

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

В. А. ЗРЕЛОВ

Конструкция систем ВРД

Электронное учебное пособие

САМАРА

2011

УДК 629.192 (035)
ББК 30.14
К 93

Автор: Зрелов Владимир Андреевич.

Зрелов, В. А. Конструкция систем ВРД [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В. А. Зрелов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (Нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (18,42 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM). - Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98 или выше.

Рассмотрены основные системы воздушно-реактивных двигателей: масляные, запуска, топливные, противообледенительные, противопожарные, контроля и диагностики. Рассмотрены основные требования, предъявляемые к этим системам, проанализированы их схемы, описана конструкция основных составных элементов этих систем и методы их проектирования.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов 2 факультета 4 курса по специальности 160301.65 «Авиационные двигатели и энергетические установки», специализирующихся по направлению «Интегрированные информационные технологии и управление проектами в авиадвигателестроении», (Государственный образовательный стандарт второго поколения - ГОС-2).

Оно может быть использовано не только при изучении теоретического материала по проектированию ВРД, но и при выполнении курсовых и дипломных работ по дисциплине «Проектирование ГТД» студентами 4 - 6 курсов. Может быть полезно молодым специалистам газотурбинного двигателестроения.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

1. Масляные системы	5
1.1. Назначение масляной системы авиационного ГТД и основные требования, предъявляемые к ней	5
1.2. Условия работы масла в турбореактивных двигателях	7
1.3. Масляные системы газотурбинных двигателей	11
1.3.1. Типичная схема масляной системы	11
1.3.2. Циркуляционная схема масляной системы с «горячим» маслобаком	12
1.3.3. Короткозамкнутая схема масляной системы	14
1.3.4. Особенности масляных систем вертолетов с ТВад	19
1.4. Состав агрегатов масляных систем	20
1.5. Масла, применяемые в авиационных двигателях	21
1.5.1. Масла для авиационных турбореактивных двигателей	21
1.5.2. Масла для авиационных турбовинтовых двигателей	22
1.6. Определение потребной прокачки масла через ГТД	24
1.6.1. Подшипники роторов двигателя	24
1.6.2. Расчёт количества масла, необходимого для отвода тепла от подшипника	27
1.6.3. Определение количества масла в системе	29
1.7. Используемые формы изображения схем масляных систем	31
1.8. Диагностирование технического состояния деталей ГТД, омываемых маслом	34
1.9. Основные отказы и неисправности масляных систем ГТД в эксплуатации	35
2. Системы запуска авиационных двигателей	37
2.1. Общие понятия о процессе запуска авиационных двигателей	37
2.2. Агрегаты и устройства, составляющие систему запуска авиационных ГТД	39
2.3. Этапы запуска	40
2.4. Продолжительность процесса запуска	42
2.5. Определение динамического момента для различных этапов запуска ГТД. Мощность агрегатов раскрутки ротора	44
2.6. Основные факторы, влияющие на продолжительность запуска	47
2.7. Особенности запуска ТВД	48
2.8. Особенности запуска ГРД двухроторной схемы	49
2.9. Особенности запуска ГТД в полете	50
2.10. Особенности запуска ТВД в полете	51
2.11. Воспламенение топливовоздушной смеси	52
2.12. Системы предварительной раскрутки ротора ГТД	54
2.12.1. Классификация систем по типу пускового устройства	54
2.12.2. Электрические системы запуска	55

2.12.3.Турбокомпрессорные стартеры.....	57
2.12.4.Воздушные стартеры ГТД.....	58
3. Топливные системы ЛА.....	63
3.1.Назначение топливных систем. Предъявляемые требования.....	63
3.2.Системы топливоподачи в двигатель.....	65
3.2.1.Устройство и параметры систем топливоподачи.....	66
3.2.2.Плунжерные топливные насосы.....	69
4. Системы контроля и диагностики технического состояния ГТД.....	71
5. Противопожарная система.....	93
Литература.....	95

1. МАСЛЯНЫЕ СИСТЕМЫ

1.1. Назначение масляной системы авиационного ГТД и основные требования, предъявляемые к ней

Масляные системы *предназначены* для:

- уменьшения силы трения между взаимно перемещающимися деталями;
- защиты трущихся поверхностей от изнашивания;
- отвода тепла, выделяющегося при трении и передаваемого к деталям, охлаждаемым маслом, от более нагретых узлов;
- выноса частиц износа из узлов трения;
- уплотнения зазоров между деталями;
- использования масла в качестве рабочей жидкости в некоторых гидроустройствах (управление воздушными винтами, входным направляющим аппаратом и др.);
- защиты деталей от коррозии.

Чтобы эти задачи выполнялись, масляные системы должны удовлетворять следующим *основным требованиям*:

- О
беспечение потребной прокачки масла через двигатель на всех режимах его работы в любых условиях эксплуатации (в том числе и при отрицательных перегрузках не менее 5 с);
- автономия масляной системы каждого двигателя на многомоторном ЛА;
- обеспечение надежного запуска двигателя в диапазоне температуры окружающего воздуха $-50...+45^{\circ}\text{C}$ (на некоторых ЛА с предварительным подогревом при отрицательных температурах);
- возможность ускоренного прогрева масла в системе на работающем двигателе;
- отсутствие переполнения маслом двигателя на всех режимах его работы

и после останова;

- обеспечение минимального расхода масла в процессе работы двигателя (не более 3кг/ч за полёт);
- безопасность в пожарном отношении;
- закрытая заправка масляной системы;
- высокая эксплуатационная технологичность (обеспечение свободного доступа к агрегатам, возможность замера количества масла в баке на земле и в полёте, удобство ремонта и ТО);
- возможность автоматизированного контроля работы системы.

Масляная система ГТД обеспечивает непрерывную подачу масла к подшипникам, зубчатым колесам, контактными уплотнениям и к другим узлам трения с заданной величиной температуры и давления на всех режимах работы двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

Как известно, диапазон ожидаемых условий эксплуатации двигателя бывает весьма широким. В земных условиях ($H = 0$, $V = 0$) температура воздуха на входе в двигатель в зависимости от региона может изменяться от минус 60 до плюс 50 °С. А в полёте у двигателей сверхзвуковых самолётов за счёт аэродинамического торможения потока она может достигать величины от 70 до 300 °С (в зависимости от скорости полёта). Входные условия воздушного потока и уровень параметров в проточной части ГТД определяют теплонапряженность двигателя, что самым непосредственным образом влияет на тепловое состояние узлов и деталей двигателя, контактирующих с маслом.

Вторым важным параметром, характеризующим ожидаемые условия работы двигателя (и, соответственно, его масляной системы) является диапазон высотных условий работы двигателя с заданными скоростями полёта. Очевидно, что на больших высотах обеспечение работоспособности масляной системы двигателя представляет собой непростую задачу, связанную с необходимостью предупреждения возможности возникновения кавитационных эффектов в её агрегатах, в частности, в насосах. Особенно это относится к масляным системам двигателей, устанавливаемых на самолётах, имеющих расчётную высоту полёта более 15 км,

где величина атмосферного давления весьма мала.

Следует отметить, что масло является рабочей жидкостью, используемой как для смазки трущихся элементов, так и для отвода тепла от них. При этом у современных авиационных ГТД *обеспечение приемлемого теплового состояния узлов трения является существенно более важной функцией масляных систем по сравнению с обеспечением смазки трущихся поверхностей*. Так, например, для смазки тяжело нагруженного радиально-упорного шарикоподшипника может оказаться достаточным весьма незначительное количество масла (не более 100 г/ч), а для отвода выделяемого в нем тепла (от 10 до 20 кВт) требуется подавать до 0,15 л/с масла.

1.2. Условия работы масла в турбореактивных двигателях

Назначение масляной системы в конкретном типе двигателя, требования к ней, тепловые и механические нагрузочные условия работы являются определяющими при выборе характеристик применяемых масел.

Характерными особенностями конструкций современных турбореактивных двигателей являются отсутствие подшипников скольжения и уравновешенность роторов. Несмотря на большую скорость вращения и значительный гироскопический момент двигатели работают при максимальной радиальной нагрузке на подшипники качения, не превышающей 15000 Н, что значительно меньше, чем нагрузки на подшипники качения поршневых двигателей. Это позволяет использовать масло с критической нагрузкой разрушения масляной пленки $P_{кр} = 300...400$ Н (масло для поршневых двигателей имеет $p_{кр} = 700...750$ Н). В ТРД с осевым компрессором и в ТВД реализуются большие осевые силы, приводящие к контактным нагрузкам до $(196...294) \cdot 10^4$ кПа ($2000...30000$ кгс/см²).

Количество тепла, выделяемое при работе подшипника качения, прямо пропорционально нагрузке на подшипник N и произведению диаметра вала D на частоту вращения n :

$$Q_{\text{пк}} = 237,75 \cdot 10^{-4} f_{\text{тр}} N D n, \quad (1)$$

где $f_{\text{тр}}$ - относительный коэффициент трения качения (для радиальных шариковых подшипников $f_{\text{тр}} = 0,001 \dots 0,002$; для радиально-упорных - $f_{\text{тр}} = 0,002 \dots 0,004$. Меньшие значения - для масел типа трансформаторного, большие - для масел типа МК-22).

Ресурс подшипников качения современных турбореактивных двигателей зависит от работы масляной системы и свойств масел. На рис. 1.1 и рис. 1.2 показан характер зависимости температуры наружной обоймы подшипника от расхода масла, проходящего через него, и температуры масла на входе в двигатель.

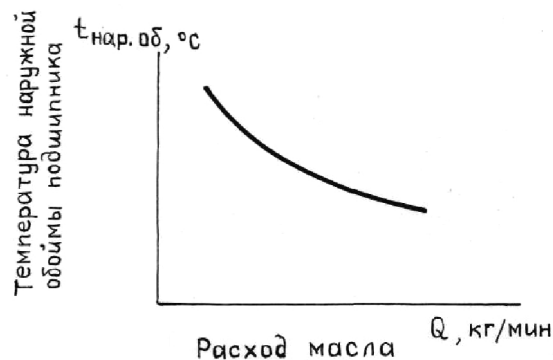


Рис. 1.1. Зависимость температуры наружной обоймы упорного подшипника от расхода масла

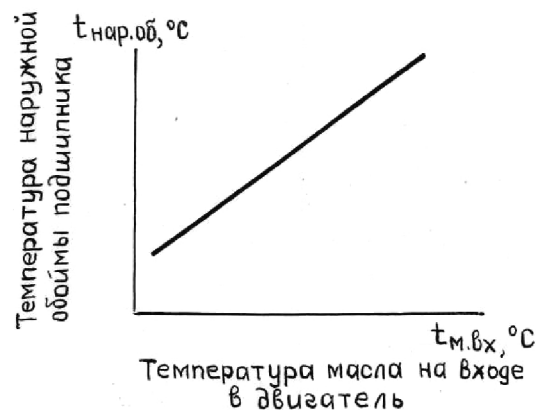


Рис. 1.2. Влияние температуры масла на входе в двигатель на температуру наружной обоймы подшипника

Работа масляной системы усложняется тем, что подшипники, расположенные вблизи горячих деталей двигателя, дополнительно нагреваются теп-

лом, передаваемым от этих деталей, и часть этого тепла должна быть отведена маслом.

