е. определить прокачку через двигатель масла (циркуляционный расход):

$$W_n = \frac{Q_{TP} + Q_{ГД}}{\rho C_M (t_2 - t_1)},$$

где ρ - плотность масла, кг/л; C_M - теплоемкость масла (для авиационных масел $C_M = 2,1$), кДж/(кг·К); t_1, t_2 - температура входящего и выходящего масла соответственно.

Для поддержания температуры подшипников в требуемых пределах рекомендуется поддерживать температуру масла на выходе не выше 130°C и на входе в пределах 60-80°C на установившемся режиме работы двигателя. При этом оптимальный перепад температур масла $t_2 - t_1$ желателен в пределах 20...40°C. На двигателе Д-36 теплоотдача в масло равна 650_{-50}^{+25} кДж/мин при прокачке масла 18 л/мин.

Расход (потеря) масла в ГТД невелик. Он обуславливается уходом масла через лабиринтные уплотнения и суфлер в окружающую среду. На двигателе Д-36 расход масла не более 0,8 л/ч.

Поскольку к подшипникам качения подводится масло главным образом для их охлаждения, то с этой целью целесообразно применять маловязкие масла, имеющие низкую температуру застывания, что уменьшает потери на трение шариков и роликов о масло и облегчает запуск двигателя при низких температурах окружающего воздуха. На двигателе Д-36 в качестве основного применяется масло ИПМ-10, а в качестве резервного - ВНИИИМП 50-1-4Ф.

Для лучшего охлаждения подшипника подаваемое к нему масло должно омывать как можно большую поверхность его элементов. Опыт показывает, что для этой цели лучше всего подавать масло через калиброванные отверстия в виде струек в зазор между внутренним кольцом подшипника и сепаратором. В этом случае масло хорошо смазывает рабочую поверхность внутреннего кольца подшипника, поверхность шариков или роликов, а также под действием центробежных сил поднимается к рабочей поверхности наружного кольца, смазывает ее и уходит через зазор между сепаратором и наружным кольцом в маслосборник, откуда уже забирается отсасывающим насосом.

Двигатель Д-36 снабжен автономной циркуляционной масляной системой. В масляную систему входят следующие основные узлы (рис. 6 .1):

- маслобак (5);
- топливно-масляный агрегат (ТМА), состоящий из топливно-масляного радиатора (9) и термклапана;
- маслоагрегат, состоящий из нагнетающей секции (30), четырех откачивающих секций (22), редукционного (23) и обратного (31) клапанов, фильтра тонкой очистки (28) и датчика (32) с сигнализатором (24) перепада давления на маслофильтре (сигнализатора засорения маслофильтра).
- воздухоотделитель (10) с входящими в его состав фильтром грубой очистки (11), перепускным клапаном (13) и датчиком перепада давления на фильтре грубой очистки (16);
- стружкосигнализатор (17);
- термостружкосигнализаторы (26);
- датчик (29) и указатель (21) температуры масла на входе в двигатель;
- датчик (25) с указателем (19) давления масла на входе в двигатель;
- сигнализатор (20) минимального давления масла на входе в двигатель;
- датчик (4) с указателем (2) уровня масла в баке;
- сигнализаторы (1) уровня масла в баке;
- трубопроводы, каналы масляной системы и форсунки.

6.2. Работа масляной системы

Маслосистема работает следующим образом (рис 6.1). Масло из маслобака 5 поступает самотеком в нагнетающую секцию 30 маслоагрегата, откуда под давлением подается в фильтр 28 тонкой очистки, размещенный в корпусе маслоагрегата. Давление масла на входе в двигатель поддерживается редукционным клапаном 23.

Выйдя из маслоагрегата, масло по внешнему трубопроводу подается к боковому ребру промежуточного корпуса, проходит через полость ребра и разделяется на три потока. Один поток

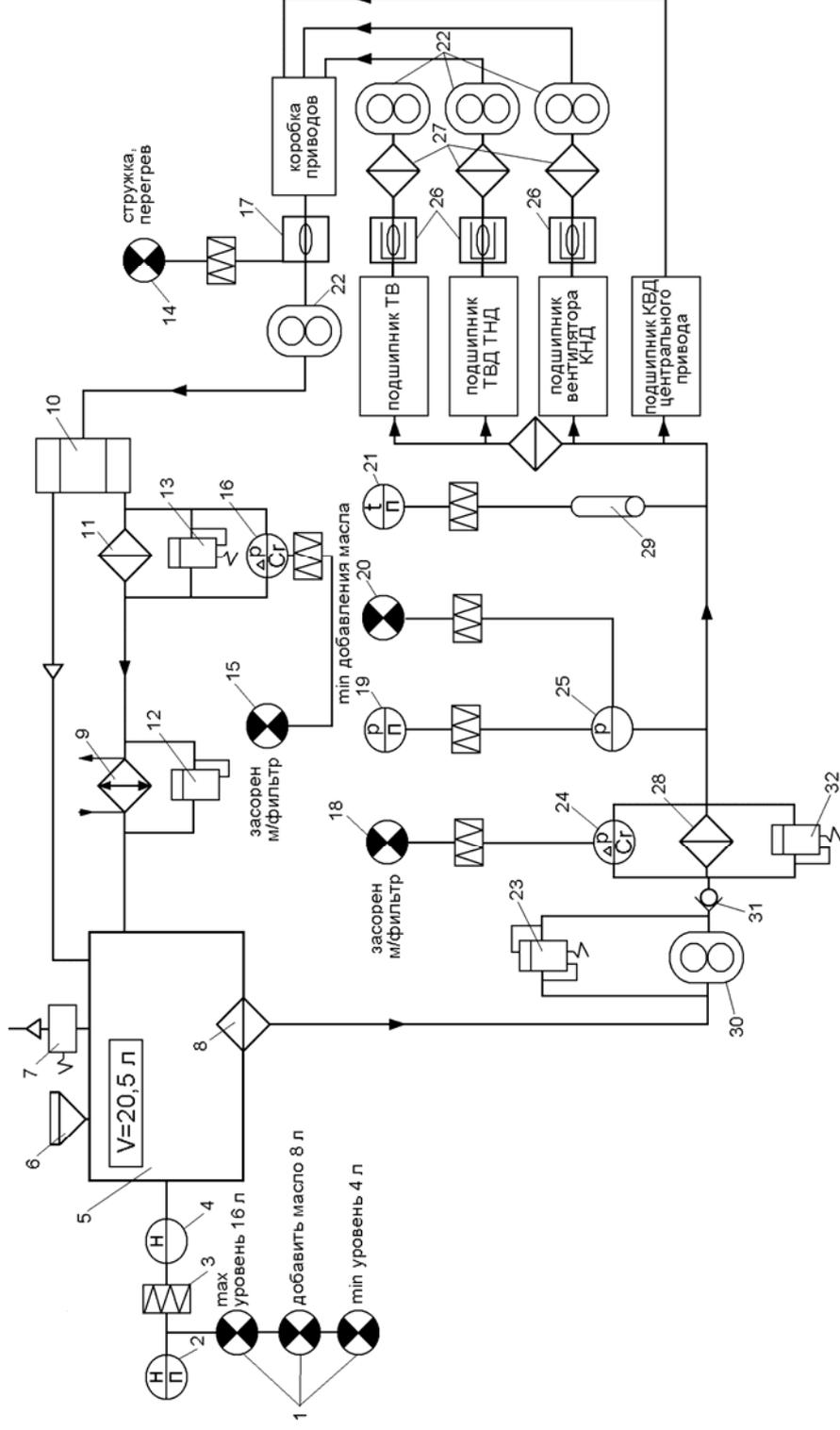


Рис. 6.1. Схема маслосистемы и системы суфирования двигателя.

1 - сигнализаторы масломера; **2** - масломер; **3** - передача электрического сигнала; **4** - датчик уровня масла; **5** - маслобак; **6** - заправочная горловина с фильтром; **7** - предохранительный клапан; **8** - предохранительный масляный фильтр; **9** - топливно-масляный агрегат; **10** - воздухоотделитель; **11** - фильтр грубой очистки; **12** - термо-клапан; **13** - перепускной клапан; **14** - сигнализатор стружки в масле и перегрева; **15** - сигнализатор засорения фильтра грубой очистки; **16** - датчик перепада давления на фильтре грубой очистки; **17** - стружкосигнализатор; **18** - сигнализатор засорения фильтра тонкой очистки; **19** - указатель давления масла; **20** - сигнализатор минимального давления масла; **21** - указатель температуры масла; **22** - отказывающие секции маслоагрегата; **23** - редукционный клапан; **24** - сигнализатор перепада давления на фильтре тонкой очистки; **25** - датчик замера давления; **26** - термостружкосигнализатор; **27** - предохранительный фильтр насосов; **28** - фильтр тонкой очистки; **29** - датчик температуры масла; **30** - нагнетающая секция маслоагрегата; **31** - обратный клапан; **32** - датчик перепада давления на фильтре тонкой очистки.

идет на смазку и охлаждение подшипника ротора компрессора ВД и центрального привода, другой - на смазку и охлаждение подшипников ротора вентилятора и компрессора НД, третий - на смазку и охлаждение подшипников турбин всех роторов.

Масло на подшипники роторов подается форсунками. Перед форсунками установлены предохранительные фильтры. Остальные узлы смазываются барбатажем. Масло из полостей подшипников вентилятора, компрессора низкого давления и турбин откачивается секциями 22. Из полости подшипников ротора компрессора ВД масло самотеком сливается в коробку приводов, по пути смазывая и охлаждая детали центрального привода и колонки приводов.

Откачиваемое масло из всех полостей сливается в масляную полость коробки приводов. Из поддона коробки приводов все масло, пройдя стружкосигнализатор 17, откачивается основной откачивающей секцией 22 и по каналу в коробке приводов направляется в центробежный воздухоотделитель 10. Отделенное в воздухоотделителе от воздуха масло поступает для охлаждения в топливно-масляный агрегат 9 и оттуда возвращается в маслобак 5.

Давление масла на входе в двигатель замеряется с помощью датчика и указателя 25, а минимальное давление фиксируется с помощью сигнализатора 20. Давление масла на входе в двигатель поддерживается в пределах:

- $3,5 \pm 0,5$ кгс/см² - на земле при частоте вращения $n_{ВД} = 95\%$ и температуре масла на входе в двигатель $70 \pm 15^\circ\text{C}$;
- $2,0 \dots 4,5$ кгс/см² - на всех режимах и высотах полета.

Температура масла на входе в двигатель контролируется по показаниям датчика 29 и указателя 21. В магистралях откачки установлены термостружкосигнализаторы 26, выдающие сигналы при появлении в масле ферромагнитных частиц или превышении предельной температуры откачиваемого масла.

Появление ферромагнитных частиц в откачиваемом из коробки приводов масле обнаруживается стружкосигнализатором 17.

На приборной доске пилотов имеется табло контроля параметров маслосистемы:

"Минимальное давление масла" - загорается при минимально допустимом давлении масла на входе в двигатель;

"Стружка" - загорается при наличии ферромагнитных частиц и превышении температуры откачиваемого масла;

"Засорен маслофильтр" - загорается при заданном перепаде давлений на маслоfiltре тонкой очистки;

"Минимальный уровень масла" - загорается при заданном минимальном уровне масла в маслобаке.

На щитке централизованной заправки маслобака, который находится в хвостовой части фюзеляжа с правого борта, расположены: индикатор уровня масла в баке и табло "Минимальный уровень масла", "Добавь масла", "Максимальный уровень масла". Для слива масла из двигателя имеются краны в нижней части коробки приводов, на маслобаке и на ТМА.

При максимальной заправке маслобака общий объем масла в маслосистеме составляет 27 л, из них 16 л. в маслобаке, 2 л. в ТМА и остальное в масляных полостях двигателя, агрегатах и трубопроводах. Табло "Добавь масла" загорается при уровне масла в маслобаке 8 л., табло "Минимальный уровень масла" загорается при уровне масла в маслобаке 4 л.

6.3. Агрегаты масляной системы

6.3.1. Маслобак

Маслобак МБ-36 (рис.6.2) предназначен для хранения запаса масла на двигателе и пополнения маслом системы двигателя по мере его расходования. Маслобак установлен на кронштейнах и закреплен при помощи лент с правой стороны на корпусе вентилятора.

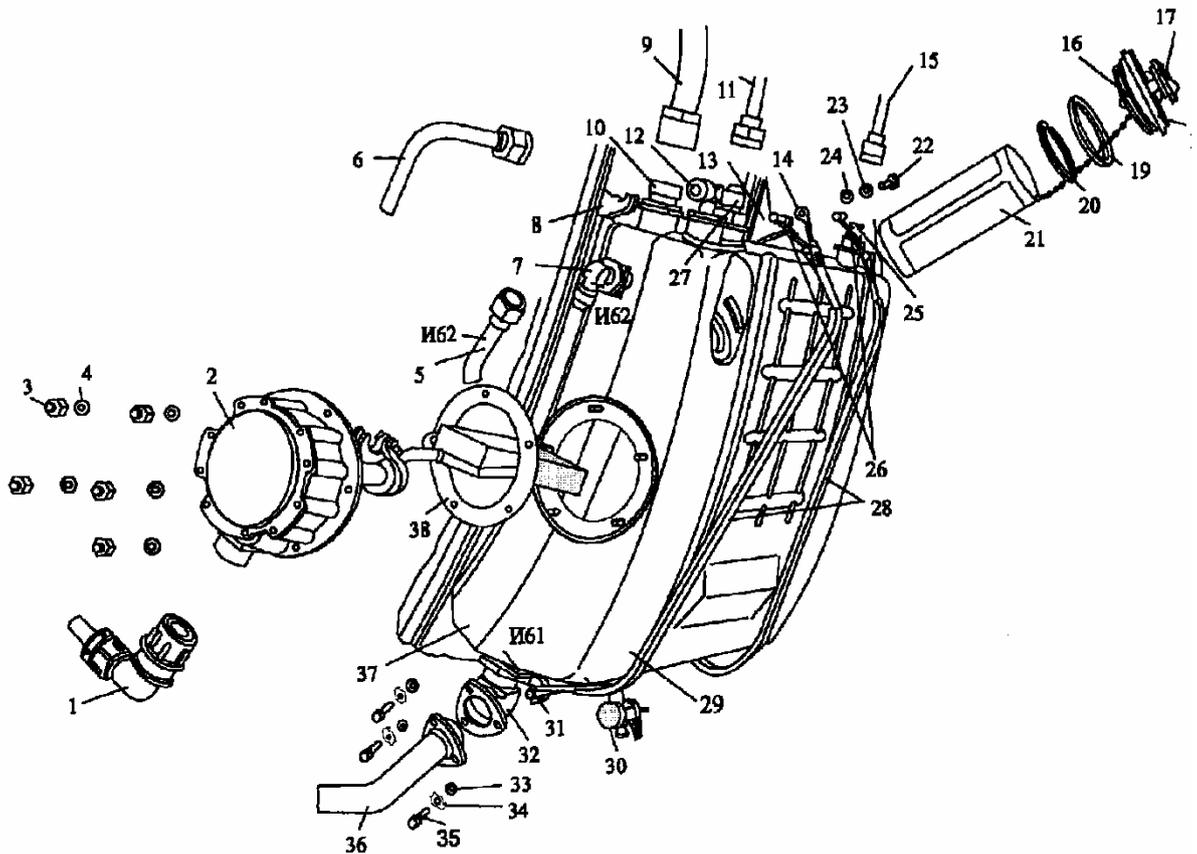


Рис. 3.2. Маслобак МБ-36

1. Розетка штепсельного разъем; 2. Датчик масломера ДМ2-1; 3. Гайка самоконтрящаяся; 4. Шайба плоская; 5. Трубопровод; 6. Трубопровод; 7. Угольник (И62); 8. Кронштейн; 9. Трубопровод; 10. Проходник (И60); 11. Трубопровод; 12. Угольник с обратным клапаном (И63); 13. Кронштейн; 14. Трос металлизации; 15. Трубопровод; 16. Крышка заливной горловины; 17. Винт; 18. Траверса; 19. Кольцо резиновое уплотнительное; 20. Стопорное кольцо; 21. Фильтр сетчатый; 22. Болт; 23. Шайба пружинная; 24. Шайба плоская; 25. Проходник централизованной заправки с обратным клапаном (И64); 26. Болт стяжной; 27. Проходник с предохранительным клапаном (И65); 28. Лента с резиновой прокладкой; 29. Боковина; 30. Кран слива масла; 31. Кронштейн; 32. Угольник (И61); 33. Шайба плоская; 34. Шайба контровочная; 35. Болт; 36. Трубопровод; 37. Боковина; 38. Резиновая уплотнительная прокладка.

