

В. С. Чигрин, С. Е. Белова

СИСТЕМЫ ГТД

Рекомендовано Методическим Советом
Рыбинской государственной авиационной
технологической академии имени П. А. Соловьева
в качестве учебного пособия

Рыбинск 2011

УДК 629.7.036

Чигрин В. С., Белова С. Е. Системы ГТД: Учебное пособие. – Рыбинск: РГАТА имени П. А. Соловьева, 2011. – 64 с.

Рассмотрены принципиальные схемы топливных систем и систем смазки ГТД, принципы работы и схемы пусковых систем ГТД, а также конструкция агрегатов этих систем.

Учебное пособие предназначено для студентов специальности 160301 Авиационные двигатели и энергетические установки при изучении конструкции газотурбинных двигателей, а также при курсовом и дипломном проектировании.

РЕЦЕНЗЕНТЫ: кафедра «Конструкции авиационных двигателей» Национального аэрокосмического университета «Харьковский авиационный институт»;
канд. техн. наук М. Н. Буров.

ISBN 978-5-88435-396-1

© В. С. Чигрин, С. Е. Белова, 2011

© РГАТА имени П. А. Соловьева, 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

1. СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПИТАНИЯ ГТД	4
1.1. Общие сведения о системах топливопитания ГТД.....	4
1.2. Устройство системы топливоподачи ГТД.....	5
1.3. Агрегаты топливной системы	7
1.3.1. Подкачивающий топливный насос	7
1.3.2. Основные и форсажные топливные насосы.....	8
1.3.3. Топливные форсунки.....	13
1.3.4. Топливные фильтры	19
1.3.5. Трубопроводы топливных систем.....	20
1.4. Возможные неисправности систем топливопитания ГТД	21
Контрольные задания.....	22
2. СИСТЕМЫ СМАЗКИ И СУФЛИРОВАНИЯ	23
2.1. Общие сведения о системах смазки ГТД.....	23
2.2. Принципиальные схемы систем смазки ГТД.....	24
2.3. Агрегаты системы смазки	28
2.3.1. Масляные насосы.....	28
2.3.2. Масляные фильтры	30
2.3.3. Воздухоотделители	32
2.3.4. Суфлеры.....	35
2.3.5. Радиаторы	37
2.3.6. Масляные баки	38
2.3.7. Трубопроводы и масляные форсунки.....	39
2.3.8. Сигнализаторы стружки в масле	41
2.4. Возможные неисправности систем смазки ГТД.....	41
2.5. Конструкционные материалы	43
Контрольные задания.....	43
3. ПУСКОВЫЕ СИСТЕМЫ ГТД.....	44
3.1. Общие сведения о пусковых системах ГТД.....	44
3.2. Пусковые устройства газотурбинных двигателей	46
3.2.1. Электрические пусковые устройства.....	46
3.2.2. Турбинные пусковые устройства	48
3.3. Механизмы сцепления пускового устройства с ротором двигателя.....	55
3.3.1. Фрикционная муфта	56
3.3.2. Храповая муфта.....	56
3.3.3. Роликовая муфта	57
3.3.4. Двухскоростной привод	58
3.4. Конструкция пусковых воспламенителей	59
3.5. Особенности эксплуатации пусковых систем ГТД.....	60
Контрольные задания.....	62
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	62

1. СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПИТАНИЯ ГТД

Система топливопитания ГТД предназначена для подачи в камеру сгорания необходимого количества топлива в соответствии с заданным режимом работы двигателя, высотой и скоростью полета летательного аппарата.

1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СИСТЕМАХ ТОПЛИВОПИТАНИЯ ГТД

Система топливопитания должна надежно работать на различных сортах топлива при различной его температуре и при умеренных требованиях к его химической активности, токсичности, степени очистки от механических примесей и воды. Топливная система должна также обеспечивать:

- возможность ручного управления и автоматического регулирования подачи топлива в целях изменения или поддержания заданного режима работы двигателя;
- хороший распыл топлива для лучшего его сгорания;
- возможность полного прекращения подачи топлива при остановке двигателя;
- подачу соответствующего количества топлива в пусковые воспламенители и форсунки камеры сгорания при запуске двигателя и при работе двигателя во всем эксплуатационном диапазоне;
- заданную высотность.

В современных ГТД применяют топлива, получаемые прямой перегонкой нефти. Из них наиболее распространены керосины Т-1, ТС-1, Т-2, Т-6, Т-7, Т-10, РТ, которые характеризуются достаточно высокими значениями плотности, удельной теплоты сгорания и термической стабильности.

Величина потребной подачи топлива в камеру сгорания двигателя зависит от режима работы двигателя, высоты и скорости полета летательного аппарата и составляет от 300–400 до 10000–30000 кг/ч. Давление топлива, необходимое для обеспечения больших расходов топлива через форсунки и качественного его распыла, составляет от 3 до 15 МПа.

1.2. УСТРОЙСТВО СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПОДАЧИ ГТД

В общем случае топливная система ГТД может иметь пусковую, основную и форсажную системы.

Принципиальная схема системы топливопитания ТРДФ представлена на рис. 1.1.

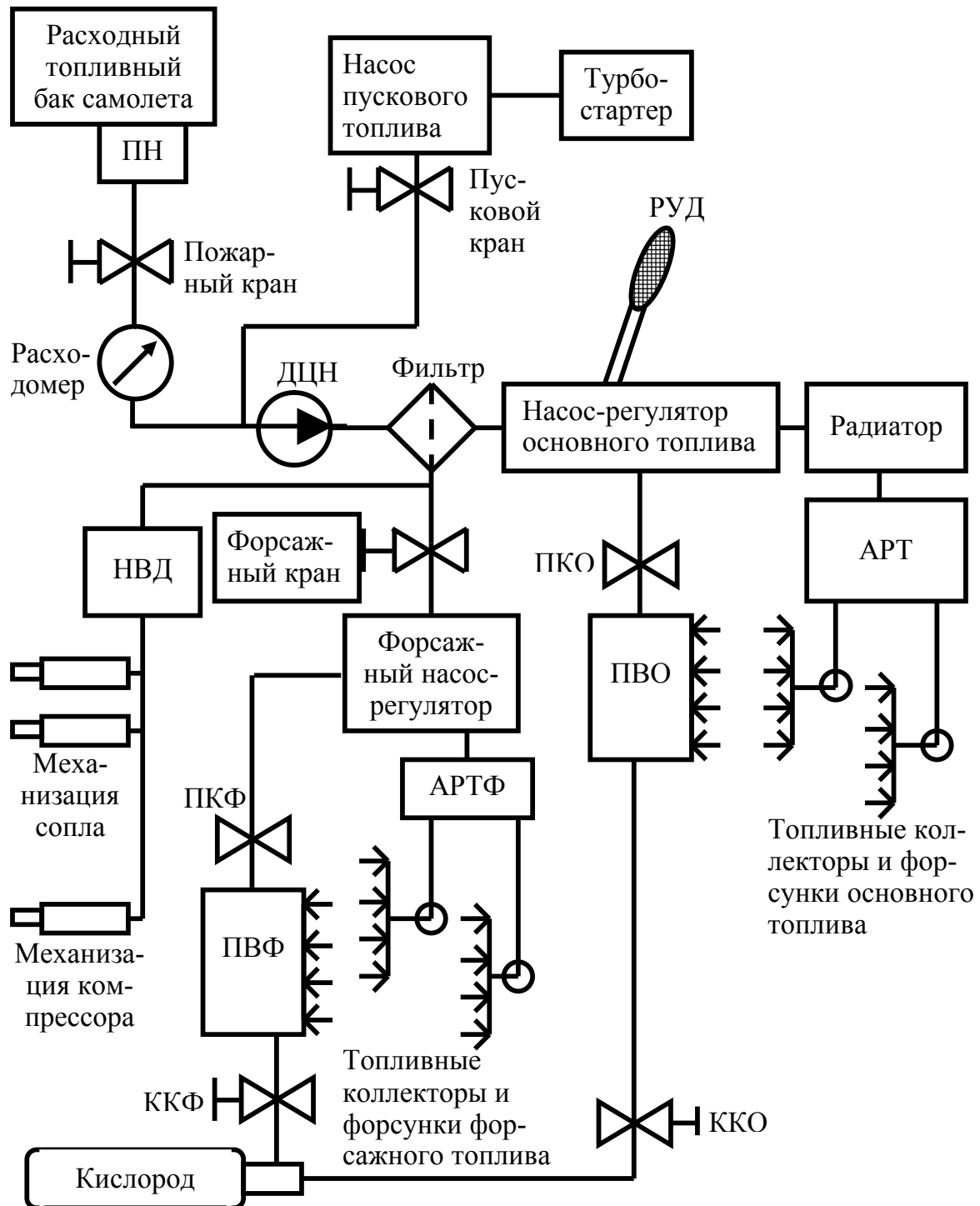


Рис. 1.1. Принципиальная схема системы топливопитания ТРДФ

На схеме рис. 1.1 обозначены:

- ПН – баковый электроприводной подкачивающий насос;
- ДЦН – подкачивающий двигательный центробежный насос;
- РУД – рычаг управления двигателем;
- НВД – насос высокого давления, обеспечивающий работу гидроцилиндров управления соплом и механизацией компрессора;
- ПКО, ПКФ – пусковые краны основной и форсажной камер сгорания;
- ПВО, ПВФ – пусковые воспламенители основной и форсажной камер сгорания;
- АРТ, АРТФ – автоматические распределители топлива в коллекторы основной и форсажной камер сгорания;
- ККО, ККФ – краны подачи кислорода в пусковые воспламенители основной и форсажной камер сгорания.

Система топливоподачи состоит из топливной системы летательного аппарата (от топливных баков летательного аппарата до приводного подкачивающего насоса) и системы топливопитания ГТД.

Основная система обеспечивает подачу топлива в основную камеру сгорания в течение всего времени работы двигателя.

Форсажная система подает топливо в форсажную камеру сгорания при работе двигателя на форсажном режиме.

Пусковая система основного топлива обеспечивает подачу топлива в пусковые воспламенители основной камеры сгорания при запуске двигателя. По окончании запуска (через 30 – 60 с) подача пускового топлива отключается.

Пусковая система форсажного топлива обеспечивает подачу топлива в пусковые воспламенители форсажной камеры сгорания при включении форсажа.

Кислородная подпитка пусковых воспламенителей применяется для повышения надежности розжига топлива и запуска двигателя или включения форсажа на больших высотах и в зимних условиях.

Кроме своих прямых функций топливо выполняет функции рабочего тела в гидроцилиндрах управления механизацией компрессора и створками реактивного сопла. Для этого в систему включен специальный топливный насос высокого давления. Из гидроцилиндров топливо возвращается в топливную систему и далее поступает в камеру сгорания.

Для самолетов, летающих со скоростями более двух скоростей звука возможно включение в топливную систему специальных топливовоздуш-

ных радиаторов для охлаждения топлива. Воздух к таким радиаторам подается от самолетной холодильной установки.

1.3. АГРЕГАТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

К агрегатам топливных систем относятся подкачивающие и основные топливные насосы, фильтры, автоматические распределители топлива, топливные коллекторы и топливные форсунки

1.3.1. Подкачивающий топливный насос

Подкачивающий топливный насос создает напор топлива, необходимый для преодоления гидравлического сопротивления в трубопроводах и агрегатах системы топливопитания двигателя, расположенных до основного топливного насоса, а также для предотвращения явления кавитации на входе в основной топливный насос. Применение насоса подкачки увеличивает высотность топливной системы.

В качестве двигательных подкачивающих насосов могут использоваться насосы центробежного типа, реже – шестеренные или коловратные. Привод двигательного подкачивающего насоса обеспечивается от ротора двигателя через коробку привода агрегатов.

На рис. 1.2 показана конструкция двигательного центробежного подкачивающего насоса ТРДФ АЛ-21Ф-3.

Качающим элементом центробежного насоса является рабочее колесо (крыльчатка), которое увлекает топливо из подводящей магистрали и отбрасывает его с повышенным давлением и скоростью в диффузор, где динамический напор преобразуется в статическое давление.

Предельные значения частоты вращения ротора насоса выбираются из условий прочности крыльчатки.

Число лопаток с учетом кавитационных качеств крыльчатки находится в пределах от 6 до 14. Лопатки загибают либо по ходу вращения крыльчатки на угол $110-150^\circ$ для повышения напора, либо против хода крыльчатки на угол $18-40^\circ$ для обеспечения высокого значения КПД насоса.

Недостатками центробежных насосов являются резкое снижение напорности при уменьшении частоты вращения крыльчатки и значительный подогрев топлива на нерасчетных режимах.

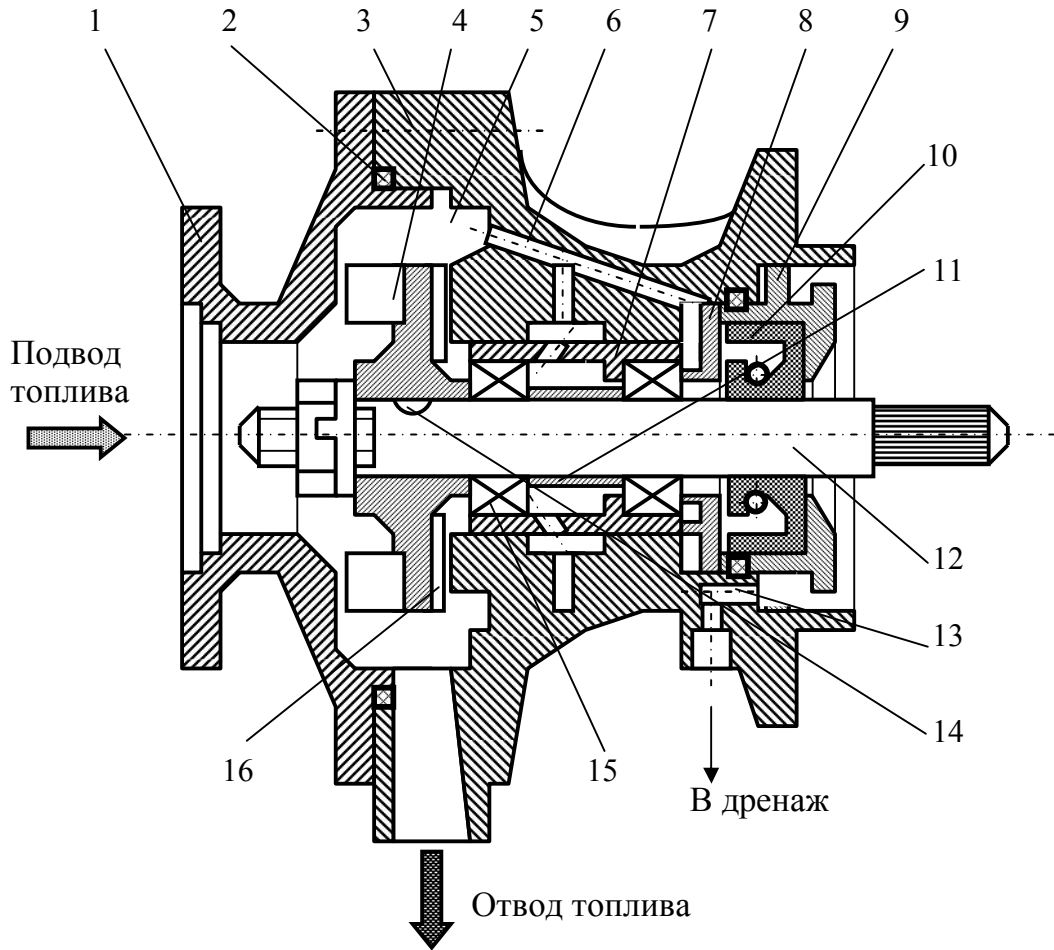


Рис. 1.2. Подкачивающий центробежный насос ДЦН-70:
 1 – крышка корпуса; 2 – кольцо уплотнительное; 3 – корпус насоса;
 4 – крыльчатка ротора; 5 – полость высокого давления; 6 – канал
 подвода топлива на смазку подшипников; 7 – стакан подшипников;
 8, 11 – втулка; 9 – крышка уплотнительная; 10 – манжета; 12 – вал ротора;
 13 – канал дренажа; 14 – шпонка; 15 – подшипник; 16 – импеллер

1.3.2. Основные и форсажные топливные насосы

Основные и форсажные топливные насосы подают топливо к форсункам под давлением, обеспечивающим надлежащее качество распыла. В качестве основных и форсажных топливных насосов применяют плунжерные, шестеренные и центробежные насосы.

Плунжерные насосы могут применяться в системах топливопитания ГТД с производительностью подачи топлива до 5000 – 10000 кг/ч.

Плунжерные насосы имеют высокий коэффициент объемной подачи, создают давление топлива на выходе до 8 – 15 МПа.

Основное преимущество плунжерного насоса состоит в возможности достаточно простого регулирования подачи топлива при сохранении постоянной частоты вращения качающего узла без перепуска и дросселирования, что уменьшает нагрев топлива в насосе.

К недостаткам насосов данного типа относятся: сложность конструкции насоса; чувствительность к коррозии и наличию в топливе механических примесей; ограниченная производительность, надежная работа при температуре топлива не выше 370–390 К. Кроме того, плунжерные насосы требуют большого кавитационного запаса по давлению на входе (не менее 0,15–0,35 МПа).

По конструкции плунжерные насосы могут выполняться с радиальным или аксиальным расположением плунжеров. В топливных системах ГТД чаще используются насосы с аксиальным расположением плунжеров под углом к оси вращения (рис. 1.3).

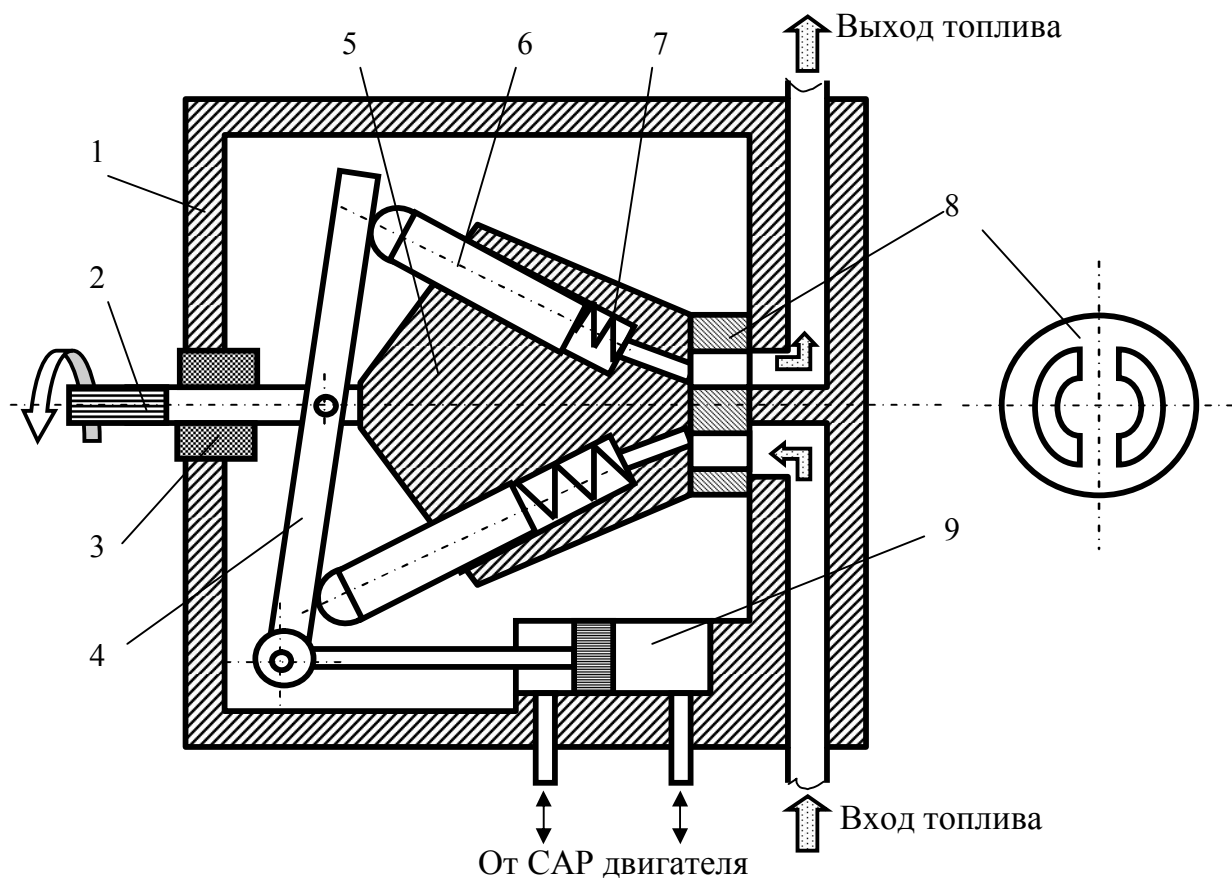


Рис. 1.3. Схема плунжерного топливного насоса:

- 1 – корпус; 2 – шлицевой вал привода; 3 – уплотнительный сальник;
 4 – наклонная шайба; 5 – ротор; 6 – плунжер; 7 – пружина;
 8 – золотниковая шайба; 9 – сервопривод

Принцип работы плунжерного насоса: при вращении ротора плунжеры совершают возвратно-поступательные движения в стаканах ротора вдоль своих осей, поочередно засасывая и нагнетая топливо через окна распределительной золотниковой шайбы.