Подшипники компрессора в работе нагреваются до 120.. 200°C, турбины - до 250...300°C. После выключения двигателя за счет прекращения прокачки масла температура подшипников кратковременно увеличивается (рис. 1.3). Масло в этом случае имеет температуру более 140°C, т.е. период после останова двигателя является самым тяжелым для системы смазки ГТД. Наличие кислорода воздуха вызывает в этот момент интенсивное коксование масла, что постепенно приводит к накоплению осадков на стенках каналов, уменьшая проходное сечение последних.

В процессе останова двигателя значительно изменяются свойства масел. В эксперименте, проведенном ГосНИИ ГА, через 500 циклов вязкость масла МС-8П увеличилась на 20%, кислотное число мгКОН/г масла увеличилось более чем в 10 раз, содержание механических примесей возросло в 7 раз.

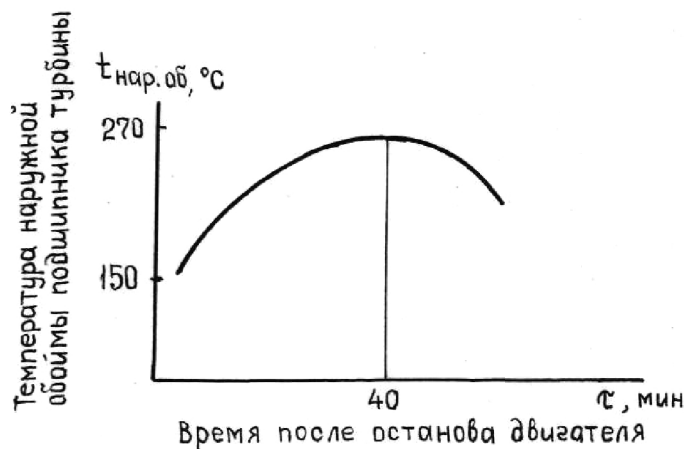


Рис. 1.3. Изменение температуры наружной обоймы подшипника турбины после выключения двигателя

Узлы ТРД и ТРДД для сверхзвуковых самолетов имеют большие механические и температурные нагрузки, процессы испарения кокса и лакообразования масла протекают более интенсивно. Отвод тепла от масла осуществляется керосином в ТМР, но вследствие значительных скоростей полета его температура увеличивается и, следовательно, возможность охлаждения масла уменьшается (рис. 1.4).

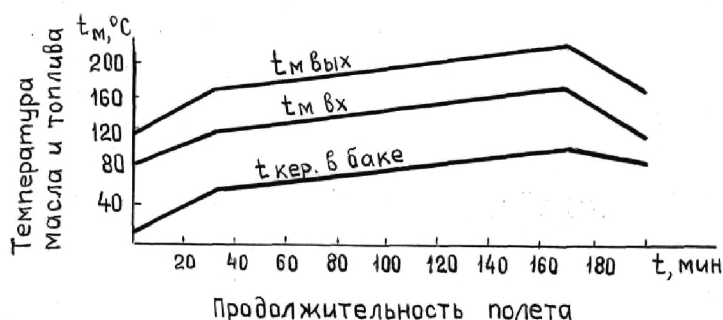


Рис. 1.4. Зависимость температуры масла в двигателе «Олимп-593» от продолжительности полета

Минеральные масла таких условий не выдерживают. Оптимальное значение кинематического коэффициента вязкости масел ТРД при 100°C $0,025 \text{ м}^2/\text{с}$ (2,5сСт). Предельное значение этого коэффициента, при котором возможен запуск двигателя без подогрева, составляет около $40 \text{ м}^2/\text{с}$ (4000 сСт).

Расход масла в ТРД не превышает $0,40 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3/\text{мин}$ (2,5 л/ч), поэтому емкость масляных систем невелика, но из условий съема тепла прокачка масла составляет примерно $(15...60) \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{мин}$ (15...60 л/мин) с кратностью прокачки масла по первому контуру двухконтурной масляной системы до 300 раз в течение часа.

В ТВД шестерни редуктора работают при контактных напряжениях $(120...150) \cdot 10^4 \text{ кПа}$ (12000...15000 кг/см²). Передаваемая мощность достигает 11800 кВт (16000 л.с). Жидкостное трение в таких условиях обеспечивается маслом с большей вязкостью, чем в ТРД, т.е. маслом с улучшенными смазывающими и противозадирными свойствами. Наличие редуктора в 3-4 раза увеличивает поток тепла в масло, поэтому через ТВД в зависимости от мощности прокачивается от $85 \cdot 10^{-3}$ до $135 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{мин}$ с кратностью прокачки при емкости системы с баком до 70 л около 200 раз в течение часа для короткозамкнутой системы с емкостью бака до 20 литров.

В ТВД масло является рабочей жидкостью для управления шагом винта, механизм которого во избежание утечек через многочисленные зазоры требует, чтобы кинематический коэффициент вязкости масла был в пределах $0,65...0,075 \text{ м}^2/\text{с}$ (6,5... 7,5 сСт) при 100°C . Масло с повышенной вязкостью необходимо также и для смазки шестерен и подшипников редуктора. Одновременно турбокомпрессору двигателя, как и в ТРД, для быстрого и легкого запуска необходимо маловяз-

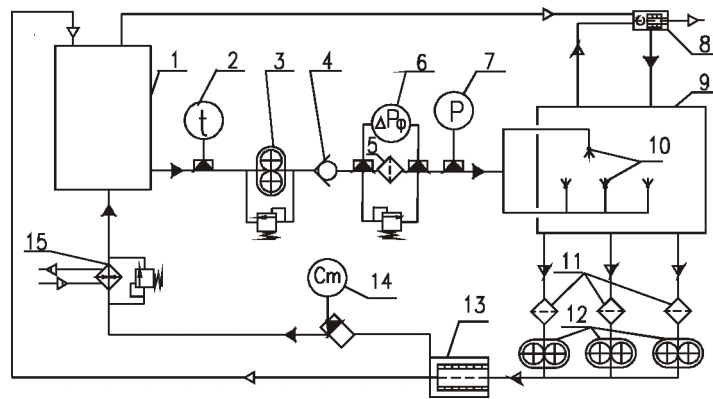
кое масло. Компромиссным решением является применение смесей маловязких дистиллятных и высоковязких остаточных масел в пропорциях, зависящих от мощности двигателя. Некоторые ТВД работают на синтетическом масле.

Силовые установки вертолетов имеют две самостоятельные масляные системы: систему питания маслом ГТД и систему питания редукторов. Это обусловлено более тяжелыми условиями работы масел в редукторе, чем в двигателе. Одной из главных задач масляной системы редукторов является полное устранение схватывания поверхностей зубьев шестерен. Масла должны обладать высокими противоизносными и противозадирными свойствами. Значение кинематического коэффициента вязкости масел при 100°C составляет примерно $0,10 \text{ м}^2/\text{с}$ (не менее $9,8 \text{ сСт}$).

1.3. Масляные системы газотурбинных двигателей

1.3.1. Типичная схема масляной системы

Типичная принципиальная схема масляной системы ГТД представлена на рис.1.5. Направления движения потоков масла, масловоздушной смеси и воздуха показаны с помощью соответствующих стрелок. Как видно из рассмотрения данной схемы, циркуляция масла в замкнутом контуре осуществлена через маслобак. Причем, из двигателя масло возвращается в маслобак после его охлаждения в теплообменнике. Сепарация откачиваемой из двигателя масловоздушной смеси производится с помощью приводного центробежного воздухоотделителя (центрифуги). Поэтому на охлаждение в теплообменник поступает масло, практически не содержащее включений воздуха. Воздух из маслобака и из масляных полостей двигателя по системе суфлирования после его очистки в суфлере от частиц масла отводят в атмосферу (обычно на срез сопла).



1 – маслобак; 2 – датчик температуры; 3 – нагнетающий насос (с редукционным клапаном); 4 – запорный клапан; 5 – фильтр (с перепускным клапаном); 6 – датчик сигнализации о загрязнении фильтра; 7 – датчик давления; 8 – суфлёр-сепаратор; 9 – условная масляная полость двигателя; 10 – форсунка; 11 – защитный фильтр; 12 – откачивающий насос; 13 – приводной центробежный воздухоотделитель (центрифуга); 14 – датчик сигнализации наличия стружки в масле; 15 – теплообменник (с перепускным клапаном).

Рис. 1.5. Типичная схема масляной системы

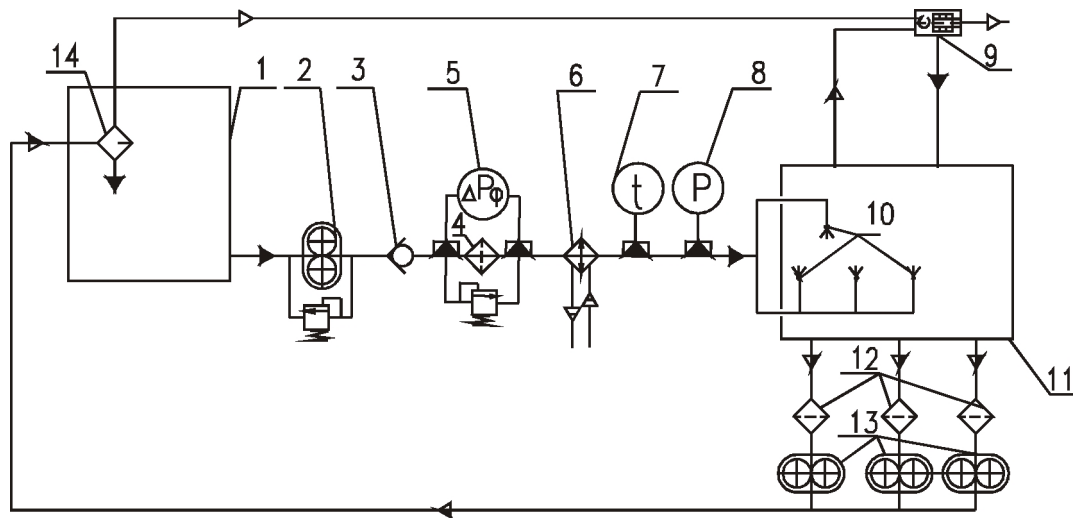
Здесь и на двух последующих схемах стрелками показано движение потоков:

◀ – воздуха; ◀ – масла; ◀ – масло-воздушной смеси; ◀ – хладагента.