Маслобак сварен из двух боковин, отштампованных из нержавеющей стали. Для увеличения жесткости на боковинах выполнены отштамповки. Под кронштейны и ленты подложены резиновые прокладки. В верхней части маслобака находятся: заливная горловина, проходник подвода масла из ТМА, угольник для отвода воздухомасляной эмульсии в коробку приводов, предохранительный клапан, проходник для подсоединения трубопровода централизованной заправки баков маслом на самолете. Из топливно-масляного агрегата масло подводится в маслобак в зону заборника, что сокращает время прогрева масла в системе.

Внизу маслобака расположены: угольник отбора масла в нагнетающую секцию маслоагрегата и кран слива масла.

Сбоку маслобака расположен датчик масломера. Обратный клапан служит для предотвращения наддува полости бака при случайном повышении давления в коробке приводов, а предохранительный клапан - для автоматического стравливания воздуха из полости бака при возрастании в ней давления свыше $0,35 \text{ кгс/см}^2$. Полный объем маслобака 20 литров.

Маслобак и топливно-масляный агрегат размещены на двигателе выше уровня масла в полостях. Для предотвращения перетекания масла из маслобака в двигатель во время стоянки за нагнетающей секцией маслоагрегата установлен обратный клапан 31 (см. рис.6.1.), а ведущая шестерня нагнетающей секции уплотнена манжетой.

6.3.2. Топливо-масляный агрегат

Топливо-масляный агрегат 5660Т предназначен для охлаждения масла, циркулирующего в масляной системе двигателя, фильтрации и подогрева топлива с целью предупреждения льдообразования на топливном фильтре.

Топливо-масляный агрегат (рис.6.3) закреплён на четырех кронштейнах, два из которых установлены на промежуточном корпусе, а два - на фланце корпуса спрямляющего аппарата вентилятора.

Топливо-масляный агрегат состоит из топливно-масляного радиатора и топливного фильтра. Радиатор состоит из корпуса, крышек, корпуса фильтра и охлаждающего элемента. Охлаждающий элемент, расположенный внутри корпуса, представляет собой два пакета, набранных из плоских алюминиевых трубок. Снаружи к корпусу приварены четыре крышки. В задней верхней крышке - фланец отвода масла и предохранительный клапан, в задней нижней крышке - фланец подвода масла. На верхней крышке имеются штуцер для стравливания воздушных пробок из топливной системы и фланец для подвода топлива.

В корпусе топливного фильтра установлены: фильтрующий пакет, перепускной клапан, термостатический клапан 12 (см. рис.6.1), предназначенный для перепуска масла, минуя охлаждающий элемент, кран для слива топлива и штуцеры для подключения сигнализатора перепада давления топлива на фильтре.

Горячее масло из двигателя через обратный клапан поступает в радиатор топливно-масляного агрегата, проходит последовательно по трубкам обоих пакетов, отдавая при этом тепло холодному топливу, проходящему между трубками, и направляется в маслобак. При повышении сопротивления до установленного перепада давлений масляной полости открывается предохранительный клапан и масло, минуя радиатор, частично перепускается на выход из радиатора. Топливо от центробежного насоса агрегата 934 поступает в полость верхней крышки, проходит между трубками и направляется к фильтру.

Отфильтрованное топливо подается к насосу высокого давления агрегата 934. В случае засорения фильтрующих элементов перепад давлений на фильтре увеличивается и при возрастании его до $0,32...0,48 \text{ кгс/см}^2$ сигнализатор СП-0,4Э включает сигнальную лампу, а при достижении перепада давлений $0,6...0,7 \text{ кгс/см}^2$ откроется перепускной клапан и часть топлива, минуя фильтрующий элемент, поступит в блок топливных насосов двигателя. При температуре топлива 75°C начинает приоткрываться термостатический клапан, с помощью которого перепускается горячее масло со входа на выход и тем самым ограничивается температура топлива на выходе из агрегата, которая не должна превышать 85°C .

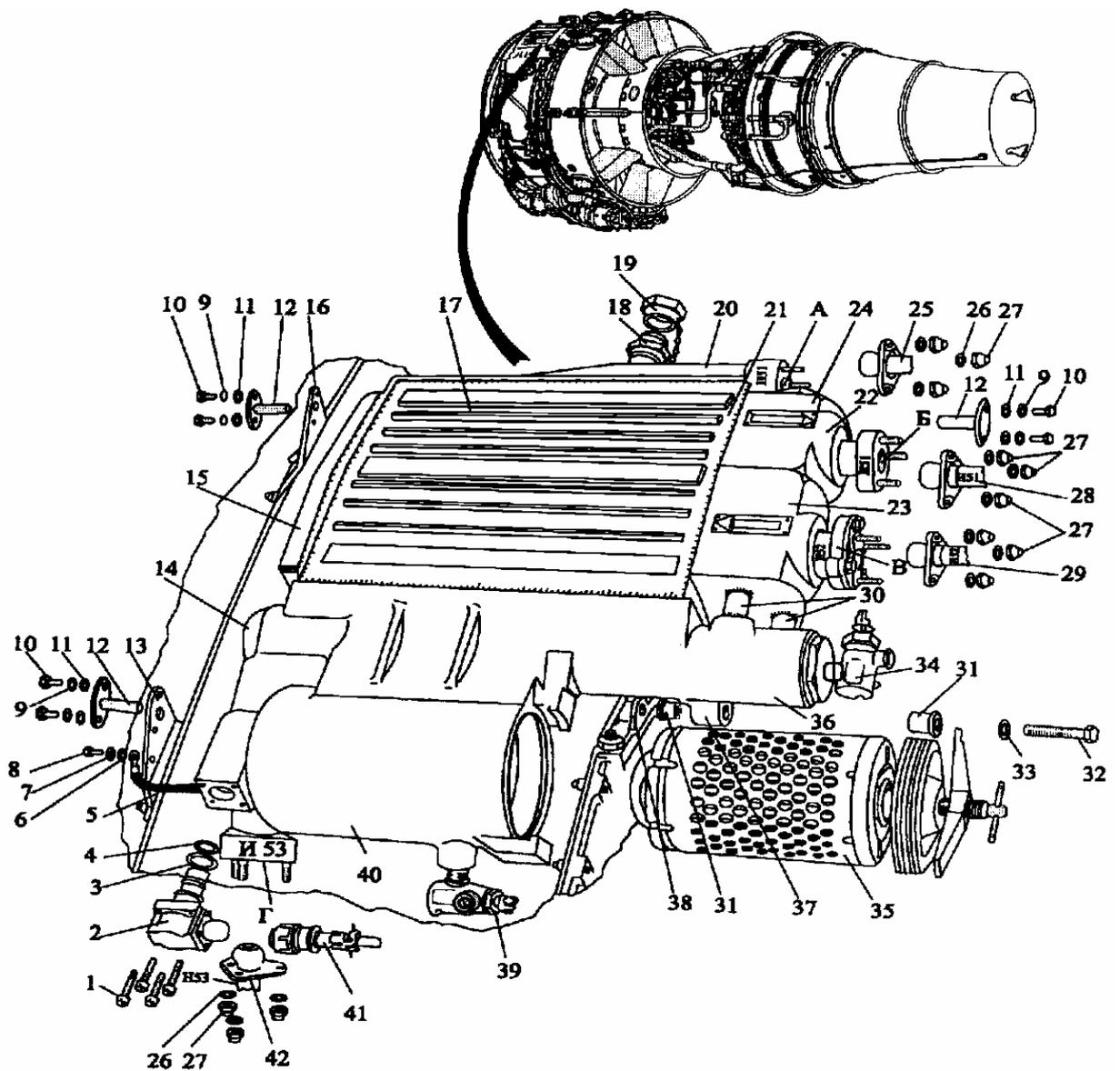


Рис. 6.3. Топливо-масляный агрегат:

- 1.** Винт; **2.** Сигнализатор перепада давлений СП-0.4Э; **3.** Резиновое уплотнительное кольцо; **4.** Резиновое уплотнительное кольцо; **5.** Шине металлизации; **6.** Шайба; **7.** Шайба пружинная; **8.** Болт; **9.** Шайба пружинная; **10.** Болт; **11.** Шайба; **12.** Штырь; **13.** Кронштейн; **14.** Клапан перепускной; **15.** Крышка; **16.** Кронштейн; **17.** Корпус; **18.** Клапан выпуска воздуха; **19.** Колпачок; **20.** Крышка; **21.** Кронштейн; **22.** Крышка; **23.** Крышка; **24.** Клапан предохранительный; **25.** Трубопровод подвода топлива; **26.** Шайба; **27.** Гайка самоконтрящаяся; **28.** Трубопровод отвода масла; **29.** Трубопровод входа масла; **30.** Маслоперепускные трубки; **31.** Втулка; **32.** Болт; **33.** Шайба пружинная; **34.** Кран слива масла; **35.** Фильтр топливный; **36.** Термостатический клапан; **37.** Проушина продольной фиксации; **38.** Кронштейн; **39.** Кран слива топлива; **40.** Корпус фильтра; **41.** Розетка штепсельного разъема; **42.** Трубопровод отвода топлива

6.3.3. Маслоагрегат

Маслоагрегат МА-36 расположен в нижней части коробки приводов и прикреплен к ее переходнику при помощи хомута. Он состоит из пяти вмонтированных в один корпус секций - маслонасосов шестеренчатого типа (см. рис.6.1): нагнетающей секции 30; трех секций откачки масла из полостей подшипников 22 и основной откачивающей секции. Кроме того, маслоагрегат включает в себя редукционный и обратный клапаны, фильтр тонкой очистки масла 28 с сигнализатором перепада давления 24 и клапан стравливания воздуха.

Маслофильтр 28 тонкой очистки МФТ-36 (см. рис.6.1), предназначенный для очистки масла, поступающего к трущимся поверхностям деталей двигателя от механических примесей, расположен в колодце корпуса маслоагрегата. Фильтр прикреплен к крышке маслоагрегата при помощи болта-съёмника. При отворачивании болт упирается буртом в упорное кольцо и фильтр снимается. Тонкость фильтрации 40 микрон. В нижней части полости фильтра расположена пробка для слива масла с отстоем перед съёмом фильтра.

6.3.4. Воздухоотделитель

Воздухоотделитель ВО – 36 (рис. 6.5) центробежного типа, установлен слева сзади на коробку приводов и предназначен для отделения воздуха от масла, поступающего из основной откачивающей секции маслоагрегата.

Фильтр грубой очистки 1, предназначенный для очистки масла откачиваемого из двигателя, расположен в колодце корпуса воздухоотделителя и прикреплен к корпусу воздухоотделителя при помощи болта-съемника. Тонкость фильтрации 160 микрон.

Перепускной клапан 13 (см. рис.6.1) обеспечивает поступление масла в двигатель при загрязнении сеток фильтра. В приливе расположен сигнализатор 16 перепада давления СП-0,6Э, подающий сигнал при наличии перепада давления на фильтре свыше $0,6 \text{ кгс/см}^2$. В нижней части колодца фильтра грубой очистки расположена пробка для слива масла с отстоем грязи перед съемом фильтра.

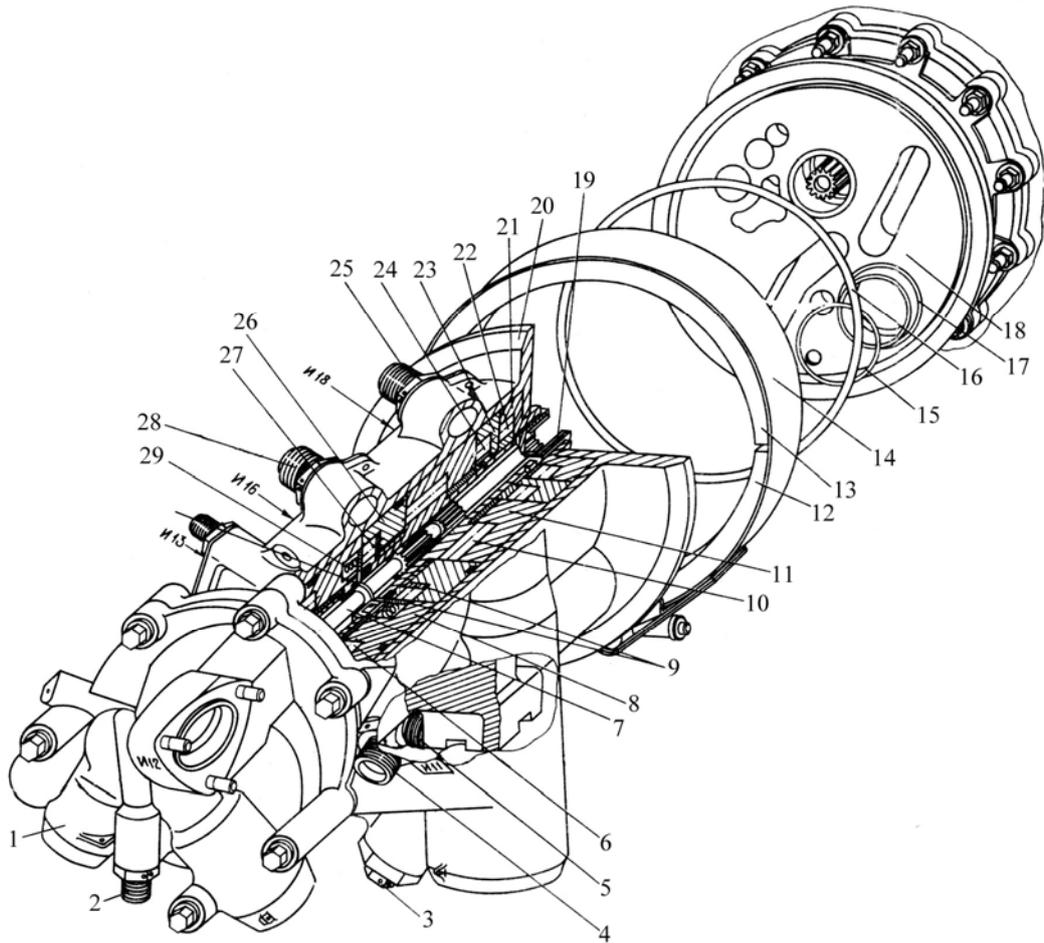


Рис. 6.4. Маслоагрегат МА-36

1 – крышка; 2, 17 – клапан стравливания воздуха; 3 – сливная пробка; 4 – проходник трубопроводу отвода масла на смазку и охлаждение деталей двигателя; 5 – проходник трубопровода подвода масла из полости опор вентилятора и КНД; 6, 22, 24, 27 – шестерня; 7, 19 – валик шлицевой; 8, 11, 20, 21, 23, 26 – корпус; 9 – подпятник; 10 – шестерня-валик; 12, 13 – колодка; 14 – лента хомута; 15, 16 – резиновое уплотнительное кольцо; 18 – переходник коробки приводов; 25 – проходник трубопровода подвода масла из масляной полости опоры турбины вентилятора; 28 – проходник трубопровода подвода масла из масляной полости передних подшипников турбин; 29 – пружина.

6.3.5. Стружкосигнализатор

Стружкосигнализатор СС-36 (рис. 6.6) установлен в нижней части коробки приводов и прикреплён к ней при помощи болта-съёмника. Стружкосигнализатор состоит из корпуса магнитов 6, изготовленного из диэлектрика, крышки 9 и болта-съёмника 5.

Корпус магнитов по периферии имеет 8 окон. В стойках между окнами расположены постоянные магниты 4, полюса которых установлены последовательно, благодаря чему образуется магнитное поле с поперечными потоку масла силовыми линиями. Магниты расположены с определённым зазором, в котором собирается стружка. К магнитам 4 при помощи скоб 8 подсоединены провода 3. Провода заканчиваются колодкой 1 штепсельного разъёма, к которой подсоединены источник питания и сигнальная лампа.