Объемная производительность плунжерного насоса складывается из подач отдельных плунжеров:

$$Q = i \frac{\pi d_n^2}{4} S_{\max} n \eta,$$

где i – количество плунжеров (обычно от пяти до одиннадцати штук); d_n – диаметр плунжера (10–20 мм); S_{\max} – ход плунжера от верхней мертвой точки до нижней мертвой точки за 1/2 оборота ротора (от 15 до 30 мм); n – частота вращения ротора насоса (4000–5000 об./мин; при большей частоте вращения возрастают инерционные нагрузки и увеличивается износ насоса); η – коэффициент объемной подачи (при давлении топлива на входе в насос 0,15–0,5 МПа и давлении на выходе 9–10 МПа $\eta \approx 0,9 \dots 0,95$).

Количество плунжеров всегда выбирается нечетным для снижения пульсаций топлива на выходе из насоса. При четном числе плунжеров начало подачи одним плунжером будет совпадать с окончанием подачи другим, противоположным плунжером. При нечетном числе плунжеров за счет смещения фаз всасывания и нагнетания пульсации подачи топлива сглаживаются (рис. 1.4).

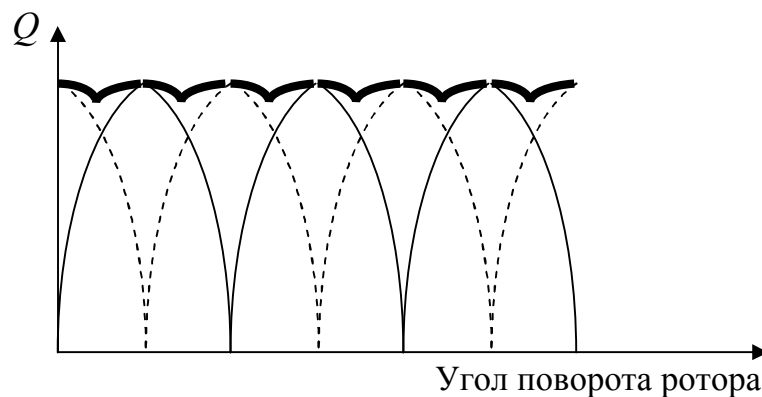


Рис. 1.4. Изменение производительности плунжерного насоса от угла поворота ротора

Регулирование производительности плунжерного насоса достигается изменением хода плунжеров за счет управления углом установки наклонной шайбы с помощью сервопривода. Максимальный угол установки наклонной шайбы составляет 13–15°.

Производительность насоса, при которой достигается его наименьшая удельная масса (т. е. отношение массы насоса к его производительности) составляет 5000–6000 кг/ч.

Плунжеры изготавливаются из цементируемой стали (12ХНЗФ, ХВГ), барабан ротора – из сурьмянистой бронзы или стали (с бронзовыми гильзами под плунжеры), корпус насоса – из литейных алюминиевых сплавов АЛ-4, АЛ-5, АЛ-9.

Шестеренные топливные насосы по сравнению с плунжерными имеют ряд преимуществ:

- просты по конструкции, компактны;
- при одинаковых габаритах и массе превосходят по производительности плунжерные насосы в 1,5 – 2 раза;
- производительность шестеренного насоса можно повысить применением нескольких качающих секций;
- мало чувствительны к чистоте и сорту топлива.

Основными недостатками шестеренных топливных насосов являются:

- трудность обеспечения высокого давления топлива из-за значительных утечек через радиальные и торцевые зазоры (современные шестеренные насосы обеспечивают при использовании подкачивающего центробежного насоса давление топлива на выходе не более 8 – 12 МПа);
- изменение производительности насоса осуществляется изменением перепуска топлива, что увеличивает потребляемую мощность на привод насоса и ведет к дополнительному нагреву циркулирующего топлива;
- объемный КПД шестеренного насоса ниже, чем плунжерного, и составляет $\eta \approx 0,75 \dots 0,82$.

Схема качающего узла топливного шестеренного насоса приведена на рис. 1.5.

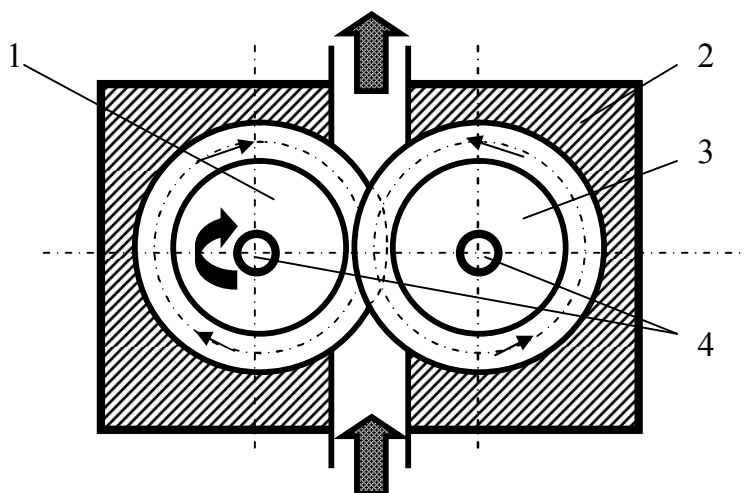


Рис. 1.5. Схема качающего узла шестеренного насоса:
1 – ведущая шестерня; 2 – корпус; 3 – ведомая шестерня;
4 – валики шестерен с подшипниками

Основными элементами качающего узла шестеренного топливного насоса являются ведущая шестерня, приводимая во вращение через привод от ротора двигателя, ведомая шестерня, приводимая во вращение от ведущей шестерни, корпус, валики шестерен, подшипники, торцевые уплотнения.

Для снижения пульсаций подачи топлива шестерни имеют достаточно большое число зубьев (до 10 – 18), несмотря на то, что это ведет к увеличению габаритов насоса.

Частота вращения шестерен ограничивается максимально допустимой окружной скоростью на головках зубьев (не более 10 – 17 м/с при наличии подкачивающего насоса), что обусловлено обеспечением заполнения топливом впадин между зубьями. При подаче топлива к торцам шестерен окружная скорость на головках зубьев может быть доведена до 50 м/с.

Скорость топлива на входе в насос ограничена величиной 4 – 5 м/с, что связано с возможностью возникновения кавитации как в самом насосе, так и в подводящих и отводящих трубопроводах.

Наиболее нагруженные элементы в топливном шестеренном насосе – опоры шестерен. На них действуют боковая сила от разности давления топлива на входе и выходе, пульсационные нагрузки, сила реакции крутящего момента. В опоры топливных шестеренных насосов устанавливаются роликовые игольчатые подшипники, которые смазываются и охлаждаются топливом.

Шестерни изготавливают из цементируемых или азотируемых сталей (12ХНЗФ, 18ХНВА, ЭИ247), корпус – литой из стали или литейных алюминиевых сплавов, оребренный для увеличения поверхности охлаждения.

Центробежные топливные насосы находят широкое применение не только в качестве подкачивающих, но и как основные и форсажные насосы высокого давления. Они при сравнительно малых габаритах обеспечивают производительность до 35000 – 40000 кг/ч при давлении на выходе основного насоса до 8 – 9 МПа при давлении подкачивающего насоса 0,2 – 0,6 МПа. Крыльчатка в высоконапорных топливных насосах выполняется, как правило, открытого типа (рис. 1.6). Открытые крыльчатки просты в изготовлении, выдерживают высокие центробежные нагрузки, но имеют повышенные гидравлические потери из-за перетекания по торцевым поверхностям.

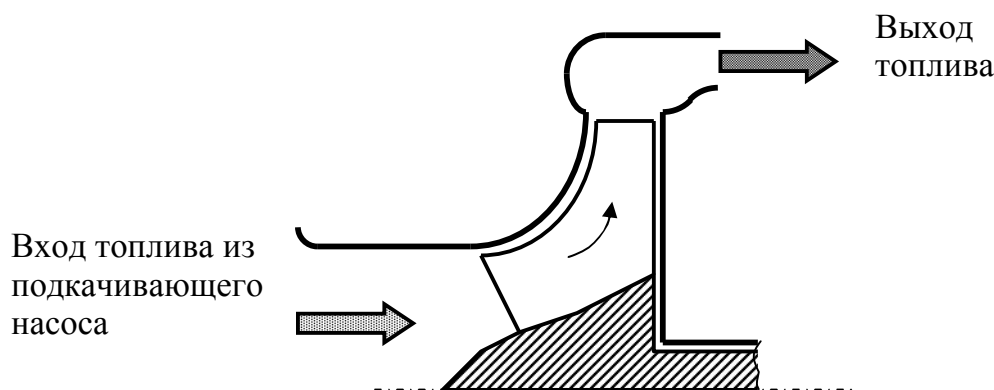


Рис. 1.6. Схема центробежного топливного насоса высокого давления с крыльчаткой открытого типа

1.3.3. Топливные форсунки

Подача топлива в основные и форсажные камеры сгорания осуществляется с помощью топливных форсунок. Для получения высокого коэффициента полноты сгорания топлива, устойчивого горения и надежного запуска к конструкции форсунок предъявляют следующие требования:

- обеспечение распыла топлива на всех режимах работы двигателя (средний диаметр капле должен составлять от 30 до 100 мкм). На тонкость распыла оказывает влияние давление топлива перед форсункой. Минимальное давление топлива, при котором обеспечивается хорошее распыливание топлива составляет 3 – 6 МПа;

- равномерность подачи и распределения топлива по объему зоны горения, что обеспечивает полноту сгорания топлива, равномерное поле температур перед турбиной и заданные экологические характеристики камеры сгорания. Неравномерность подачи топлива отдельными форсунками одного комплекта не должна превышать на максимальном режиме 2 – 3 %, а на режиме малого газа – 10 – 20 %. Секториальная неравномерность внутри каждого факела относительно оси распыливания – не более 20 – 30 %;

- необходимая величина угла факела: на режиме запуска двигателя при воспламенении топлива угол факела должен составлять 60 – 70°, на режиме малого газа – 110 – 120°, на основных режимах работы двигателя – 80 – 90°. На запуске создаются хорошие условия для воспламенения за счет концентрации сравнительно небольшого количества топлива в относительно небольшом объеме; на режиме малого газа увеличение угла распыла позволяет охватить и прогреть максимальный объем жаровой трубы; на максимальном режиме топливо выходит из форсунок под боль-

шим давлением и не должно попадать на стенки жаровой трубы, чтобы не вызвать ее прогара (но если сильно уменьшить угол факела, то топливо будет догорать в турбине);

- герметичность форсунок, износоустойчивость, предотвращение нагарообразования;

- малые масса и габариты, простота конструкции.

Условия работы топливных форсунок в ГТД весьма тяжелые и характеризуются следующими факторами:

- неравномерность температур деталей форсунки (наружная часть находится в области высокотемпературного газа, а внутренние детали имеют температуру топлива);

- повышенные вибрации, т. к. форсунки устанавливаются на упругом основании (тонкостенной оболочке камеры сгорания или на сравнительно нежестком топливном коллекторе);

- возможность возникновения кавитации, т. к. подогретое топливо течет в каналах форсунок с большой скоростью;

- форсунка может использоваться в качестве одной из опор жаровой трубы.

Эти факторы должны учитываться при разработке конструкции форсунки и установке ее на двигателе.

По способу подачи топлива форсунки делятся на два типа: испарительные и распыливающие.

Испарительные форсунки подают топливо в виде парогазовой смеси за счет предварительного нагрева, испарения и частичного термического крекинга жидкого топлива. Они просты по конструкции, обеспечивают высокую полноту сгорания топлива, но сложны в доводке и регулировании, взрывоопасны при прогарах испарительных трубок, поэтому широкого распространения пока не получили. Испарительные форсунки установлены на ВСУ ТА-6А самолетов Ил-76 и на турбовальном двигателе T700-GE-700 американской фирмы Дженерал Электрик.

Распыливающие форсунки подают топливо в виде мелкораспыленных капель и бывают двух типов: струйные и центробежные.

Струйные форсунки просты по конструкции, но не обеспечивают хорошего распыла топлива и заданного распределения его по объему камеры сгорания. Они нашли применение в форсажных камерах сгорания. В основных камерах сгорания используются редко (турбовальный двигатель ГТД-3Ф вертолета Ка-25, турбовинтовые двигатели Walter M-601, M-602 для пассажирского самолета L-410, малоразмерные двигатели для беспилотных летательных аппаратов).

Центробежные форсунки бывают нерегулируемыми и регулируемыми. Нерегулируемые центробежные форсунки применяются в пусковых системах и форсажных камерах, регулируемые – в основных камерах сгорания ГТД, где необходимо изменение расхода топлива в широких пределах в зависимости от режимов работы двигателя и полета самолета.

В центробежной форсунке топливо поступает по тангенциальному каналу в камеру закручивания, в которой движется к выходному соплу от периферии к центру (рис. 1.7). При этом тангенциальная скорость движения топлива возрастает, а давление падает до значения давления воздуха в камере сгорания. Выходя из сопла форсунки, частицы топлива образуют полый конус с углом α у вершины.

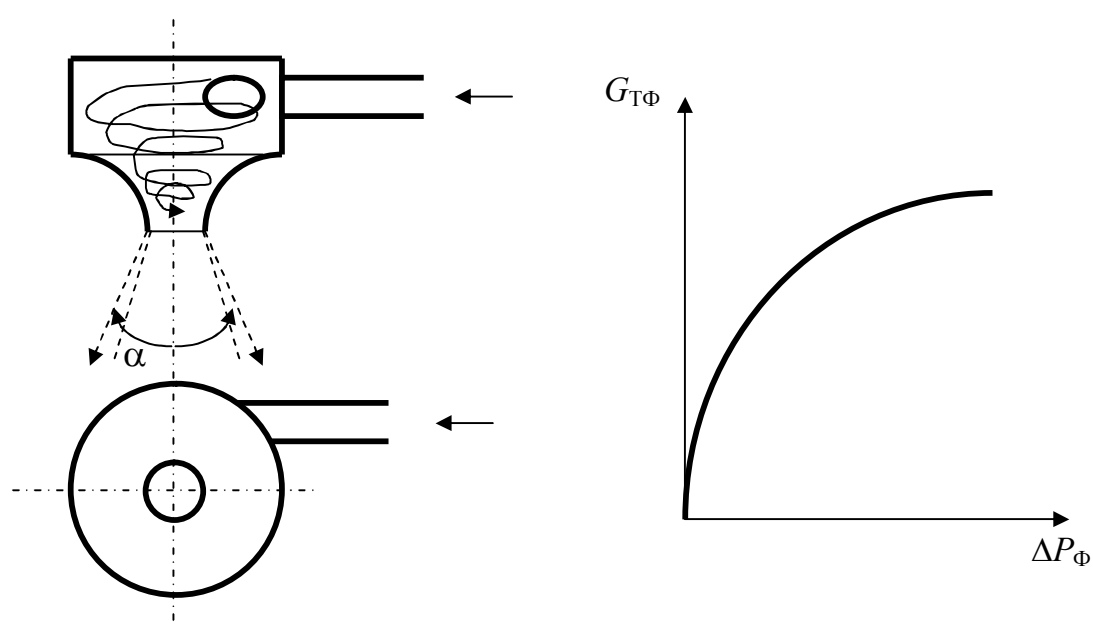


Рис. 1.7. Принцип работы центробежной форсунки

Расход топлива через центробежную форсунку определяется по формуле

$$G_{ТФ} = \mu F_C \sqrt{2\rho \Delta P_Ф},$$

где μ – коэффициент расхода топлива через форсунку ($\mu = 0,3 \dots 0,4$); F_C – площадь выходного сечения сопла форсунки; ρ – массовая плотность топлива; $\Delta P_Ф = P_{ТОПЛ} - P_{ВОЗД}$ – перепад давления на форсунке.

Регулирование расхода в одноканальной односопловой форсунке выполняется изменением перепада давления, что обеспечивает соотношение расходов на максимальном и минимальном режимах $G_{ТФ \max} / G_{ТФ \min} = 4 \dots 6$.

Одноканальные форсунки применяются в камерах сгорания вспомогательных ГТД, турбостартерах (ТС-19, ТС-21, С-3), форсажных камерах в сочетании со струйными форсунками (Р29, АЛ-21) и в основных камерах двигателей с небольшим диапазоном изменения расходов топлива по режимам (Д-36, Д-136).

Потребный диапазон расходов топлива у маневренных летательных аппаратов (истребителей, штурмовиков, боевых вертолетов) составляет $G_{ТФ\max} / G_{ТФ\min} = 40 \dots 50$ и не может быть обеспечен изменением перепада давления. Для изменения расхода топлива в широком диапазоне применяют регулирование изменением площади сопла форсунки F_C и регулирование изменением коэффициента расхода μ с одновременным изменением перепада давления.

Регулирование изменением площади сопла выполняется в двухсопловых (рис. 1.8) или трехсопловых форсунках.

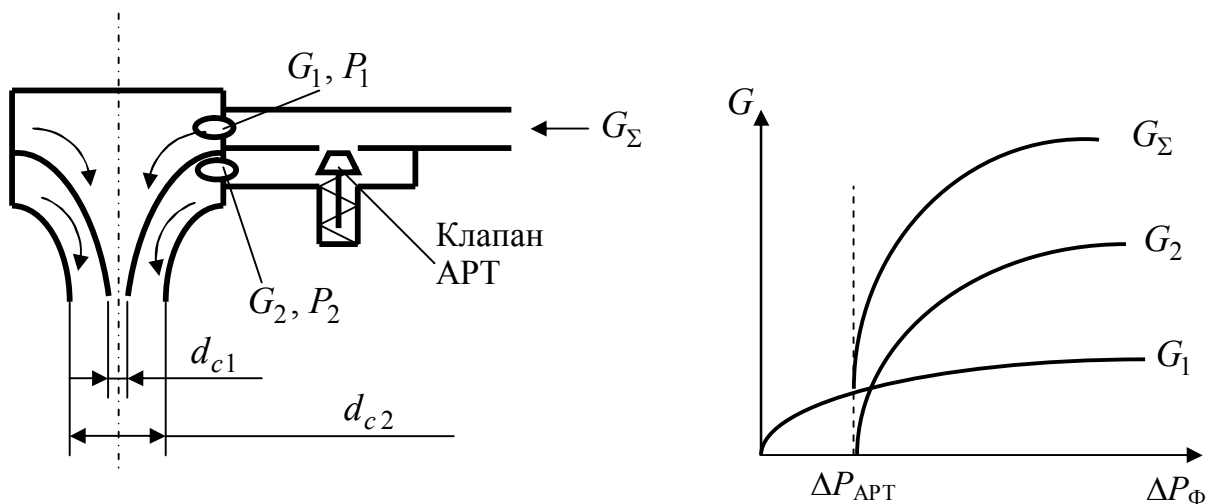


Рис. 1.8. Принцип работы двухканальной двухсопловой центробежной форсунки

При малых давлениях топлива клапан автоматического распределения топлива (АРТ) закрыт, расход топлива определяется одним соплом d_1 (расход G_1). При достижении давления топлива $1 - 1,8$ МПа открывается АРТ и в работу включается второе сопло d_2 с расходом G_2 , тогда суммарный расход топлива через оба сопла составляет $G_\Sigma = G_1 + G_2$.

Недостатки таких форсунок:

– неудовлетворительный распыл топлива в момент включения клапана, так как истечение из сопла в этот момент происходит под малым избыточным давлением;

– неравномерность расхода топлива в момент включения АРТ в форсунках верхней и нижней частей топливного коллектора из-за влияния давления столба топлива в коллекторе.

Регулирование изменением коэффициента расхода может выполняться в двухступенчатых (трехступенчатых), плунжерных форсунках и в форсунках с перепуском топлива.

Схема двухступенчатой однокамерной топливной форсунки приведена на рис. 1.9.

В плунжерной форсунке (рис. 1.10) за счет смещения плунжера по мере роста давления топлива уменьшается дросселирование перед входными каналами основного контура и в работу включаются последующие тангенциальные каналы, что приводит к увеличению коэффициента расхода μ .