По такой схеме выполнены масляные системы многих авиационных ГТД. Поэтому её можно назвать классической.

1.3.2. Циркуляционная схема масляной системы с «горячим» маслобаком.

Ещё одна распространенная схема масляной системы представлена на рис.1.6. Ее отличительной особенностью является то, что сепарация масловоздушной смеси, откачиваемой из двигателя, производится в статическом воздухоотделителе (циклонного или лоткового типа), размещенном внутри маслобака. У специалистов она получила условное название системы с «горячим» маслобаком.



1 – маслобак; 2 – нагнетающий насос (с редукционным клапаном); 3 – запорный клапан; 4 – фильтр (с перепускным клапаном); 5 – датчик сигнализации о засорении фильтра; 6 – теплообменник (с перепускным клапаном); 7 – датчик температуры; 8 – датчик давления; 9 – суфлёр-сепаратор; 10 – форсунка; 11 – условная масляная полость; 12 – защитный фильтр; 13 – откачивающий насос; 14 – статический воздухоотделитель.

Рис. 1.6.. Принципиальная схема масляной системы с «горячим» маслобаком

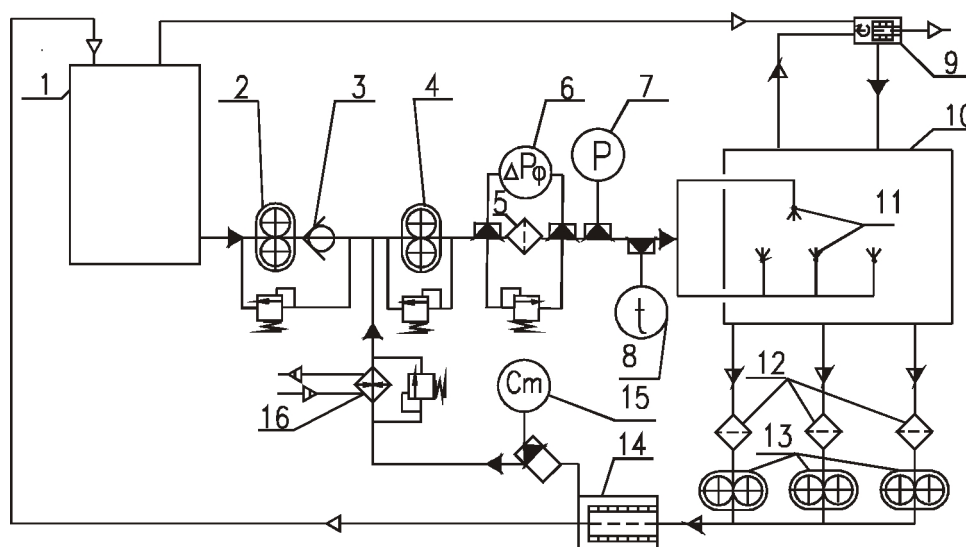
В такой схеме охлаждение масла происходит в линии подачи его в двигатель. Воздух, отделенный от масла в статическом сепараторе, удаляют по системе суфлирования. Такой тип принципиальной схемы масляной системы, в частности, характерен для двигателей зарубежных фирм «Пратт - Уитни» и «Роллс - Ройс».

В масляных системах двигателей фирмы «Дженерал Электрик» последних разработок используют подобную схему циркуляции масла, но с одним существенным отличием: масловоздушную смесь охлаждают перед тем, как она поступает в сепаратор. У двигателей с такой схемой циркуляции в маслобак сливается охлажденное масло. При этом, очевидно, что, поскольку охлаждать приходится не только масло, но и содержащийся в нем воздух, то потребные охлаждающие поверхности теплообменников и проходные сечения масляных каналов в них должны быть соответственно увеличены.

В рассмотренных схемах маслобак включен в состав циркуляционного контура масляной системы. Однако циркуляцию масла можно осуществлять и минуя маслобак.

1.3.3. Короткозамкнутая схема масляной системы

Схема, получившая название короткозамкнутой, показана на рис.1.7. Важной отличительной особенностью такой схемы является наличие в ней подкачивающего насоса, находящегося между маслобаком и нагнетающим насосом. С помощью подкачивающего насоса происходит заполнение системы маслом и подпитка циркуляционного контура. Циркуляция масла в процессе работы двигателя осуществляется следующим образом. Нагнетающий насос направляет масло в фильтр, и далее оно поступает в двигатель. Откачиваемая из узлов двигателя масловоздушная смесь поступает в центрифугу, где происходит отделение воздуха от масла. Воздух из центрифуги отводят в маслобак (и далее удаляют из двигателя через систему суфлирования), а масло направляют в теплообменник. Затем охлажденное масло возвращается на вход в нагнетающий насос, завершая цикл циркуляции. При работе двигателя циркулирование масла по описанному контуру происходит непрерывно.



1 – маслобак; 2 – подкачивающий насос (с редукционным клапаном); 3 – запорный клапан; 4 – нагнетающий насос (с редукционным клапаном); 5 – фильтр (с перепускным клапаном); 6 – датчик сигнализации о засорении фильтра; 7 – датчик давления; 8 – датчик температуры; 9 – суфлёр-сепаратор; 10 – условная масляная полость двигателя; 11 – форсунка; 12 – защитный фильтр; 13 – откачивающий насос; 14 – приводной центробежный воздухоотделитель; 15 – датчик сигнализации о наличии стружки в масле; 16 – теплообменник (с перепускным клапаном).

Рис.1.7. Схема короткозамкнутой масляной системы

На стационарных режимах масло с выхода подкачивающего насоса через редуционный клапан постоянно возвращается на вход этого насоса. Редуционный клапан, настроенный на небольшой перепад давления ($\sim 0,05$ МПа), не является препятствием для указанного возврата масла. На переходных режимах при увеличении оборотов ротора подкачивающий насос подает дополнительное количество масла на вход в нагнетающий насос. При снижении режима работы часть масла, возвращаемого из двигателя, перепускают в маслобак (через редуционный клапан подкачивающего насоса).

Подпитка маслом циркуляционного контура необходима не только при увеличении режима работы двигателя, но и для компенсации безвозвратных потерь масла, происходящих в системе.

Впервые короткозамкнутая схема масляной системы была реализована на ТВД НК-12, затем – на двигателе АИ-20. У всех ТРДД, созданных под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова, масляные системы выполнены по короткозамкнутой схеме.

В такой схеме маслобак служит, главным образом, для заполнения системы, её подпитки на переходных режимах и компенсации эксплуатационного расхода масла.

Короткозамкнутая схема имеет ряд преимуществ по сравнению с вышерассмотренными циркуляционными системами:

- уменьшается потребный объём маслобака (на 20-30%);
- сокращается время прогрева масла в циркуляционном контуре при низкотемпературных запусках двигателя;
- повышается «живучесть» масляной системы в случае потери герметичности маслобака;
- уменьшается длина и масса трубопроводов масляной системы;
- создаётся возможность увеличить прокачку масла через узлы двигателя.

Масляные системы ГТД подразделяются на разомкнутые и замкнутые (циркуляционные). *Разомкнутые масляные системы* применяются в напряженных двигателях одноразового или кратковременного действия. Масло в таких двига-

телях после работы значительно изменяет свои эксплуатационные свойства и через проточную часть удаляется из двигателя. В конструктивном отношении такие системы значительно проще. В двигателе масло подается сжатым воздухом. Агрегаты откачивающей магистрали отсутствуют. По такой схеме выполнены масляные системы отдельных теплонагруженных опор ГТД с использованием вместо масла керосина с последующим сжиганием его в двигателе.

Циркуляционные системы ГТД в зависимости от схемы движения масла подразделяют на *одноконтурные, двухконтурные и короткозамкнутые*. В одноконтурной масляной системе ГТД, масло из двигателя после очистки от механических примесей проходит через воздухоотделитель (в ГТД центробежного типа, с сообщением воздушной магистрали с атмосферой через двигатель), где почти полностью освобождается от растворенного воздуха, охлаждается в ТМР (ТРД) или ВМР (ТВД) и возвращается в масляный бак через верхний штуцер струей по стенке (спокойнее струя и меньшая вероятность пенообразования). В одноконтурной маслосистеме ГТД все масло работает. Забор масла из бака ТРД осуществляется через нижний штуцер, выступающий от дна на 3-5 мм, нижняя часть бака выполняет роль отстойника механических частиц. В ТВД заборный штуцер маслосистемы расположен над дном значительно выше, постоянно оставляя в баке количество масла, необходимое для флюгирования винта (флюгерный насос имеет свой, низко расположенный заборный штуцер).

Все масляные системы ГТД - закрытого типа, т.е. дренаж их осуществляется через двигатель. Высотность таких систем больше, чем открытых. Кроме того, исключается выброс масла и попадание пыли и влаги в систему из атмосферы. В современных масляных системах ГТД обязательна установка центробежных суфлеров - центробежных маслоотделителей. Одноконтурная схема масляной системы применяется на большинстве самолетов с ТРД.

Высотность ЛА определяется работой топливной системы, зависящей кроме конструктивных и других факторов от некоторых эксплуатационных и физико-химических свойств топлив: давления насыщенных паров, испаряемость, температура кипения, содержание растворенного воздуха; и физических параметров -

температуры, давления. При этом главным свойством является давление насыщенных паров в конкретных условиях. Значение этого параметра составляет 40,0...53,3 гПа (30... 40 мм рт.ст.). Чем меньше эта величина, тем на большей высоте из-за развития кавитации возможны срыв работы насосов и перебои в снабжении двигателей топливом.