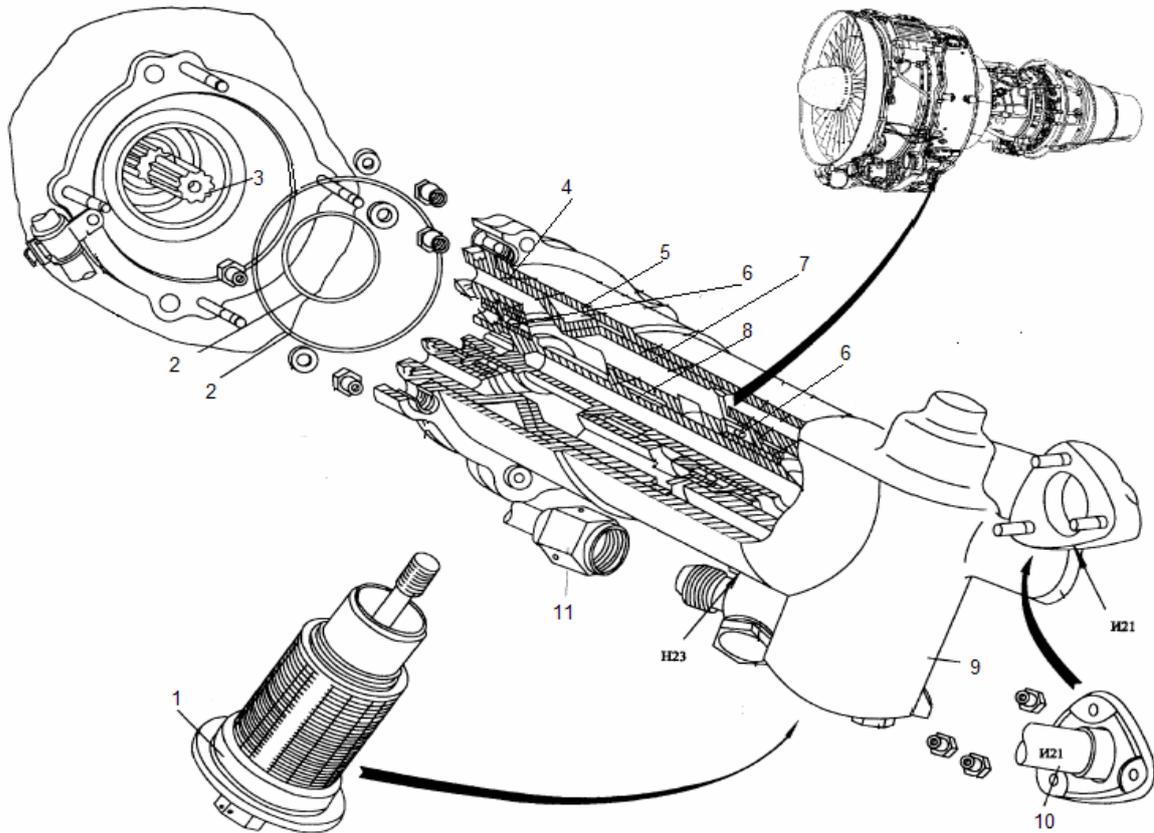


Рис.6.5. Воздухоотделитель ВО-36

- 1.** Фильтр грубой очистки VUA-36; **2.** Уплотнительное кольцо; **3.** Шлицевой валик;
4. Крышка; **5.** Корпус; **6.** Шарикоподшипник; **7.** Крыльчатка; **8.** Валик; **9.** Корпус фильтра;
10. Трубопровод отвода масла в ТМА; **11.** Трубопровод отвода воздуха в маслобак.

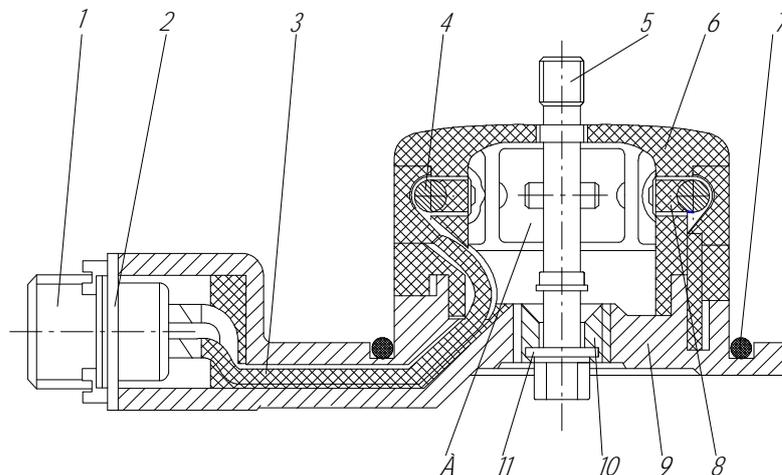


Рис.6.6. Стружкосигнализатор СС-36

1 - колодка штепсельного разъема; **2** - прокладка; **3** - провода; **4** - магниты; **5** - болт-съёмник; **6** - корпус магнитов; **7** - уплотнительное кольцо; **8** - скоба; **9** - крышка; **10** - футорка; **11** - уплотнительное кольцо

При наличии стружки в масле стальные частицы притягиваются магнитами и при определённом их количестве замыкают электрическую цепь. В результате загорается световое табло на панели приборной доски.

6.3.6. Сигнализатор перепада давления на фильтре

Сигнализатор перепада электрический СП-0,6Э (рис.6.7) предназначен для выдачи сигнала при достижении на маслофильтрах тонкой и грубой очистки перепада давлений $0,6 \pm 0,12$ кгс/см² вследствие их засорения.

Принцип действия сигнализатора основан на взаимодействии магнита 2, закреплённого на поршне, и магнита 3 подвижной системы. При засорении фильтра создаётся перепад давлений, под действием которого поршень с магнитом 2 перемещается, преодолевая сопротивление пружины 1, и тянет за собой магнит 3 подвижной системы с закреплённым на оси вращения подвижным контактом 4. Подвижный контакт замыкается с неподвижным контактом 5 и включает сигнальную лампу 7.

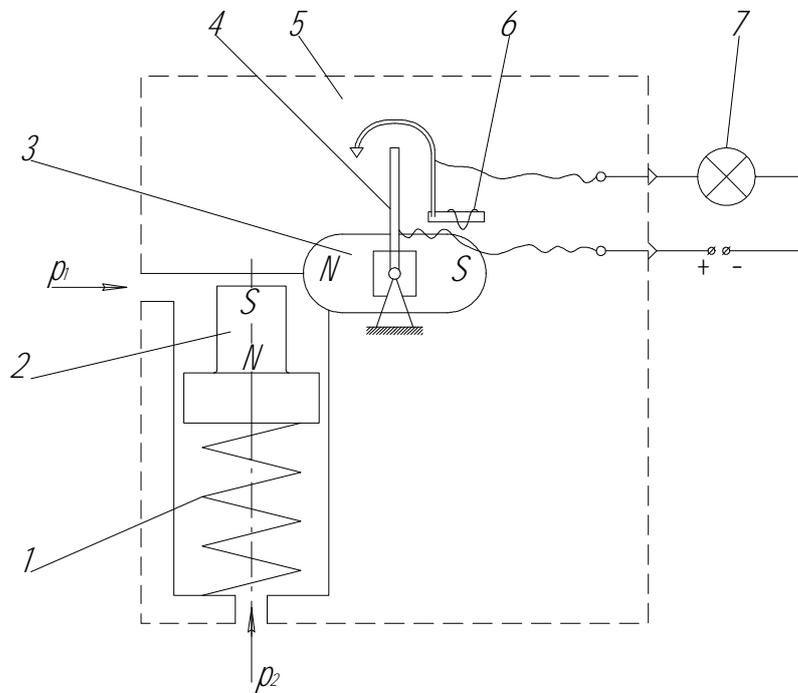


Рис. 6.7. Сигнализатор перепада давления:

1 – пружина; **2** – магнит поршня; **3** – магнит подвижной системы; **4** – подвижный контакт; **5** – неподвижный контакт; **6** – винт; **7** – сигнальная лампа.

6.3.7. Датчик уровня масла в маслобаке

Датчик уровнемера рычажно-поплавковый ДМ2-1 предназначен для выдачи сигнала, пропорционального количеству масла в маслобаке, выдачи сигнала максимального, нормального и минимального уровней масла. Крепится он в задней части маслобака с помощью шпилек. Сигнализация минимального и максимального уровней масла осуществляется с помощью сигнальных устройств, расположенных в корпусе головки датчика, и происходит следующим образом: при достижении поплавком заданного уровня кулачок, закреплённый на одной оси с движком потенциометра, замыкает контакты соответствующего сигнального устройства, в результате чего выдаётся сигнал на соответствующую лампу.

Сигнализатор 25 минимального давления масла МСТВ-1,65 (см.рис.6.1) предназначен для замыкания электрической цепи при уменьшении давления масла в двигателе до $1,65 \text{ кгс/см}^2$.

6.4. Система суфлирования масляных полостей

Масляные полости двигателя отделены от воздушных и газовых уплотнениями. Для обеспечения нормальной работы маслосистемы и уплотнений масляные полости соединяются с атмосферой.

Соединение масляных полостей с атмосферой можно выполнить отдельно или же все их соединить между собой, а одну из них через суфлёр соединить с атмосферой. Применение суфлера необходимо для снижения потерь масла.

На двигателе Д-36 масляные полости турбин, подшипников вентилятора и КНД суфлируются через расширительную коробку и центробежный суфлёр.

Масляная полость опоры КВД сообщена через полости колонки приводов и коробки приводов с центробежным суфлёром.

Центробежный суфлер ЦС-36 расположен справа сзади на коробке приводов, крепится при помощи шпилек и предотвращает потери масла при суфлировании масляных полостей двигателя. Центробежный суфлер состоит из корпуса, крышки и ротора с крыльчаткой закрытого типа. Принцип работы центробежного суфлера аналогичен принципу работы воздухоотделителя.

6.5. Характерные отказы и техническое обслуживание масляной системы

Большая часть отказов и неисправностей масляной системы связана с повреждением их агрегатов либо с повышенным износом деталей омываемых маслом, а также из-за нарушений правил технической эксплуатации системы и двигателя в целом.

К числу признаков, свидетельствующих о появлении неисправностей в маслосистеме, относятся: повышенный расход масла, снижение подачи масла к потребителям, его загрязнение и перегрев.

Повышенный расход масла наблюдается в случаях разгерметизации масляных магистралей и полостей, например, при разрушении трубопроводов и их соединений, в результате износа уплотнений опор роторов, при возникновении трещин в корпусных деталях агрегатов маслосистемы и коробки приводов и т.п.

Большие потери масла могут быть связаны с его выбросом через систему суфлирования в случае разрушения приводов центробежного суфлера или воздухоотделителя. Существенное увеличение расхода масла недопустимо из-за возможности последующего полного прекращения его подачи в двигатель, которое приведет к разрушению подшипников опор роторов.

Уменьшение подачи масла в двигатель сопровождается ухудшением условий смазки и охлаждения узлов трения («масляное голодание»), что вызовет их интенсивный износ, перегрев и может привести к заклиниванию роторов. «Масляное голодание» возникает при падении давления масла за нагнетающей секцией насоса и увеличении гидравлического сопротивления магистрали нагнетания, например, вследствие засорения фильтра тонкой очистки или закоксовывания масляных форсунок. Причинами падения давления в нагнетающей магистрали могут быть большие потери масла, повышенный износ деталей нагнетающей секции насоса, ослабление пружины редукционного клапана или его зависание в открытом положении при засорении механическими частицами.

Загрязненность масла вызывает засорение фильтра тонкой очистки. Засорение фильтра приводит, как правило, к открытию перепускного клапана. В результате неочищенное масло поступает в двигатель. При этом продукты изнашивания, кокс и другие примеси могут вызвать повышенный износ узлов трения и уплотнений опор, уменьшение проходного сечения масляных форсунок, заклинивание качающих узлов насосов и разрушение их приводов, загрязнение ТМА и т.п.

Перегрев масла происходит за счет повышенного тепловыделения при интенсивном износе смазываемых деталей, в результате «масляного голодания», а также при забросах частоты вращения роторов, температуры газов и т.п. Превышение допустимых температур вызывает окисление масла, выделение из него кокса и смол, засоряющих фильтры и форсунки, ухудшение смазывающих и антикоррозионных свойств масла.

Загрязненность и перегрев масла, выражающийся в потемнении масла, являются признаками разрушения и перегрева деталей, омываемых маслом. В первую очередь это относится к подшипникам опор роторов.

Повреждения подшипников роторов в основном возникают по следующим причинам:

- усталостное разрушение материала в зоне контакта тел качения и беговых дорожек;
- повышенное проскальзывание и износ деталей подшипника;
- работа подшипника в условиях масляного голодания.

Усталостное разрушение подшипников наблюдается в виде точечного выкрашивания материала дорожек и тел качения. Оно может возникнуть по причине больших нагрузок от центробежных сил, действующих со стороны тел качения, снижения твердости материала деталей подшипника из-за кратковременного перегрева при изготовлении или в эксплуатации, коррозии из-за плохой консервации.

Повышенному проскальзыванию и износу способствуют неправильный монтаж подшипника (повышенные зазоры, установка колец с перекосом). Интенсивный износ может привести к попаданию продуктов износа в зону контакта тел качения и вызвать заклинивание подшипника.

В свою очередь износ совместно с температурными деформациями вызывают изменение зазоров, что также может повлиять на работоспособность подшипника. Например, при выключении двигателя без охлаждения на пониженных режимах работы, тепловой поток от диска

турбины может привести к расширению внутреннего кольца подшипника, выборке зазора и кратковременному заклиниванию подшипника. После полного охлаждения всего двигателя, зазоры восстанавливаются, однако, высокие контактные напряжения при заклинивании могут привести к деформации контактирующих поверхностей и растрескиванию этих поверхностей.

При запуске холодного двигателя, из-за повышенной вязкости масла подача его к подшипникам затруднена. Тела качения при отсутствии достаточной смазки могут нагреться, выбрать зазор с кольцами, что приведет к заклиниванию и разрушению подшипника.

При разрушении деталей подшипника из-за масляного голодания всегда имеет место оплавление и износ тел качения, наволакивание материала шариков на поверхность беговых дорожек, износ наружной поверхности сепаратора и его гнезд, разрыв боковых переемычек сепаратора.

Обслуживание масляной системы двигателя являются составной частью общего комплекса подготовки воздушного судна к полету и производятся в период выполнения оперативных и периодических форм технического обслуживания.

Основными работами при техническом обслуживании маслосистемы являются проверка состояния агрегатов и трубопроводов, контроль количества масла, слив масла и заправка маслосистемы. В процессе выполнения всех видов технического обслуживания проводится осмотр маслосистемы. В ходе осмотров необходимо проверить отсутствие течи масла и повреждений трубопроводов, крепление трубопроводов и целостность переемычек металлизации. Через каждые 50 часов работы двигателя проверяют уровень масла в баках, осматривают и проверяют фильтры. Через 200 часов работы двигателя необходимо заменить масло в двигателе, проверить срабатывание сигнализатора уровня масла, промыть сигнализатор. При заправке и сливе масла в первую очередь необходимо соблюдать правила техники безопасности по работе с горючесмазочными материалами.

Перед запуском двигателя необходимо проверить уровень и температуру масла. Минимальная температура на входе в двигателе, при которой разрешается запуск без подогрева. - 40° С. При температуре окружающего воздуха ниже - 40° С двигатель следует подогревать, если температура масла на входе в двигатель ниже - 20° С. Подогревают в течение 30...40 мин, пока температура масла не достигнет + 5° С. В ходе опробования двигателя следят за давлением и температурой масла, контролируют срабатывание сигнализационных табло.

7. Система подачи и регулирования расхода топлива

7.1. Общие сведения

Топливная система на самолёте Як-42 выполнена по классической схеме с выработкой топлива из баков при помощи насосов. Система обеспечивает бесперебойную подачу и дозирование топлива в зависимости от режима работы двигателя и условий полёта. Каждый двигатель основной силовой установки имеет автономное питание топливом.

На каждом двигателе размещены следующие агрегаты (рис. 7.1):

- блок топливных насосов (агрегат 934) с центробежной ступенью низкого давления (ННД) и шестеренчатой ступенью высокого давления (НВД);
- топливно-масляный агрегат (ТМА);
- датчик расхода (др);
- топливный регулятор (агрегат 935);
- электромагнитный клапан пускового топлива (клапан ПТ);
- коллектор пускового топлива (коллектор ПТ);
- топливный коллектор;
- датчик давления (дд);
- 24 форсунки рабочего топлива (рф).