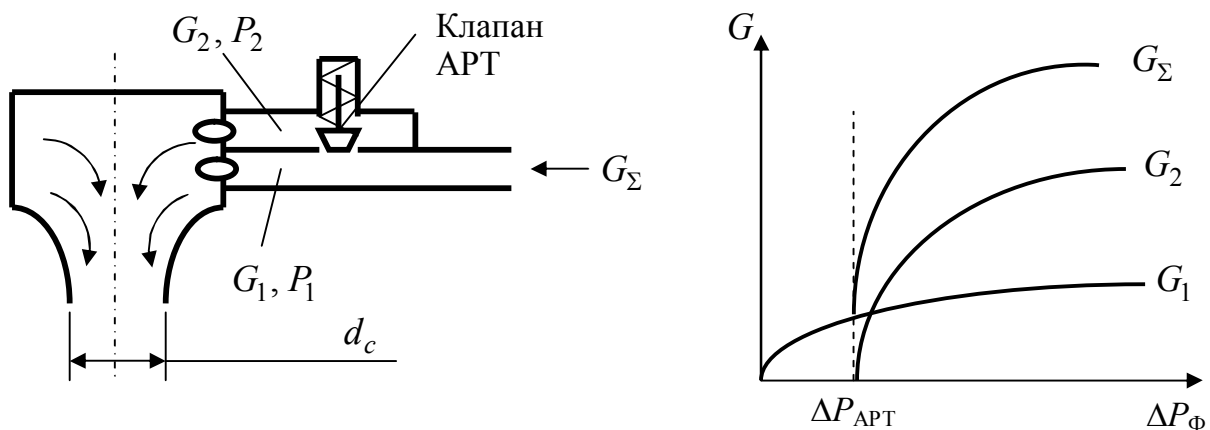


Рис. 1.9. Принцип работы двухступенчатой однокамерной центробежной топливной форсунки

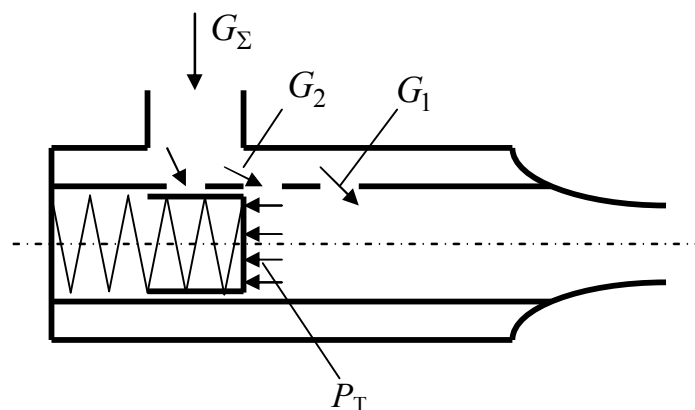


Рис. 1.10. Плунжерная форсунка

Недостатком однокамерных двухступенчатых и плунжерных форсунок является неравномерность расхода отдельных форсунок, работающих от общего топливного коллектора, из-за разных гидравлических сопротивлений входных каналов и различной настройки пружин клапанов или плунжеров. Недостаток, связанный с различным расположением форсунок на топливном коллекторе, проявляется в меньшей мере, т. к. в момент подключения очередной ступени в камере закручивания уже находится топливо под давлением.

В меньшей мере эти недостатки присущи форсунке с перепуском топлива (рис. 1.11). В такой форсунке в камеру закручивания подается весь суммарный расход топлива, а его избыток возвращается на вход в насос через магистраль слива. С ростом давления количество сливаемого топлива уменьшается.

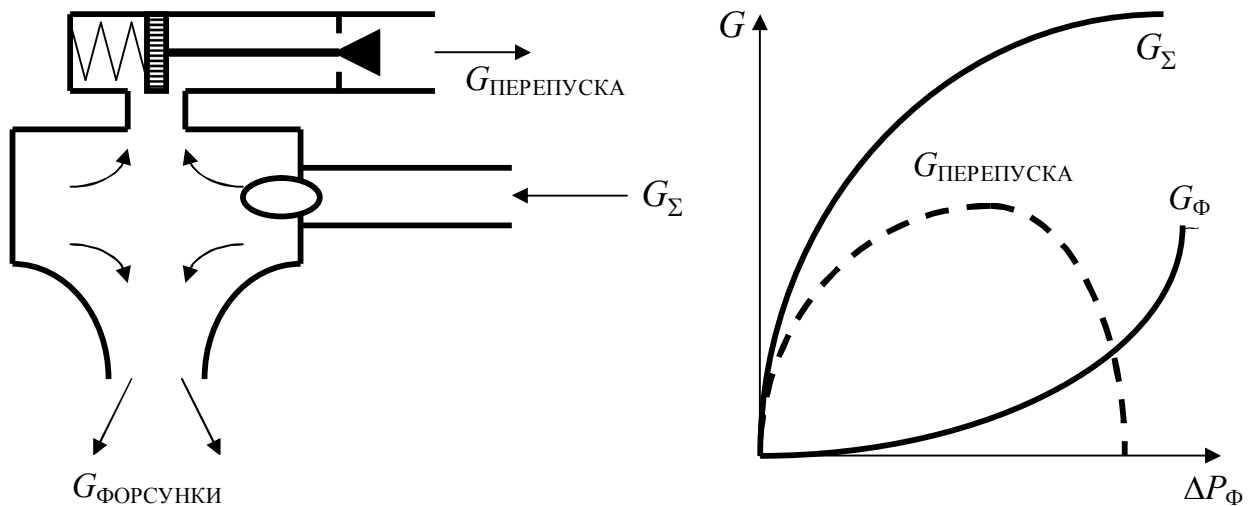


Рис. 1.11. Принцип работы форсунки с перепуском топлива

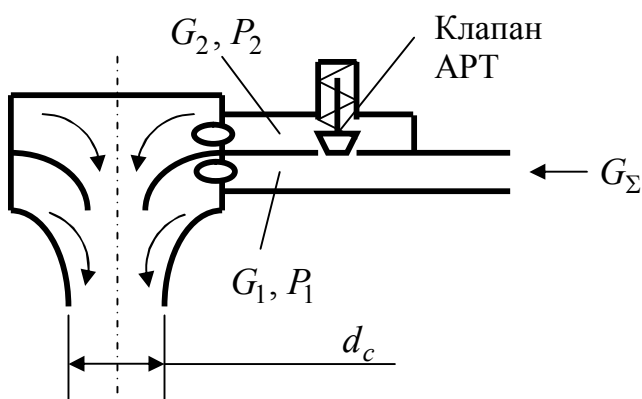


Рис. 1.12. Принцип работы двухступенчатой однокамерной центробежной топливной форсунки

Недостатками форсунки с перепуском топлива являются излишняя нагрузка насоса на режимах с малыми расходами топлива, постоянный угол конуса распыла и нагрев топлива при перепуске.

Недостатки, присущие рассмотренным схемам, в меньшей мере проявляются в двухступенчатой двухкамерной форсунке (рис. 1.12). В таких форсунках разделительная перегородка

уменьшает влияние разницы давлений в камерах на равномерность расхода, т. к. уменьшается перетекание топлива из одной полости в другую.

1.3.4. Топливные фильтры

Наличие примесей в топливе приводит к интенсивному износу качающих узлов, заеданию плунжеров и золотников, засорению жиклеров и форсунок. Поэтому топливо многократно фильтруется при подаче в двигатель и в самой топливной системе двигателя. Самолетные топливные фильтры должны задерживать частицы диаметром более 16–20 мкм, а топливные фильтры двигателя – до 3–4 мкм.

Фильтры устанавливаются как до основного топливного насоса (фильтры низкого давления), так и после основного насоса (фильтры высокого давления).

Сетчатые фильтры саржевого плетения изготавливаются из латунной, бронзовой или никелевой проволоки. Они просты, долговечны, имеют малое гидравлическое сопротивление. Тонкость фильтрации – порядка 16–20 мкм. Сетчатые фильтры высокого давления имеют до 10000 отверстий на 1 см².

Пористые фильтры применяются в каналах с относительно небольшим расходом топлива (в агрегатах системы автоматики). Они изготавливаются спеканием медных или бронзовых зерен (90–95 %) с оловом (5–10 %), при этом между зернами образуются мелкие поры.

Щелевые фильтры представляют собой резьбовой каркас, на который виток к витку намотана проволока таким образом, что между витками образуются зазоры, через которые проходит топливо. Такие фильтры устанавливаются непосредственно в топливных форсунках.

В ранних конструкциях ГТД применялись **тканевые** (фетровые, шелковые, капроновые) и **бумажные фильтры**. Они обеспечивают высокую степень фильтрации топлива, но имеют малый ресурс и впитывают воду, находящуюся в топливе, что может привести к обмерзанию фильтра при низких температурах.

На случай засорения фильтроэлемента в конструкции фильтра предусматривается специальный клапан, перепускающий неочищенное топливо к выходному штуцеру.

Промывка фильтроэлементов в эксплуатации производится в бензине Б-70 на ультразвуковых установках.

1.3.5. Трубопроводы топливных систем

Система топливопитания авиационного ГТД включает всасывающие, нагнетающие и сливные трубопроводы. Наибольшее применение нашли жесткие стальные трубопроводы, которые изготавливаются из стали 20А или Х18Н10Т с нанесением антикоррозионного покрытия.

Трубопроводы имеют технологические и монтажные разъемы. К соединениям трубопроводов предъявляются жесткие требования по обеспечению герметичности при всех условиях эксплуатации. Трубопроводы соединяют между собой и с агрегатами посредством ниппельных, штуцерных или фланцевых соединений. Элементами ниппельного соединения являются трубопроводы, ниппель, накидная гайка и штуцер (рис. 1.13).

Уплотнение соединения осуществляется за счет плотного контакта между внутренним конусом ниппеля и ответной конической или сферической поверхностью.

Для улучшения антифрикционных свойств резьбовой пары резьба гайки покрывается техническим серебром.

Элементы штуцерного соединения уплотняют с помощью резинового уплотняющего кольца (рис. 1.14).

Фланцевые соединения трубопроводов с агрегатами уплотняются с помощью резиновых колец.

Отдельные трубопроводы имеют телескопическое соединение. Телескопические соединения применяют для компенсации монтажных напряжений и тепловых расширений, возникающих вследствие неравномерного нагрева деталей двигателя и небольшого перекоса труб.

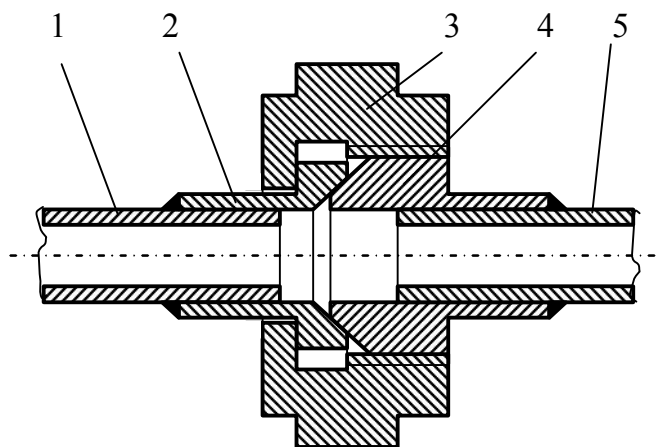


Рис. 1.13. Ниппельное соединение:

1,5 – соединительные трубки; 2 – ниппель; 3 – гайка; 4 – конус

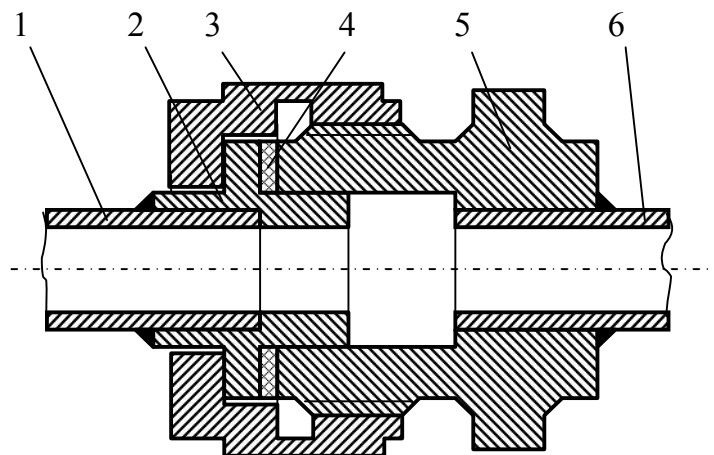


Рис. 1.14. Штуцерное соединение:
1, 6 – соединительные трубы; 2, 5 – детали арматуры;
3 – гайка; 4 – прокладка

Поломки трубопроводов происходят, как правило, в местах приварки или припайки ниппеля или деталей соединительной арматуры, под зажимами крепления трубопровода к корпусу двигателя, а также в местах максимальной изогнутости. Разрушения трубопроводов носят, как правило, усталостный характер.

Для снижения уровня вибраций участки трубопроводов отстраивают от резонансов повышением жесткости самого трубопровода или изменением способа крепления. Под колодками креплений устанавливают демпферы колебаний (проволочные, резиновые, фторопластовые). Иногда между жесткими трубами устанавливают участки гибких трубопроводов – резиноканевых шлангов с внешней упрочняющей металлической оплеткой и внутренним металлическим каркасом. Такие трубопроводы нечувствительны к вибрациям, удобны в монтаже, но имеют повышенную массу.

1.4. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМ ТОПЛИВОПИТАНИЯ ГТД

Неисправности в системах топливопитания ГТД могут стать причиной падения тяги (мощности) двигателя, незапуска или самовыключения двигателя, прогара стенок жаровых труб камер сгорания, стенок форсажных камер и створок реактивного сопла, перегрева турбины, нарушения нормальной работы автоматики компрессора и реактивного сопла, ухудшения экономичности двигателя, пожара на летательном аппарате.

Неисправности в системе топливопитания возникают вследствие:

- засорения топлива частицами механических примесей, что приводит к ухудшению работы пар трения насосов и топливорегулирующей аппаратуры, засорению жиклеров и фильтров;
- коррозии деталей агрегатов из-за наличия в топливе сернистых соединений и воды;
- нарушения регулировки насосов-регуляторов и других агрегатов;
- засорения топливных фильтров кристаллами льда, появляющимися при замерзании воды, содержащейся в топливе;
- наличия воздушных пробок в трубопроводах и агрегатах;
- нарушения нормальной работы топливных форсунок, вызванных негерметичностью, эрозией сопел и каналов, коксованием топлива у сопла форсунки;
- нарушения герметичности насосов, трубопроводов и других агрегатов.

КОНТРОЛЬНЫЕ ЗАДАНИЯ

Изучите схему и особенности конструкции системы топливопитания двигателя (по указанию преподавателя). Выполните следующие задания.

1. Зарисуйте принципиальную схему топливной системы, укажите ее основные элементы и их назначение.
2. Укажите тип и принцип работы топливных насосов, изобразите их схемы, запишите основные параметры.
3. Укажите тип и принцип работы топливных форсунок, изобразите их схемы.
4. Определите на схеме места установки топливомасляных радиаторов, изобразите их схемы.
5. Укажите тип и принцип работы топливных фильтров. Как обеспечивается работа топливной системы при засорении фильтроэлементов?
6. Каким образом соединяются элементы трубопроводов? Как обеспечивается виброзащита трубопроводов при креплении их на двигателе?

2. СИСТЕМЫ СМАЗКИ И СУФЛИРОВАНИЯ

Система смазки служит для подвода необходимого количества масла к трущимся деталям двигателя при его работе. В ТРД смазываются подшипники ротора двигателя, подшипники и шестерни приводов агрегатов, а в ТВД также и детали редуктора, механизма изменения угла установки лопастей воздушного винта.

2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СИСТЕМАХ СМАЗКИ ГТД

Функции, выполняемые маслом в ГТД, многообразны:

- уменьшение трения и износа деталей;
- отвод тепла, выделяющегося при трении и передающегося от соседних более нагретых деталей;
- предохранение деталей от коррозии и наклепа;
- удаление из узлов трения продуктов износа и коксования масла;
- снижение шума в узлах трения и зубчатых зацеплениях.

От нормальной работы системы смазки во многом зависит надежность работы всей силовой установки, т. к. даже кратковременное прекращение подачи масла к подшипникам и зубчатым зацеплениям приводит к перегреву двигателя, разрушению подшипников, заклиниванию ротора, а в итоге – к остановке или даже к разрушению двигателя.

Исходя из этого, к системе смазки ГТД предъявляются следующие требования:

- обеспечение бесперебойной подачи масла в двигатель во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета, на всех режимах работы двигателя и при любых эволюциях летательного аппарата, в том числе при отрицательных, знакопеременных и нулевых перегрузках;
- поддержание заданных давления и температуры масла при любых условиях эксплуатации;
- возможность ускоренного прогрева масла при запуске двигателя;
- минимальные потери масла при работе двигателя;
- обеспечение надежной очистки масла от механических примесей и газов и его охлаждения;
- исключение возможности перетекания масла из бака в маслоборники полости неработающего двигателя, попадания масла в систему отбора воздуха;

- герметичность системы, ее малое гидравлическое сопротивление, надежная работа в условиях повышенных вибраций;
- сохранение качества масла в течение заданного срока службы;
- удобство эксплуатации системы смазки (осмотров, замены агрегатов, регулировок контроля уровня масла и параметров работы).

Прокачка масла, поступающего к подшипниковым узлам и зубчатым зацеплениям, определяется в основном количеством отводимого тепла. Поэтому для надежной работы системы смазки требуется масло с высокой термостабильностью. При относительно невысоких температурах в системах смазки ГТД применяют минеральные масла МК-8, МК-8П, МС-8П (до температур 120 – 140 °С), МН-7,5 (до 150 °С). Для смазки высоконагруженных редукторов ТВД требуются более вязкие масла, способствующие повышению контактной усталостной прочности зубьев шестерен. В этом случае применяют смеси перечисленных масел с маслами большой вязкости МС-20 или МК-22. Состав смеси подбирают в зависимости от мощности, передаваемой редуктором и температурных условий эксплуатации двигателя.

При более высоких температурах используют синтетические масла ВНИИ НП 50-1-4Ф (до 175 °С), 36/1 и БЗВ (до 200 °С), ИПМ-10 (до 250 °С). Синтетические масла более ядовиты и агрессивны для уплотнений из резины или пластмассы, чем минеральные.

Смешивать синтетические и минеральные масла нельзя, т. к. при их смешивании возможно образование густого желеобразного осадка, который может перекрыть проходные сечения системы.

2.2. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ СИСТЕМ СМАЗКИ ГТД

В зависимости от назначения и типа ГТД системы смазки могут выполняться по различным схемам:

- циркуляционные;
- нециркуляционные;
- комбинированные.

В циркуляционных системах масло, откачиваемое из маслосборников двигателя, после восстановления его смазывающих свойств (очистки от механических примесей, отделения воздуха и охлаждения) подается снова в двигатель, т. е. используется многократно. Циркуляционная сис-

тема включает в себя всасывающую, нагнетающую и откачивающую магистрали, а также систему суфлирования масляных полостей двигателя.

Всасывающая магистраль подводит масло из маслобака к нагнетающему насосу самотеком или при помощи подкачивающего маслонасоса. Диаметр трубопроводов всасывающей магистрали выбирается таким, чтобы скорость движения масла не превышала 1,5 – 2 м/с.

Нагнетающая магистраль подводит масло к местам смазки под давлением 0,35 – 0,5 МПа. В магистраль входят нагнетающий насос с редукционным клапаном, фильтр тонкой очистки, запорный клапан, препятствующий перетеканию масла из бака в неработающий двигатель, масляные форсунки, датчики-указатели температуры и давления масла на входе в двигатель. Иногда вместо запорного клапана устанавливается петлевой трубопровод.

Диаметр трубопроводов должен обеспечивать скорость масла не более 1,5 – 3 м/с.

Откачивающая магистраль отводит отработанное масло из масло-сборников двигателя. Она включает в себя фильтрующие и пеногасящие сетки, устанавливаемые в масло-сборниках, датчики-указатели температуры и давления масла на выходе из двигателя, сигнализаторы наличия стружки в масле, откачивающие маслонасосы, воздухоотделитель, фильтр грубой очистки, топливно-масляный или воздухо-масляный радиатор. Диаметр трубопроводов должен обеспечивать скорость движения масла не более 2 м/с.

Суфлирующая магистраль обеспечивает сообщение всех масляных полостей с атмосферой и поддержание в полостях двигателя давления воздуха, обеспечивающего нормальную работу контактных и расходных уплотнений. Система включает в себя трубопроводы и центробежный суфлер, на котором при необходимости устанавливается специальный баростатический клапан.

Циркуляционные системы в зависимости от пути возврата масла из радиатора в двигатель делятся на нормально замкнутые и короткозамкнутые.

В нормально замкнутой системе все масло циркулирует по замкнутому контуру «маслобак – нагнетающий насос – двигатель – откачивающие насосы – воздухоотделитель – фильтр – радиатор – маслобак». Схема циркуляционной нормально замкнутой системы смазки представлена на рис. 2.1.