Все сказанное о высотности топливной системы, справедливо для масляных одноконтурных систем. Однако, поскольку давление насыщенных паров масел для ТРД составляет 16...20 гПа (12...15 мм рт.ст.), теоретически высотность одноконтурных масляных систем больше топливных (при прочих равных условиях примерно на 2 км). Поправки в худшую сторону дает температура масла на входе в нагнетающий насос (в некоторых случаях она может быть выше температуры топлива) и растворенный воздух. Основные магистрали двухконтурной масляной системы (рис. 1.8) аналогичны одноконтурной. Различие состоит в том, что у двухконтурной имеется подкачивающий насос подпитки *A* и два контура течения масла - основной (выделенный на схеме жирной линией) и дополнительный, соединяющий основной контур с маслобаком магистралью с жиклером *C*. По основному контуру циркулирует 90%прокачиваемого масла. Около 10% проходит через жиклер *C* в бак для подогрева запаса масла. В результате ограниченного количества масла, находящегося в постоянной работе, сокращается время его прогрева и подготовки ЛА к полёту. Такая схема, выполненная на самолетах Ту-114, Ил-62 и других, обеспечивает высотность системы до 17 км за счет повышенного давления масла на входе в нагнетающий насос, создаваемого насосом подпитки *A*. При исключении из схемы магистрали *B* и жиклера *C* схема становится одноконтурной.

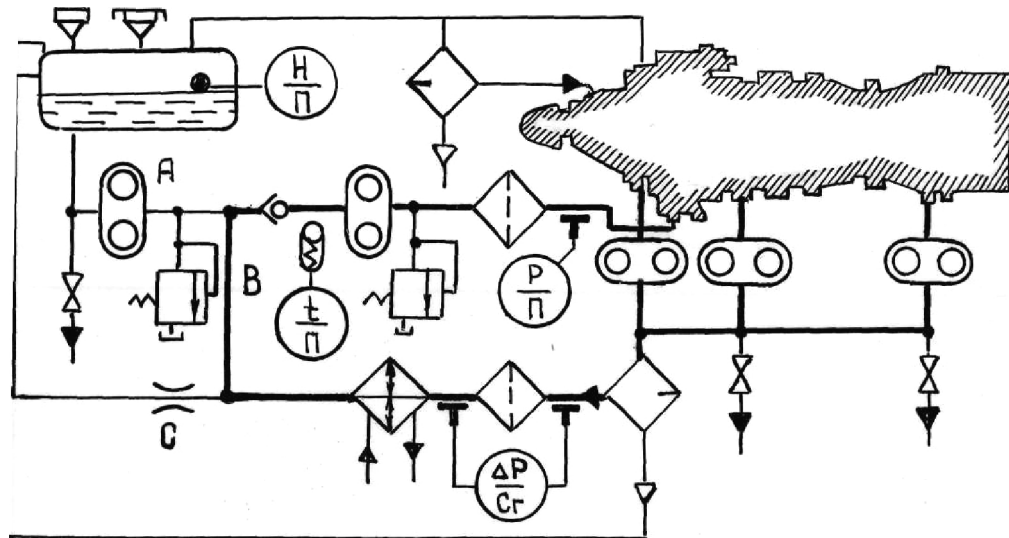


Рис. 1.8. Принципиальная схема двухконтурной масляной системы авиационного ГТД

В некоторых ТВД (на самолетах Ан-10, Ил-18, Ан-24 и др.) используется короткозамкнутая схема масляной системы, отличающаяся от двухконтурной отсутствием магистрали с жиклером С. В этой схеме масло, минуя бак, циркулирует по контуру: двигатель - радиатор - насос - двигатель.

Поддержание повышенного давления на входе в основной масляный насос и пополнение израсходованного масла в рабочем контуре производится из бака насосом подпитки А (рис. 1.8). В этом случае бак не используется для дополнительного охлаждения масла, это увеличивает размеры и вес радиатора. Другим недостатком схемы является большая мощность устройства для отделения воздуха.

Короткозамкнутые системы обладают всеми преимуществами двухконтурных. Высотность такой системы практически неограниченна из-за меньших гидравлических потерь короткого контура.

В масляных системах самолетов с ТВД предусмотрена еще одна магистраль с постоянной циркуляцией небольшого количества горячего масла: селекторный клапан регулятора постоянной частоты вращения ротора двигателя - трубопровод системы флюгирования воздушного винта - бак. Этим обеспечивается постоянная готовность к работе системы флюгирования при отрицательной температуре окружающего воздуха.

1.3.4. Особенности масляных систем вертолетов с ТВАД

Системы смазки вертолетов с ТВАД состоят из изолированных друг от друга масляной системы турбокомпрессорной части двигателя и масляной системы главного редуктора.

Масляная система двигателя - циркуляционная, под давлением, выполнена по одноконтурной схеме открытого типа. На двигателях большой мощности их суфлирование осуществляется через центробежные маслоотделители. В некоторых случаях масло из двигателя дополнительно охлаждается путем подогрева элементов конструкции воздухозаборников. В остальном масляные системы вертолетных двигателей не отличаются от самолетных.

Масляная система главного редуктора (редуктора несущего винта) - циркуляционная, одноконтурная, открытая, т.е. аналогична масляной системе двигателя. Охлаждение масла осуществляется в ВМР. Роль маслобака выполняет поддон редуктора или его маслоотстойник. В некоторых выполненных конструкциях (Ми-6) масляная система главного редуктора объединена с масляными системами свободной турбины (турбины винта) и трансмиссии. Это повышает безопасность полета при одновременном отказе одного из двигателей и его обгонной муфты. Свободная турбина остановившегося двигателя будет вращаться вместе с несущим винтом в условиях нормально работающей масляной системы.

В связи со значительными гидравлическими потерями, в объединенных масляных системах для их надежной работы перед насосами, нагнетающими масло к деталям трансмиссий и подшипникам валов турбины и винта, устанавливаются дополнительные масляные насосы подпитки. Промежуточные и хвостовые редукторы имеют автономные системы смазки с заправкой масла непосредственно в картер редуктора. Смазка осуществляется барботажем, под давлением от автономного масляного насоса или одновременно обоими методами. В промежуточных и хвостовых редукторах используются масла марок ВНИИ НП-25 и гипоидное масло.

1.4. Состав агрегатов масляных систем

Запас масла, требуемый для обеспечения работы двигателя в течение заданного времени, содержится в маслобаке. Подачу масла в двигатель осуществляют с помощью нагнетающего насоса, создающего требуемое давление на входе в разветвленную сеть распределения масла по потребителям. Непосредственно к узлам трения впрыск масла производят с помощью форсунок.

Отвод масла осуществляют откачивающими насосами (крайне редко для откачки масла из отдельных узлов двигателя используют жидкостные эжекторы).

Прежде, чем масло вновь поступит на вход в нагнетающий насос, от него должен быть отделен воздух, содержащийся в откачиваемой масловоздушной смеси. В связи с этим в системе должно быть предусмотрено сепарирующее устройство, устанавливаемое на выходе из канала, объединяющего магистрали откачки масла из всех узлов двигателя.

Поскольку из двигателя масло возвращается подогретым, т.е. с выходной температурой более высокой (на 40°C) по сравнению с величиной его температуры на входе в двигатель, то очевидно, что масло необходимо охлаждать. Для отвода тепла от масла в циркуляционном контуре масляной системы должна быть предусмотрена установка маслоохладителя.

Так как в процессе работы двигателя происходит загрязнение масла продуктами износа трущихся поверхностей и механическими примесями из воздуха, с которым масло контактирует в масляных полостях двигателя, то для его очистки в циркуляционном контуре должны быть установлены фильтры тонкой очистки.

Таким образом, для обеспечения нормального функционирования масляной системы ГТД необходим вышеуказанный состав агрегатов. Эти агрегаты, определенным образом связанные между собой трубопроводами, создают возможность для непрерывного поступления к узлам трения охлажденного и очищенного масла, циркулирующего по замкнутому контуру.

В связи с необходимостью осуществления контроля работоспособности масляной системы для измерения уровня температуры и давления в характерных точках циркуляционного контура устанавливают соответствующие датчики. Так, на входе масла в двигатель всегда измеряют величину его давления и, как прави-

ло, величину температуры (у некоторых двигателей производят контроль температуры масла только на выходе его из двигателя).

1.5. Масла, применяемые в авиационных двигателях

Нефтяные минеральные масла получают при разгонке мазутов с последующим удалением из них определенных групп соединений, ухудшающих эксплуатационные свойства. Добавление присадок является наиболее простым способом улучшения свойств масел. Композиция нескольких присадок придает минеральным маслам необходимые свойства.

В связи с ростом механических и тепловых нагрузок, особенно в двигателях сверхзвуковых самолетов, повышением требований к маслам и значительным расширением температурного диапазона их работы проводится большая работа по созданию синтетических масел.

1.5.1. Масла для авиационных турбореактивных двигателей

Для масляных систем современных дозвуковых ТРД применяют маловязкие нефтяные масла **МК-8**, **МК-8П**, **МС-8**, **МС-8П**, **МС-6** и трансформаторные - марки "ТК", термостабильные до 120...140°C, **МН-7,5** – до 150°C. Вязкость масел в наименовании определена при 50°C. Вязкость масла ТК - 9,6 сСт (0,096 м²/с).

М обозначает для авиации, **К** или **С** – способ очистки (кислотный или селективный), цифра – значение кинематического коэффициента вязкости в сСт.

Для улучшения термоокислительной стабильности добавляется антиокислительная присадка **ДБПК-69** (дибутилпаракрезол) или топанол-0 в количестве 0,6% весовых, после чего к названию сорта добавляется буква **П**. Температурный диапазон работы масел без присадки: -20...+120°C, с присадкой: -25...+150°C. По смазывающей способности все масла равноценны и взаимозаменяемы.

В США на самолетах с ТРД применяются минеральные масла **Mil-0-608IB** (сорт 1010) и **Mil-0-608IB** сорт 1005) с вязкостью 0,03...0,04 м²/с при 98,9°C. В

Англии: **DEngRD-2490** (международное обозначение OM-11 и обозначение фирмы «Shell» **Turbine oil-3 (DED-3479)0** и **DED-2480** - минеральные масла с вязкостью около $0,075 \text{ м}^2/\text{с}$ ($7,5 \text{ сСт}$) при $98,9^\circ\text{C}$ в международных портах разрешена дозаправка отечественных самолетов минеральными маслами **DEngRD-2490**, **Mil-0-608IB** (сорт 1010) и **Turbine oil-3**.