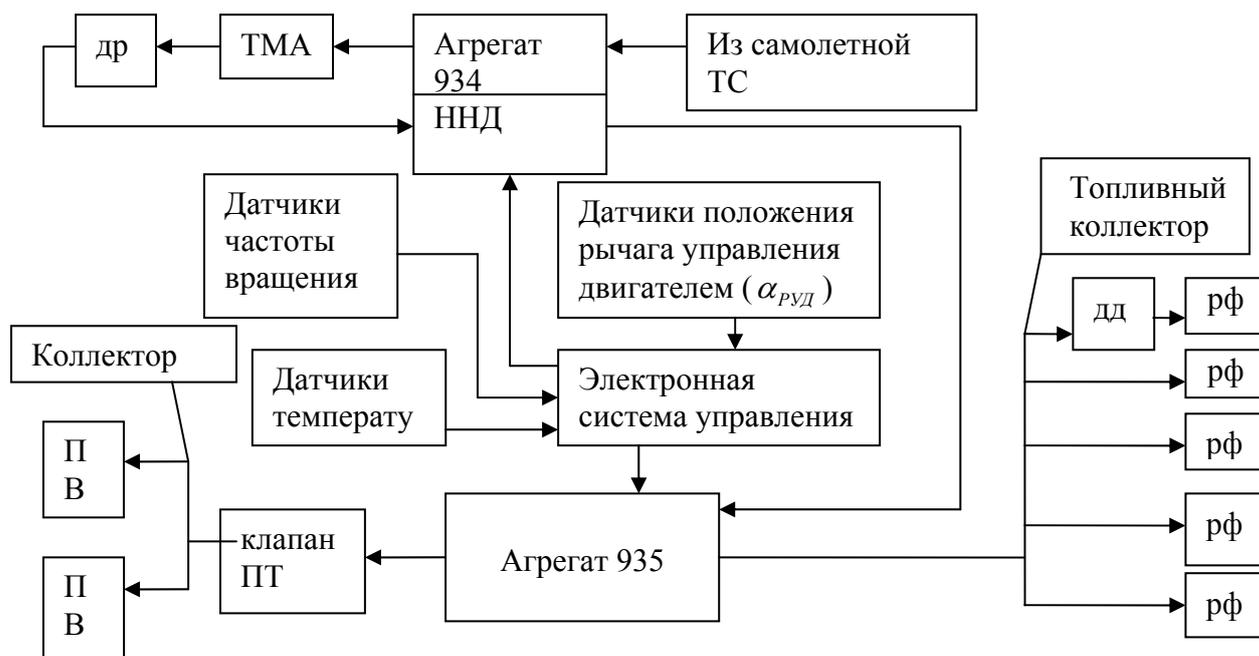


Рис.7.1. Схема системы подачи и регулирования расхода топлива

Из самолётной топливной системы топливо поступает в ННД агрегата 934. Из центробежной ступени топливо подается в ТМА и датчик расхода. Далее топливо поступает в НВД агрегата 934. Из агрегата 934 топливо направляется в топливный регулятор агрегата 935 и затем, в зависимости от режима работы двигателя (этап запуска или работа на режиме), топливо поступает в пусковую систему или к рабочим форсункам камеры сгорания.

Электронная система управления ЭСУ в зависимости от режима работы двигателя и значений основных параметров (частот вращения роторов и температуры газов) корректирует расход топлива, воздействуя на узлы агрегатов 934 и 935.

Основными агрегатами системы подачи и регулирования расхода топлива являются блок топливных насосов агрегат 934 и топливный регулятор агрегат 935. Рассмотрим подробнее устройство и работу этих агрегатов.

7.2. Блок топливных насосов

Блок топливных насосов агрегат 934 выполняет следующие функции:

- повышает давление топлива на центробежной ступени до $3,5 \text{ кг/см}^2$ и направляет его в ТМА и датчик расхода;
- повышает давление топлива на шестерёнчатой ступени до 120 кг/см^2 ;
- фильтрует топливо;
- ограничивает максимальное давление топлива на выходе до 135 кг/см^2 ;
- корректирует и ограничивает давление пускового топлива;
- подает топливо в пусковую систему;
- подает топливо в агрегат 935»
- прекращает подачу топлива по командам ЭСУ;
- дозирует подачу топлива изменением производительности шестерёнчатой ступени по командам, поступающим от регулятора перепада давления на дозирующей игле агрегата 935.

Основными узлами агрегат 934 являются (рис.7.2):

- центробежный подкачивающий насос (6),
- шестерёнчатый насос высокого давления (5),
- клапан (4) предельного давления ($P=125 \text{ кгс/см}^2$) топлива,
- фильтр тонкой очистки с перепускным клапаном (2),
- перепускной клапан регулятора перепада давления на дозирующей игле (7),
- мембранный клапан пускового топлива (1),
- клапан (3) предельного давления ($P=7 \text{ кг/см}^2$) пускового топлива,
- электроклапан МКТ-20 (8) режима «Останов» по команде ЭСУ-2-3.

Центробежный подкачивающий насос (6) повышает давление топлива, поступающего из самолетной топливной системы, до $3,5 \text{ кг/см}^2$ и подает его в ТМА. Подогретое и отфильтрованное топливо проходит через крыльчатку датчика расхода СИРТ-1 и поступает на вход в шестерёнчатый качающий узел агрегата 934 (5).

После шестерёнчатого насоса топливо с высоким давлением (120 кг/см^2) подаётся к фильтру тонкой очистки (2). За фильтром топливо распределяется:

- к элементам настройки давления пускового топлива (к мембранному клапану пускового топлива - 1 и к клапану предельного давления пускового топлива - 3) и далее к пусковым форсункам воспламенителей,

- к агрегату 935 (рис. 7.2), где, пройдя сечение ДИ (77), датчик расхода (70), стоп-кран (75), запорный клапан (76) поступает в топливный коллектор и далее к рабочим форсункам.

Проходное сечение мембранного клапана пускового топлива – 1 зависит от атмосферного давления, поскольку с правой стороны мембраны этого клапана расположена полость, сообщенная с атмосферой.

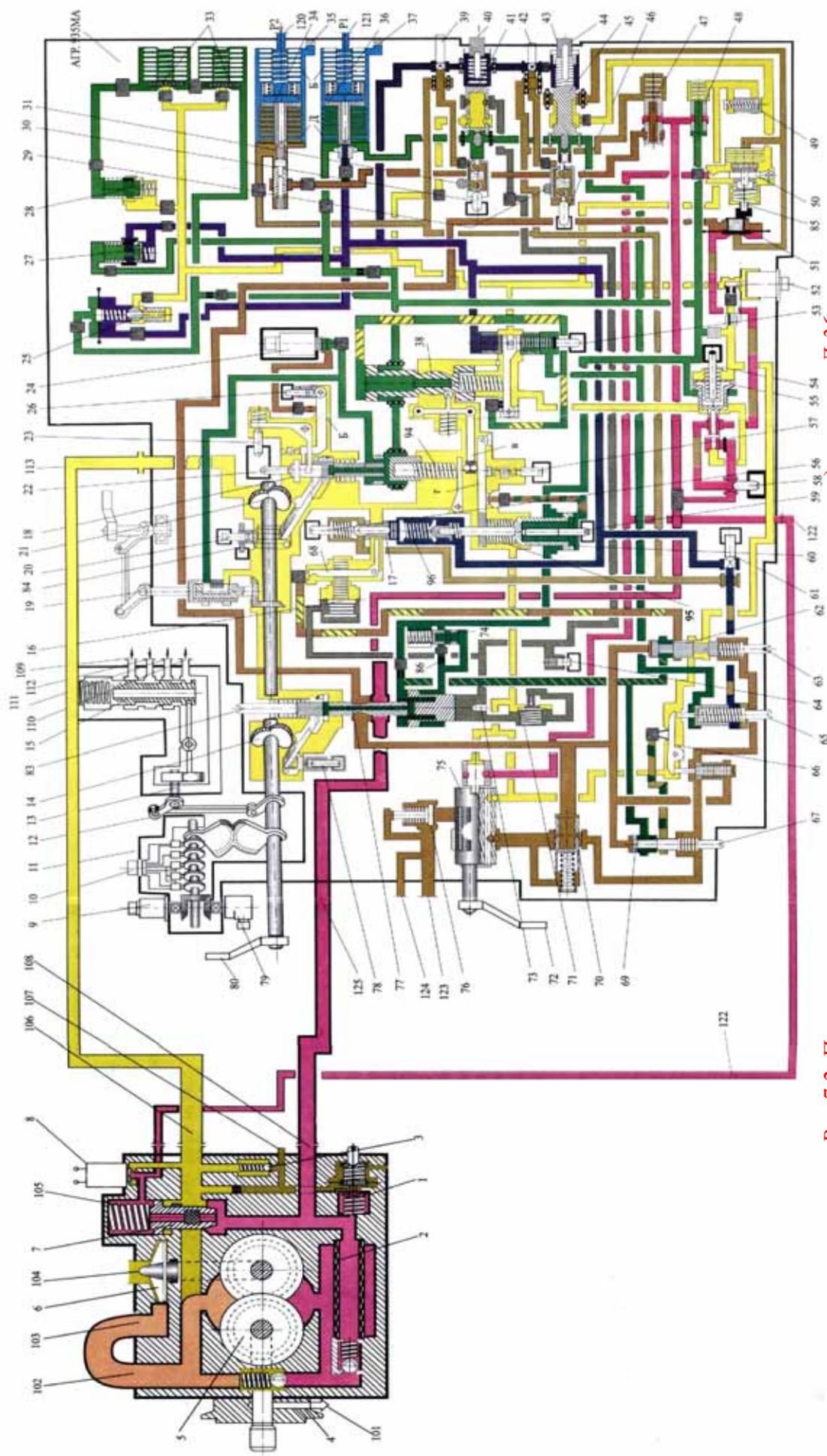


Рис. 7.2. Принципиальная схема системы топливрегулирующая двигателя Д-36

Рис. 7.2. Принципиальная схема системы топливнорегулирования двигателя Д-36 (подписанные надписи)

1. Клапан пускового топлива; **2.** Фильтр тонкой очистки; **3.** Клапан предельного давления пускового топлива; **4.** Клапан предельного давления топлива в системе; **5.** Насос высокого давления; **6.** Насос низкого давления; **7.** Клапан перепускной регулятора перепада давления на дозирующей игле (ДИ); **8.** Клапан электрического останова МКТ-20; **9.** Датчик положения расхода топлива G_T ; **10.** Штепсельный разъем; **11.** Привод от РУД; **12.** Привод реверса; **13.** Валик управления механизмом реверса; **14.** Кулачок управления расходом топлива G_T ; **15.** Золотник командный управления механизмом реверса; **16.** Аккумулятор-стабилизатор; **17.** Золотник регулятора λ ; **18.** Сервомотор задающий режим; **19.** Кран блокировки реверса; **20.** Настройка клапан характеристики λ к; **21.** Кулачок λ к; **22.** Регулировка λ к малого газа; **23.** Регулировка λ к максим. режима; **24.** Электрический клапан снижения λ к по команде ЭСУ; **25.** Клапан сравнения P_o ; **26.** Регулировка λ к при включенной команде ЭСУ на сброс режима до «07 Ном»; **27.** Клапан превышения команды пневмогидропреобразователя P_1^* над воздушным давлением P_1^* ; **28.** Клапан расходный датчиков P_o ; **29.** Упор минимальной настройки корректора давления на ДИ; **30.** Винт смещения характеристики давления приемистости; **31.** Упор корректора приемистости; **33.** Клапан постоянного низкого давления P_o ; **34.** Пневмогидропреобразователь давления РКВД (P_2^*); **35.** Контроль сильфонов преобразователя (P_2^*); **36.** Пневмогидропреобразователь давления P_1^* ; **37.** Контроль сильфонов преобразователя (P_1^*); **38.** Корректор по P_1^* регулятора λ к; **39.** Настройка корректора приемистости по РКВД (P_2^*); **40.** Винт смещения характеристики приемистости; **41.** Корректор приемистости по P_1^* и РКВД; **42.** Настройка корректора перепада давлений по РКВД (P_2^*); **43.** Регулировка максимального перепада давлений; **44.** Винт смещения характеристики перепада давлений; **45.** Корректор перепада давлений; **46.** Винт смещения характеристики корректора перепада давлений; **47.** Клапан постоянного превышения гидрокоманды P_2^* над командой РКВД* воздушной; **48.** Клапан постоянного давления (КПД); **49.** Клапан подпора слива; **50.** Маятник регулятора перепада давлений (РПД); **51.** Клапан сравнения давлений РПД; **52.** Механизм исполнительный ИМ-21 А ЭСУ; **53.** Винт изменения наклона характеристики λ к = $f(P_1^*)$ корректора; **54.** Упор; **55.** Сервомотор; **56.** Винт смещения характеристики λ к = $f(P_1^*; a_0 \text{ РУД})$; **57.** Винт смещения характеристики λ к = $f(a_0 \text{ РУД})$; **58.** Жиклер входной регулятора перепада давлений; **59.** Настройка λ к на режиме "МГ"; **60.** Сервомотор суммирующий регулятора λ к; **61.** Настройка автомата запуска ($P^* \text{ квд} - P_1^*$); **62.** Клапан минимального расхода топлива на режиме; **63.** Винт настройки мин. расхода топлива на режиме; **64.** Клапан выпуска воздуха; **65.** Винт смещения характеристики запуска; **66.** Рычаг автомата запуска; **67.** Настройка минимального расхода топлива на запуске; **68.** Маятник регулятора λ к; **69.** Клапан минимального расхода топлива на запуске; **70.** Датчик расхода топлива; **71.** Клапан обратный; **72.** Рычаг стоп-крана; **73.** Упор максимального расхода топлива; **74.** Клапан прямого хода ДИ; **75.** Стоп-кран; **76.** Клапан подпорный; **77.** Игла дозирующая (ДИ); **78.** Настройка характеристики $G_T = f(P_1^*, P^* \text{ квд})$; **79.** Датчик положения РУД; **80.** Рычаг управления двигателем (РУД); **83.** Упор минимального расхода топлива; **84.** Винт наклона характеристики λ к; **85.** Винт наклона характеристики $G_T = f(a^\circ \text{ РУД})$; **86.** Жиклер обратного хода ДИ; **94.** Пружина загрузки; **95.** Суммирующий механизм; **96.** Пружина; = В – рычаг; Г – большой рычаг; **101.** Дренаж; **102.** Выход в насос высокого давления; **103.** Выход на ТМА; **104.** Выход в подкачивающий насос; **105.** Полость управляющая перепускного клапана; **106.** Слив топлива из регулятора; **107.** Выход пускового топлива; **108.** Выход в подкачивающий насос; **109.** Выход II гидрожидкости; **110.** Слив гидрожидкости; **111.** Выход I гидрожидкости; **112.** Выход топлива из регулятора; **113.** Слив топлива из регулятора; **120.** Выход воздуха РКвд; **121.** Выход воздуха P_1^* ; **122.** Выход топлива из управляющей полости перепускного клапана; **123.** Выход топлива на форсунки двигателя; **124.** Замер давления топлива перед форсунками; **125.** Выход топлива в регулятор.

Пружинная полость перепускного клапана (7) связана со сливом электроклапаном МКТ-20 (8) режима «Останов» и обводным каналом (122) с маятником регулятора перепада давления (РПД) (50) агрегата 935 (рис.7.2).

При отсутствии слива из пружинной полости клапана (7) топливо из магистрали перед клапаном по дроссельному отверстию в теле клапана перетекает в пружинную полость. Давление топлива в пружинной полости и в магистрали перед клапаном выравнивается и усилием пружины клапан садится на седло. При этом обеспечивается полная подача топлива к агрегату 935.

МКТ-20 включается по команде ЭСУ в случае достижения двигателем предельных параметров. При включении МКТ-20 открывается слив из пружинной полости перепускного клапана (7). Под действием давления топлива в магистрали перед клапаном он открывается и топливо начинает перетекать на вход шестеренчатого насоса. Производительность качающего узла резко уменьшается, давление топлива падает и при достижении менее 14 кгс/см² запорный клапан (76) перекрывает подачу топлива к форсункам.

Блокировка включения режима «Останов» по обжатию концевых выключателей основных опор шасси и от датчика скорости (при достижении скорости V=150 км/ч).

При изменении положения маятника РПД (50) происходит изменение слива из пружинной полости клапана (7), что вызывает изменение положения этого клапана. В результате изменяется количество топлива, перетекающего на вход в шестерёнчатый насос, то есть изменяется производительность качающего узла агрегата 934.

7.3. Топливный регулятор

Бесприводный топливный регулятор агрегат 935 (рис. 7.2) обеспечивает дозирование топлива в двигатель на всех режимах его работы совместно с агрегатом 934 и ЭСУ.

Агрегат 935 выполняет следующие функции:

- дозирование топлива при запуске Д-36,
- дозирование топлива при приёмистости и сбросе газа,
- задание режима работы двигателя по $\pi_{к\sigma}^*$,
- корректировка дозирования топлива по команде ЭСУ,
- снижение режима работы Д-36 по предельным параметрам или отказе ЭСУ,
- ограничение минимального расхода топлива на запуске и основных режимах работы,
- прекращение подачи топлива по механической команде стоп-краном,
- корректировка дозирования топлива по высоте и скорости полёта,
- поддержание заданного режима работы Д-36,
- выдача электросигнала установки РУД в ЭСУ.

Управление расходом топлива осуществляется изменением положения ДИ (ее проходного сечения) и корректировкой производительности качающего узла агрегата 934 по команде РПД.