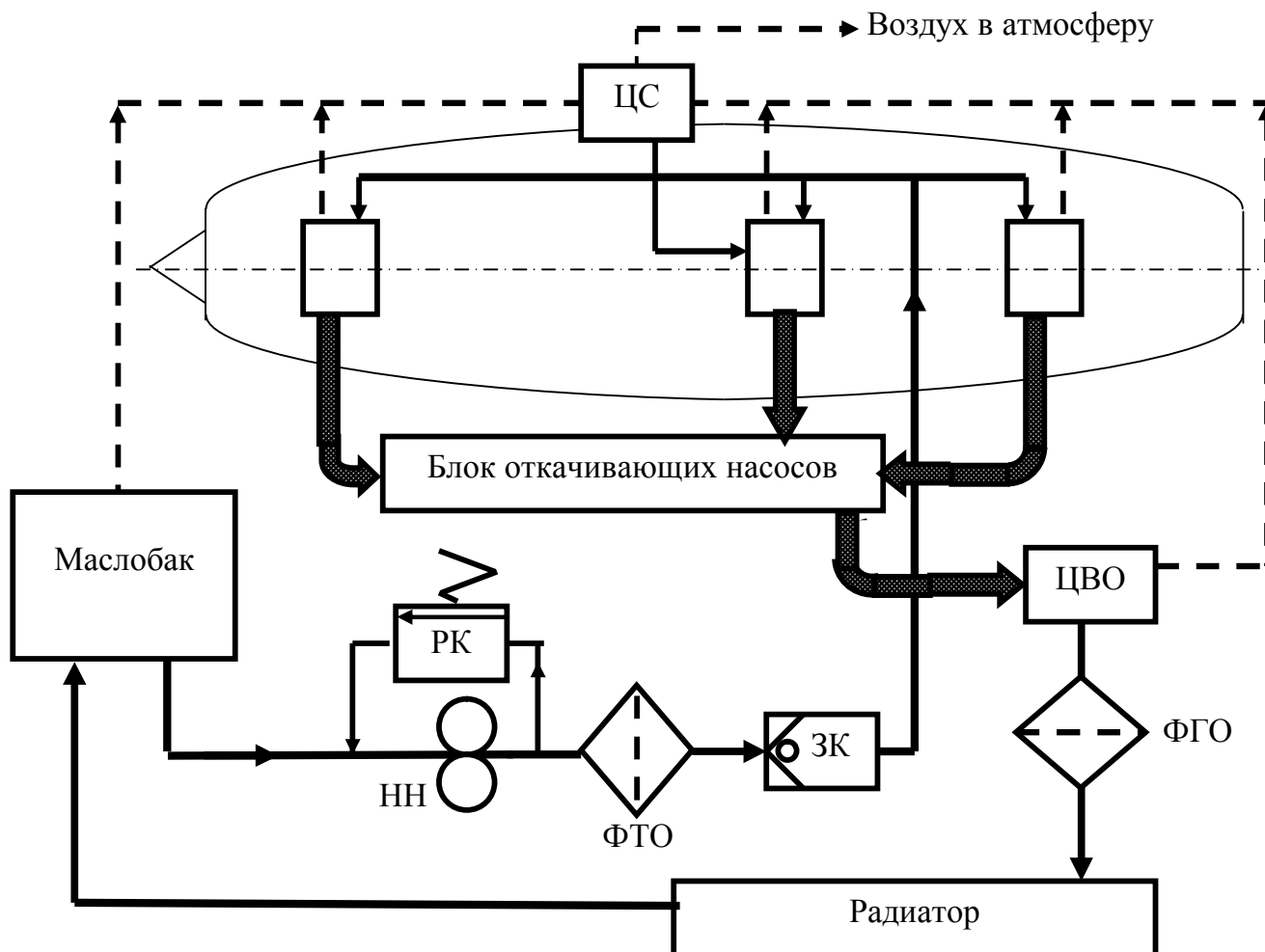


Рис. 2.1. Схема циркуляционной нормально замкнутой маслосистемы

В короткозамкнутой системе все масло циркулирует по контуру «нагнетающий насос – двигатель – откачивающие насосы – воздухоотделитель – фильтр – радиатор – нагнетающий насос». В таких системах только 10–15 % масла из воздухоотделителя поступает в маслобак. Короткозамкнутые системы смазки применяют в двигателях, имеющих большие масляные полости (например, в ТВД). Они обеспечивают быстрый прогрев масла при запуске двигателя. Схема циркуляционной короткозамкнутой системы смазки представлена на рис. 2.2.

На рис. 2.1 и 2.2 обозначены:

- НН – нагнетающий маслонасос;
- ПН – подкачивающий маслонасос;
- РК – редукционный клапан;
- ФТО и ФГО – фильтры тонкой и грубой очистки масла;
- ЗК – запорный (обратный) клапан;
- ЦВО – центробежный воздухоотделитель;
- ЦС – центробежный суфлер.

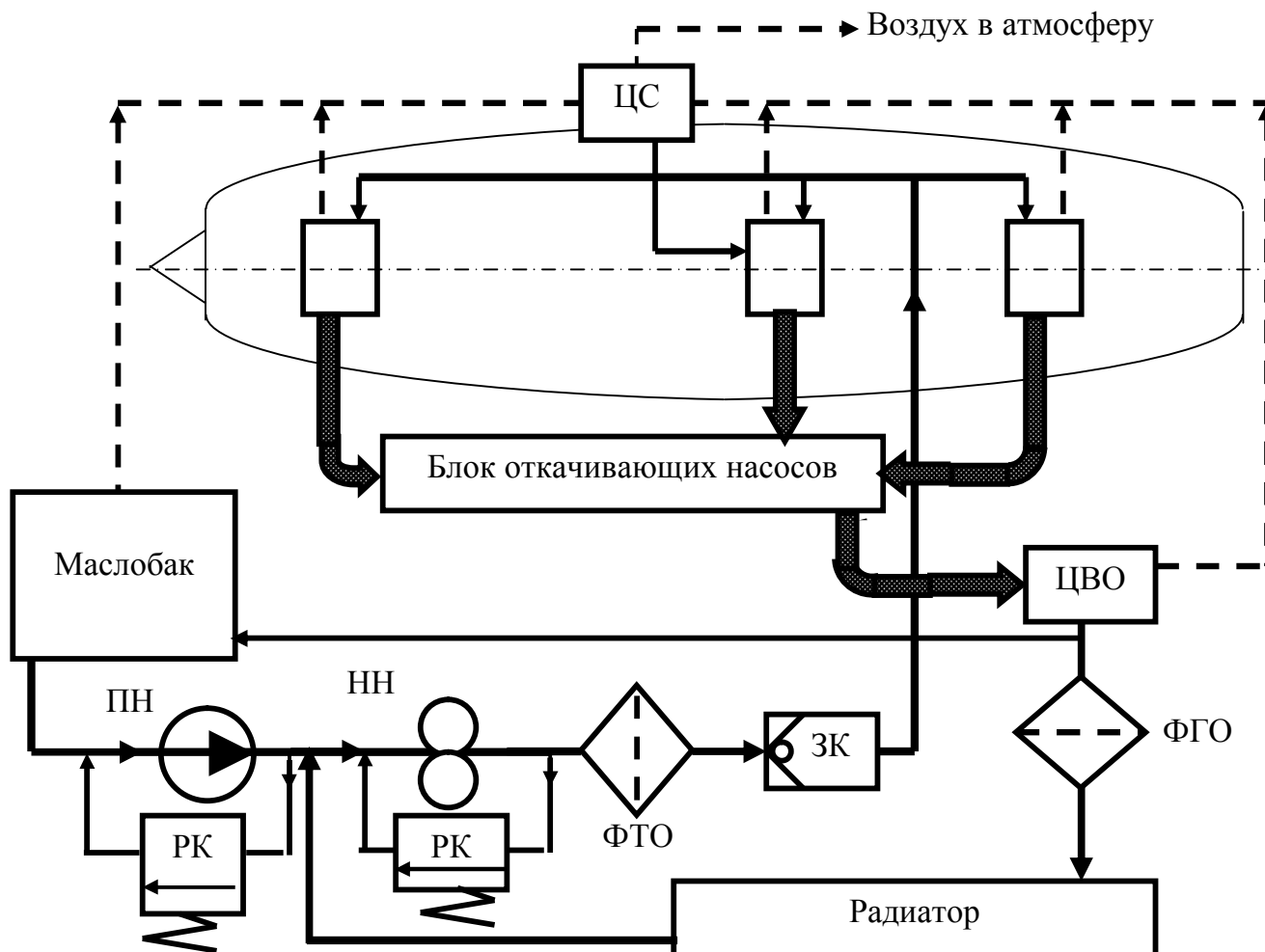


Рис. 2.2. Схема циркуляционной короткозамкнутой маслосистемы

В зависимости от способа сообщения системы суфлирования с атмосферой различают открытые и закрытые системы смазки.

В открытых системах суфлируемые полости сообщаются с атмосферой непосредственно. Высотность открытых систем небольшая, т. к. давление в суфлируемых полостях практически равно атмосферному, поэтому с увеличением высоты полета уменьшается давление на входе в нагнетающий насос, снижается кавитационный запас системы, ухудшается работа уплотнений масляных полостей.

В закрытых системах суфлируемые полости сообщаются с атмосферой через специальный баростатический клапан, устанавливаемый на выходе из центробежного суфлера. С помощью этого клапана в суфлируемых полостях поддерживается избыточное давление в пределах 0,04–0,09 МПа, обеспечивая тем самым надежную работу маслосистемы при полете на больших высотах.

Нециркуляционные системы не имеют откачивающих магистралей. Масло в них используется однократно и после смазки трущихся деталей выбрасывается в сопло двигателя. Иногда вместо масла может ис-

пользоваться топливом, которое после смазки поступает в камеру сгорания. Нециркуляционные системы просты по конструкции, имеют малую массу. Они могут использоваться в малоресурсных и подъемных ГТД.

Комбинированная система включает в себя циркуляционную и нециркуляционную системы одновременно. Нециркуляционная система обслуживает узлы, работающие в условиях высоких температур. При этом масло быстро теряет свои свойства и не может использоваться многократно. Для смазки менее нагретых узлов используется циркуляционная система.

2.3. АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ СМАЗКИ

К агрегатам систем смазки относятся маслобаки, нагнетающие, подкачивающие и откачивающие маслососы, центробежные и статические воздухоотделители, центробежные суфлеры, редуционные и запорные клапаны, топливно-масляные и воздухомаляные радиаторы, фильтры, масляные форсунки.

2.3.1. Масляные насосы

Для обеспечения надежной циркуляции масла в ГТД наиболее широкое применение в качестве нагнетающих и откачивающих насосов находят шестеренные и центробежно-шестеренные насосы. Шестеренные насосы просты по конструкции, надежны, имеют малые габариты и массу, коэффициент объемной подачи у них составляет $\eta_n = 0,75 \dots 0,85$. Иногда могут применяться эжекторные, пластинчатые и черпаковые насосы.

Для обеспечения высотности маслосистемы давление масла на входе в насос должно быть $0,03 - 0,04$ МПа, а производительность нагнетающего насоса должна на стендовом режиме превышать потребную прокачку масла через двигатель в $1,2 - 2$ раза.

На рис. 2.3 приведена схема установки нагнетающего шестеренного маслососа с редуционным и запорным клапанами. Редуционный клапан служит для регулировки давления масла на входе в двигатель. Регулировка выполняется затяжкой пружины специальным регулировочным винтом. Запорный клапан предотвращает перетекание масла из бака в двигатель на стоянке. Он открывается только при работе нагнетающего насоса при избыточном давлении масла $0,04 - 0,06$ МПа.

На рис. 2.4 приведена схема маслоснабжения откачки двухконтурного турбореактивного двигателя Д-30 КП/КУ.

Количество откачивающих маслоснасосов выбирается в зависимости от типа двигателя, числа опор, количества маслосборников. Обычно каждый маслосборник обеспечивается своим откачивающим маслоснасосом.

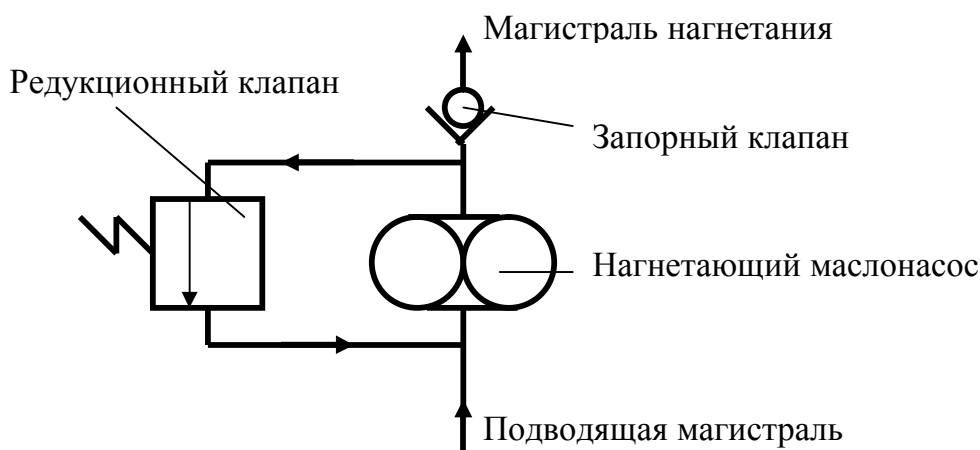


Рис. 2.3. Схема включения редукционного и запорного клапанов

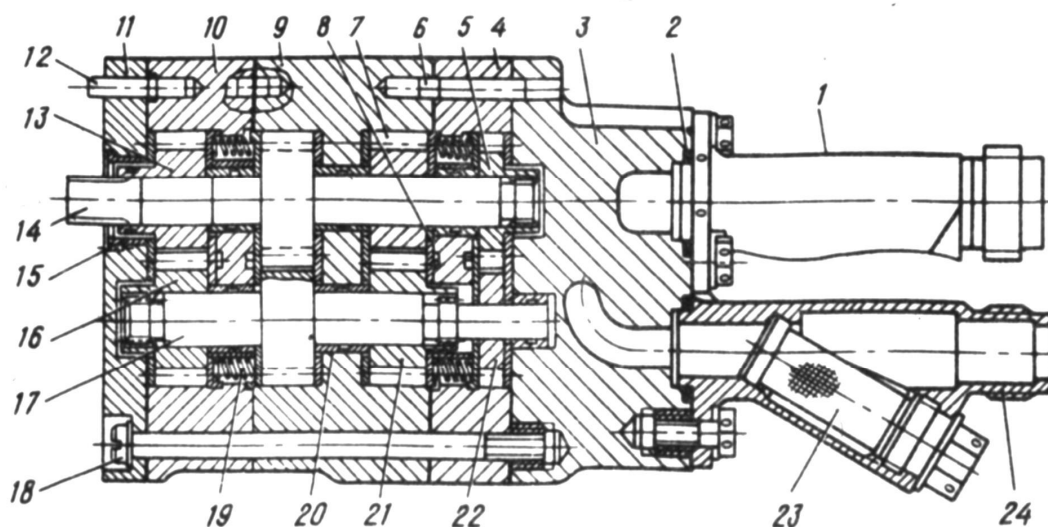


Рис. 2.4. Конструкция откачивающего маслоснасоса МНО-30К:

1 – штуцер подвода масла из полости опоры шарикоподшипника ротора КВД; 2, 15 – кольцо уплотнительное; 3, 11 – крышка; 4, 9, 10 – корпус; 5, 22 – колеса зубчатые ступени откачки масла из полости заднего роликоподшипника ТНД; 6, 12 – штифт; 7, 21 – колеса зубчатые ступени откачки масла из полости опоры шарикоподшипника; 8 – шайба; 13, 16 – колеса зубчатые ступени откачки масла из полости задней коробки приводов; 14, 17 – ведущий и ведомый валики с колесами ступени откачки масла из полости опоры роликоподшипника ТВД; 18 – болт; 19 – пружина; 20 – втулка; 23 – фильтр сетчатый; 24 – штуцер подвода масла из полости задней опоры ТНД

Суммарная производительность откачивающих насосов должна в два – три раза превышать производительность нагнетающего насоса, т. к. к откачивающим насосам подводится вспененное масло с большим объемным содержанием воздуха.

Нагнетающий насос устанавливают ниже уровня маслобака, чтобы использовать на входе в насос гидростатическое давление столба масла.

Часто нагнетающий и откачивающие насосы собирают в единый блок, называемый маслоагрегатом. В этом же блоке размещают фильтр тонкой очистки масла, запорный и редукционный клапаны, датчики температуры и давления масла на входе в двигатель.

2.3.2. Масляные фильтры

Масляные фильтры служат для очистки масла от различных примесей – механических, попадающих в систему извне, продуктов коксования масла, продуктов изнашивания и коррозии деталей. Посторонние примеси, содержащиеся в масле, попадая в зазоры между рабочими поверхностями трущихся деталей (подшипников, шестерен), оказывают абразивное воздействие, ухудшают охлаждение трущихся поверхностей, могут вызвать заклинивание деталей, засорение жиклеров и дроссельных каналов.

В системах смазки ГТД фильтры устанавливают в нагнетающей магистрали после насоса (фильтры тонкой очистки), перед нагнетающим насосом, перед форсунками, в откачивающей магистрали (фильтры грубой очистки).

В маслосистемах современных ГТД наиболее широко применяют сетчатые и щелевые фильтры. На рис. 2.5 приведена схема сетчатого масляного фильтра.

Сетчатый масляный фильтр представляет собой пакет из отдельных фильтрующих элементов 8, набранных на пустотелый стержень 6. Пакет фильтрующих элементов монтируется между дисками 7 и фиксируется в крышке фильтра 4 пружинным кольцом 3. Собранный пакет устанавливается в колодце корпуса фильтра 1 и фиксируется винтовым маховиком крышки 5 на шпильке 10.

При работе двигателя масло через боковой канал поступает в колодец фильтра, проходит через фильтрующие сетки во внутреннюю полость стержня и далее – в нагнетающую магистраль.

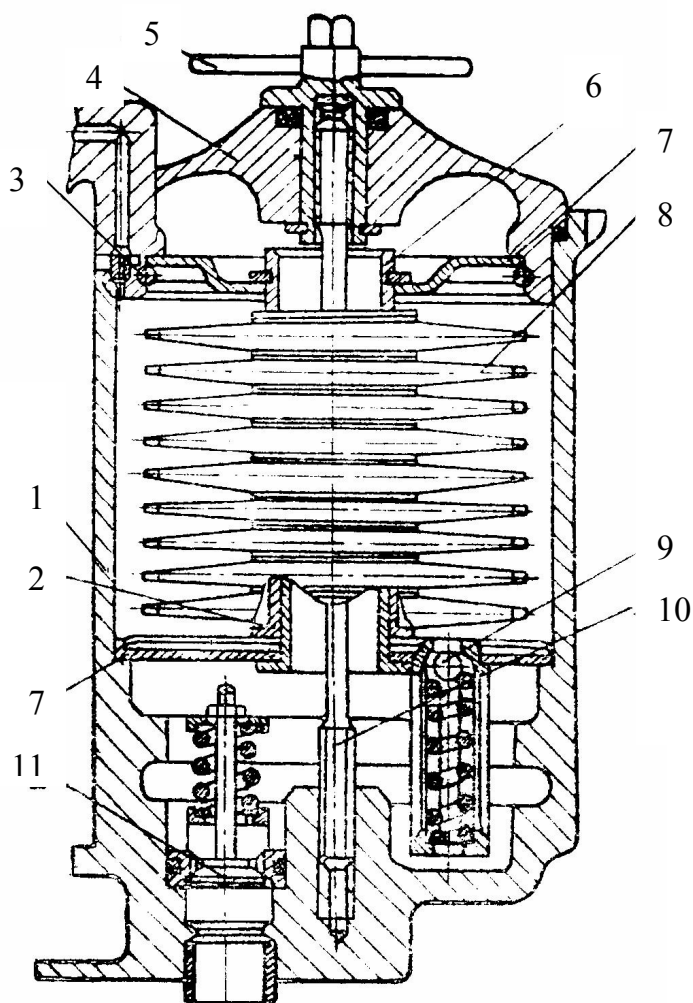


Рис. 2.5. Сетчатый масляный фильтр:
 1 – корпус; 2 – каркас; 3 – пружинное кольцо; 4 – крышка;
 5 – маховик крышки; 6 – пустотелый стержень; 7 – диск;
 8 – фильтрующий элемент; 9 – предохранительный клапан;
 10 – шпилька; 11 – обратный клапан

В корпусе фильтра установлены предохранительный и обратный клапаны. Предохранительный клапан 9 срабатывает в случае засорения фильтрующего элемента (при перепаде давления 0,13 – 0,16 МПа) и пропускает нефильтрованное масло к масляным форсункам. Обратный клапан 11 предотвращает перетекание масла из бака к опорам при неработающем двигателе.

Каждый из фильтрующих элементов (рис. 2.6) имеет форму диска и состоит из гофрированной диафрагмы 1, каркасной сетки 2, фильтрующей сетки 3 и обоймы 4. Фильтрующая сетка изготавливается из стальной или латунной проволоки с числом ячеек 225 – 5000 на 1 см² для фильтров грубой очистки и до 12000 ячеек на 1 см² для фильтров тонкой очистки. Каркасная сетка имеет 30 – 40 ячеек на 1 см².

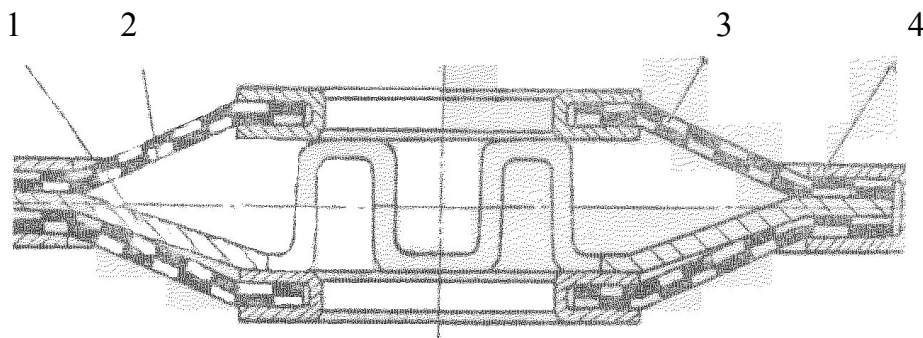


Рис. 2.6. Фильтрующий элемент сетчатого маслофильтра:
 1 – гофрированная диафрагма; 2 – каркасная сетка;
 3 – фильтрующая сетка; 4 – обойма

Щелевой фильтр представляет собой полый каркас, на поверхности которого нарезана резьба. Во впадины резьбы виток к витку наматывается проволока таким образом, чтобы между витками оставались зазоры 0,03 – 0,08 мм, по которым проходит масло. Фильтрующая поверхность таких фильтров небольшая. Они устанавливаются перед форсунками или жиклерами.

2.3.3. Воздухоотделители

Одной из возможных причин нарушения нормальной работы системы смазки ГТД является насыщение масла воздухом и газами, проникающими в масляные полости при работе двигателя. Вспененное масло снижает производительность нагнетающего насоса и высотность маслосистемы, ухудшает охлаждение трущихся деталей и масла в радиаторе.