В нашей стране для ТРД выпускаются следующие синтетические масла. ВНИИ **НП 50-1-4Ф** работоспособно до температуры 175°C и кратковременно до 200°C . Вязкость кинематическая при 100°C не менее $0,032 \text{ м}^2/\text{с}$ ($3,2 \text{ сСт}$), при -40°C не более $20,0 \text{ м}^2/\text{с}$ (2000 сСт). Плотность при 20°C 926 кг/м^3 .

ЛНМЗ 36/IK работоспособно до 200°C , кратковременно до 250°C и в течение одного часа до 300°C . Кинематическая вязкость при 100°C не менее $0,035 \text{ м}^2/\text{с}$, при -40°C не более $28,0 \text{ м}^2/\text{с}$. Плотность $980...997 \text{ кг/м}^3$ при 20°C . Температура застывания синтетических масел -60°C .

Запуск двигателей на этих маслах возможен без подогрева до температуры $-40...-50^\circ\text{C}$. Оба масла можно смешивать с нефтяными, но делать это нецелесообразно. Масла хорошо работают в двигателях как дозвуковых, так и сверхзвуковых самолетов.

В США широко используются синтетические масла, например **Mil-L-7808G**, в Англии-**DEngRD-2487**.

Отечественные самолеты зарубежными синтетическими маслами заправлять не разрешается.

1.5.2. Масла для авиационных турбовинтовых двигателей

Для обеспечения надежной работы ТВД используются смеси маловязких и высоковязких нефтяных масел. Предполагается, что носителем качеств, необходимых для смазки и охлаждения подшипников ротора, являются масла типа **МС-8**, а носителем противоизносных свойств, обеспечивающих работу редукторов, масла типа **МС-20**. Смесевые масла готовят в службах ГСМ. Главным недостатком смесевых масел является усиление лакообразования после испарения легких фракций. На ТВД мощностью до 2900 кВт (4000 л.с.) используются смеси, состоящие

из 75% МК-8 (МС-8) и 25% МС-20 (МК-22), обозначаемые СМ-4,5. Большие мощности ТВД требуют для работы смесь из 75% МС-20 (МК-22) и 25% МС-8 (МК-8) - СМ-11,5. Последняя может быть заменена маслом МН-7,5 (смесь нефтяной основы с антиокислительной, ротивоизносной, антикоррозионной и загущающей присадками). Это масло работает в диапазоне температуры от -35 до +140°C и позволяет производить запуск двигателя без подогрева до температуры -25°C.

За рубежом для ТВД широко используются минеральные масла спецификаций **DED -2479/0** без присадки и **DED - 2479/1** с присадкой, выдерживающие большие давления. Их вязкость составляет 0,03...0,075 м²/с при 98,9°C.

На вертолетах с ТВД используются минеральные масла МК-8 (-8П), МС-8 (-8П) и ТК. Для масляных систем трансмиссий и главных редукторов вертолетов используются маслосмеси СМ-8 (50% МК-8 и 50% МС-20 (МК-22), СМ-9 (67% гипоидного масла и 33% АМГ-10) и масло ВНИИ НП-25 (низкозастывающая основа балахашской масляной нефти, загущенная высоковязким компонентом с антиокислительной и противозадирной присадками).

В летнее время СМ-8 заменяется на СМ-11,5 и СМ-9 на гипоидное масло.

Из синтетических масел в нашей стране получили распространение для ТВД самолетов ВНИИ **НП-7**, с вязкостью 0,075...0,080 м²/с при 100°C, допускающее запуск двигателей без подогрева при температуре до -30°C, и для вертолетных ГТД единое полиэфирное масло **Б-ЗВ**. Последнее имеет плотность при 20°C около 990 кг/м³, вязкость при 100°C не менее 0,05 м/с, при -40°C не более 120 м/с. Температура застывания не выше -60°C, Масло способно работать в интервале температур от -35 до +200°C без замены в течение полного ресурса двигателя.

1.6. Определение потребной прокачки масла через ГТД

1.6.1. Подшипники роторов двигателя.

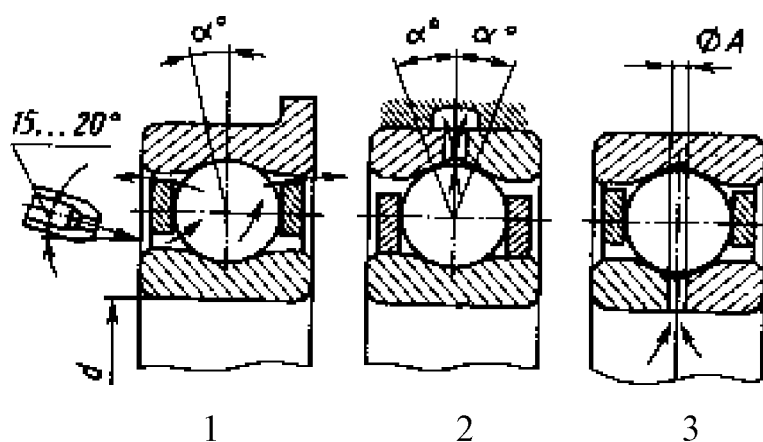
В опорах ГТД наиболее ответственными элементами являются подшипники. Именно они осуществляют силовую связь ротора со статором. В опорах ши-

рокое распространение получили подшипники качения. По сравнению с подшипниками скольжения они имеют меньшие геометрические размеры, обеспечивают более высокую частоту вращения ротора, имеют существенно меньшую величину коэффициента трения. Соответственно, они требуют меньшего количества масла для их смазки и охлаждения.

В ГТД используют шариковые и роликовые подшипники средних и сверхлегких серий. Конструктивно подшипник качения состоит из наружного и внутреннего колец, между которыми располагаются тела качения (шарики или ролики), фиксируемые в нужном положении с помощью сепаратора.

Шариковые радикально-упорные подшипники, воспринимающие осевые нагрузки, устанавливают в зоне компрессора, а в турбине используют роликовые подшипники.

На рис. 1.9 показаны основные элементы однорядного радиально-упорного шарикового подшипника: внутреннее и наружное кольцо (обоймы), шарики и сепаратор, разделяющий тела качения по окружности (для исключения трения между ними). По количеству точек контакта шариков с обоймами подшипники бывают с двух-, трех- и с четырёхточечным контактом.



1 - двухточечный ; 2 - трёхточечный ; 3 - четырёхточечный

Рис. 1.9. Типы радиально-упорных шарикоподшипников

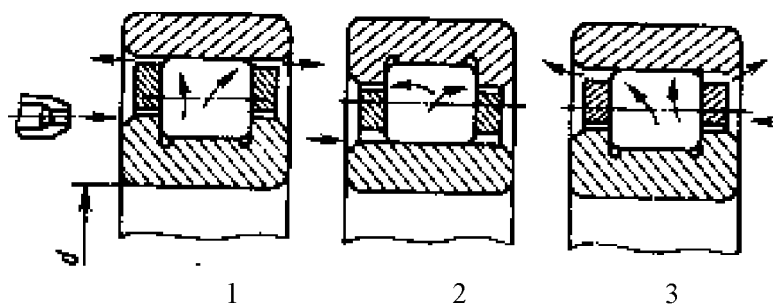
Под действием осевой нагрузки у шарикового подшипника происходит смещение внутренней обоймы относительно наружной (в направлении осевой силы). При этом образуется угол контакта α . Он определяет величину осевой силы, допустимую для конкретного подшипника. Обычно $\alpha = 20 \dots 26^\circ$, у специальных подшипников – до 38° .

Повышенной грузоподъемностью отличаются подшипники трехточечного и четырёхточечного контакта. Однако, следует иметь в виду, что при наличии изгибной деформации опоры в случае использования четырёхточечного под-

шипника возможно «закусывание» шариков, которое приводит к выходу из строя подшипника.

У трех- и четырёхточечного подшипников одна из обойм должна быть разрезной (чаще внутренняя).

У роликовых подшипников на одной обойме выполняют боковые буртики, удерживающие ролики от осевого перемещения (рис. 1.10). Предпочтительнее их выполнять на внутреннем кольце, что облегчает выход масла из подшипника. В отличие от шариковых подшипников у роликовых одна обойма относительно другой может смещаться в осевом направлении на несколько миллиметров, что особенно важно для турбины.



1, 2 – центрирование сепаратора по наружному кольцу; 3 - центрирование сепаратора по внутреннему кольцу

Рис. 1.10. Роликовые подшипники

Для уменьшения диаметральных размеров и массы роликового подшипника иногда у него отсутствует внутреннее кольцо. В этом случае ролики катятся по цементированным или азотированным поверхностям вала, выполняемым с высокой точностью и соответствующей чистотой поверхности.

Способ центрирования сепаратора имеет важное значение для обеспечения работоспособности подшипника. Как правило, конструкторы предпочитают использовать подшипники с центрированием сепаратора по наружному кольцу. При этом улучшается подвод масла к подшипнику. Его впрыскивают в зазор между сепаратором и внутренним кольцом.

У подшипников, устанавливаемых на валы с диаметром $d = 100 \dots 150 \text{ мм}$, радиальный зазор при их изготовлении составляет $60 \dots 100 \text{ мкм}$, а при монтаже в конструкцию ГТД он уменьшается почти вдвое. При таких малых зазорах между телами качения и кольцами подшипника важной задачей является эффективное охлаждение его элементов. Разность температуры внутреннего кольца подшипника и наружного не должна превышать 50°C , иначе может произойти «закусывание» тел качения.

Охлаждение подшипников осуществляют маслом, отводящим тепло, выделяемое за счет трения в элементах подшипника.

Количество тепла, выделяемого в подшипнике, пропорционально его нагрузке и угловой скорости вращения вала:

$$Q \approx f_{\text{пр}} \cdot P_{\text{экв}} \cdot V_{\text{окр}} \text{ [кВт]}, \quad (2)$$

где $f_{\text{пр}}$ – приведенный коэффициент трения, (для шариковых подшипников $f_{\text{пр}} = 0,003-0,005$, для роликовых - $0,004-0,006$);

$V_{\text{окр}}$ – окружная скорость вала на посадочном диаметре вала d , м/с;

$P_{\text{экв}}$ – эквивалентная нагрузка на подшипник $P_{\text{экв}} = R + mA$, (R – радиальная нагрузка, A – осевая сила, $m=2$ для шариковых подшипников, $m=0$ для роликовых).

Срок службы подшипника зависит от его типа и конструктивных размеров (т.е. от грузоподъемности подшипника), от действующей на него эквивалентной нагрузки, от угловой скорости ротора, от условий его охлаждения и смазки. Характерным признаком наступления усталости материала является выкрашивание металла на рабочих поверхностях шариков, роликов или колец в виде мелких точек (оспин) или отслаивания материала на беговых дорожках (шелушения).