Поддержание заданного режима осуществляется корректировкой расхода топлива по заданной величине $\pi_{к\sigma}^*$ и в зависимости от высоты и скорости полёта (по величине команды P_1^*).

Поступившее от агрегата 934 топливо подводится:

- через сечение ДИ (77), датчик расхода (70), открытый стоп-кран (75), запорный клапан (76) - в коллектор форсунок.

- по обводному каналу - к входному жиклёру (58) и далее к мембранному клапану сравнения РПД (51);

- из обводного канала через дополнительный фильтр - к клапану постоянного давления (КПД - 48) и к клапану (47) превышения гидравлической команды P_2^* над воздушной.

Узел дозирующей иглы (ДИ) является основным узлом агрегата 935. Управляя положением ДИ, управляют ее проходным сечением и, следовательно, и расходом.

Узел ДИ состоит из (рис.7.2):

- профилированного стержня ДИ (77) с сервоприводом (поршнем),
- механизма настройки ДИ: рычага (80), втулки, ползуна, пружины, кулачка Gтопл. (14),
- упоров-ограничителей хода ДИ (упор минимального расхода-83; упор максимального расхода - 73).

Вокруг поршня дозирующей иглы расположены три полости. Нижняя полость, где расположен упор максимального расхода – 73, - полость приемистости. Средняя полость, куда

подается топливо от КПД (48) через клапан прямого хода (74) и жиклер обратного хода (86) – силовая полость. Верхняя полость, где расположена пружина ДИ – управляющая или командная.

При отсутствии слива из командной (управляющей) полости давление топлива в силовой и командной полостях выравнивается. Усилием пружины ДИ перемещается на упор (73). При этом обеспечивается максимальное проходное сечение ДИ, а, следовательно, и максимальный расход топлива в двигатель.

Через осевой канал и радиальные отверстия в теле ДИ управляющую полость сервопривода сообщается со сливом. Величина слива по этому каналу зависит от положения ползуна, связанного с кулачком (14) установленного на валик рычага управления двигателем (РУД - 80).

Слив из командной полости ДИ может также осуществляться через клапан слива автомата запуска (АЗ), расположенного на рычаге АЗ (66). Топливо к АЗ от командной полости ДИ подводится по каналу, в котором установлен клапан минимального расхода топлива на запуске (69).

Кроме того слив из командной полости ДИ производится и через клапан слива маятника регулятора $\pi_{кз}^*$ (68). Топливо к клапану слива маятника регулятора $\pi_{кз}^*$ от командной полости ДИ подводится по каналу, в котором установлен клапан минимального расхода топлива на режиме «Малый газ» (62).

При работе двигателя некоторый слив из командной полости ДИ через один из перечисленных узлов имеет место всегда. При срабатывании одного из перечисленных выше узлов (перемещении РУД, работе АЗ, регулятора $\pi_{кз}^*$) слив из командной полости изменяется. При этом изменяется соотношение сил на поршне ДИ, что приводит к ее перемещению. В результате перемещения ДИ изменяется ее проходное сечение и, следовательно, происходит изменение расхода топлива в двигатель.

При установке РУД в положение «Малый газ» через сечение ДИ обеспечивается расход топлива 400 кг/ч. Клапан подпора (отключения) (76) обеспечивает начальное давление открытия подачи топлива к форсункам не менее 4,5 кгс/см². Полностью клапан открыт при перепаде давления 11,5...14,5 кгс/см².

Клапан прямого хода (74).

При движении ДИ на увеличение расхода топлива клапан (74) отключает силовую полость ДИ от линии подвода постоянного давления топлива от КПД (48). Клапан (74) - своими каналами закольцовывает полости сервопривода ДИ (77).

При сбросе газа открывается слив из командной полости ДИ через клапан маятника (68). При этом клапан (74) подключит силовую полость ДИ к каналу подвода постоянного давления топлива от КПД (48).

Скорость перемещения ДИ на уменьшение расхода топлива будет определяться расходом через жиклёр (86) в линии заполнения силовой полости ДИ из канала подвода топлива от КПД (48).

Клапан постоянного давления (КПД - 48) служит для образования постоянного по величине силового давления топлива, независимого от режима работы двигателя. Это топливо от КПД используется для питания сервоприводов различных узлов агрегата 935 и пневмогидропреобразователей команд $P_{1,*}$ и $P_{2,*}$. Постоянное давление топлива управляет сервоприводами с постоянной скоростью, что обеспечивает устойчивые параметры регулирования.

Конструктивно КПД состоит из гильзы, золотника и пружины (рис.7.2). В золотнике имеется радиальное и глухое осевое сверления. К входному радиальному отверстию в гильзе КПД подводится топливо от ДИ. Давление подводимого топлива соответствует давлению за насосом высокого давления агрегата 934. С левой стороны золотника расположена пружинная полость, куда подается давление слива. С права от золотника расположен выходной канал КПД, откуда топливо раздается потребителям. На выходе КПД давление топлива поддерживается постоянным. В равновесном положении золотника подвод топлива к КПД и расход на потребителя равны, т.к. выходное постоянное давление уравновешено затяжкой пружины и давлением в сливной магистрали. Затяжка пружины 17 кгс + усилие от давления слива, равного 3 кгс/см², уравновешивают давление 20 кгс/см² в магистрали после КПД. Отклонение постоянного давления на выходе КПД приводит к изменению соотношения сил на золотнике, к изменению его положения и, следовательно, к изменению проходного сечения на входе КПД. В результате расход через КПД изменится, что приведет к восстановлению давления на его выходе.

Клапан (47) служит для питания пневмогидропреобразователя (34) топливом, давление которого имеет постоянную величину превышения над давлением воздуха за компрессором P_2^* . Работа клапана (47) аналогична работе КПД (48), только в пружинную полость клапана подаётся преобразованное давление топлива P_2^* .

Пневмогидропреобразователь (34) преобразует давление воздуха за КВД P_2^* в прямо пропорциональное ему давление топлива. Состоит из (рис.7.2):

- двух одинаковых по площади сильфонов, левый - топливный (Д), правый - воздушный (Б),
- подвижной опоры с мембранным пружинным клапаном,
- золотника преобразователя, связанного с подвижной опорой.

Внутри воздушного сильфона (Б) подаётся давление воздуха (P_2^*) из-за КВД. Это давление открывает мембранный клапан и заполняет полость сильфонов снаружи. Внутри топливного сильфона (Д) поступает топливо от золотника преобразователя. Изменение давления на выходе пневмогидропреобразователя вызывает разбаланс сил на топливном и воздушном сильфонах, что сопровождается перемещением подвижной опоры и связанного с ней золотника. При перемещении золотника изменяется расход топлива через него, что приводит к восстановлению давления на выходе пневмогидропреобразователя. Увеличение (уменьшение) воздушного P_2^* сопровождается изменением в прямой пропорции гидравлического P_2^* .

В случае разрушения топливного сильфона питающее давление топлива от клапана (47) будет больше воздушного, что приведет к вытеснению воздуха из сильфонной полости и закрытию мембранного клапана. На воздушном сильфоне восстанавливается перепад, а так как площади сильфонов одинаковы, работа преобразователя не нарушается.

Увеличению (снижению) воздушного давления P_2^* соответствует пропорциональное изменение гидравлического давления P_2^* , которое от преобразователя (34) подводится к узлам корректировки и дозирования топлива агрегата 935:

- золотнику корректора приемистости (41),
- золотнику корректора перепада давлений (45),
- золотнику регулятора $\mathcal{P}_{к\sigma}^*$ (17),
- входному жиклёру (61) автомата запуска.

Для контроля герметичности топливного сильфона предусмотрена заглушка (35) на агрегате 935МА. Контроль - через 300 часов наработки.

Пневмогидропреобразователь (36) предназначен для преобразования воздушного давления на входе в двигатель P_1^* в гидравлический сигнал давления топлива. Конструкция узла преобразователя аналогична конструкции преобразователя P_1^* .

Воздушное давление поступает от датчика давления на входе в двигатель. Гидравлическое питание преобразователя осуществляется постоянным эталонным давлением 6 кгс/см^2 . Это давление создается на двух мембранных сливных клапанах (33). Клапан (33) состоит из вакуумного сильфона с внутренней пружиной, оттарированной на выходное давление 6 кгс/см^2 . Подводимое от КПД (48) высокое постоянное давление на сливном мембранном клапане сильфонов (33) стравливается до постоянного низкого давления 6 кгс/см^2 .

Для уменьшения статической ошибки служит расходный клапан (28) сильфонов. Клапан (27) обеспечивает превышение выходного давления P_1^* топлива над воздушным P_1^* аналогично клапану (47).

Для стабилизации низкого давления служит золотниковый клапан (25) с чувствительной мембраной, в полость которой сверху поступает постоянное высокое давление от КПД (48), снизу - постоянное низкое давление топлива после преобразователя P_1^* . В равновесном положении мембраны золотник (25) обеспечивает «нулевой» слив рабочего низкого давления.

Изменение воздушного давления P_1^* (скорости или высоты полёта) сопровождается изменением перепада давлений на топливном сильфоне преобразователя P_1^* (36), под действием которого сильфон изменяет проходное сечение сливного клапана преобразователя.

Увеличению (снижению) воздушного давления P_1^* соответствует пропорциональное изменение гидравлического давления P_1^* , которое от преобразователя (36) подводится к узлам корректировки и дозирования топлива агрегата 935:

- золотнику корректора приемистости (41),
- золотнику корректора перепада давлений (45),

- нижнему поршню рычага корректора по P_1^* (38) регулятора $\pi_{КС}^*$,
- правому чувствительному элементу рычага автомата запуска (66).

Для контроля исправности топливного сильфона служит пробка 37 на агрегате 935.

Автомат запуска (АЗ) предназначен для управления расходом топлива на запуске. Автомат запуска состоит из (рис. 7.3):

- рычага (66) со сливным клапаном,
- двух чувствительных элементов, расположенных на левом и правом плечах рычага,
- винта смещения характеристики запуска, расположенного на правом чувствительном элементе (63),
- клапана минимального расхода топлива на запуске (69),
- входного жиклёра (61),
- датчика расхода топлива (70).

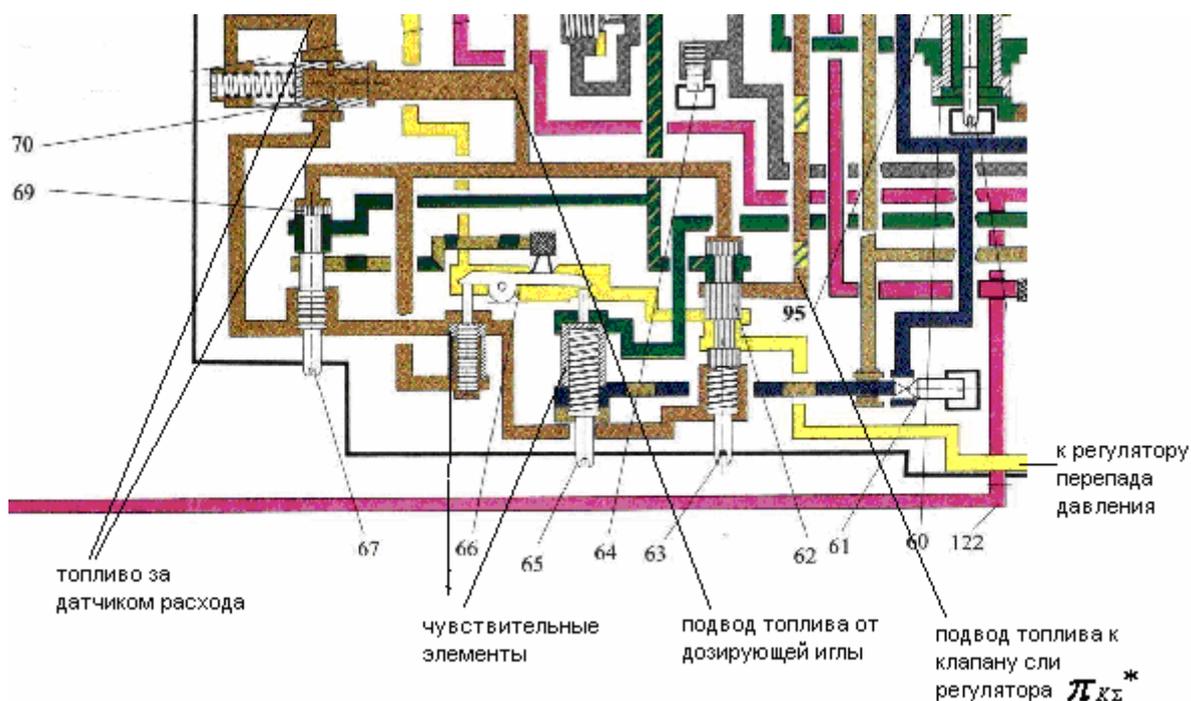


Рис. 7.3 Автомат запуска

Датчика расхода топлива (70) состоит из золотника с пружиной. Золотник имеет глухой осевой канал и радиальные отверстия. Топливо от ДИ подводится к золотнику датчика со стороны глухого канала. С противоположной стороны на золотник действует давление топлива за датчиком расхода совместно с усилием пружины. Перепад давления на датчике расхода пропорционален расходу топлива и, следовательно, - расходу топлива в двигатель.

Клапан минимального расхода топлива на запуске (69) состоит из золотника с пружиной. На золотник действует перепад давления на датчике расхода плюс усилие пружины. При перепаде давления меньше усилия пружины (т.е. расход топлива $G_{топл.}$ меньше допустимого), золотник находится в верхнем положении. При этом клапан слива автомата запуска отключен от командной полости дозирующей иглы. При таком положении золотника клапана минимального расхода (69) АЗ не влияет на положение ДИ, то есть не управляет расходом топлива в двигатель.

Клапан минимального расхода топлива на режиме «Малый газ» (62) вступает в работу после выхода двигателя на режим «Малый газ». Он не допускает падение расхода топлива ниже необходимого для устойчивой работы двигателя на режиме «Малый газ». Клапан состоит из золотника с пружиной. На золотник действует перепад давления, равный перепаду давления на датчике расхода и усилие пружины. Золотник имеет две проточки.

Через верхнюю проточку золотника командная полость дозирующей иглы может сообщаться с клапаном слива маятника регулятора $\pi_{КС}^*$ (рис.7.2 поз. 68). При этом золотник

клапана (62) должен находиться в нижнем положении. Это возможно тогда, когда расход топлива в двигатель равен или больше расхода топлива необходимого для устойчивой работы двигателя на режиме «Малый газ».

Через нижнюю расточку золотника (62) правая сливная полость сервомотора регулятора перепада давления на ДИ (рис.7.2 поз. 55) может сообщаться со сливом. При этом золотник клапана (62) должен находиться в верхнем положении. Это возможно тогда, когда расход топлива в двигатель меньше расхода топлива необходимого для устойчивой работы двигателя на режиме «Малый газ». При таком положении золотника (62) регулятор перепада давления на ДИ не может воздействовать на расход топлива в двигатель.

На запуске агрегат 935 работает следующим образом (рис.7.2 и рис.7.3).

При запуске двигателя РУД находится в положении МГ. Кулачок расхода (14) устанавливает ползун ДИ в положение, при котором командная полость ДИ сообщается со сливом. При этом ДИ пружиной установлена на упор максимального расхода топлива (73). При раскрутке ротора ВД воздушным стартером агрегат 934 начинает подавать топливо в агрегат 935. Топливо подводится к КПД (48), а от него в силовую полость ДИ. С появлением давления от КПД ДИ (77) перемещается вверх и устанавливается на упор минимального расхода (83). С этого момента расход топлива в двигатель определяется производительностью насосов агрегата 934.

С увеличением расхода топлива в двигатель увеличивается и перепад давления на датчике расхода (70), который воздействует на золотник клапана минимального расхода топлива на запуске (69). При достижении необходимого минимального расхода под действием соответствующего этому расходу перепада давления золотник (69) перемещается вниз и сообщает командную полость ДИ с клапаном слива, расположенном на рычаге автомата записка (66), и автомат запуска включается в работу. С этого момента положением ДИ, и, следовательно, расходом топлива в двигатель управляет АЗ.

С увеличением частоты вращения роторов увеличивается давление воздуха за компрессором и, следовательно, гидравлическое давление P_2 , вырабатываемое пневмогидропреобразователем (34). Правый чувствительный элемент рычага АЗ реагирует на повышение команды P_2 и, поворачивая рычаг (66) против часовой стрелки, прикрывает слив из управляемой полости ДИ. Расход топлива в двигатель увеличивается.