Простейший воздухоотделитель представляет собой лоток, установленный в маслобаке, на который стекает струя масляной эмульсии, при этом из эмульсии выделяется воздух. Такой воздухоотделитель применяется при небольшом расходе циркулирующего масла и небольшом содержании в нем воздуха.

При большом расходе циркулирующего масла и большом содержании в нем воздуха применяется центробежный воздухоотделитель, который устанавливается за откачивающим насосом.

Центробежный воздухоотделитель обеспечивает наиболее полное удаление воздуха и газов из масла. Центробежный воздухоотделитель – приводной агрегат, крыльчатка которого приводится во вращение от ротора работающего двигателя через коробку приводов. Схема и принцип работы центробежного воздухоотделителя показаны на рис. 2.7.

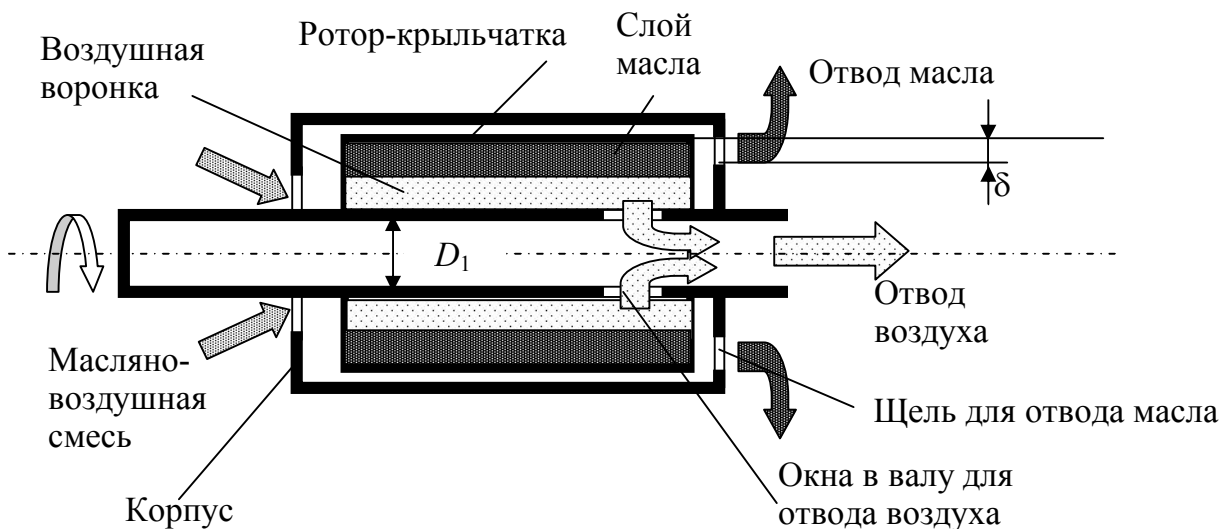


Рис. 2.7. Схема приводного центробежного воздухоотделителя

На рис. 2.8 приведена конструкция центробежного воздухоотделителя двигателя Д-30 КП/КУ.

Принцип действия центробежного воздухоотделителя основан на том, что поступающая внутрь ротора маслогазовая эмульсия в поле действия центробежных сил разделяется на две фракции: более тяжелое масло отбрасывается центробежными силами к периферии и далее через щель и отводящий канал поступает в радиатор для охлаждения, а легкая фракция (воздух с небольшим содержанием паров масла) через полый вал отводится в систему суфлирования.

Эффективность работы центробежного воздухоотделителя существенно зависит от частоты вращения ротора. Поэтому на пониженных режимах работы двигателя масло может перетекать в полость суфлирования (коробку приводов) через полый вал ротора. Для предотвращения этого явления внутри полого вала устанавливается центробежный клапан, который открывает выход воздуха в систему суфлирования только при достижении ротором частоты вращения не менее 0,35 – 0,5 от максимальной.

Для уменьшения пенообразования и удаления воздуха из масла в системе смазки устанавливают также специальные устройства. Так, предварительное удаление воздуха из масла осуществляется с помощью пеногасящих сеток в маслосборниках, горизонтальных перегородок в маслобаке, по которым растекается вспененное масло, специальных сеток и статических воздухоотделителей, отделяющих воздух от масла, поступающего в бак.

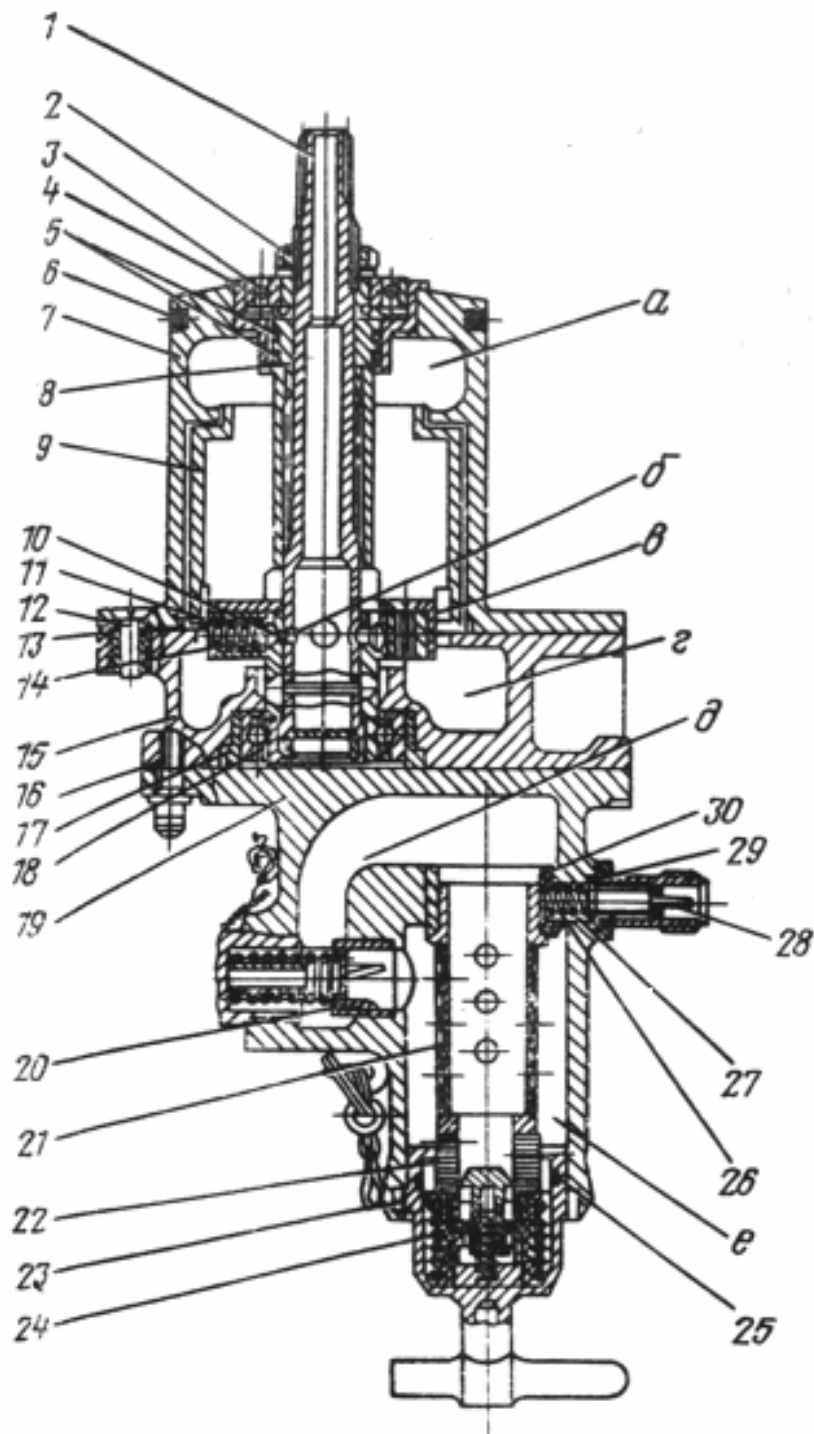


Рис. 2.8. Конструкция центробежного воздухоотделителя и фильтра-сигнализатора:

1 – вал-рессора; 2 – гайка; 3, 18 – подшипники; 4, 17 – обойма; 5 – кольцо маслоуплотнительное; 6, 25 – кольцо уплотнительное; 7, 19 – корпус; 8 – втулка маслоуплотнительная; 9 – ротор; 10 – клапан шариковый; 11, 27, 30 – втулка; 12 – винт; 13, 16 – прокладка; 14, 24, 26 – пружина; 15 – корпус; 20 – клапан перепускной; 21 – вставка сигнализирующая; 22 – набор контактных секций; 23 – колпачок; 28 – электроконтакт; 29 – кольцо; 31 – патрубок отвода масла в топливомасляный радиатор; 35 – замок; 39 – каркас; *a* – входная полость; *б* – канал отвода эмульсии из полости ротора во внутреннюю полость валика; *в* – кольцевая полость; *г* – полость улитки; *д* – канал отвода масла; *е* – полость фильтра-сигнализатора

2.3.4. Суфлеры

Суфлеры предназначены для выпуска воздуха и газов из масляных полостей двигателя в атмосферу, для отделения от потока воздуха и газа частичек масла и для поддержания заданного избыточного давления в суфлируемых полостях.

Наиболее широкое распространение на современных ГТД получили центробежные суфлеры. Схема и принцип работы центробежного суфлера показаны на рис. 2.9.

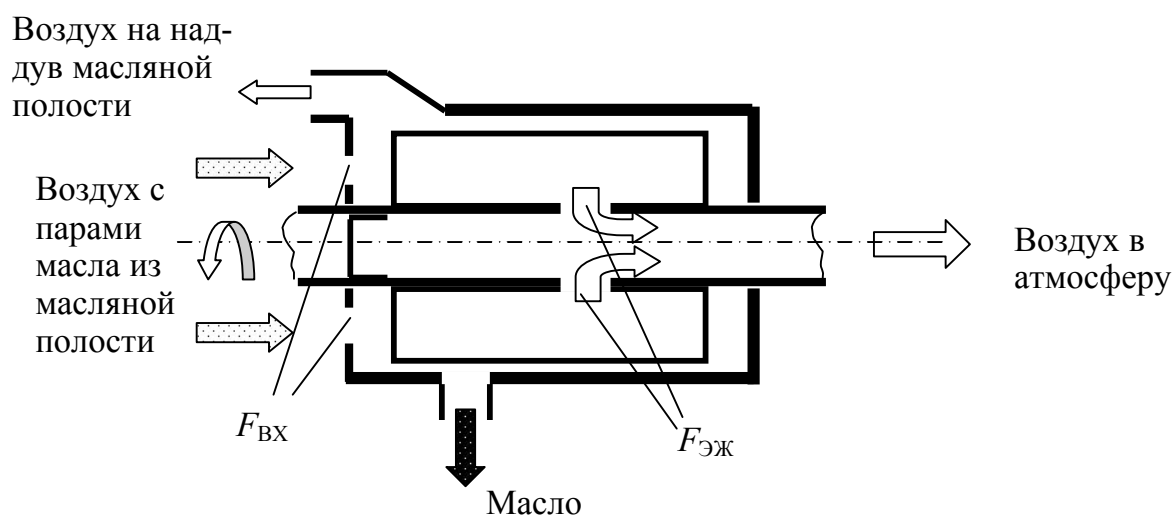


Рис. 2.9. Схема центробежного суфлера

Конструктивно центробежный суфлер представляет собой вращающуюся с большой скоростью крыльчатку, расположенную в корпусе. При работе двигателя в полость крыльчатки поступает воздух, содержащий небольшое количество паров и мелких капель масла. Под действием центробежных сил частички масла отбрасываются на стенку корпуса, откуда по специальным канавкам накопившееся масло сливается в картер двигателя. При этом уменьшаются безвозвратные потери масла. Воздух, очищенный от масла, через полый вал крыльчатки выводится в атмосферу.

Вращающаяся крыльчатка имеет определенное гидросопротивление, благодаря чему в суфлируемых полостях создается избыточное давление, обеспечивающее нормальную работу откачивающих насосов и уплотнений масляных полостей опор ротора двигателя.

На рис. 2.10 приведена конструкция центробежного суфлера.

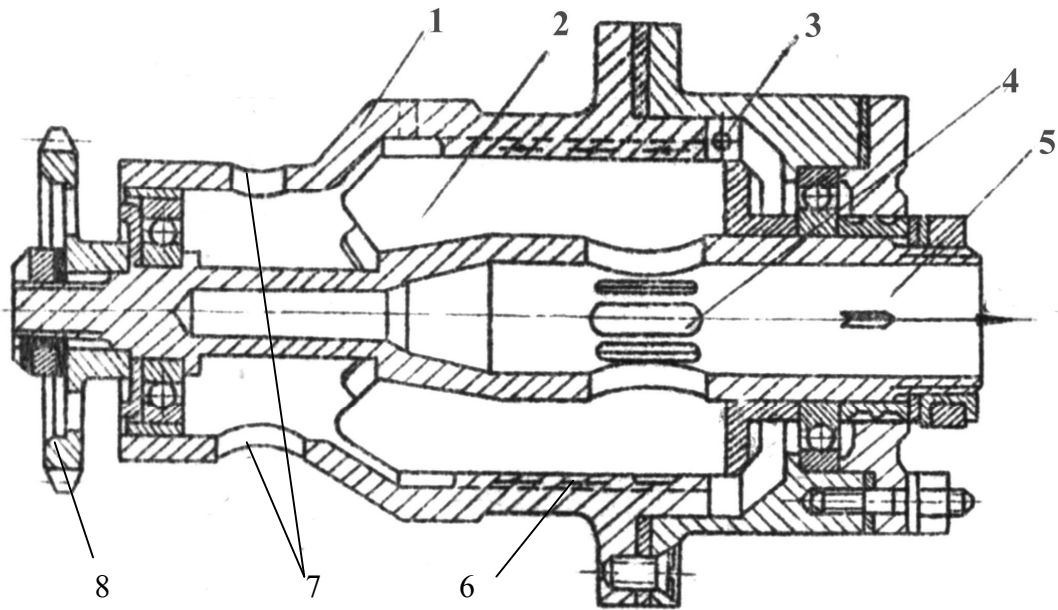


Рис. 2.10. Центробежный суфлер:

- 1 – корпус; 2 – крыльчатка; 3 – отверстие слива масла;
 4 – окна выхода воздуха; 5 – канал выхода воздуха;
 6 – маслосборная резьба; 7 – окна подвода масловоздушной смеси; 8 – шестерня привода

Для увеличения высотности маслосистемы, давление в суфлируемых полостях регулируют в зависимости от высоты полета летательного аппарата с помощью баростатического регулятора (рис. 2.11), устанавливаемого на выходе воздуха из центробежного суфлера.

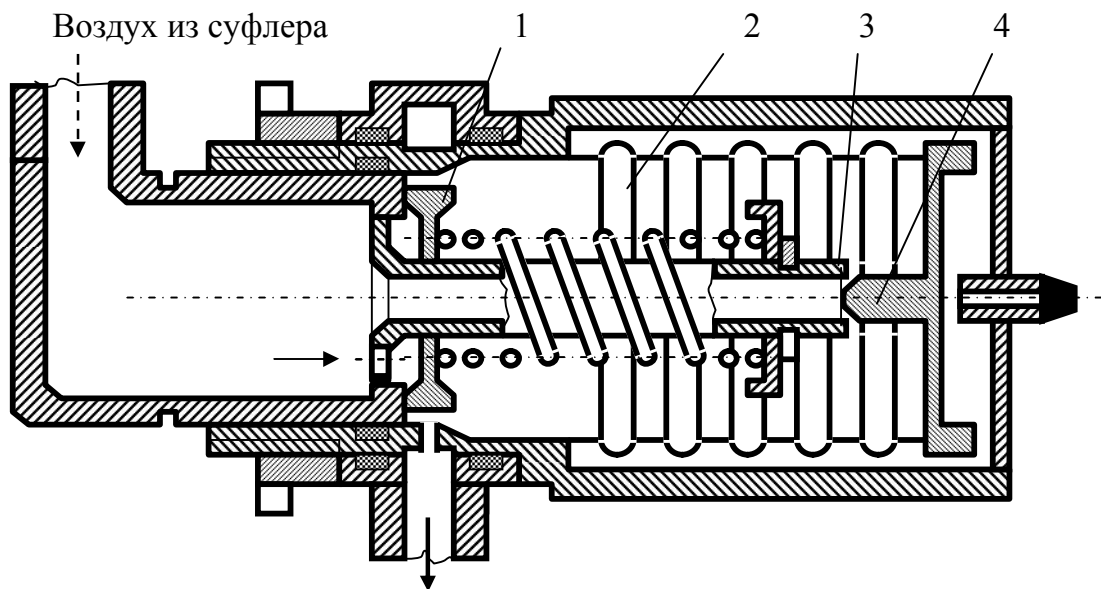


Рис. 2.11. Баростатический регулятор центробежного суфлера:

- 1 – клапан избыточного давления; 2 – сиффон; 3 – седло баростатического клапана; 4 – баростатический клапан

Регулятор состоит из высотного баростатического клапана 3, сильфона 2 и перепускного тарельчатого клапана избыточного давления 1. При полете на высотах до 4–6 км баростатический клапан открыт и сообщает суфлируемые полости с атмосферой. При увеличении высоты полета клапан начинает прикрываться и на высоте 10–12 км садится на седло 4, изолирует масляные полости от атмосферы, т. е. маслосистема становится закрытой.

Избыточное давление в суфлируемых полостях поддерживается тарельчатым клапаном в пределах 0,01–0,03 МПа. При увеличении давления сверх допустимого этот клапан открывается и перепускает воздух в атмосферу.

2.3.5. Радиаторы

Для охлаждения масла, выходящего из двигателя, в системе смазки устанавливается радиатор. Радиатор представляет собой теплообменный аппарат, в котором масло охлаждается топливом (в ТРД или ТРДД) или воздухом (в ТВД и вертолетных ГТД).

На рис. 2.12 приведена конструкция топливомасляного радиатора 5660Т двигателя Д-136.

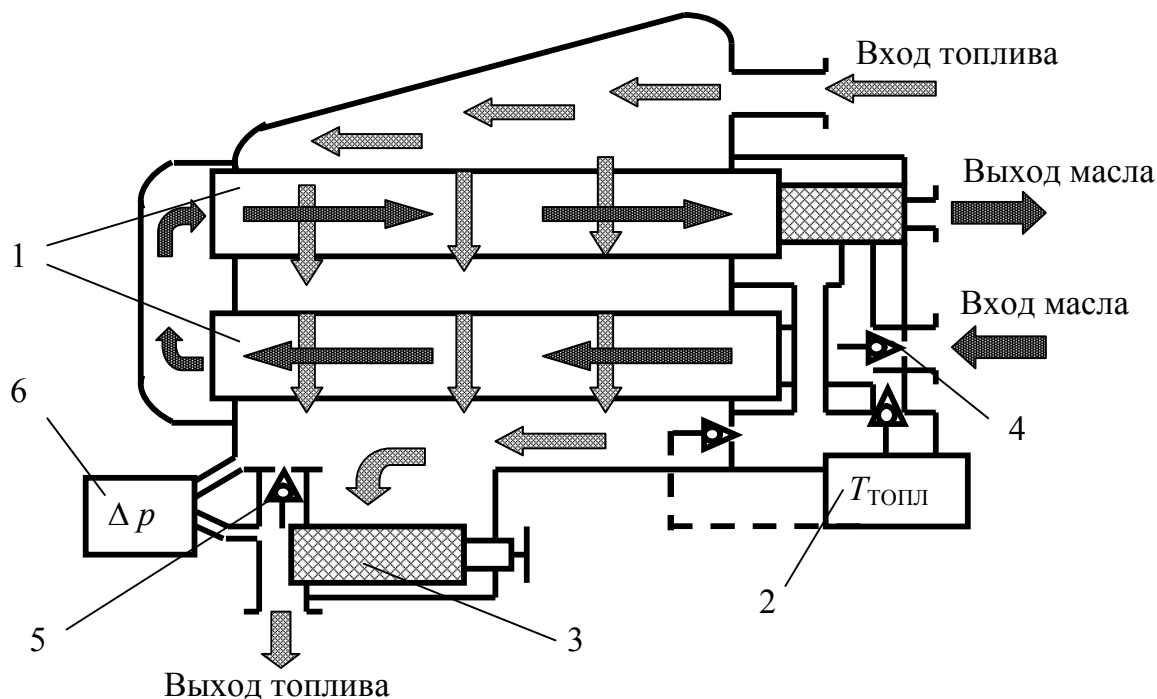


Рис. 2.12. Схема топливомасляного радиатора:

- 1 – топливомасляный теплообменник; 2 – термостатический клапан;
- 3 – топливный фильтр тонкой очистки; 4 – обратный клапан; 5 – перепускной клапан; 6 – сигнализатор перепада давления на топливном фильтре

Топливомасляный радиатор (агрегат 5660Т) установлен с левой стороны двигателя на корпусе КНД и предназначен для охлаждения масла топливом, поступающим в двигатель, а также для фильтрации и подогрева топлива, предотвращения образования льда на топливном фильтре.