Быстроходность подшипника характеризуется величиной параметра $d \cdot n$,

где d – диаметр вала, мм, n – частота вращения вала, об/мин.

При $d \cdot n < 2 \cdot 10^6$ масло, подводимое к подшипнику, впрыскивают под сепаратор с помощью струйной форсунки (рис.1.9,а и 1.10,а). При этом подводят масло в трех и более точках по окружности (с целью обеспечения равномерности температуры обойм подшипников по окружности).

При $d \cdot n > 2 \cdot 10^6$ масло необходимо подводить через каналы во внутренней обойме подшипника, используя центробежный эффект. А под обойму (или внутрь вала) масло впрыскивают струйными форсунками.

У ТРДД с тягой ~ 150 кН в наиболее нагруженном радиально-упорном шариковом подшипнике ротора ВД выделяется значительное количество тепла (от 10 до 20 кВт). Для обеспечения нормального теплового состояния этого подшипника к нему подают от 6 до 10 л /мин масла. А для роликовых подшипников по статистике прокачка масла составляет от 1 до 4 л /мин. Потребную прокачку масла определяют расчётным путём. Подогрев масла в подшипнике не должен превышать 50°C .

Тип подшипников для опор роторов выбирают по каталогу с учетом исходных данных по геометрическим размерам, условиям работы, действующим

нагрузкам и требуемой их долговечности. Авиационные подшипники выпускают специализированные заводы, например, самарское ОАО «Завод авиационных подшипников».

Материалы, из которых изготавливают кольца и тела качения подшипников:

- ШХ-15 – при рабочей температуре 200...250°C.
- ЭИ-437 – при 300...400°C.
- ЭИ-347Ш – при более высоких температурах.

1.6.2. Расчёт количества масла, необходимого для отвода тепла от подшипника

Количество масла, необходимое для отвода тепла от подшипника качения, работающего в ГТД, зависит от многих факторов, важнейшие из которых вошли в выражение для определения потребного расхода:

$$Q_n = \frac{q_{нк} + q_e}{C_m \rho_m (t_{мвх} - t_{мвх})}, \quad (3)$$

где $q_{нк}$ - количество тепла, выделяемое при работе подшипника качения, Дж/мин;

q_e - количество тепла, передаваемое подшипнику от горячих деталей двигателя, Дж/мин;

c_m - удельная теплоемкость масла, Дж/кг·К;

ρ_m - плотность масла, кг/м³;

$t_{мвх}$, $t_{мвх}$ - температура масла соответственно на выходе из двигателя и на входе в него, °C.

Из зависимости (3) следует, что для уменьшения прокачки масла желательно иметь низкую температуру масла на входе и высокую на выходе. При работе на минеральных маслах поддерживать низкую температуру на входе (менее +40°C при выходе на режим) не рекомендуется из-за увеличения вязкости, снижающей располагаемую прокачку. Это приводит к уменьшению теплоотвода, перегреву подшипника и разрушению его элементов (в первую очередь шариков, имеющих худшие условия теплоотвода).

К аналогичным результатам - масляному голоданию - приводит закоксовывание масляных каналов при повышении температуры масла на земле из-за высокой температуры наружного воздуха, проходящего через воздушно-масляный радиатор или через покрытый смолистыми отложениями топливно-масляный радиатор, не обеспечивающий достаточный отвод тепла от масляного потока. Длительная работа двигателя на режимах выше номинального приводит к значительному увеличению притока теплового потока q_c к подшипникам, что затрудняет работу масляной системы и повышает возможность смолообразования.

Высокая температура масла на выходе из двигателя $t_{m\text{вых}}$ опасна из-за возможного перегрева подшипников. В то же время ее увеличение обуславливает уменьшение потребной прокачки масла. У легированных сталей при температуре выше 175°C уменьшается твердость, что приводит к снижению работоспособности подшипников и возможному выходу их из строя. Увеличение перепада температуры $\Delta t_m = t_{m\text{вых}} - t_{m\text{вх}}$, который через потребную прокачку оказывает влияние на мощность качающих узлов и емкость масляной системы, стало возможным с переходом на синтетические масла.

Количество масла, потребное для обеспечения надежной работы приводов Q_{np} , можно определить, если известны мощности установленных агрегатов N_{agr} и механический КПД передачи. Допуская, что все тепло трения в передачах отводится с маслом, получаем выражение

$$Q_{np} = \frac{25,122 \cdot 10^4 (1 - \eta) N_{agr}}{c_m \rho_m \Delta t_m}, \quad (4)$$

где N_{agr} - в ваттах (Вт).

Если в двигателе имеются гидромеханизмы, использующие масло в качестве рабочей жидкости, необходимо учесть прокачку масла, потребную для их работы. В ТВД масло дополнительно используется на смазку и охлаждение редуктора. Прокачку через него Q_p можно оценить по выражению (4). Таким образом, полная прокачка масла через двигатель определится суммой перечисленных локальных прокачек:

$$Q_{дв} = \Sigma Q_{п} + Q_{np} + Q_{гм} + Q_p, \quad (5)$$

где $\Sigma Q_{\text{п}}$ суммарная прокачка по числу подшипников.

Кроме процессов закоксовывания масляных каналов и форсунок прокачка через двигатель значительно усложняется вспениванием масла при выделении растворенного воздуха. Пенообразование зависит от сорта масла (растворимость воздуха при нормальных условиях в различных сортах масла лежит в пределах от 4 до 12 объемных %), его вязкости, величины поверхностного натяжения и высоты полета. Это приводит к тому, что *откачивающие магистрали имеют производительность в 2,5...3,0 раза больше нагнетающих* при условии принятия специальных мер для уменьшения содержания воздуха в масле. К таким мерам относятся центробежные воздухоотделители, эффективность которых зависит от скорости вращения и геометрических размеров. Все параметры имеют оптимальные значения, зависящие от расхода и вязкости масла. Центрифуги уменьшают содержание растворенного воздуха до 4-5%.

Вторым направлением является *снижение поверхностного натяжения* масел введением кремнийорганических присадок (полиметилсилоксан ПМС-200А и др.) в количестве 0,002...0,005% по объему. При этом одновременно у масел улучшается термическая стабильность и уменьшается испаряемость.

Потребная прокачка масла через двигатель зависит от типа двигателя, его тяги или мощности, теплонапряженности проточной части, совершенства конструкции, режима полёта, свойств масла и других факторов, учесть которые очень сложно.

1.6.3. Определение количества масла в системе

Количество масла в системе двигателя, включая масляный бак, зависит от количества масла, расходуемого двигателем в полете, наибольшей продолжительности полета данного типа ЛА, условий обеспечения устойчивой работы нагнетающего насоса, объемов масляных полостей агрегатов, двигателя и трубопроводов:

$$m_{\text{мс}} = m_{\text{расх}} + m_{\text{min}} + m_{\text{тр}} + m_{\text{агр}} + m_{\text{дв}}. \quad (6)$$

Нормы расхода масла при летной эксплуатации - это регламентированное количество масла, необходимое для выполнения полетов ЛА каждого типа. Нормы устанавливают на основании статистики и стендовых испытаний для создаваемых двигателей, уточняют по данным летных испытаний типа ЛА и выражают часовым расходом Q_m (табл. 1).

Таблица 5.1

Средние нормы расхода масел при летной эксплуатации ЛА

ЛА	Смесь, масло	Расход, кг/ч
Ан-12	СМ-4,5	3,0
Ан-24, Ан-24Т	СМ-4,5	1,5
Ан-26	СМ-4,5; ВНИИ НП 5О-1-4Ф	1,5
Ан-30	СМ-4,5; 36/К	1,5
Ил-62, Ил-62М	МК-8; МК-8П; МС-8П	3,0; 2,0
Ил-76, Ил-76Т	МК-8; МК-8П; МС-8П	2,0
Ту-134, Ту-134А, Ту-134Б	МК-8П; ВНИИ НП-5О-1-4Ф	1,5
Ту-154, Ту-154А, Ту-154Б, Ту-154М	МК-8П; ВНИИ НП-5О-1-4Ф	2,0; 3,0; 3,0
Як-40	МК-8П; Б-3В	1,0
Ми-2	СМ-9	0,6
Ми-8, Ми-8П, Л-410	Б-3В	1,0
Ми-6, Ми-10	СМ-8, СМ-11,5	4,0

В полете масло расходуется за счет испарения легких фракций, утечек через лабиринтные уплотнения и выброса с выделившимся воздухом через дренажную систему. Таким образом, количество масла, расходуемого в полете:

$$M_{\text{расх}} = Q_m t_{\text{пол}}, \quad (7)$$

где $t_{\text{пол}}$ - наибольшая продолжительность полета для данного типа ЛА. Условия обеспечения устойчивой работы нагнетающего насоса масляной системы, как и насосов топливной системы, определяются в первую очередь отсутствием кавитационных явлений на входе в качающий узел. Бескавитационная работа насоса будет обеспечена при определенном давлении на входе в него, превышающем давление насыщенных паров. Это давление обеспечивается расположением

масляного бака выше входного патрубка в насос и определенным уровнем масла в баке, определяющим величину $m_{\min}$ в равенстве (6). Для ТВД к этому количеству добавляется определенный объем, необходимый и достаточный для флюгирования винта.

Таким образом, сумма первых двух членов выражения (6) представляет собой количество масла, находящегося в масляном баке двигателя. Для предотвращения выброса масла через дренажную систему и улучшения условий воздухоотделения полный объем бака выполняется на 10-15% больше количества масла в баке. Остальные составляющие определяют количество масла в трубопроводах ($m_{\text{тр}}$), в масляных полостях агрегатов ($m_{\text{агр}}$), насосах, радиаторах, воздушном винте и в двигателе ($m_{\text{дв}}$). Величины $m_{\text{дв}}$, $m_{\text{агр}}$ и $m_{\text{тр}}$ предварительно оцениваются по чертежам и компоновочным схемам и уточняются после выполнения системы в металле

1.7. Используемые формы изображения схем масляных систем

Масляная система ГТД, представляет собой определенную совокупность агрегатов. В принципиальной схеме масляной системы отражают связи между ними, необходимые для осуществления циркуляции масла по замкнутому контуру с совершением требуемых циклических процессов (тепловых и гидравлических). Кроме того, в принципиальных схемах условно показывают устройства, необходимые для контроля работоспособности масляной системы.