На режиме близком к режиму «Малый Газ» (МГ) клапан слива рычага (66) полностью закрывается и АЗ выводится из работы. Одновременно, под действием перепада давления, золотник клапана минимального расхода топлива на режиме МГ (62) подключает управляемую полость ДИ к маятнику (68) регулятора $\pi_{к\sigma}^*$. С этого момента положение ДИ и расход топлива в двигатель контролируются регулятором $\pi_{к\sigma}^*$. Дозирующая игла будет продолжать движение на увеличение расхода топлива в двигатель до выхода двигателя на режим МГ. На режиме МГ $\pi_{к\sigma}^* = 3 \pm 0,2$, а установившаяся частота вращения ротора ВД на режиме равна 55...65%.

Минимальный расход топлива в начале работы автомата запуска определяется золотником (69) и регулируется винтом (67). Регулировка (наклон) характеристики запуска обеспечивается винтом (65).

Значение $\pi_{к\sigma}^*$ на режиме «Малый газ» определяется положением сервомотора задатчика $\pi_{к\sigma}^*$ (18) и регулируется винтом «22».

Минимальный расход топлива на режиме «Малый газ» при заданном $\pi_{к\sigma}^*$ определяется перестановкой золотника (62) и регулируется винтом «63».

Регулятор $\pi_{к\sigma}^*$ служит для задания режима работы двигателя при изменении положения РУД, а также обеспечивает поддержание установленного режима при действии внешних возмущений, путём изменения подачи топлива в двигатель.

Регулятор $\pi_{к\sigma}^*$ состоит из задатчика режимов и собственно регулятора.

Задатчик режимов включает (рис.7.4):

- сервомотор задатчика (18) с ползуном;
- профилированный кулачок (21), установленный на валике РУД, с помощью которого задается положение ползуна;
- пружину загрузки (94);

- рычажный суммирующий механизм (малый рычаг, рычаг с подвижной опорой (В) и большой рычаг «Г» с клапаном слива из командной полости сервомотора регулятора $\mathcal{P}_{КС}^*$ (60));
- Собственно регулятор включает (рис.7.4):
- сервомотор (60) с толкателем;
 - пружины (95) и (96);
 - золотник регулятора (17), положение которого определяется затяжкой пружины (96) с одной стороны и гидрокомандой P_2^* - с другой;
 - маятник с клапана (68), кинематически связанный с золотником (17) и управляющий давлением в командной полости ДИ (77 рис.7.2).

Сервомотор задатчика (18) представляет собой поршень со штоком, по которому перемещается ползун. Поршень образует три полости. Верхняя полость командная, средняя – силовая, нижняя – полость слива, где расположена пружина (94), воздействующая на рычажный суммирующий механизм.

В силовую полость подается топливо от КПД (48 рис.7.2). Из силовой полости топливо через жиклер в теле поршня поступает в командную полость, которая находится под контролем ползуна.

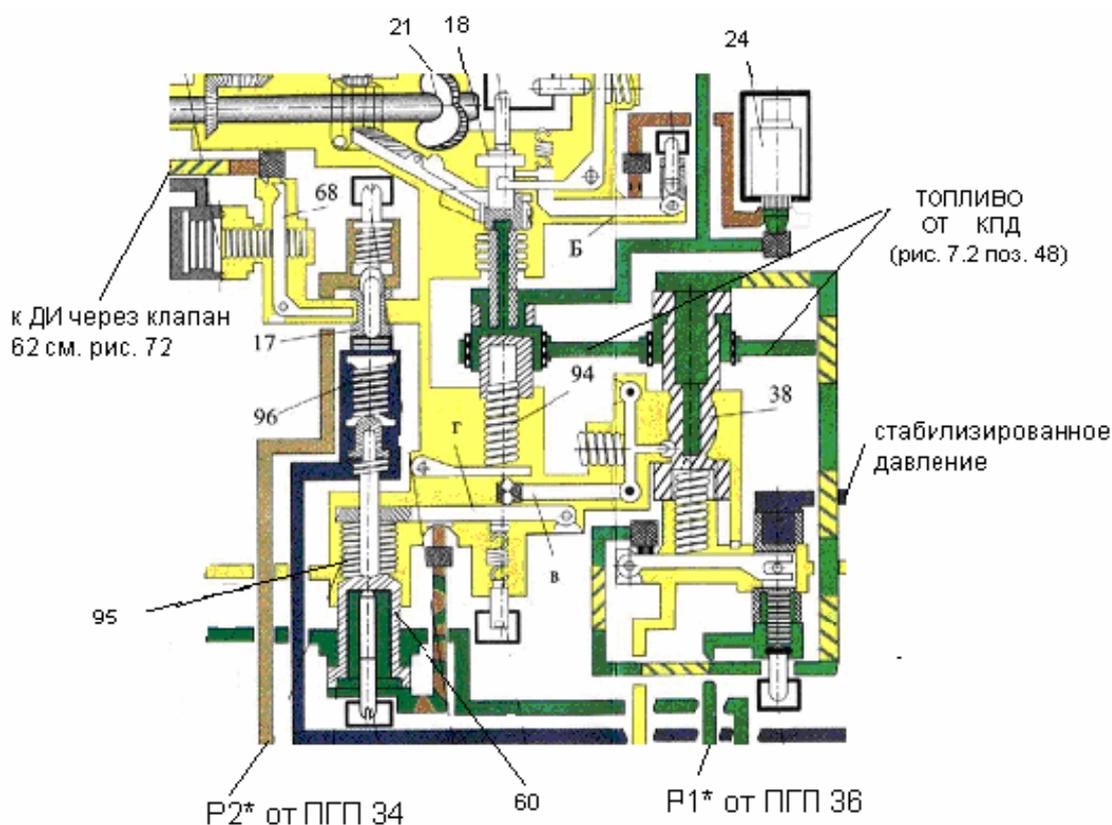


Рис. 7.4 Регулятор $\mathcal{P}_{КС}^$ и высотно-скоростной корректор*

Положение сервомотора задатчика $\mathcal{P}_{КС}^*$ (18) определяется положением следящей втулки, связанной с профилированным кулачком, т.е. положением РУД.

При движении РУД на увеличение режима втулка перекрывает слив из управляющей полости сервомотора (18), который, перемещаясь, увеличивает затяжку пружины (94) задатчика. Это усилие передается на рычажный суммирующий механизм. Сливной клапан рычага «Г» перекрывает слив из управляющей (командной) полости суммирующего сервомотора (60).

Сервомотор (60) также имеет три полости:

- нижняя полость командная;
- средняя полость силовая;
- верхняя полость – полость слива.

В силовую полость топливо подается от КПД (48 рис.7.2). В командную полость топливо попадает через дроссельное отверстие в теле сервомотора из силовой полости.

При уменьшении слива из командной полости сервомотор (60), перемещаясь вверх, увеличивает затяжку пружин (95, 96). Усилие пружины (96) перемещает золотник регулятора (17), который, воздействуя на плечо маятникового клапана (68), перекрывает слив из командной полости сервомотора ДИ (77 рис. 7.2). ДИ, перемещаясь, увеличивает проходное сечение, т.е. расход топлива в двигатель.

В результате увеличивается частота вращения роторов, растёт давление за компрессором, что приводит к увеличению гидравлического давления P_2^* , вырабатываемого ППП (34 рис. 7.2). Это давление действует на золотник (17) с противоположной стороны. При достижении равновесия усилий на золотнике (17) слив из командной полости ДИ стабилизируется, движение ДИ (77) на увеличение расхода топлива прекращается. Система будет находиться в равновесном состоянии, но с увеличенным расходом топлива.

При движении РУД на уменьшение режима втулка увеличит слив из управляющей полости сервомотора (18), который, перемещаясь, уменьшит затяжку пружины (94) задатчика. Это усилие передаётся на рычажный суммирующий механизм. Сливной клапан рычага «Г» увеличит слив из управляющей (командной) полости суммирующего сервомотора (60).

При увеличении слива из командной полости сервомотор (60), перемещаясь вниз, уменьшит затяжку пружин (95, 96). В результате золотник регулятора (17), воздействуя на плечо маятникового клапана (68), увеличит слив из командной полости сервомотора ДИ (77 рис. 7.2). ДИ, перемещаясь, уменьшит проходное сечение, т.е. расход топлива в двигатель.

После достижения равновесия усилий на золотнике (17) слив из командной полости ДИ стабилизируется, движение ДИ (77) на уменьшение расхода топлива прекращается. Система будет находиться в равновесном состоянии, но с уменьшенным расходом топлива.

При действии внешних возмущений, приводящих к изменению режима работы двигателя, регулятор обеспечивает его восстановление.

Если частота вращения роторов уменьшится (например, в результате появления порыва ветра, задувающего в сопло двигателя), то уменьшится и давление за компрессором двигателя, что вызовет уменьшение гидравлического давления P_2^* , вырабатываемого ППП (34 рис. 7.2). Усилие, действующее сверху на золотник (17) (рис.7.4), уменьшится, он поднимется вверх и повернет маятник (68) против часовой стрелки, что приведет к уменьшению слива из командной полости дозирующей иглы (77). В результате дозирующая игла будет перемещаться вниз, тем самым произойдет увеличение расхода топлива в двигатель и частота вращения роторов (режим работы двигателя) восстановится.

Если внешние возмущения приведут к увеличению частоты вращения роторов, то система сработает аналогичным образом в сторону уменьшения расхода топлива и восстановления режима работы двигателя.

Высотно-скоростной корректор корректирует подачу топлива в двигатель при изменении высоты и скорости полета (т.е. при изменении внешних атмосферных условий P_H и t_H) путем изменения соотношения усилий в рычажном механизме задатчика $\mathcal{P}_{КС}^*$.

В состав корректора входит сервомотор (38) (рис.7.4), имеющий фигурный профиль, по которому обкатывается ролик, кинематически связанный с рычагом (В), входящим в рычажный механизм задатчика $\mathcal{P}_{КС}^*$. Сервомотор имеет три полости: верхняя – командная; средняя – силовая, в нее подается давление от КПД (48) (рис. 7.2); нижняя – полость слива (пружинная). Слив из командной полости осуществляется через клапан и зависит от положения рычага, расположенного снизу сервомотора (38) (рис.7.4). На правый конец рычага сверху действует поршень, к которому подводится стабилизированное давление 6 кгс/см^2 . Снизу на рычаг действует пружина и давление P_1^* , вырабатываемое ППП (34), которое пропорционально давлению воздуха на входе в двигатель.

При изменении условий полета изменится и давление P_1^* , вырабатываемое ППП (34). Это вызовет изменение положения рычага и, следовательно, слива из командной полости сервомотора (38). Сервомотор будет перемещаться и через ролик, воздействуя на рычаг (В), перераспределит усилия в рычажном механизме задатчика $\mathcal{P}_{КС}^*$. Произойдет изменение слива из командной полости сервомотора (60), что вызовет изменение усилия со стороны сервомотора (60) на золотник (17), в результате чего будет скорректирован режим работы двигателя.

Дозирование топлива при приёмистости и сбросе газа.

Скорость изменения параметров работы двигателя при приёмности задаётся темпом увеличения расхода топлива через форсунки, т.е. определяется скоростью перемещения ДИ (77), а также скоростью нарастания перепада на ДИ.

Скорость перемещения ДИ зависит от проходного сечения на золотнике корректора приёмности (41) (рис.7.2), через которое вытесняется топливо из полости приёмности (нижней по схеме) сервомотора ДИ (77). В этой полости стабилизатор (16), связанный с маятниковым клапаном (68), поддерживает перепад давлений на мембране $0,3 \text{ кгс/см}^2$. Положение золотника корректора приёмности (41) определяется воздействием на его торцы гидрокоманд P_2^* и P_1^* .

При приёмности по команде задатчика $\pi_{к\sigma}^*$ (РУД) маятниковый клапан (68) закрывает слив из управляющей полости сервомотора ДИ (канал через проточки золотника 62) и ДИ перемещается на увеличение расхода топлива.

В противоположной полости сервомотора ДИ повышается давление, которое воздействует на мембрану стабилизатора (16) и через пружину - на маятниковый клапан (68). С увеличением перепада на мембране стабилизатора маятниковый клапан (68) приоткрывает слив из управляемой полости сервомотора ДИ, движение ДИ замедляется, предотвращая резкий заброс температуры газов.

С увеличением раскрутки роторов растёт воздушное P_2^* и пропорциональное ему гидравлическое P_2^* , которое подводится под левый торец золотника корректора (41).

При достижении $\pi_{к\sigma}^* = 12$ золотник корректора приёмности (41) смещается вправо, увеличивая слив топлива из неуправляемой полости сервомотора ДИ через своё сечение.

Скорость перемещения дозирующей иглы на увеличение расхода топлива возрастёт и будет определяться темпом нарастания команды « P_2 ».

Изменение команды « P_1 » (высоты полёта) вносит поправку к влиянию команды « P_2 » на скорость перемещения золотника корректора (41), а значит и на темп перемещения ДИ.

После постановки ДИ на упор разгон двигателя осуществляется в зависимости от скорости нарастания перепада давления топлива на ДИ.

Регулятор перепада давления (РПД) на ДИ обеспечивает постоянный заданный перепад давлений топлива на ДИ и корректирует этот перепад в зависимости от изменения команд P_1^* и P_2^* . РПД состоит из: входного жиклёра (58), клапана сравнения с чувствительной мембраной (51), маятникового клапана с сильфоном (50), корректора РПД с золотником (45) (рис.7.5).

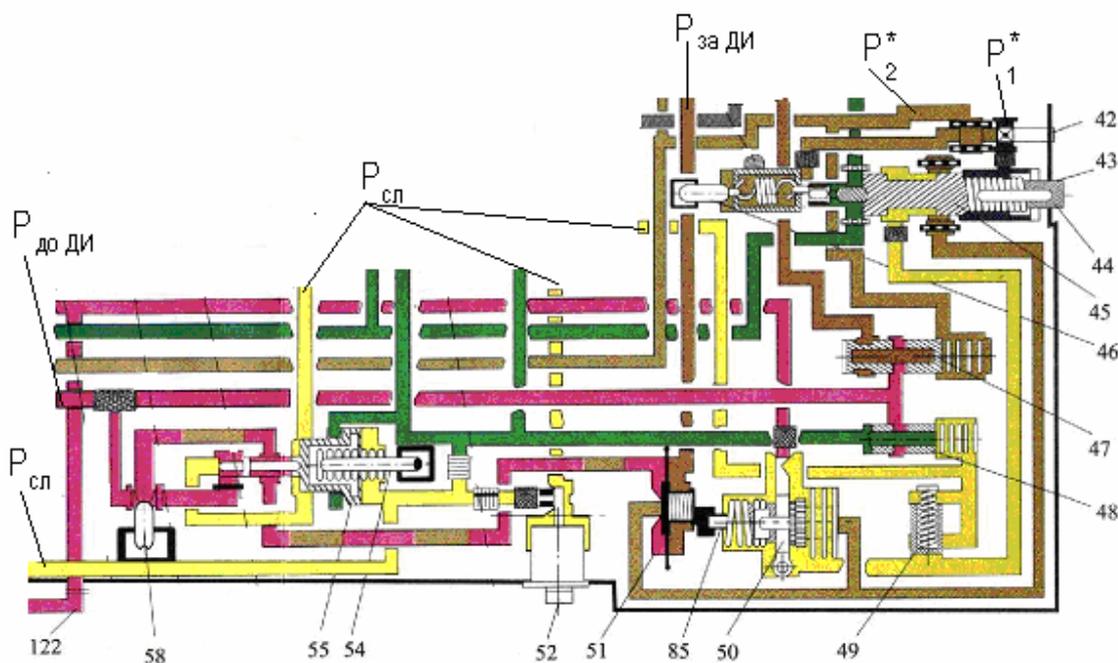


Рис. 7.5. Регулятор перепада давления

В полости мембраны клапана сравнения (51) справа поступает давление топлива за ДИ (77), а слева давление из вторичной магистрали за входным жиклёром (58), пропорциональное

давлению топлива перед ДИ. При отклонении заданного перепада на ДИ мембрана клапана (51), прогибаясь, меняет расход топлива, поступающего в канал сиффона маятникового клапана (50) и к золотнику корректора РПД (45). Маятниковый клапан (50) управляет изменением давления топлива в обводном канале (122), который связан с пружинной полостью перепускного клапана (7, рис. 7.2) агрегата 934. В результате изменяется давление в пружинной полости перепускного клапана (7), т.е. изменяет производительность качающего узла агрегата 934. Например, если перепад на ДИ увеличивается, то увеличивается прогиб мембраны клапана (51) и увеличивается его пропускная способность. В результате увеличивается давление в сиффоне маятникового клапана (50), что вызывает увеличение слива из пружинной полости клапана (7) агрегата 934. Производительность качающего узла агрегата 934 уменьшается и перепад на ДИ восстанавливается.