Топливомасляный радиатор состоит из топливомасляного теплообменника 1, термостатического клапана 2, перепускающего масло мимо теплообменника при температуре топлива выше 75 °С, топливного фильтра тонкой очистки 3, установленного на выходе топлива из теплообменника.

Теплообменный элемент состоит из двух пакетов сот, набранных из плоских алюминиевых трубок. Для увеличения поверхности охлаждения и придания трубкам большей жесткости внутри трубок и между ними помещены гофрированные пластины.

На агрегате 5660Т установлены также обратный клапан 4, предотвращающий утечку масла из агрегата в двигатель при стоянке; перепускной клапан 5, перепускающий топливо без фильтрации при засорении топливного фильтра и сигнализатор перепада давления на топливном фильтре 6, дающий сигнал в кабину экипажа при засорении топливного фильтра.

2.3.6. Масляные баки

Маслобак служит для хранения необходимого запаса масла на борту летательного аппарата.

Корпус жесткого маслобака изготавливают из листовых алюминиевых сплавов типа АМг-М или АМц-М толщиной 1,0–1,5 мм или из нержавеющей стали. Мягкие маслобаки выполняют из маслостойкой резины и устанавливают в контейнер. Иногда маслобак размещают вместе с топливомасляным радиатором, что позволяет уменьшить длину трубопроводов. На вертолетном двигателе ГТД-350 маслобак совместно с обтекателем стартер-генератора образует входное устройство двигателя.

На рис. 2.13 приведена схема маслобака двигателя Р11-Ф-300.

На баке располагаются заливная горловина с крышкой, статическим воздухоотделителем и сетчатым фильтром грубой очистки, штуцер заправки масла под давлением, кран слива масла. Уровень масла в баке контролируется поплавковым уровнемером с выводом сигнала в кабину экипажа, а также визуально с помощью масломерной линейки и масломерного стекла.

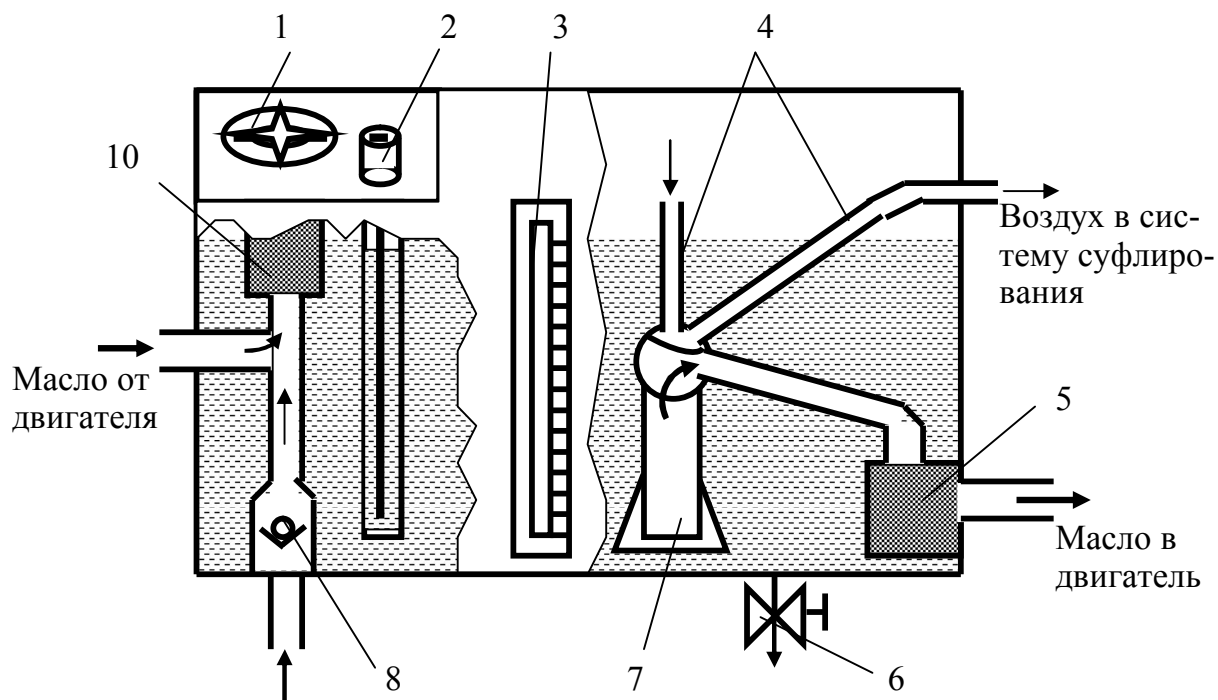


Рис. 2.13. Схема маслобака: 1 – заправочная горловина; 2 – масломерная линейка; 3 – масломерное стекло; 4 – патрубки суфлирования; 5 – выходной фильтр; 6 – кран слива масла; 7 – маятниковый маслозаборник с грузом; 8 – перепускной клапан; 9 – входной фильтр

Заборник масла в маслобаке маневренного самолета часто выполняют в виде маятника, который может вращаться в вертикальной плоскости. Трубка забора масла утяжелена грузиками, благодаря чему она всегда находится в масле при любых эволюциях самолета. На этом же маятнике расположен патрубок, сообщающий воздушную полость бака с полостью суфлирования.

На случай повышения гидравлического сопротивления масляной магистрали блока радиаторов в маслобаке предусмотрен перепускной клапан, частично перепускающий масло в бак, минуя радиатор.

2.3.7. Трубопроводы и масляные форсунки

Подвод масла от нагнетающего насоса к местам смазки и отвод масла от мест смазки к радиатору и в бак осуществляется по жестким или гибким трубопроводам и каналам в деталях корпуса. Каналы могут выполняться при литье корпусов двигателя или сверлением.

Жесткие трубопроводы, соединяющие между собой агрегаты системы смазки, изготавливают из алюминиевых сплавов и стали. Диаметр трубопроводов выбирается из условия обеспечения скорости движения

масла в нагнетающей магистрали – 1,5–3,0 м/с, в откачивающей – 1,1–1,7 м/с.

В результате вибрации при работе двигателя в трубопроводах возникают знакопеременные напряжения, которые могут вызвать усталостные разрушения трубопроводов. Для уменьшения вибрации трубопроводы крепят к элементам двигателя с помощью специальных зажимов, в которых для демпфирования колебаний устанавливают прокладки из теплостой резины, фторопласта или проволочной путанки. Трубопроводы, жестко закрепленные по концам, снабжаются компенсирующими изгибами и гибкими вставками, покрытыми гофрированной оплеткой. Резьбовые соединения трубопроводов и их креплений контрятся проволокой, пластинчатыми замками или пружинными шайбами.

Нагнетающие магистрали систем смазки заканчиваются форсунками, направляющими масло на смазываемые поверхности. Применяют, как правило, струйные масляные форсунки с подобранными по расходам жиклерами. Конфигурация форсунок может быть различной и зависит от особенностей конструкции смазываемого узла.

На рис. 2.14 приведена конструкция опор турбины ТРДДФ.

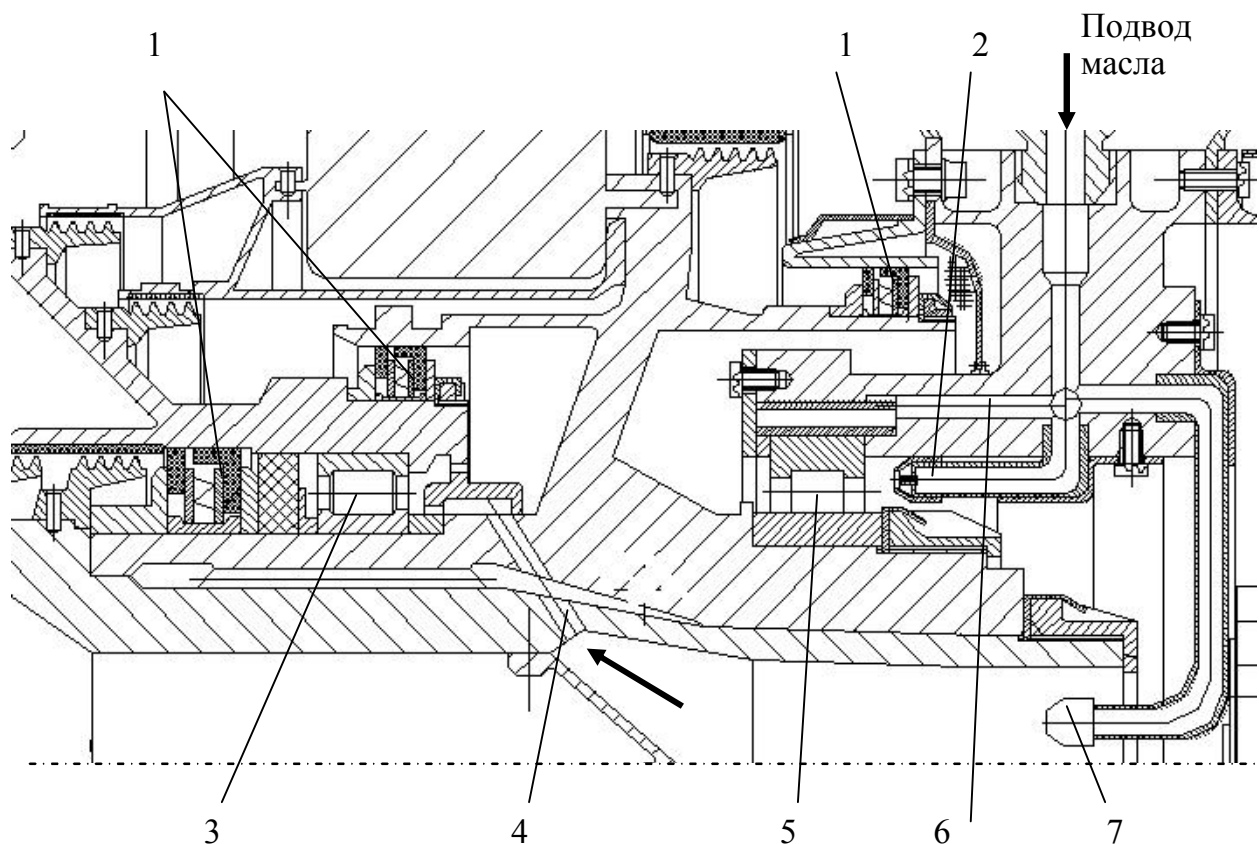


Рис. 2.14. Смазка опор турбины ТРДДФ: 1 – контактные уплотнения; 2 – форсунка подачи масла к заднему подшипнику; 3 – межвальный подшипник; 4 – канал подвода масла к межвальному подшипнику; 5 – основной подшипник; 6 – канал подвода масла к масляному демпферу; 7 – форсунка подачи масла к межвальному подшипнику

Для предотвращения прорыва газа в масляные полости и утечки масла в газоздушный тракт двигателя масляные полости уплотняются с помощью контактных и бесконтактных уплотнений. Контактные уплотнения должны иметь малые величины трения и износа контактирующих поверхностей, быть надежными и долговечными. В качестве контактных уплотнений наиболее широкое применение находят кольцевые, торцовые и радиально-торцовые уплотнения.

В качестве расходных уплотнений обычно применяют лабиринтные и щелевые уплотнения.

2.3.8. Сигнализаторы стружки в масле

Для раннего обнаружения неисправностей двигателя и локализации места возникновения неисправности в откачивающих магистралях масло-системы устанавливают сигнализаторы наличия в масле металлической стружки.

Простейшим датчиком-сигнализатором наличия ферромагнитных включений является магнитная пробка. Стружка улавливается магнитом, установленным в пробке. Периодический осмотр магнитных пробок и оценка количества осевшей стружки дают представление об интенсивности износа трущихся пар, а химический анализ стружки позволяет определить разрушающуюся деталь и причины повышенного износа.

Для вывода информации в кабину экипажа магнитная пробка комплектуется электроконтактами, которые замыкаются при оседании на нее определенного количества стружки.

Для немагнитной, но токопроводящей стружки используют щелевые накопительные сигнализаторы, в которых электроконтакты замыкаются при попадании определенного количества стружки в щели между пластинами.

Конструкция щелевого накопительного сигнализатора в составе центробежного воздухоотделителя приведена на рис. 2.8.

2.4. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМ СМАЗКИ ГТД

Надежная работа системы смазки во многом зависит от качества масла и правильности заправки маслосистемы. Недостаточная заправка может привести к падению давления масла и перегреву масла в полете.

Избыточная заправка масла приводит к выбросу масла из системы и перегреву опор ротора из-за отсутствия циркуляции масла.

Неудовлетворительная работа маслосистемы может быть следствием конструктивно-производственных дефектов и нарушения правил эксплуатации двигателя. Наиболее характерными неисправностями являются отклонения давления и температуры масла от нормы и повышенный расход масла.

Падение давления масла на входе в двигатель может произойти из-за нарушения регулировки редукционного клапана или его неисправности (зависания клапана, поломки пружины, попадания под клапан твердых частиц). Падение давления масла в системе до нуля происходит из-за разрушения насоса или рессоры привода насоса.

Наиболее неблагоприятно падение давления масла сказывается на работе подшипников, которые при недостаточной смазке и охлаждении могут разрушиться.

Причинами повышения давления масла на входе в двигатель могут быть чрезмерная затяжка пружины редукционного клапана, заклинивание его в закрытом положении, засорение фильтров или форсунок. Засорение фильтров или форсунок приводит к масляному голоданию подшипников, их перегреву и разрушению.

Колебания давления масла на входе в двигатель более чем на $\pm 0,025$ МПа возможны при малом количестве масла в маслобаке или при негерметичности воздухоотделителя и его трубопроводов.

Рост температуры масла может происходить из-за загрязнения поверхности охлаждения радиатора, недостаточного количества масла в баке, отказов в работе терморегуляторов, а также за счет попадания горячих газов в масляную полость двигателя вследствие ухудшения работы уплотнений.

Повышение температуры масла приводит к уменьшению отвода тепла от подшипников, уменьшению вязкости масла и ухудшению его смазывающих свойств.

Повышенный расход масла и уменьшение уровня масла в баке при отсутствии течи в системе свидетельствует о неудовлетворительной работе уплотнений или повышенного выброса масла в атмосферу через систему суфлирования. Увеличение уровня масла в баке возможно из-за неудовлетворительной работы воздухоотделителя или попадания в масло топлива при негерметичности топливомасляного радиатора или уплотнений привода топливного насоса. Контроль уровня масла в баке позволяет

своевременно обнаружить возникшие на двигателе или в маслосистеме неисправности.

Неисправности систем смазки определяются по показаниям приборов контроля, при осмотрах силовой установки (течи, потертости трубопроводов), по контрольным пробам масла, результатам осмотра фильтров, контролю уровня масла в баке.

2.5. КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Конструкционные материалы, применяемые для изготовления агрегатов систем смазки, приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Наименование агрегата, детали	Применяемые конструкционные материалы
1. Корпусы масляных насосов	Литейные алюминиевые (АЛ4, АЛ5) или магниевые (МЛ2, МЛ3, МА2) сплавы
2. Шестерни масляных насосов	Хромоникелевые стали 12Х2Н4АШ, 18ХНВА, 12Х2Н3А, 20ХН3А
3. Корпусы маслобаков	Деформируемые алюминиевые сплавы АМц-М или АМг-М
4. Трубопроводы	Стали 20, 20А, алюминиевые сплавы АМц, АМг, латунь Л70-1
5. Сетки маслофильтров	Латунь Л80, стали 10, 10А, 10КП, никелевая проволока
6. Трубопроводы радиаторов	Латуни Л96, Л68, Л62
7. Маслоуплотнительные кольца	Бронзы БрОС16-5, БрАЖН10-4-4, чугуны ЧМ1,8, ЧМ1,3, ПЧИ, ПЧ

КОНТРОЛЬНЫЕ ЗАДАНИЯ

Изучите схему и особенности системы смазки и суфлирования двигателя (по указанию преподавателя). Выполните следующие задания.

1. Зарисуйте принципиальную схему системы смазки и суфлирования. Определите тип системы смазки, укажите ее основные элементы и их назначение.

2. Укажите тип и принцип действия маслоснасосов. Как обеспечивается заданное давление в нагнетающей магистрали?

3. Укажите тип и принцип действия масляных фильтров.

4. Укажите назначение, тип и принцип действия воздухоотделителей.
5. Укажите назначение, тип и принцип действия суфлеров.
6. Предусмотрено ли охлаждение масла? Если да, то каким образом производится охлаждение?
7. Какие мероприятия предусмотрены для оценки состояния подшипниковых узлов по параметрам маслосистемы?

3. ПУСКОВЫЕ СИСТЕМЫ ГТД

Пусковая система служит для перевода двигателя из неработающего состояния в состояние работы на режиме малого газа.

Режимом малого газа называется режим минимальной частоты вращения ротора, на которой двигатель работает надежно и устойчиво.

3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПУСКОВЫХ СИСТЕМАХ ГТД

Пусковая система ГТД – это комплекс агрегатов, устройств, приборов и соединительных коммуникаций, размещаемых на двигателе и на летательном аппарате, предназначенных для запуска двигателя.

Для запуска двигателя необходимо осуществить:

- раскрутку ротора двигателя от постороннего источника мощности до частоты вращения, при которой избыточная мощность турбины надежно обеспечит самостоятельный выход двигателя на режим малого газа;
- подвод и регулирование подачи топлива в камеру сгорания двигателя в процессе запуска;
- воспламенение топливовоздушной смеси;
- управление рядом автоматических устройств (механизмами поворота лопаток и перепуска воздуха, створками реактивного сопла и др.).

Пусковая система в значительной мере определяет эксплуатационную надежность ГТД. Она должна обеспечивать безотказность запуска двигателя в широком диапазоне температур окружающего воздуха, скоростей и высот полета летательного аппарата при минимальной продолжи-

тельности запуска. Обеспечение надежного запуска современного ГТД является достаточно сложной проблемой, зависящей от большого числа факторов. Надежность запуска в основном определяется величиной момента, развиваемого пусковым устройством (устройством предварительной раскрутки ротора), качеством подготовки топливовоздушной смеси в процессе запуска и величиной энергии источника воспламенения горючей смеси.

В общем случае пусковая система ГТД включает систему предварительной раскрутки ротора двигателя, пусковую топливную систему, электрическую систему зажигания пусковой топливовоздушной смеси в пусковых воспламенителях, систему подпитки пусковых воспламенителей кислородом, систему автоматического управления процессом запуска.

Система предварительной раскрутки ротора двигателя состоит из пускового устройства, бортового или наземного источника энергии, аппаратуры подачи и дозирования энергии к пусковому устройству, агрегатов, обеспечивающих запуск самого пускового устройства. Пусковое устройство представляет собой специальный двигатель, вал которого при запуске кинематически соединен с ротором запускаемого двигателя.

Пусковая топливная система обеспечивает подачу топлива в пусковые воспламенители или в основную камеру сгорания в процессе запуска.

Электрическая система зажигания состоит из агрегатов зажигания, запальных электрических свечей и экранированной электрической проводки.

Система автоматического управления запуском обеспечивает включение и отключение агрегатов пусковой системы в установленной последовательности и позволяет весь процесс запуска выполнять автоматически. В систему входят автоматическая пусковая панель, различные датчики, электромагнитные реле и контакторы, приборы контроля параметров, сигнализаторы. Система обеспечивает также блокировку отдельных агрегатов в зависимости от видов запуска («Запуск на земле», «Запуск в полете», «Холодная прокрутка», «Ложный запуск» и т. п.).

Основными техническими параметрами пусковой системы являются мощность пускового устройства, удельная масса пусковой системы, ресурс пускового устройства (допустимое число запусков), время запуска.

Ориентировочно можно считать, что требуемая мощность пускового устройства при продолжительности запуска 30–60 с для ТРД составляет 4,5–7 кВт на каждые 10 кН тяги, а для ТВД – 10–18 кВт на каждую 1000 кВт мощности.

Выбор типа и параметров пусковой системы осуществляется в зависимости от тяги или мощности двигателя, его пусковых характеристик и целевого назначения летательного аппарата.

3.2. ПУСКОВЫЕ УСТРОЙСТВА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

По типу применяемого двигателя пусковые устройства можно разделить на электрические, турбинные, коловратные, объемные пневмо- и гидростартеры.

Преимущественное распространение в настоящее время получили электрические и турбинные пусковые устройства.

3.2.1. Электрические пусковые устройства

Электрическое пусковое устройство представляет собой электрический двигатель. Электрическим пусковым устройствам свойственны простота конструкции, невысокая стоимость, простота управления и легкость автоматизации процесса запуска, высокая надежность, удобство обслуживания и постоянная готовность к запуску.

Благодаря указанным качествам электростартеры находят широкое применение для запуска ГТД сравнительно небольшой тяги или мощности, т. к. мощность электростартера обычно составляет 15 – 18 кВт (в отдельных случаях – до 40 кВт).

Источником электропитания для электростартеров служат бортовые аккумуляторные батареи или турбогенераторная установка с генератором постоянного тока (например, ВСУ АИ-8 на вертолете Ми-6). Применение бортовой ВСУ повышает надежность и автономность запуска по сравнению с комплектом бортовых аккумуляторов, улучшает весовые показатели пусковой системы. На оборудованных аэродромах запуск производится от наземных источников электропитания, а на необорудованных – от генератора, размещенного на автомобиле.