В соответствии с требованиями ЕСКД все элементы и устройства на схеме изображают в виде условных графических обозначений и дают им позиционные порядковые номера.

Принципиальная схема масляной системы является основополагающим документом, определяющим принципы ее работы, возможные регулировки и контроль параметров системы, а также выбор исходных данных для проведения расчета и конструирования, входящих в ее состав агрегатов. Поскольку масляная система функционально связана с системой суфлирования масляных полостей, то

обычно эти две системы изображают совместно на общей схеме. Учитывая, что такого рода схема по существу является пневмогидравлической, в соответствии с требованием государственного стандарта ей, как виду документа, присваивают буквенный код «С» (обозначающий «комбинированная схема») с цифрой «3» (как тип схемы – «принципиальная»). Так, например, у двигателя НК-86 принципиальная схема масляной системы имеет обозначение 86.000.000 С3.

В инженерной практике с целью облегчения восприятия и запоминания основных особенностей схемы масляной системы нередко её представляют в мнемоническом исполнении. Так, в качестве такого примера на рис. 1.11 приведена короткозамкнутая схема масляной системы двигателя НК-86.

Для сведения ниже приведены основные технические данные масляной системы этого двигателя :

- | | |
|--|---------------------|
| - температура масла на входе в двигатель, не более | 100 °С; |
| - давление масла на входе в двигатель: | |
| на максимальном режиме | 0,4-0,05 МПа; |
| на режиме «малый газ», не менее | 0,23 МПа; |
| - расход масла, не более | 1 кг/ч; |
| - прокачка масла через двигатель | от 0,9 до 1,2 кг/с; |
| - теплоотдача в масло, не более | 70 кВт. |

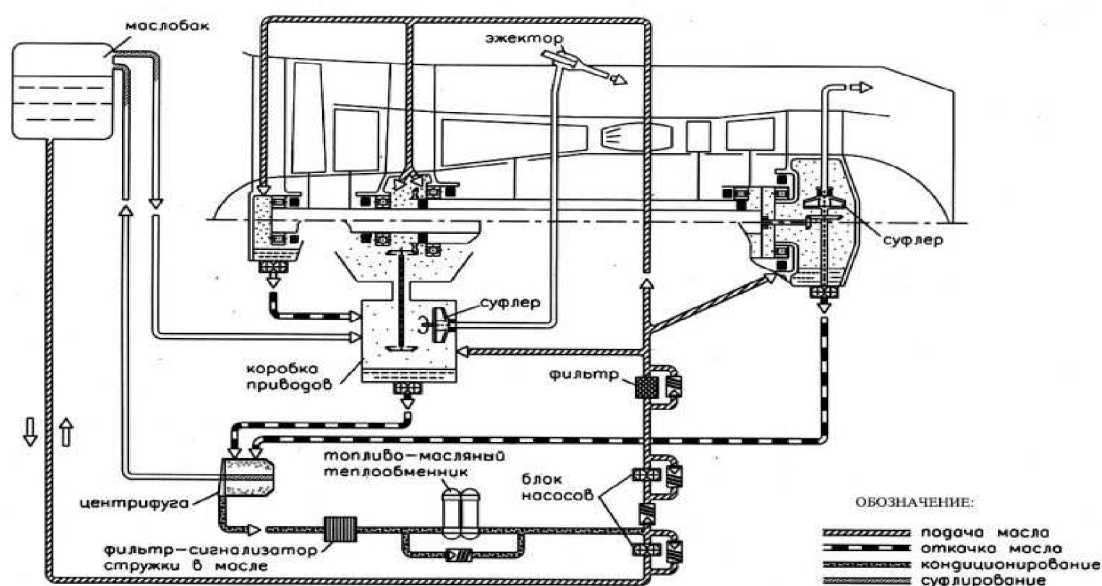


Рис. 1.11. Масляная система двигателя НК-86

На рис. 1.12. показана схема масляной системы двигателя RB – 211, представленная в своеобразном изображении.

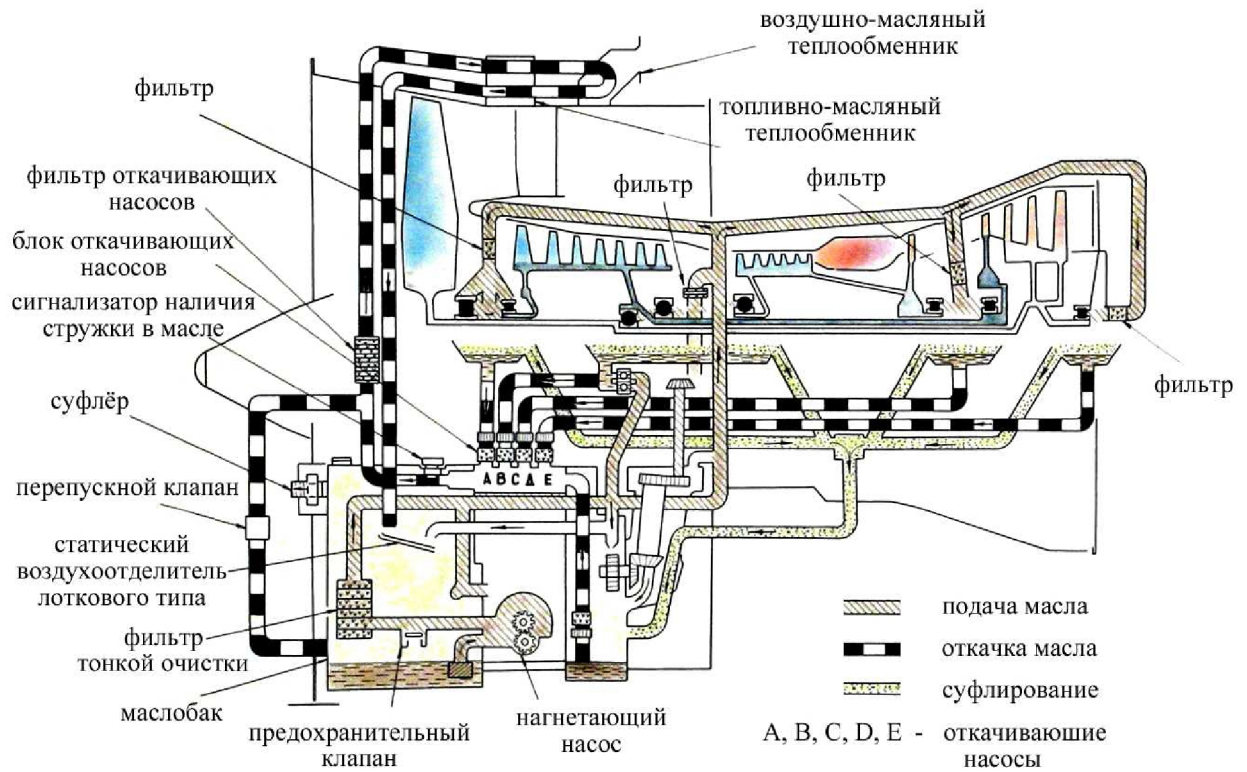


Рис. 1.12. Схема масляной системы двигателя RB – 211

Наиболее наглядной является форма представления схемы масляной системы в пространственном изображении, как показано на рис 1.12. Но такая схема отличается технической сложностью при её оформлении.

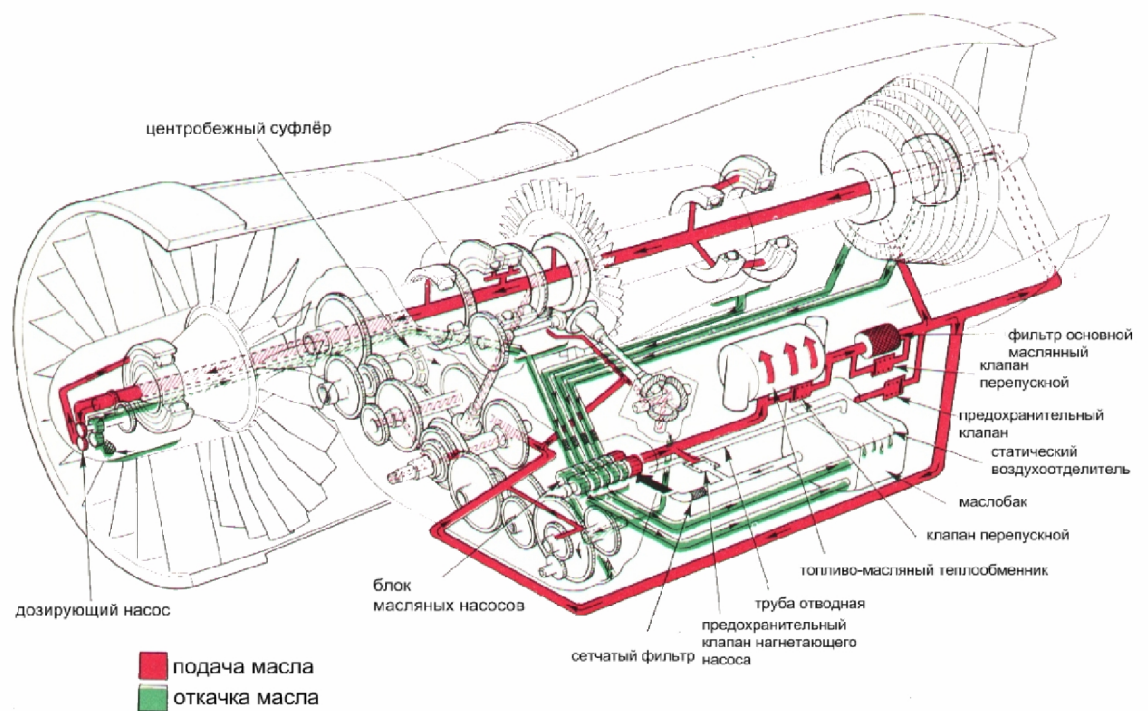


Рис. 1.12. Схема масляной системе в аксонометрическом виде

1.8. Диагностирование технического состояния деталей ГТД, омываемых маслом

Масло, циркулирующее в работающем двигателе, является носителем информации об интенсивности износа деталей двигателя. Тесная корреляционная связь между скоростью износа и накоплением частиц в масле, изменением физико-химических свойств масла обуславливает разработку методов диагностики технического состояния сопрягаемых деталей внутренней масляной системы двигателей.