При разгоне двигателя с ростом воздушного P_2^* , увеличивается гидрокоманда P_2^* , действующая на левый торец золотника (45, рис. 7.2 и 7.5). При неизменном P_1^* , золотник смещается вправо, увеличивая слив в канале сиффона маятникового клапана (50). Давление топлива внутри сиффона падает, маятник перекрывает слив из канала (122), перепускной клапан (7) и агрегат 934 увеличивает производительность качающего узла, подача топлива в двигатель увеличивается. Процесс будет продолжаться до восстановления равновесия на мембране клапана (51) и в полости сиффона маятникового клапана (50).

При уменьшении режима (P_2^* падает) элементы РПД срабатывают в обратном порядке.

Электронная система управления ЭСУ-2-3

ЭСУ-2-3 совместно с топливным регулятором (агрегат 935) и блоком топливных насосов (агрегат 934) служит для защиты двигателя от возникновения режимов работы с превышением максимально допустимых значений частот вращения роторов и температуры газов. Защита обеспечивается путем автоматического изменения расхода топлива в двигатель с целью ограничения:

- частоты вращения ротора вентилятора;
- частоты вращения ротора высокого давления;
- температуры газов.

ЭСУ также выдаёт команду на автоматический останов Д-36 на земле или снижения режима до «0,7 ном» в полёте в случае значительного превышения частот вращения роторов и температуры газов предельно допустимых значений или при отказе самого ЭСУ.

Система включает в себя:

- электронный блок ЭСУ;
- исполнительный механизм ИМ-21 (52, рис. 7.2);
- датчик установки рычага управления двигателем (РУД) БСКТ-220 (9 рис. 7.2);
- 17 термопар Т-80, установленных за турбиной низкого давления;
- датчики ДТА-10, служащие для измерения частот вращения роторов вентилятора и ротора высокого давления;
- электромагниты ЭМТ-503 (24, рис. 7.2) снижения режима и МКТ-20 (8, рис. 7.2) останова.

Исполнительный механизм ИМ-21, датчик установки РУД БСКТ-220 и электромагнит ЭМТ-503, установлены на агрегате 935. Электромагнит МКТ-20 установлен на агрегате 934.

Информация о частотах вращения роторов, температуре газов и режиме работы двигателя в виде сигналов от датчиков ДТА-10, Т-80, БСКТ-220 поступает в электронный блок ЭСУ. В электронном блоке происходит сравнение измеренных значений параметров с предельно допустимыми значениями. Настройка блока по предельным значениям параметров индивидуальна для каждого конкретного двигателя Д-36. Предельные значения параметров указываются в формуляре двигателя и на трафарете в кабине пилотов.

При отсутствии превышения параметров предельно допустимых значений исполнительный механизм ИМ-21 (52 рис.7.2 и рис. 7.5) обеспечивает постоянный слив из управляемой полости сервомотора (55). Сервомотор (55) под действием давления, подводимого к нему от клапана (48), находится в крайнем правом положении и своим золотником перекрывает поступление высокого давления топлива напрямую из канала перед ДИ в полость мембраны клапана сравнения (51). При этом давление топлива до ДИ перед подачей на клапан сравнения (51) редуцируется жиклером (58).

При достижении двигателем максимальных значений частоты вращения роторов вентилятора или высокого давления, а также температуры газов электронный блок ЭСУ выдаёт сигнал на ИМ-21 (52 рис.7.2 и рис. 7.5), импульс которого пропорционален величине рассогласования параметров. Сливной клапан ИМ-21 закрывает слив из управляемой полости сервомотора (55), что приводит к его перемещению. Золотник сервомотора открывает доступ высокого давления топлива из канала перед ДИ, минуя жиклёр (58), в полость мембраны клапана сравнения (51), который увеличивает свою пропускную способность. В результате увеличивается давление в сильфоне маятникового клапана (50), который открывает слив из пружинной полости перепускного клапана (7, рис. 7.2) агрегата 934. Производительность качающего узла падает, режим работы двигателя снижается. Процесс будет продолжаться до снятия сигнала рассогласования параметров на блоке ЭСУ.

При срабатывании исполнительного механизма ИМ-21 загорается сигнальная лампа «ЭСУ В РЕЖИМЕ РЕГУЛИРОВАНИЯ», расположенная на левом боковом пульте в кабине пилотов.

В случае повышения частоты вращения ротора вентилятора от ограничиваемых на 5,5% или повышения температуры газов на 45°C от ограничиваемой при нахождении самолета на земле (что фиксируется концевым выключателем обжатого положения основных опор шасси и на скорости менее 150 км/ч) электронный блок ЭСУ переключается в режим «Останов», который сигнализируется горящим табло «УБАВЬ РЕЖИМ» на панели контроля работы силовой установки. При этом с электронного блока выдается команда на клапан электрического останова МКТ-20 агрегата 934 (8 рис. 7.2). Этот клапан открывается и обеспечивает полный слив из пружинной полости перепускного клапана регулятора перепада давления (7 рис. 7.2). Под действием давления топлива в магистрали перед клапаном он открывается и топливо начинает перетекать на вход шестеренчатого насоса. Производительность качающего узла резко уменьшается, давление топлива падает и запорный клапан (76) перекрывает подачу топлива к форсункам и двигатель выключается.

При достижении указанных значений в полёте (что фиксируется концевым выключателем обжатого положения основных опор шасси и на скорости более 150 км/ч) режим работы блока ЭСУ «Останов» блокируется. В тоже время по команде электронного блока ЭСУ включается электромагнитный клапан ЭМТ-503 (24 рис. 7.2 и рис. 7.4) агрегата 935, который установлен в канале, сообщающим командную полость сервомотора задатчика $\pi_{к\sigma}^*$ (18 рис. 7.2 и рис. 7.4) с полостью слива. В этом канале установлено два клапана. Первый электромагнитный клапан ЭМТ-503 (24), а второй механический. Механический клапан открывается и закрывается рычагом «Б» (рис. 7.2 и рис.7.4).

При работе двигателя на режимах выше «0,7 ном» ползун сервомотора задатчика $\pi_{к\sigma}^*$, воздействуя на рычаг «Б», поворачивает его и открывает механический клапан. Поэтому при срабатывании электромагнитного клапана ЭМТ-503 происходит слив из командной полости сервомотора задатчика $\pi_{к\sigma}^*$ и режим работы двигателя снижается. При снижении режима работы двигателя до «0,7 ном» ползун сервомотора задатчика $\pi_{к\sigma}^*$ освобождает на рычаг «Б» и механический клапан закрывается. В результате слив из командной полости сервомотора задатчика $\pi_{к\sigma}^*$ прекращается и прекращается снижение режима работы двигателя.

В случае отказа электронного блока ЭСУ, нарушении электропитания, отказа датчиков частоты вращения роторов или температуры также происходит включение электромагнитного клапана ЭМТ-503. При этом если двигатель находится на режиме выше «0,7 ном» происходит снижение режима работы двигателя и включается сигнальное табло «ОТКАЗ ЭСУ» на панели контроля работы соответствующего двигателя. Если двигатель находится на режиме ниже «0,7 ном» снижение режима работы двигателя не происходит, но сигнальное табло «ОТКАЗ ЭСУ» включается.

На левом боковом пульте в кабине пилотов размещены три кнопки (по количеству двигателей) «НАЗЕМНЫЙ КОНТРОЛЬ СНИЖЕНИЯ РЕЖИМА». При нажатии одной из этих кнопок срабатывает электромагнитный клапан ЭМТ-503, установленный на агрегате 935 соответствующего двигателя. Эту операцию выполняют в ходе технического обслуживания двигателей при проверке их работоспособности.

Значение температуры газов, ограничиваемое ЭСУ, зависит от положения РУД (рис.1.5). Подключение ступеней ограничения в зависимости от положения РУД в блоке ЭСУ происходит по команде датчика БСКТ-220, который механически связан с валиком РУД.

При запуске двигателя электронный блок (если запуск идет в штатном режиме) выдаёт разовую команду на отключение воздушного стартера СВ-36 на частоте вращения ротора высокого давления 40...45 %.

Включение электронного блока ЭСУ производится переключателем на левом боковом пульте в кабине пилотов непосредственно перед запуском двигателя, выключение - только после останова двигателя.

В штатном режиме выключение двигателя осуществляется рычагом останова двигателя (РОД), расположенным на среднем пульте в кабине пилотов. РОД с помощью проводки управления связан с рычагом стоп-крана (72 рис.7.2). При переводе РОД в положение останова стоп-кран закрывается и прекращает подачу топлива в двигатель.

8. Система запуска

8.1. Общие сведения о запуске

Запуск двигателя является процессом, в обеспечении которого участвует ряд систем: воздушная система, электрическая и электронная, топливная, воспламенения и регулирования. Воздушная система предназначена для принудительной раскрутки ротора ГТД в процессе запуска. Электрическая система обеспечивает автоматическое включение и отключение по заданной циклограмме всех агрегатов, участвующих в процессе запуска, начиная с момента нажатия на кнопку «Запуск» до выхода двигателя на частоту вращения режима малого газа. Топливная система обеспечивает подачу пускового и рабочего топлива по принятому закону. Система воспламенения осуществляет воспламенение топливно-воздушной смеси в заданный момент. Электронная система и система регулирования обеспечивают управление процессом запуска и защиту двигателя во время запуска от механических и тепловых нагрузок.

Двигатель Д-36 оборудован автономной, автоматической воздушной пусковой системой (рис.8.1), обеспечивающей запуск двигателя от источника сжатого воздуха. Источником сжатого воздуха может быть вспомогательная силовая установка или один из работающих двигателей. Источником сжатого воздуха могут также служить аэродромные воздушные средства запуска с параметрами воздуха, равноценными параметрами бортового энергоузла.

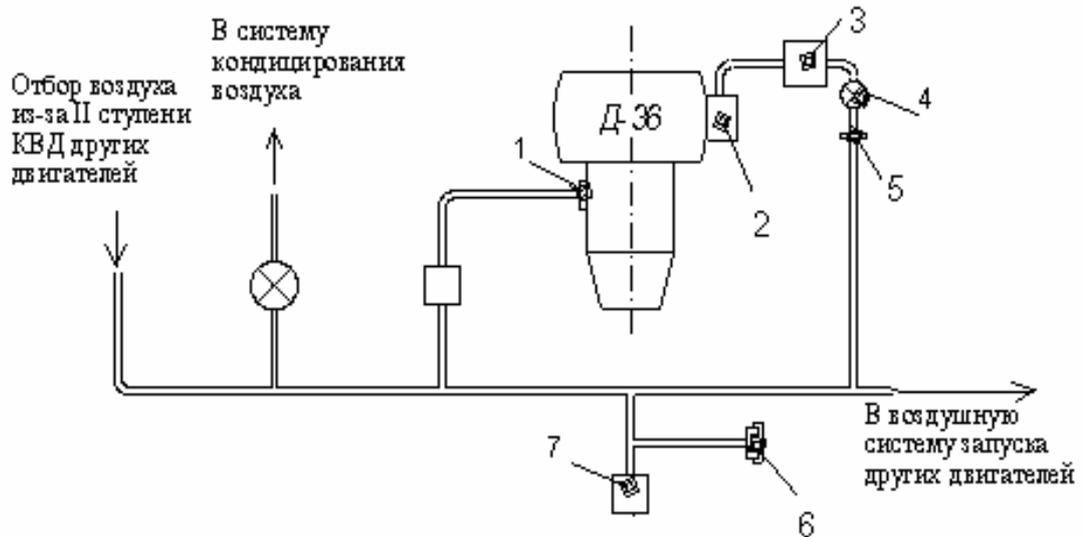


Рис.8.1 Блок-схема воздушной системы запуска

1. Фланец отбора воздуха от КВД; **2.** Стартер воздушный СВ-36; **3.** Самолетный клапан воздушный; **4.** Перекрывания заслонка; **5.** Разъем самолетных двигательных систем; **6.** Штуцер подключения аэродромного источника сжатого воздуха; **7.** Вспомогательная силовая установка.

В момент запуска двигателя Д-36 остаются открытыми три клапана перепуска воздуха из-за 3 ступени КНД и три клапана перепуска воздуха из-за 4 ступени КВД.

Запуск или холодная прокрутка двигателей Д-36 возможны только в последовательном порядке, так как на самолёте установлена одна автоматическая панель запуска АПД-45.

Процесс запуска двигателя условно можно разбить на три этапа (рис.8.2).

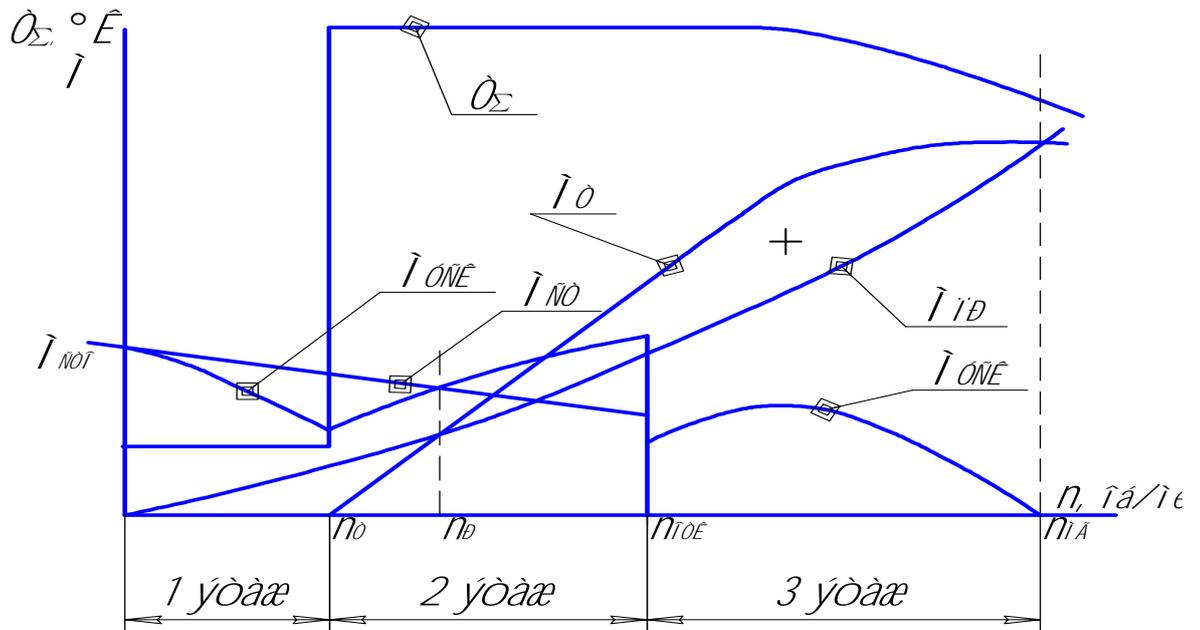


Рис.8.2 Моментная диаграмма запуска

На каждом этапе действительно равенство

$$M_{\text{уск}} = M_{\text{ст}} + M_{\text{T}} - M_{\text{пр}},$$

где $M_{\text{уск}}$ - момент, потребный для увеличения частоты вращения ротора (при $M_{\text{уск}} = 0$ увеличение частоты вращения невозможно); $M_{\text{ст}}$ - момент, развиваемый стартёром; M_{T} - момент, развиваемый турбиной двигателя; $M_{\text{пр}}$ - момент, потребный для прокрутки ротора двигателя.

Первый этап начинается с момента подключения стартёра к ротору двигателя и заканчивается в момент воспламенения топливно-воздушной смеси в камере сгорания при частоте вращения n_{T} . Очевидно, что на данном этапе самостоятельная работа двигателя невозможна, так как момент турбины $M_{\text{T}} = 0$. Поэтому ротор двигателя раскручивается только за счёт момента стартёра и на этом этапе $M_{\text{уск}} = M_{\text{ст}} - M_{\text{пр}}$.

Второй этап начинается с момента воспламенения топливно-воздушной смеси в камере сгорания и заканчивается в момент отключения пускового устройства при частоте вращения $n_{\text{отк}}$. На этом этапе ротор двигателя раскручивается за счёт момента стартёра и момента, развиваемого турбиной двигателя M_{T} . Стартер работает в так называемом режиме сопровождения.

На третьем этапе, который начинается с момента отключения стартёра и заканчивается моментом выхода двигателя на режим малого газа $n_{\text{мг}}$, ротор двигателя раскручивается только турбиной двигателя. На третьем этапе $M_{\text{уск}} = M_{\text{T}} - M_{\text{пр}}$.