Наиболее рациональна конструкция, в которой электростартер используется после запуска на пониженной мощности в качестве бортового электрогенератора, работая в обратном режиме. В этом случае вместо двух электрических машин (стартера и генератора) на двигателе устанавливается один агрегат – стартер-генератор. Ротор стартер-генератора постоянно связан кинематически с ротором ГТД через специальную переда-

чу, изменяющую частоту вращения его ротора при переходе от стартерного режима в генераторный.

Стартер-генераторы достаточно компактны и выполнены практически в тех же габаритах, что и электростартеры. Характеристики стартер-генераторов некоторых ГТД приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Двигатель	Стартер-генератор	Напряжение в стартерном режиме, В	Мощность, кВт		Передаточное число		Масса, кг	Номинальный ток нагрузки, А	Диапазон рабочих частот вращения, об./мин
			Стартерный режим	Генераторный режим	Стартерный режим	Генераторный режим			
ТВ2-117	ГС-18МО	24 – 48	26	18	2,439	2,439	40	1000	5000 – 9000
Д-25В	СТГ-12ТМ	24 – 48	12 – 15	12	2,54	0,802	31	500	4200 – 9000
АИ-20	СТГ-12ТМО-1000	24 – 48	12 – 15	12	1,708	1,853	30	450	4200 – 9000
ГТД-3М	СТГ-6М	24 – 48	6 – 10	6	1,02	0,323	28	200	4000 – 9000
ГТД-350	СТГ-3	24 – 48	3 – 9	3	0,25	0,25	16	100	6000 – 11000

По конструктивному выполнению стартер-генератор представляет собой 6 – 8-полюсную электрическую машину постоянного тока защищенного типа с принудительным охлаждением забортным воздухом.

В процессе раскрутки ротора двигателя применяется ступенчатое включение источника питания стартер-генератора (в начале раскрутки – 24 В, затем – 48 В). Это позволяет более рационально использовать емкость бортовых аккумуляторов, увеличить мощность стартера, конечную частоту вращения и крутящий момент стартера, сократить продолжительность и повысить надежность запуска двигателя.

Недостатком электрических пусковых устройств является значительное увеличение массы пусковой системы при увеличении мощности. Это обусловлено большой массой аккумуляторных батарей и соединительных проводов, обеспечивающих передачу электрического тока в сотни ампер. Эксплуатационным недостатком электрической пусковой системы является также значительное снижение емкости аккумуляторных ба-

тарей с понижением температуры, что снижает надежность запуска двигателя в зимних условиях.

Удельная масса электрической пусковой системы составляет примерно 4–8 кг/кВт, удельная масса самого электростартера – 1,5–2,5 кг/кВт. В случае применения в качестве источника электрического тока газотурбинной ВСУ удельная масса пусковой системы получается в 2–3 раза меньше.

3.2.2. Турбинные пусковые устройства

Турбинные пусковые устройства подразделяются на компрессорные и бескомпрессорные (воздушные, топливовоздушные, пороховые, жидкостные). Наибольшее применение на современных ГТД получили турбокомпрессорные стартеры и воздушные турбостартеры.

Турбокомпрессорные стартеры

Турбокомпрессорный стартер представляет собой малоразмерный газотурбинный двигатель, в настоящее время, как правило, со свободной турбиной, у которого мощность свободной турбины используется для раскрутки ротора запускаемого двигателя. При сравнительно небольших габаритах и массе турбокомпрессорный стартер позволяет получать большие мощности (до 50–300 кВт), требуемые для запуска ГТД большой тяги или мощности. Удельная масса турбокомпрессорного стартера составляет 0,4–0,8 кг/кВт, ресурс исчисляется 900–1000 запусков двигателя.

Возможные кинематические схемы турбокомпрессорных стартеров приведены на рис. 3.1.

В схеме рис. 3.1 (а) выходной вал и вал компрессора связаны с валом турбины при помощи планетарного дифференциального редуктора, который позволяет передавать мощность от турбины на вал компрессора и на выходной вал при различных частотах вращения. Такая схема получается кинематически достаточно сложной.

В схеме рис. 3.1 (б) диск турбины и крыльчатка компрессора закреплены на одном валу и имеют одинаковую частоту вращения. Передача крутящего момента на вал запускаемого двигателя осуществляется через гидромуфту и редуктор. Схема имеет сложную конструкцию и требует специальной гидравлической системы для обеспечения работы гидромуфты.

В схеме рис. 3.1 (в) турбокомпрессорный стартёр выполнен со свободной турбиной. Свободная турбина кинематически не связана с ротором турбокомпрессора, что позволяет выбрать высокую окружную скорость для турбокомпрессора и сравнительно небольшую частоту вращения для свободной турбины. Кроме того, при такой схеме может быть реализован более высокий начальный крутящий момент и использован компактный редуктор с небольшой массой и с невысоким передаточным числом.

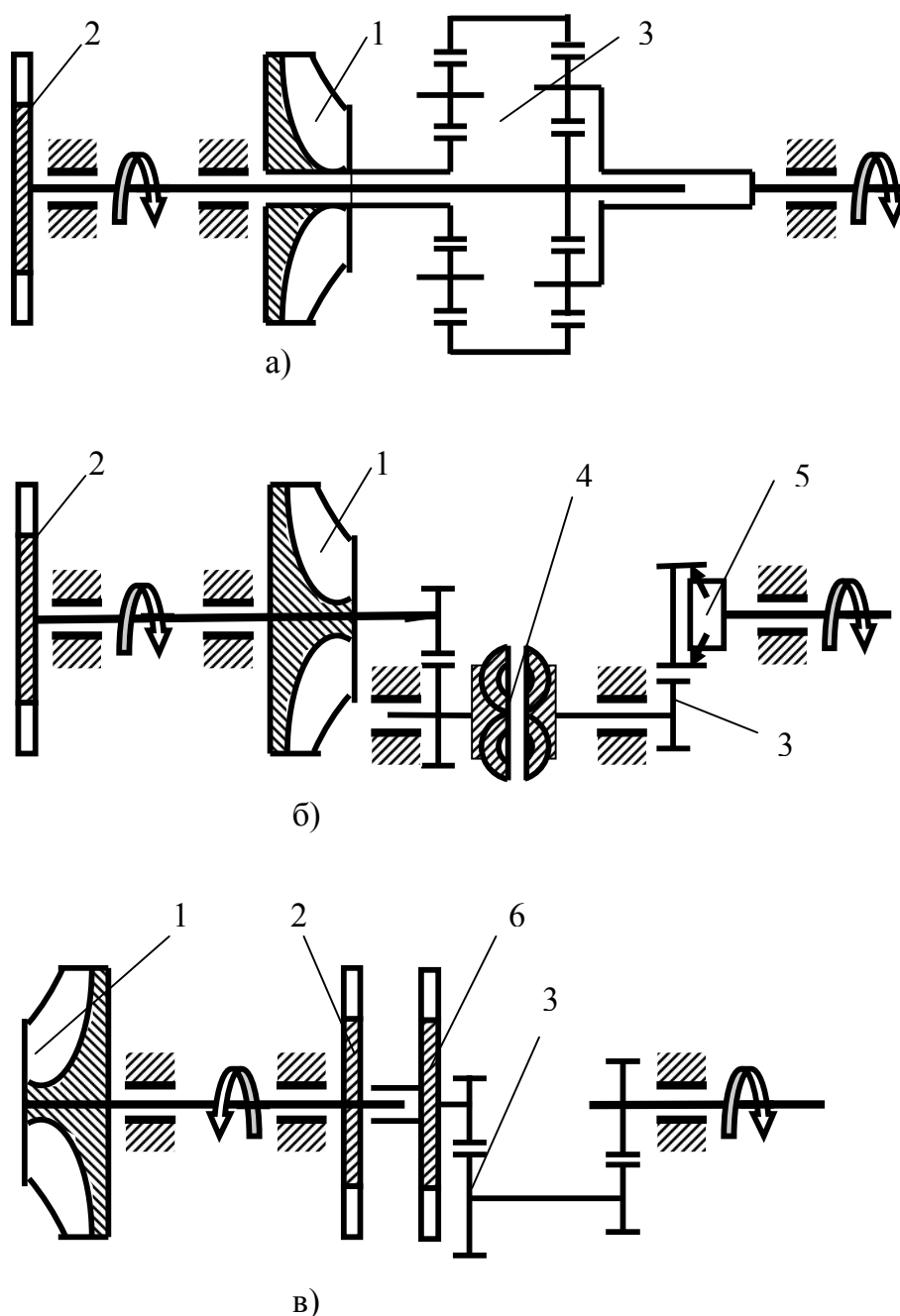


Рис. 3.1. Кинематические схемы турбокомпрессорных стартёров:
 1 – центробежный компрессор; 2 – турбина; 3 – редуктор;
 4 – гидромуфта; 5 – храповая муфта; 6 – свободная турбина

Турбокомпрессорные стартеры, выполненные по такой схеме, получили наиболее широкое применение. Примером такой схемы может служить турбокомпрессорный стартер ТС-21.

Турбостартер ТС-21 представляет собой малоразмерный ГТД, состоящий из центробежного компрессора, кольцевой камеры сгорания, одноступенчатой турбины компрессора, одноступенчатой свободной турбины и планетарного редуктора. Он предназначен для раскрутки ротора основного двигателя на земле при запуске, холодной прокрутке, консервации и расконсервации двигателя.

В конструкции турбостартера можно выделить следующие основные части: турбокомпрессор, свободная турбина, планетарный редуктор.

Турбокомпрессор состоит из следующих основных элементов: электростартера, ротора турбокомпрессора, корпуса компрессора, диффузора, корпуса камеры сгорания, жаровой трубы, соплового аппарата.

Электростартер СТ-ЗПТ соединяется с ротором турбокомпрессора с помощью храповой и фрикционной муфт. Фрикционная муфта установлена на выходном валу электростартера и предотвращает выход из строя системы запуска турбостартера при заклинивании его ротора. Если крутящий момент превышает величину 12–15 Н·м, то диски фрикционной муфты проскальзывают. Настройка муфты на заданную величину крутящего момента регулируется подбором шайбы, обеспечивающей заданную затяжку пружины.

Основные технические данные турбостартера ТС-21:

- степень повышения давления воздуха в компрессоре – 2...2,5;
- расход воздуха – 1,18 кг/с;
- крутящий момент
 - при частоте вращения выходного вала 1250 об./мин – 350...370 Н·м;
 - при частоте вращения выходного вала 2250 об./мин – 240...260 Н·м;
- мощность – 44...59 кВт;
- частота вращения турбокомпрессора на установившемся режиме – 50500 об./мин;
- расчетная температура газов перед турбиной на установившемся режиме – 850 °С;
- установившаяся температура газов за турбиной, не более – 760 °С;
- время выхода турбостартера на установившийся режим – 5...15 с;
- время непрерывной работы по автоматической панели – 40 с;

- расход топлива за один запуск, не более – 1,2 кг;
- прокачка масла через турбостартер – 1,5...2,5 кг/мин;
- расход масла за один запуск, не более – 0,1 кг;
- давление масла на входе в турбостартер – 0,15...0,25 МПа;
- масса турбостартера – 50 кг.

Храповик электростартера входит в зацепление с храповиком крыльчатки компрессора за счет его осевого перемещения по трехзаходной ленточной резьбе втулки при быстром увеличении частоты вращения валика привода.

Внутренняя полость корпуса компрессора спрофилирована по форме крыльчатки рабочего колеса компрессора и диффузора. На входе в рабочее колесо установлена защитная сетка.

Лопаточный диффузор отлит из алюминиевого сплава, имеет 16 узких и 16 широких радиально-осевых лопаток. В четырех широких лопатках диффузора выполнены отверстия со шпоночными пазами для установки топливных форсунок.

Корпус камеры сгорания – сварной. Он состоит из наружной обечайки с двумя фланцами, четырех профилированных стоек и внутренней силовой трубы, в которой установлены подшипники ротора турбокомпрессора.

Внутри стоек проходят трубопроводы системы смазки. Масляные полости подшипников уплотнены лабиринтами. К фланцам внутренней силовой трубы спереди крепится лопаточный диффузор, а сзади – сопловой аппарат турбины.

Жаровая труба камеры сгорания – кольцевая, имеет четыре головки с установленными в них одноканальными центробежными форсунками. Розжиг камеры сгорания осуществляется двумя электрическими свечами.

Ротор турбокомпрессора состоит из рабочего колеса компрессора, диска турбины, вала, двух подшипников и распорной втулки между ними. Диск турбины напрессован на вал и соединен с ним шестью радиальными штифтами. От выпадения штифты удерживаются втулкой. Рабочие лопатки крепятся в диске елочными замками и фиксируются пластинчатыми фиксаторами.

Рабочее колесо компрессора посажено на вал на шлицах и зафиксировано гайкой.

Передний шариковый подшипник ротора фиксирует его в осевом направлении и воспринимает осевые и радиальные нагрузки. Задний ро-

ликовый подшипник воспринимает только радиальные нагрузки и обеспечивает свободу теплового расширения ротора при его нагреве.

Свободная турбина состоит из статора и ротора. Ротор свободной турбины состоит из диска с рабочими лопатками, вала, большой и малой центральных шестерен. Вал турбины запрессован в диск и соединен с ним радиальными штифтами. Рабочие лопатки крепятся в диске елочными замками и фиксируются пластинчатыми фиксаторами. Для уплотнения радиальных зазоров используются никель-графитовые вставки, установленные в корпусе турбины.

Задний шариковый подшипник ротора фиксирует его в осевом направлении и воспринимает осевые и радиальные нагрузки. Передний роликовый подшипник воспринимает только радиальные нагрузки и компенсирует тепловые расширения ротора.

Между турбиной компрессора и свободной турбиной отсутствует сопловой аппарат, что сокращает осевой размер турбостартера. Сопловым аппаратом свободной турбины служит рабочее колесо турбины компрессора, поэтому роторы турбокомпрессора и свободной турбины вращаются в противоположные стороны.

Редуктор турбостартера (рис. 3.2) представляет собой планетарную дифференциальную передачу, состоящую из двух центральных шестерен – большой и малой, трех паразитных и трех сателлитных шестерен, зубчатого венца внутреннего зацепления (два зубчатых колеса, выполненных как единое колесо).

Передаточное число редуктора $i = 14,25$.

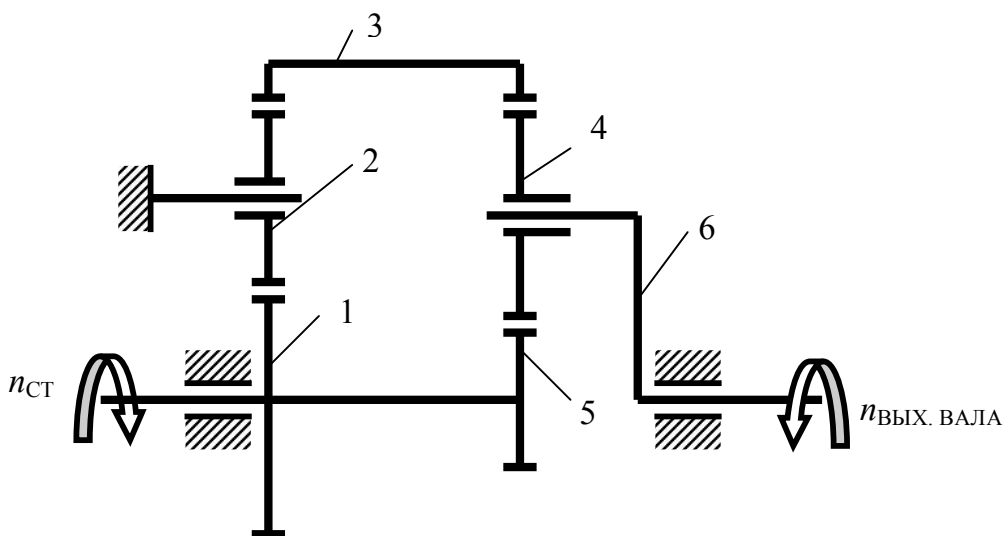


Рис. 3.2. Кинематическая схема редуктора: 1 – большая центральная шестерня; 2 – паразитная шестерня; 3 – зубчатый венец; 4 – сателлит; 5 – малая центральная шестерня; 6 – водило

В процессе запуска турбокомпрессор стартера работает при практически постоянной частоте вращения, а свободная турбина – при переменной возрастающей частоте вращения. При достижении частоты вращения выходного вала, равной 3200 об./мин, центробежный выключатель отключает подачу топлива в камеру сгорания турбостартера.

Газотурбинные стартеры современных ГТД работают на том же топливе и масле, что и основной двигатель. Подача топлива и масла осуществляется из баков основного двигателя электроприводными насосами. Масло после смазки подшипников и редуктора откачивается из корпуса редуктора эжекторным насосом в коробку приводов агрегатов двигателя.

Воздушные турбостартеры

Воздушная пусковая система – это система, обеспечивающая раскрутку ротора двигателя в процессе его запуска воздушным турбостартером, использующим энергию сжатого воздуха бортового или наземного источника питания.

Воздушный турбостартер представляет собой высокооборотную турбину, работающую на подогретом сжатом воздухе. Частота вращения ротора воздушного турбостартера достигает 50000 – 60000 об./мин. Расход воздуха для получения мощности 30 – 40 кВт составляет 0,35 – 0,4 кг/с. Удельная масса воздушного турбостартера не превышает 0,2 – 0,25 кг/кВт, а всей пусковой системы с бортовым газотурбинным генератором сжатого воздуха – 0,8 – 1,4 кг/кВт.

Относительная простота, высокая надежность пусковой системы, большая располагаемая мощность пускового устройства при малых массе и габаритах, возможность использовать в качестве рабочего тела сжатого воздуха, отбираемого от ВСУ или от работающего двигателя, – все это делает воздушную пусковую систему одной из наиболее приемлемых систем для летательных аппаратов с многодвигательной силовой установкой.

Примером такой системы является пусковая система двухконтурного газотурбинного двигателя Д-30КП/КУ. Раскрутка ротора газогенератора двигателя в процессе запуска осуществляется воздушным турбостартером СтВ-3.

Турбина стартера СтВ-3 получает воздух от бортовой вспомогательной установки ТА-6А или от работающего двигателя под давлением 0,32 – 1,16 МПа. Заданное давление воздуха перед сопловым аппаратом турбины стартера не более 0,33 – 0,36 МПа обеспечивается заслонкой постоянного давления.

Конструктивно воздушный турбостартер СтВ-3 состоит из воздушной турбины, редуктора и заслонки постоянного давления (рис. 3.3).

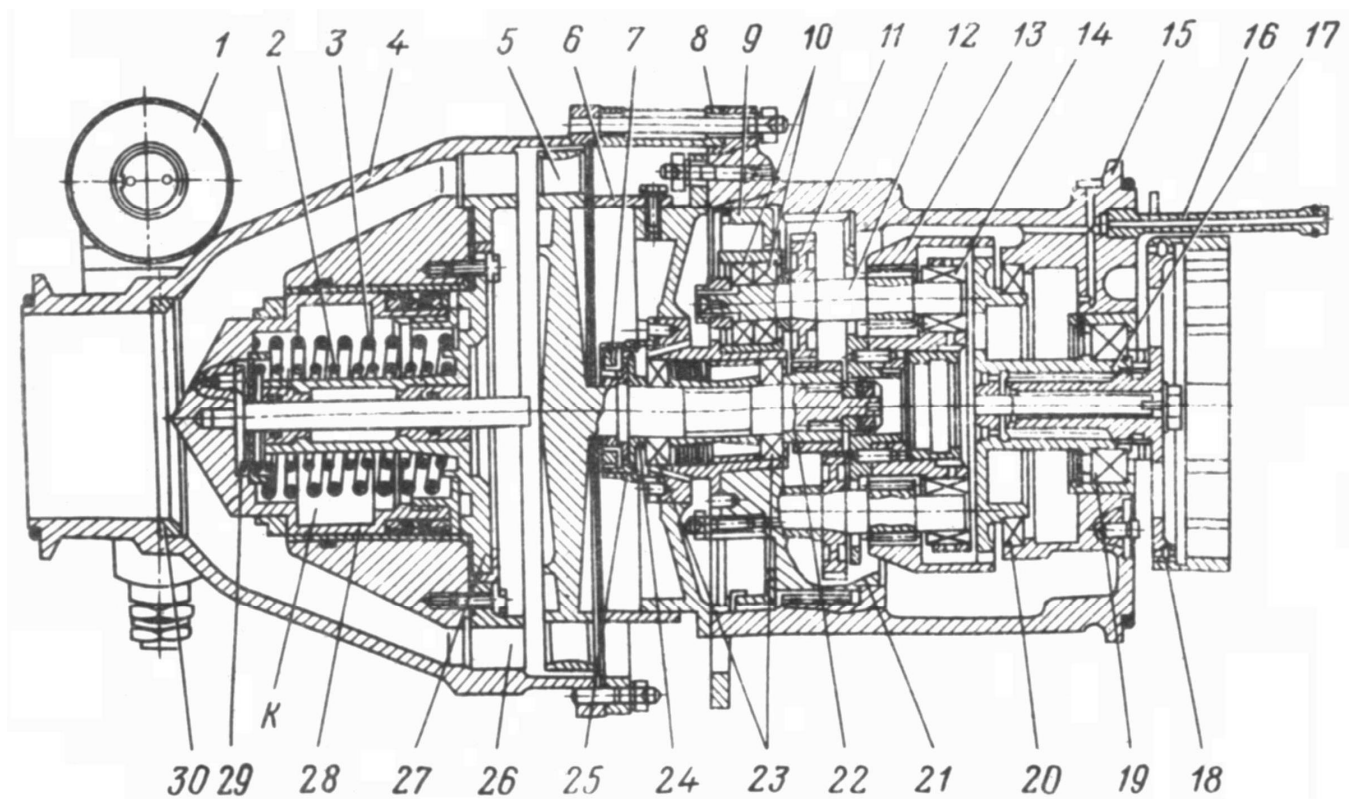


Рис. 3.3. Конструктивная схема воздушного турбостартера СтВ-3: 1 – электромагнит ЭМТ-707; 2, 3 – пружины; 4 – корпус заслонки; 5 – ротор турбины; 6 – разрезной кожух; 7 – втулка; 8 – корпус; 9 – гайка; 10 – шарикоподшипник; 11,13 – шестерни; 12 – валик-шестерня; 14 – подшипник игольчатый; 15 – корпус редуктора; 16 – трубка подвода масла; 17 – муфта; 18 – опора храповой муфты; 19, 20, 23 – шарикоподшипники; 21 – корпус перебора; 22 – ведущая шестерня; 24 – упор; 25 – уплотнение графитовое; 26 – сопловой аппарат; 27 – опора; 28 – плунжер; 29 – шток; 30 – седло

Основные технические данные воздушного турбостартера СтВ-3:

- давление воздуха перед сопловым аппаратом турбины – 0,32...0,36 МПа;
- температура воздуха на входе в стартер – 375...565 К;
- расход воздуха – 0,94...1,64 кг/с;
- передаточное число редуктора – 8,14;
- максимальная мощность – 100 кВт;
- частота вращения выходного вала – 3500 об./мин;
- частота вращения ротора второго каскада двигателя, при которой происходит отключение воздушного турбостартера – 4200_{-250}^{+200} об./мин;

- частота вращения срабатывания датчика предельной частоты вращения выходного вала – 5250...5600 об./мин;
- масса воздушного турбостартера – 17,5 кг;
- смазка стартера – масло МК-8, МК8П и их смеси;
- время непрерывной работы стартера при запуске – 30 с.

Заслонка постоянного давления управляет подачей воздуха и ограничивает давление воздуха, поступающего к турбине воздушного турбостартера. Она состоит из электромагнита ЭМТ-707, воздушного клапана, корпуса 4, плунжера 28, командного узла с электромагнитом и пневморегулятора с фильтром (рис. 3.3). Корпус собран с гильзой из хромистой нержавеющей стали. К корпусу винтами крепятся сопловой аппарат 26 и опора 27, изготовленные из алюминиевого сплава.

Воздушная турбина – активно-реактивная, со степенью реактивности на среднем диаметре $\rho = 0,105$. Ротор турбины отлит из жаростойкого хромоникелевого сплава заодно с валом и внешним сплошным бандажом. Сопловой аппарат турбины отлит из стали.

Редуктор – двухступенчатый. Смазка редуктора – барботажная, после установки двигателя на самолет в стартер заливается 400 г масла.

3.3. МЕХАНИЗМЫ СЦЕПЛЕНИЯ ПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА С РОТОРОМ ДВИГАТЕЛЯ

Механизмы сцепления предназначены для автоматического соединения выходного вала пускового устройства с ротором запускаемого двигателя в процессе раскрутки при запуске и разъединения их после отключения пускового устройства.

В качестве механизмов сцепления применяют обгонные муфты свободного хода (храповые и роликовые), передающие крутящий момент только в одном направлении, и гидравлические муфты переменного заполнения.

Турбокомпрессорные стартеры, воздушные турбостартеры и электростартеры соединяются с ротором двигателя осевыми и центробежными храповыми муфтами. Соединение роторов стартеров-генераторов с ротором двигателя осуществляется посредством двухскоростной передачи (двухскоростного привода).

Для ограничения предельно допустимой величины передаваемого крутящего момента применяют фрикционные муфты.

3.3.1. Фрикционная муфта

Фрикционная муфта ограничивает крутящий момент, передаваемый от стартера-генератора, предохраняет пусковое устройство от разрушения, а стартер-генератор – от перегрузки.

Фрикционная муфта набирается из стальных и бронзовых дисков, установленных попеременно. Стальные диски соединены внутренними шлицами с приводным валом, а бронзовые – наружными шлицами с ведомым валом. Весь пакет дисков сжат пружинами. Крутящий момент передается за счет трения между дисками, а его величина регулируется затяжкой пружин.

3.3.2. Храповая муфта

Храповая муфта – кулачковая, свободного хода, центробежная. Она предназначена для соединения ведущего вала с ведомым в стартерном режиме и для их разъединения после запуска двигателя.

Храповая муфта (рис. 3.4) состоит из ведущей шестерни-храповика и ведомого поводка с собачками. Собачки выполнены в виде двуплечих рычагов, свободно установленных на осях. Нерабочие концы собачек сделаны массивнее рабочих концов и выполняют роль центробежных грузиков.

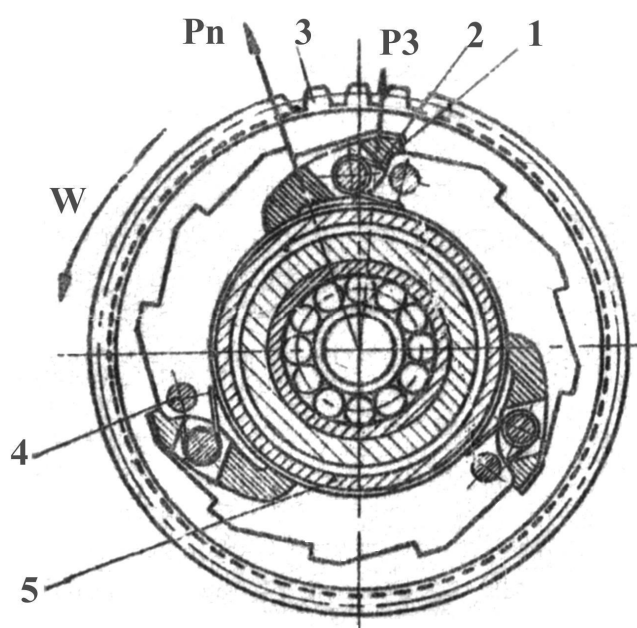


Рис. 3.4. Храповая муфта: 1 – рабочий конец храповой собачки; 2 – пружина; 3 – шестерня-храповик; 4 – ось; 5 – поводок

В рабочее положение собачки поворачиваются пружинами, которые вводят рабочие концы собачек в зацепление с внутренними зубцами шестерни-храповика.

Выключение храповой муфты происходит под действием центробежных сил нерабочих концов собачек при достижении ротором двигателя определенной частоты вращения, когда ведомая часть муфты начинает обгонять ведущую. Перевод собачек на упоры в выключенном положении предотвращает износ муфты.

Повторный запуск двигателя пусковым устройством с храповой муфтой разрешается после полной остановки ротора двигателя. В противном случае сцепление ведущей и ведомой половин муфты может сопровождаться ударом большой силы, что приведет к разрушению храповых собачек.

3.3.3. Роликовая муфта

Роликовая обгонная муфта (рис. 3.5) служит для передачи крутящего момента от ротора двигателя к стартер-генератору при его работе в генераторном режиме. Она состоит из внутреннего ведущего кулачка и внешней ведомой обоймы. Стальной кулачок смонтирован на шлицах ведущего вала. На наружной поверхности кулачка отфрезерованы восемь рабочих площадок, на которые опираются ролики. Ролики установлены в гнездах сепаратора и удерживаются от выпадения бронзовой шайбой, соединенной с сепаратором заклепками.

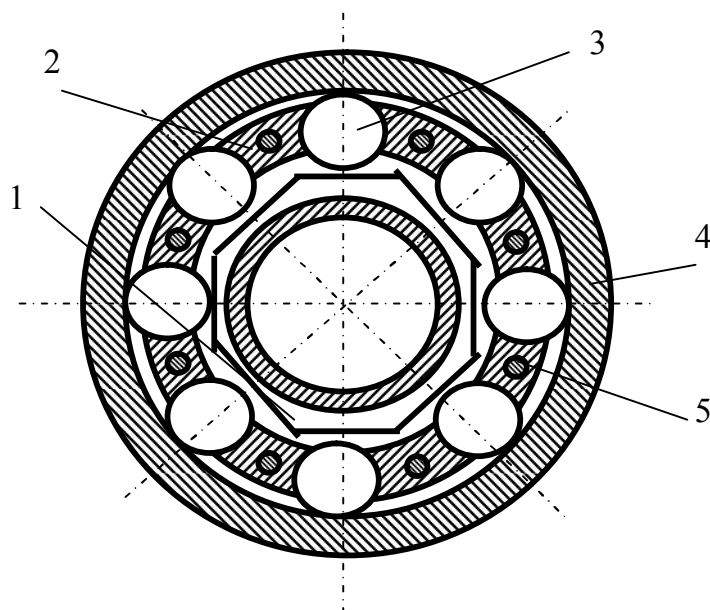


Рис. 3.5. Роликовая муфта: 1 – ведущий кулачок; 2 – сепаратор; 3 – ролик; 4 – ведомая обойма; 5 – заклепка

Для обеспечения плавного и безударного включения муфты, между кулачком и сепаратором установлена спиральная пружина. Под действием пружины сепаратор удерживает ролики в постоянном контакте с рабочей поверхностью обоймы. За счет этого происходит одновременное заклинивание всех роликов, если угловая скорость кулачка превышает угловую скорость вращения обоймы.

3.3.4. Двухскоростной привод

Двухскоростной привод предназначен для передачи крутящего момента от стартера-генератора к ротору двигателя при его запуске, а после окончания запуска – для передачи крутящего момента от ротора двигателя к стартеру-генератору с различными передаточными числами.

Кинематическая схема двухскоростного привода приведена на рис. 3.6.

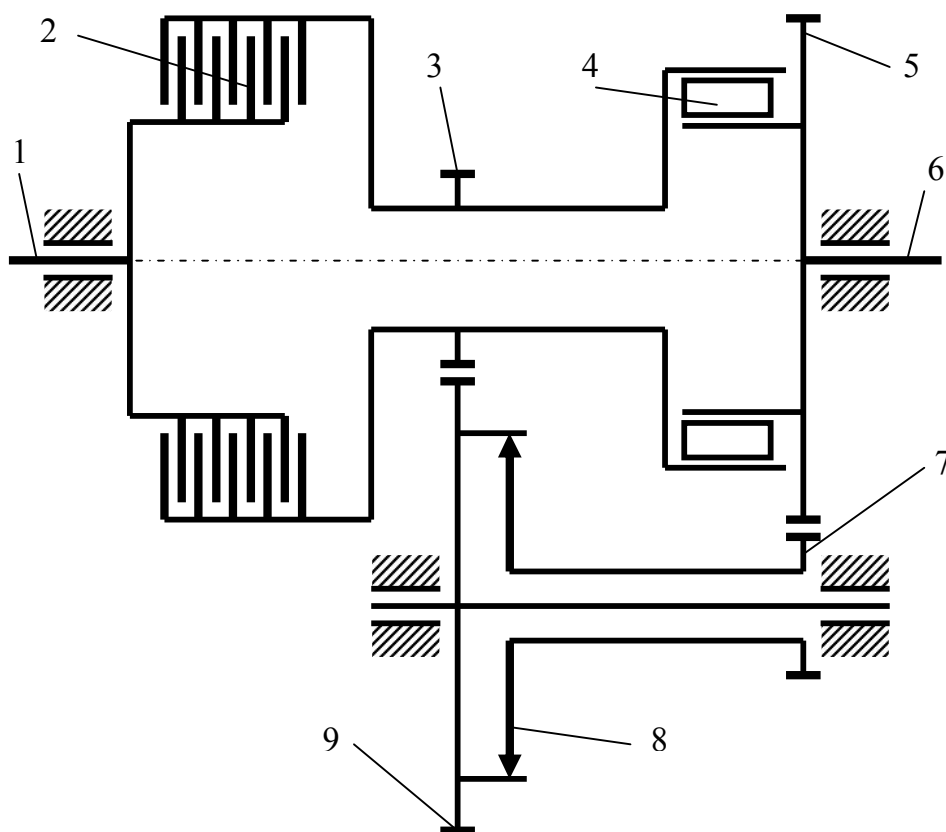


Рис. 3.6. Кинематическая схема двухскоростного привода:
 1 – рессора стартера-генератора; 2 – фрикционная муфта;
 3, 5, 7, 9 – шестерни; 4 – роликовая обгонная муфта;
 6 – валик к ротору двигателя; 8 – центробежная храповая муфта

При работе стартера-генератора в стартерном режиме ротор двигателя приводится во вращение через фрикционную муфту и понижающую передачу с шестернями 3-9 и 7-5. При этом центробежная храповая муфта включена, а роликовая обгонная муфта выключена. После выключения питания стартера-генератора частота вращения его ротора уменьшается, а частота вращения ротора двигателя продолжает увеличиваться. Это приводит вначале к расцеплению центробежной храповой муфты, а затем – к автоматическому сцеплению роликовой обгонной муфты. Происходит это в момент, когда угловая скорость вращения кулачка становится больше угловой скорости вращения обоймы. Стартер-генератор переходит в генераторный режим работы, а передача крутящего момента осуществляется в обратном направлении – от ротора двигателя через роликовую и фрикционную муфты без понижающей передачи.

3.4. КОНСТРУКЦИЯ ПУСКОВЫХ ВОСПЛАМЕНИТЕЛЕЙ

В процессе запуска двигателя, кроме раскрутки ротора, требуется надежное воспламенение топливовоздушной смеси. Воспламенение смеси зависит от ряда факторов, главными из которых являются: сорт топлива, качество подготовки топливовоздушной смеси, мощность и продолжительность действия источников воспламенения, место их расположения в камере сгорания.

Розжиг камеры сгорания осуществляется системой пускового зажигания, в которую входят агрегат зажигания, электрические свечи, электромагнитные клапаны, а также пусковые топливные форсунки. Свеча с пусковой форсункой обычно устанавливаются в общем корпусе. Такой блок предназначен для начального воспламенения топливовоздушной смеси при запуске двигателя и называется пусковым воспламенителем.

Схема пускового воспламенителя приведена на рис. 3.7.

Пусковой воспламенитель состоит из литого корпуса, экрано-дефлектора, направляющего воздух к пусковой форсунке, и сферической втулки с завальцованным в нее соплом воспламенителя, входящим в жаровую трубу камеры сгорания. Воздух поступает в пусковой воспламенитель из камеры сгорания через отверстия и закручивается дефлектором.

Количество пусковых воспламенителей, устанавливаемых на двигатель, зависит от конструкции камеры сгорания, ее размеров, а также от назначения двигателя. Обычно устанавливаются два воспламенителя, но иногда на камерах большого объема – до пяти.

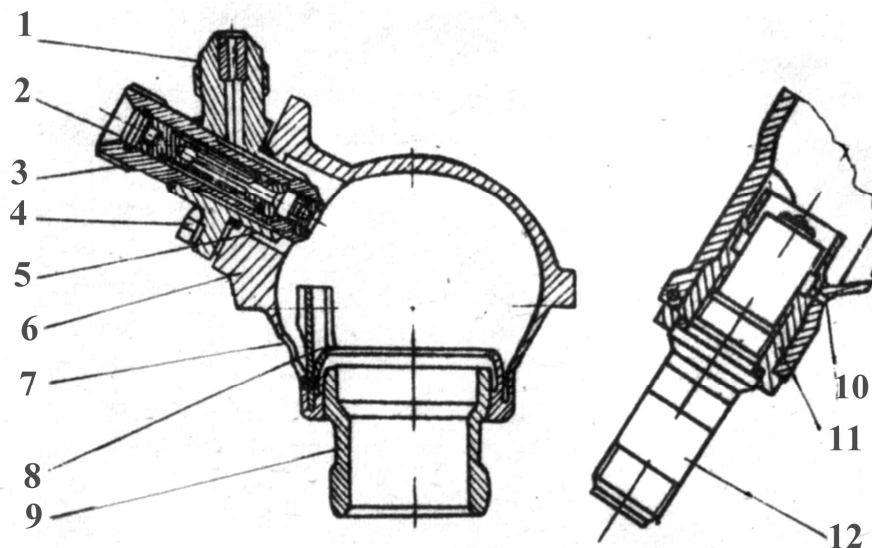


Рис. 3.7. Пусковой воспламенитель: 1 – кислородный штуцер с жиклером; 2 – фильтр топливный; 3 – форсунка пусковая; 4 – болт крепления форсунки; 5 – распылитель; 6 – корпус; 7 – отверстие подвода воздуха; 8 – экран-дефлектор; 9 – сопло воспламенителя; 10 – отверстие для обдува; 11 – втулка; 12 – свеча зажигания

Для повышения высотности запуска может применяться кислородная подпитка пусковых воспламенителей.

В некоторых камерах сгорания пусковые воспламенители как специальные агрегаты отсутствуют, а для розжига камер применяют только электрические свечи зажигания. При этом упрощается конструкция камеры сгорания и системы розжига, но высотность запуска снижается.

3.5. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПУСКОВЫХ СИСТЕМ ГТД

Степень готовности летательного аппарата к полету, безопасность полетов и ресурс двигателя в значительной мере зависят от работы элементов пусковой системы. Надежность запуска зависит от надежности работы всех систем и агрегатов, участвующих в запуске двигателя.

Причинами возможного незапуска ГТД могут быть отклонения условий эксплуатации от расчетных для пусковой системы и неисправности ее агрегатов.

Наиболее характерными причинами незапуска двигателя при исправном состоянии всех элементов пусковой системы могут быть: невозпламенение пускового топлива, невозпламенение основного топлива, «зависание» частоты вращения ротора двигателя.

Причинами невоспламенения пускового топлива могут быть понижение напряжения, подаваемого к свечам, снижение давления топлива, подводимого к пусковым форсункам, повышение скорости воздуха в зоне воспламенения. Наиболее трудно обеспечить хорошие условия для воспламенения пускового и основного топлива при запуске двигателя в полете.

Зависание частоты вращения или затяжная раскрутка ротора двигателя в процессе запуска вызывается недостаточным избыточным моментом, подводимым к ротору.

На частотах вращения ниже отключения пускового устройства причинами зависания могут быть недостаточная мощность пускового устройства, запаздывание в подаче основного топлива, недостаточное давление топлива перед форсунками. Зависание частоты вращения после отключения пускового устройства обуславливается недостаточным избытком мощности турбины двигателя над мощностью, потребной для раскрутки ротора. Это может быть при пониженном давлении топлива перед форсунками, а также при повышенной температуре окружающего воздуха.

Причинами возможного снижения надежности запуска двигателя в процессе эксплуатации могут являться: ухудшение собственных пусковых свойств двигателя, уменьшение располагаемой мощности пускового устройства, ухудшение работы пусковых воспламенителей, нарушение регулировки топливной автоматики запуска и другие причины.

В случае каких-либо отклонений параметров двигателя его запуск прекращается. Запуск следует прекратить немедленно, если:

- произошел недопустимый заброс температуры газов перед турбиной;
- отсутствует или снижено давление масла или топлива;
- достигло уровня ниже допустимого напряжение в цепи запуска электростартера;
- частота вращения изменяется скачкообразно;
- возник помпаж или пожар на двигателе, ВСУ или газотурбинном стартере.

Последующий запуск двигателя разрешается производить только после точного выяснения причин прекращения запуска и устранения неисправности.

В случае прекращения запуска из-за невоспламенения топлива перед следующим запуском необходимо выполнить холодную прокрутку ротора двигателя.

КОНТРОЛЬНЫЕ ЗАДАНИЯ

Изучите схему и особенности пусковой системы двигателя (по указанию преподавателя). Выполните следующие задания.

1. Приведите перечень агрегатов, входящих в пусковую систему. Определите тип устройства раскрутки ротора.

2. Опишите работу пусковой системы, последовательность вступления в работу ее агрегатов.

3. Опишите конструкцию и работу устройства раскрутки ротора. Запишите его основные данные.

4. Охарактеризуйте механизм сцепления пускового устройства с ротором двигателя. Опишите принцип его работы.

5. Опишите принцип работы и конструктивные особенности пускового воспламенителя.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Кац Б. М., Жаров Э. С., Винокуров В. К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 220 с.

2. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. Д. В. Хронина. – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.

3. Кузьмин А. А. Конструкция авиационных двигателей. Ч. 2. – Харьков: ХВВАИУ, 1981. – 327 с.

4. Кузьмин А. А., Отрешко Н. Н. Конструкция агрегатов систем топливопитания ГТД. – Харьков: ХВВАИУ, 1985. – 54 с.

5. Скубачевский Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели, конструкция и расчет деталей. – М.: Машиностроение, 1981. – 552 с.

6. Хмелик Б. Я., Нехорошев Б. Г. Агрегаты авиационных силовых установок. – Харьков: ХАИ, 1979. – 69 с.

Учебное издание

В. С. Чигрин, С. Е. Белова

СИСТЕМЫ ГТД

Учебное пособие

Зав. РИО М. А. Салкова
Редактор М. А. Салкова
Компьютерная верстка Е. В. Шлеина

Подписано в печать 09.03.2011.
Формат 60×84 1/16. Уч.-изд. л. 4. Тираж 150. Заказ 29.

Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П. А. Соловьева
(РГАТА имени П. А. Соловьева)
Адрес редакции: 152934, г. Рыбинск, ул. Пушкина, 53
Отпечатано в множительной лаборатории РГАТА имени П. А. Соловьева
152934, г. Рыбинск, ул. Пушкина, 53