Предельное значение T_{T}^* при запуске ограничивается либо прочностью лопаток турбины, либо возможностями обеспечения устойчивой работы компрессора.

В процессе запуска по достижении ротором высокого давления двигателя заданной частоты вращения электронная система управления автоматически отключает стартер воздушный СВ-36.

Если частота вращения ротора высокого давления двигателя не достигнет частоты вращения, установленной для отключения СВ-36, то его отключение выполнит АПД через 45 секунд с начала запуска (после нажатия на кнопку «Запуск»).

8.2. Устройство воздушного стартера СВ-36

Воздушный стартер СВ-36 (рис.8.3.) представляет собой высокооборотную воздушную турбину, работающую на сжатом воздухе, и предназначен для раскрутки ротора КВД двигателя Д-36 при его запуске, холодной прокрутке и ложном запуске.

Стартер установлен на коробке приводов двигателя и передаёт развиваемую мощность посредством храповой муфты ротору высокого давления и трансмиссии двигателя.

Основные технические данные СВ-36

Мощность, кВт	51,5
Расход воздуха, кг/с	0,6
Давление воздуха, кгс/см ² (избыточное)	2,0
Температура воздуха, °С	180
Максимальная частота вращения ротора турбины при отключении, об/мин	41500

В конструкцию воздушного стартера входят следующие узлы: воздушный клапан с командным агрегатом, редуктор с механизмом сцепления с ротором двигателя, воздушная турбина, аварийная перекрывная заслонка.

Редуктор стартера (см. рис. 8.3.) состоит из ведущей шестерни 4, сателлитов 12, шестерни внутреннего зацепления 3, корпуса сателлитов 2, передней крышки и корпуса редуктора, одновременно выполняющего функции воздухоотводящего патрубка.

В передней части корпуса сателлитов установлены предохранительный валик 9 и храповик 8, соединяющий воздушный стартер с валом компрессора высокого давления. На передней крышке, отлитой из магниевых сплава, на двенадцати шпильках фланец 6 крепления воздушного стартера к двигателю. С противоположной стороны от крышки к корпусу редуктора, отлитому из магниевых сплава, крепится корпус воздушного клапана 22.

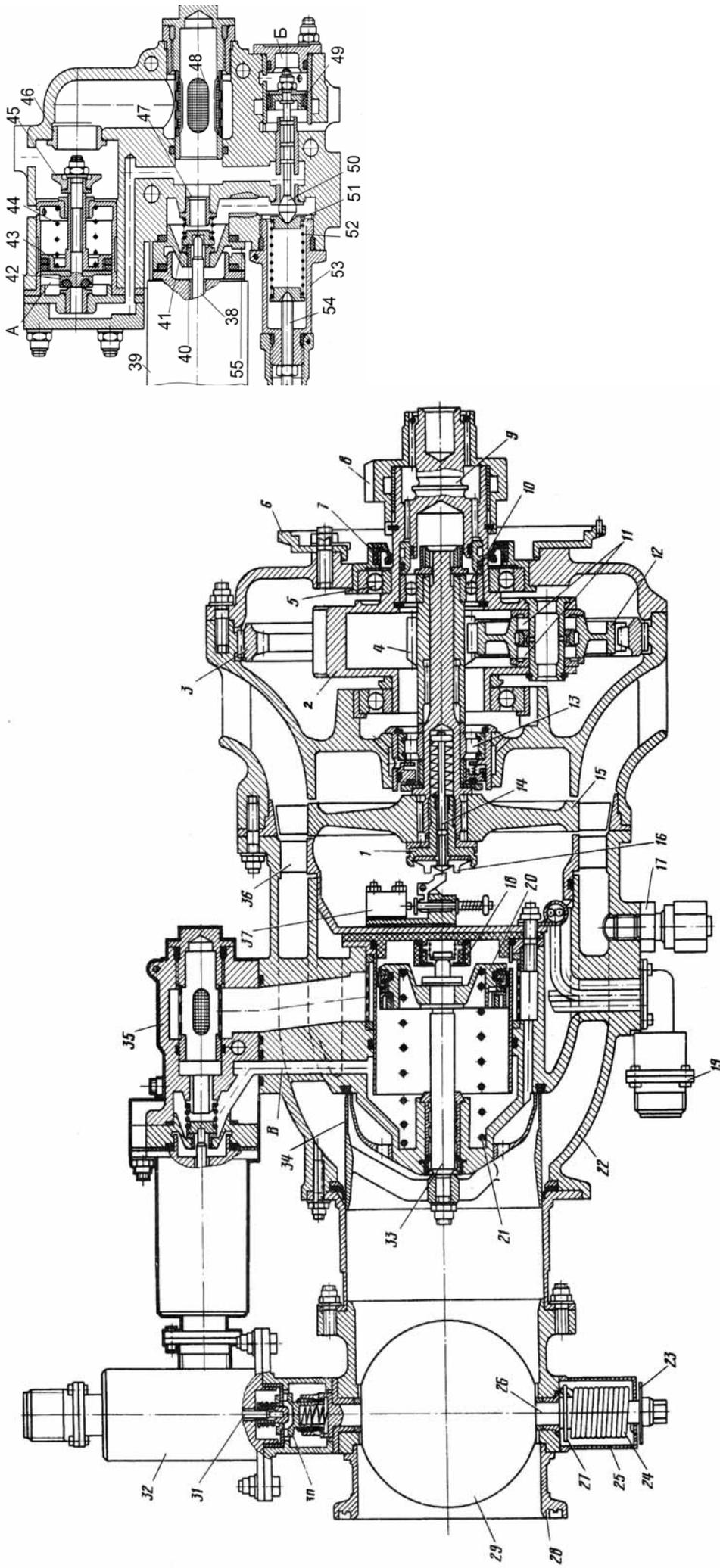


Рис. 8.3. Стартер воздушный и командный агрегат

1. Датчик выключения СВ по предельной частоте; 2. Корпус сателлитов; 3. Шестерня внутреннего зацепления; 4. Шестерня ведущая; 5. Подшипник; 6. Фланец крепления; 7. Манжета уплотнительная; 8. Храповик; 9. Валик предохранительный; 10. Подшипник; 11. Подшипник; 12. Сателлит; 13. Подшипник; 14. Шток; 15. Турбина; 16. Груз; 17. Штуцер; 18. Сигнализатор открытого положения; 19. Штепсельный разъем; 20. Поршень; 21. Пружина; 22. Корпус клапана; 23. Указатель положения заслонки; 24. Пружина; 25. Стакан; 26. Ось; 27. Кольцо; 28. Фланец подвода воздуха; 29. Аварийная заслонка; 30. Храповик; 31. Шток; 32. Электромагнит; 33. Шток; 34. Перекрывной цилиндр; 35. Командный агрегат; 36. Сопловой аппарат; 37. Выключатель СВ по предельной частоте вращения; 38. Шток; 39. Электромагнит СВ; 40. Тарелка; 41. Пружина; 42. Стяжной болт; 43. Поршень; 44. Пружина; 45. Тарелка; 46. Перепускная втулка; 47. Втулка; 48. Фильтр; 49. Поршень; 50. Регулирующий винт; 51. Тарелка; 52. Пружина; 53. Корпус; 54. Регулирующий винт; 55. Стравливающий жиклер.

Технические данные редуктора

Тип

Планетарный

Передаточное отношение n_1 / n

7,64

(n_1 – частота вращения ротора турбины СВ;

n – частота вращения выходного вала СВ)

Смазка

Барботаж,
основное масло

Диск турбины 15 на шлицах посажен на вал турбины. Ротор турбины опирается на два подшипника 10 и 13, диск и лопатки ротора турбины выполнены за одно целое из алюминиевого сплава. Внутри вала турбины установлен на резьбе датчик предельных оборотов ротора турбины, состоящий из штока 14, двух грузиков 16, корпуса 1 датчика и набора плоских пружин. Все детали (ротора) турбины стягиваются гайкой. К сопловому аппарату 36, расположенному в клапане, крепится узел выключателя датчика предельных оборотов 37.

Воздушный клапан стартера, через который воздух из воздушной системы самолета подводится к турбине стартера на его раскрутку, имеет корпус 22 (рис.8.3). Наружная обечайка и центральное тело корпуса соединены между собой тремя рёбрами, образуют кольцевой канал для подвода воздуха к турбине стартера. Два утолщённых ребра имеют сверления, по которым проходит воздух в командный агрегат и электрические провода в электросистему двигателя.

Внутри корпуса 22 расположена поршневая группа, состоящая из штока 33, перекрывного цилиндра 34 и поршня 20. Справа от поршня 20 расположена воздушная полость, слева пружинная. Правая воздушная полость, через продольные каналы в центральном теле, сообщается с воздушной полостью, расположенной на входе воздушного клапана, перед перекрывным цилиндром 34. Также в этой полости размещен сигнализатор открытого положения клапана 18. При движении поршня 20 влево (при открытии воздушного клапана СВ) правый конец штока 33 замыкает контакты сигнализатора 18. В результате вырабатывается электрический сигнал, который выдается в систему контроля и управления двигателя.

На корпус клапана 22 установлен командный агрегат 35. Командный агрегат выполняет следующие функции: открытие воздушного клапана (перекрывного цилиндра 60) при запуске двигателя, ограничение давления воздуха на входе в сопловой аппарат 48 турбины, перепуск части воздуха для подогрева деталей воздушного клапана и командного агрегата перед запуском, закрытие воздушного клапана (перекрывного цилиндра 60) при окончании или для прекращения запуска.

В командном агрегате имеется воздушный клапан (рис.8.3) с тарелкой 40 и втулкой 47. Закрытие клапана (установка тарелки на втулку) осуществляется штоком 38 при включении электромагнита 39. Открытие клапана (снятие тарелки с втулки) осуществляется пружиной 41 при выключении электромагнита. Жиклёр 55 предназначен для сообщения внутренних полостей командного агрегата с атмосферой.

Узел ограничителя давления состоит профилированного штока 50, на правом конце которого закреплен поршень 49. С левой стороны на шток воздействует тарелка 51. Сила, с которой тарелка действует на шток, зависит от затяжки пружины 52, и регулируется винтом 54. С правой стороны поршня 49 расположена полость «Б», которая каналами в корпусе клапана 22 связана с воздушной полостью перед сопловым аппаратом турбины 36.

Узел обогрева состоит из стяжного болта 42, левый конец которого развит в поршень с уплотнительным резиновым кольцом, тарелки 45, закрепленной на правом конце стяжного болта, поршня 43, пружины 44, перепускной втулки 46. Воздушная полость «А» сообщена каналами с воздушной полостью, находящейся перед сопловым аппаратом турбины 36.

Узел аварийной заслонки состоит из заслонки 29, установленной на осях 26. На нижней оси заслонки закреплена пружина кручения 24. Верхняя ось с помощью храповика 30 соединена со штоком 31 электромагнита 32. Аварийная заслонка на рисунке 8.3. изображена в открытом положении.

8.3. Работа воздушного стартера СВ-36 на запуске

Перед запуском электрические команды на электромагниты 32 и 39 не поступают. Шток электромагнита 32 через храповик 30 удерживает заслонку 29 в открытом положении. Воздушный клапан командного агрегата, состоящий из тарелки 40 и втулки 47, открыт.

Сжатый воздух из воздушной системы самолета через фланец 28 мимо открытой заслонки 29 подводится к перекрывному цилиндру 34. Через продольные каналы в центральном теле корпуса клапана 22 воздух поступает в полость, расположенную с правой стороны поршня 20. Далее по каналам в ребрах он проходит к фильтру 48. От фильтра воздух идет в следующих направлениях.

Во-первых, через втулку 47 по каналам в ребрах воздух поступает в пружинную полость поршня 20. Поскольку давление с обеих сторон поршня одинаковое, он усилием пружины 21, вместе с перекрывным цилиндром 34, удерживается в крайнем правом положении. В результате воздух к турбине СВ не подается.

Во-вторых, по каналам в корпусе командного агрегата воздух подводится с правой стороны к поршню стяжного болта 42. Поскольку площадь, на которую воздействует сжатый воздух, мала, то усилием пружины 44 стяжной болт 42 вместе с поршнем 43 и тарелкой 45 находится в крайнем правом положении, чем обеспечивается проход воздуха через перепускную втулку 46 в атмосферу на обогрев СВ.

После нажатия на кнопку «Запуск» электропитание подается на электромагнит 39 (рис.8.3.). При этом шток электромагнита перемещает тарелку 40 к втулке 47. Доступ воздуха в пружинную полость поршня 20 прекращается. Одновременно эта полость сообщается с атмосферой через жиклёр 55. Под действием перепада давлений на поршне 20 он, вместе с перекрывным цилиндром, начинает перемещаться влево. Открывается доступ сжатого воздуха к сопловому аппарату турбины. Турбина начинает вращаться и через планетарный редуктор, храповик, коробку приводов и центральный привод передает крутящий момент на вал КВД двигателя.

При резком возрастании давления перед сопловым аппаратом больше допустимого, начинает возрастать давление в полости «Б» командного агрегата. Поршень 49 вместе со штоком 50, преодолевая усилие пружины 52, начинает смещаться влево. В результате открывается доступ сжатого воздуха от фильтра 48, через проточку штока 50, пружинную полость клапана 20. Увеличение давления в пружинной полости вызывает смещение поршня 20, вместе с перекрывным цилиндром 34, в сторону уменьшения проходного сечения воздушного клапана СВ под действием пружины 21. Таким образом обеспечивается замедленное открытие перекрывного цилиндра 20 и, следовательно, плавное увеличение давления воздуха перед сопловым аппаратом турбины стартера.

При включении воздушного стартера и нарастании давления перед сопловым аппаратом 36 увеличивается давление в полости «А» узла обогрева. Поршень 43, преодолевая усилие пружины 44, перемещает шток 42 вместе с тарелкой 45 до упора во втулку 46. Перепуск воздуха на обогрев прекращается. При этом открывается доступ воздуха напрямую от фильтра 48 в полость «А» через втулку, расположенную с правой стороны штока 42. В результате чего узел обогрева удерживается в выключенном (нерабочем) положении после отключения стартера и падения давления воздуха в полости перед сопловым аппаратом 36.

Отключение воздушного стартера осуществляется снятием электропитания с электромагнита 39. Команда на отключение поступает от агрегата ЭСУ при частотах ротора КВД = 6000 об/мин или через 45 секунд с момента начала запуска.

При снятии электропитания с электромагнита 39 пружина 41 перемещает тарелку 40 влево до упора во втулку. При этом открывается доступ воздуху от фильтра 48 через втулку 47 в пружинную полость поршня 20 и одновременно прерывается сообщение этой полости с атмосферой. Давление воздуха в полостях с обеих сторон поршня 20 уравнивается, и пружина 21 возвращает поршень 20 и цилиндр 34 в первоначальное (закрытое) положение. Подвод воздуха к турбине прекращается.

В случае выхода турбины стартера на частоты, превышающие предельные, происходит автоматическое отключение воздушного стартера снятием электропитания с электромагнита 39 и подводом электропитания к электромагниту 32 управления аварийной перекрывной заслонкой. Команда на отключение поступает от датчика предельных частот вращения стартера 1.

Частота вращения ротора турбины при 47500+2500
срабатывании датчика предельной частоты вращения,
об/мин

При достижении ротором турбины стартера частот вращения 47500+2500 об/мин шток 14 (см. рис.8.3.) датчика под воздействием центробежной силы от вращающихся грузов 16 преодолевает усилие плоских пружин перемещается и воздействует на кнопку выключателя датчика предельных оборотов 37. Контакты выключателя датчика предельных оборотов 37 замыкаются и электросистема автоматики запуска двигателя обеспечивает снятие электропитания с электромагнита 39 и подводом электропитания к электромагниту 32.

При подводе электропитания к электромагниту 32 шток электромагнита выдвигается и воздействует на храповик 30. Храповик выходит из зацепления с упорным храповиком, расположенным на оси заслонки 29. Заслонка под воздействием пружины кручения 24 перекрывает канал подвода воздуха к стартеру.

Для осуществления последующего запуска двигателя (после срабатывания датчика предельных частот вращения ротора турбины стартера) необходимо механическим путём открыть заслонку, вращая ось за шестигранный хвостовик против часовой стрелки.

Список использованных источников

1. Трехвальный ТРДД Д-36. Руководство по технической эксплуатации. В двух книгах. 1978.
2. Макаров Н.В., Францев В.К. Силовая установка самолета ЯК-42. Учебное пособие. – Л.:ОЛАГА. 1989.
3. Денисов М.И., Уланова Л.Г. Самолет ЯК-42. В двух томах. Учебное пособие. – Краснодар: Сев.Кавказ. УТЦ ГА. 2000.