Диагностирование основано на обнаружении и улавливании металлических частиц износа с помощью фильтров; магнитных пробок; фильтров-сигнализаторов, срабатывающих при замыкании электродов металлическими частицами; спектрального анализа масла в наземных лабораториях; анализа изменения формы частиц и их поверхности; рассеивания и ослабления пучка света при прохождении его через поток масла; анализа изменения вязкости масла.

Возможно создание бортовой аппаратуры анализа масла, контролирующей скорости изменения износа деталей. На рис. 1.13 показаны зависимости изменения концентрации продуктов изнашивания от времени наработки.

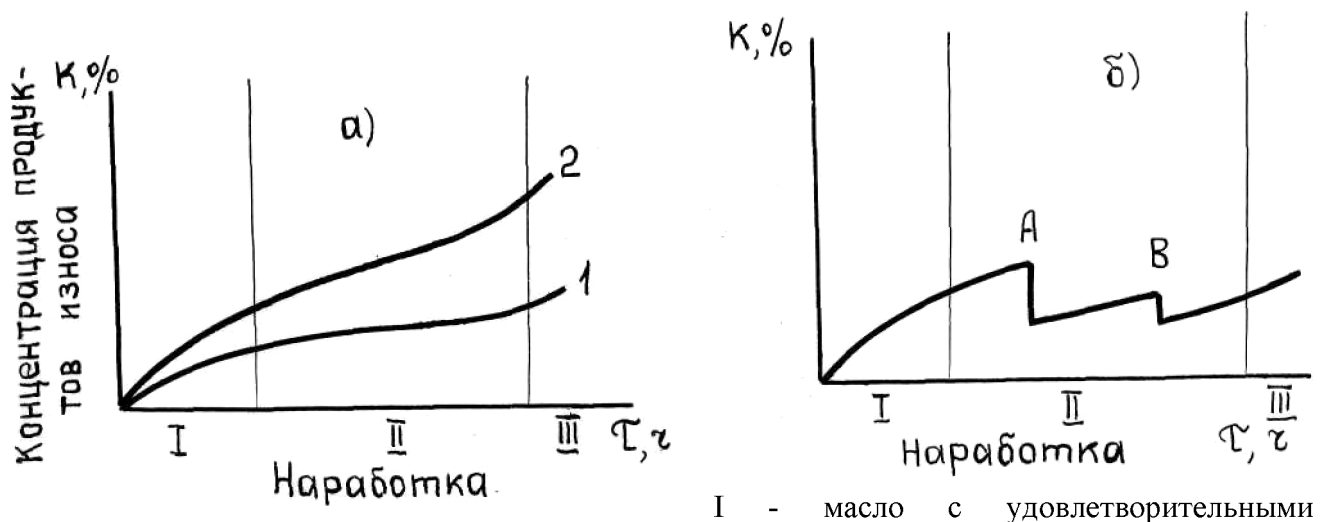


Рис. 1.13. Зависимость изменения концентрации продуктов износа от наработки

Наибольший интерес в случае создания бортовой установки представляет атомно-абсорбционная спектроскопия (возбуждение атомов в пламени при высокой температуре) - возможно использование лазера. Количество масла для анализа $0,01...0,1 \text{ см}^3$. Минимальная концентрация элементов в миллиграммах на один грамм масла составляет для Fe 0,005; Си - 0,003; Al - 0,01; Сг - 0,0005; Рb - 0,0001.

К преимуществам бортовой системы диагностирования фактического состояния узлов двигателя, омываемых маслом, относятся:

- отсутствие документации на каждый двигатель, хранимой на протяжении всего времени его эксплуатации;
- своевременная оценка состояния сопряженных деталей, омываемых маслом в любой момент времени полета;
- повышенная достоверность результатов за счет использования циркулирующего масла на работающем двигателе.

Следует отметить, что результаты анализа наземных лабораторий дают искаженную картину, поскольку до слива масла для анализа значительное количество механических примесей оседает.

1.9. Основные отказы и неисправности масляных систем ГТД в эксплуатации

Отказы и неисправности масляных систем авиационных силовых установок проявляются в эксплуатации либо вследствие конструктивно-технологического несовершенства элементов силовой установки, либо из-за неудовлетворительного выполнения при техническом обслуживании ГТД персоналом эксплуатирующей организации требований нормативно-технической документации.

Наиболее характерными (и опасными) отказами масляных систем являются:

1. Падение или колебания давления масла на входе в двигатель.

Причины отказа: - зависание редукционного клапана нагнетающего насоса или поломка пружины этого клапана; - разгерметизация гидравлической маслама-

гистралей двигателя за нагнетающим насосом (разрушение трубопроводов, повреждение уплотнений масловоздушных полостей); - снижение производительности нагнетающего насоса вследствие чрезмерного износа качающего узла или засорения фильтра, аэрации масла или кавитации масляного потока на входе.

2. Перегрев масла. Определяется по температуре масла на входе в двигатель, а также по цвету масла: оно темнеет, теряет прозрачность.

Причины перегрева масла: - высокая температура деталей, с которыми соприкасается масло (из-за неудовлетворительной конструкции подшипниковых узлов турбины двигателя или шестерен редуктора ТВД); - недостаточное охлаждение масла в топливомасляном радиаторе (ТМР) (из-за отложения на поверхностях трубок радиатора продуктов окисления и коксования масла или топлива и, как следствие, уменьшения теплоотдачи от масла); - в случае использования в ГТД воздушно-масляного радиатора (ВМР), причинами перегрева масла могут быть недостаточный обдув воздухом радиатора в наземных условиях или отказ механизма управления створками ВМР.

3. Быстрое снижение уровня масла в баке ("уход" масла из бака). Неисправность может возникнуть на неработающем двигателе в связи с не герметичностью стояночного клапана маслосистемы.

В процессе работы ГТД неисправность проявляется в заметно повышенном расходе масла из бака. Причинами этого могут быть: - повреждение (повышенный износ) элементов уплотнений масляно-воздушных полостей ГТД; - ухудшение откачки или суфлирования в маслосистеме; - чрезмерная негерметичность магистралей маслосистемы; - возгорание масловоздушной смеси в опорах турбины.

4. Увеличение уровня масла в баке.

Объясняется негерметичностью трубок топливомасляного радиатора, вследствие чего топливо попадает в масляный поток, т.е. масло насыщается топливом и уровень жидкости в баке увеличивается.

5. Разрушение элементов узлов трения ГТД: - роторных подшипников, - шестерен и подшипников редукторов турбовинтовых двигателей, связанное с повышенной вязкостью масла. Объясняется поздним поступлением масла к трущимся

поверхностям деталей вследствие низкой текучести вязкого масла (временным "масляным" голоданием деталей при запуске и прогреве двигателей). Наиболее часто это происходит при запуске ГТД в условиях низкой отрицательной температуры окружающего воздуха при использовании в двигателях высоковязких минеральных масел.

6. Усталостные разрушения трубопроводов маслосистемы, их соединений и других элементов системы (кронштейны, крышки фильтров, радиаторы).

Обнаруживаются при регламентных работах в процессе эксплуатации ГТД. Эти разрушения, как правило, связаны либо с неудовлетворительным выполнением на ГТД монтажных и контрольных работ на заводах-поставщиках, либо при техническом обслуживании в эксплуатации, либо с недостаточной конструктивно-технологической доведенностью элементов маслосистемы на предприятии-разработчике силовой установки.

2. СИСТЕМЫ ЗАПУСКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1. Общие понятия о процессе запуска авиационных двигателей

Запуск авиационного двигателя является неустановившимся процессом раскрутки ротора от неподвижного состояния в наземных условиях или от режима авторотации в полете до режима (по частоте вращения) малого газа.

Запуск двигателя складывается из раскрутки ротора пусковым устройством, подачи топлива в камеру сгорания, воспламенения его и включения турбины ГТД в процесс раскрутки ротора до режима малого газа.

В процессе запуска необходимо обеспечить устойчивую работу компрессора двигателя на неустановившихся режимах.

Ускоренный запуск в стартовых условиях и в полете является важной эксплуатационной характеристикой авиационного двигателя. Основные требования к системам запуска:

- 1) обеспечение надежности запуска заданной продолжительности на земле и в полете при любых условиях эксплуатации;
- 2) обеспечение оговоренного в технической документации количества за-

пусков в течение назначенного ресурса;

- 3) автономность пусковой системы;
- 4) малая масса и габариты.

Для предварительной раскрутки ротора используются посторонние источники энергии. Продолжительность запуска от 2 до 120 с, в зависимости от типа двигателя, пускового устройства, эксплуатационных факторов.

В ГТД при малой частоте вращения ротора мощность турбины двигателя меньше мощности, потребляемой компрессором, агрегатами, винтом (ТВД).

Запуск ТРД считается законченным, практически, при частотах вращения ротора около 15% от номинальных.

Частота вращения ротора на режиме малого газа - верхняя граница процесса запуска - для ТРД выбирается из условия получения минимальной тяги двигателя при работе на земле (3-6% от $P_{\max}$) и составляет 35-50% от $n_{\max}$. Этот режим не является наименьшим режимом самостоятельной устойчивой работы двигателя. Минимальная частота вращения ротора в ТРД с осевым компрессором на режиме устойчивой работы составляет 15-20% от $n_{\max}$.

Минимальная частота вращения ротора на режиме малого газа ограничивается величиной максимальной допустимой температуры и продолжительностью ее действия, зависящей от продолжительности запуска. Изменение температуры газов перед турбиной и температуры её рабочей лопатки от времени выхода двигателя на режим малого газа показано на рис. 2.1.

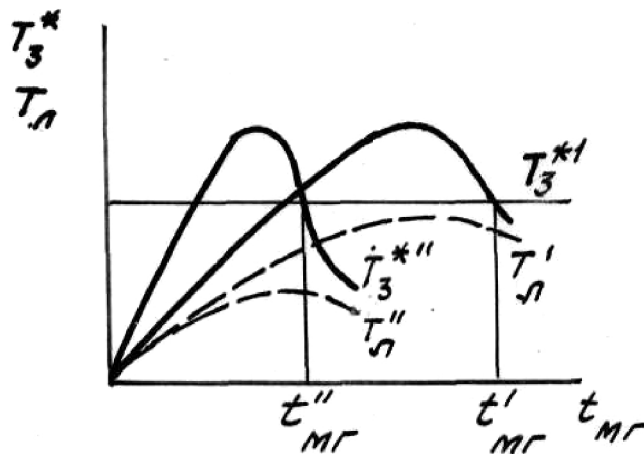
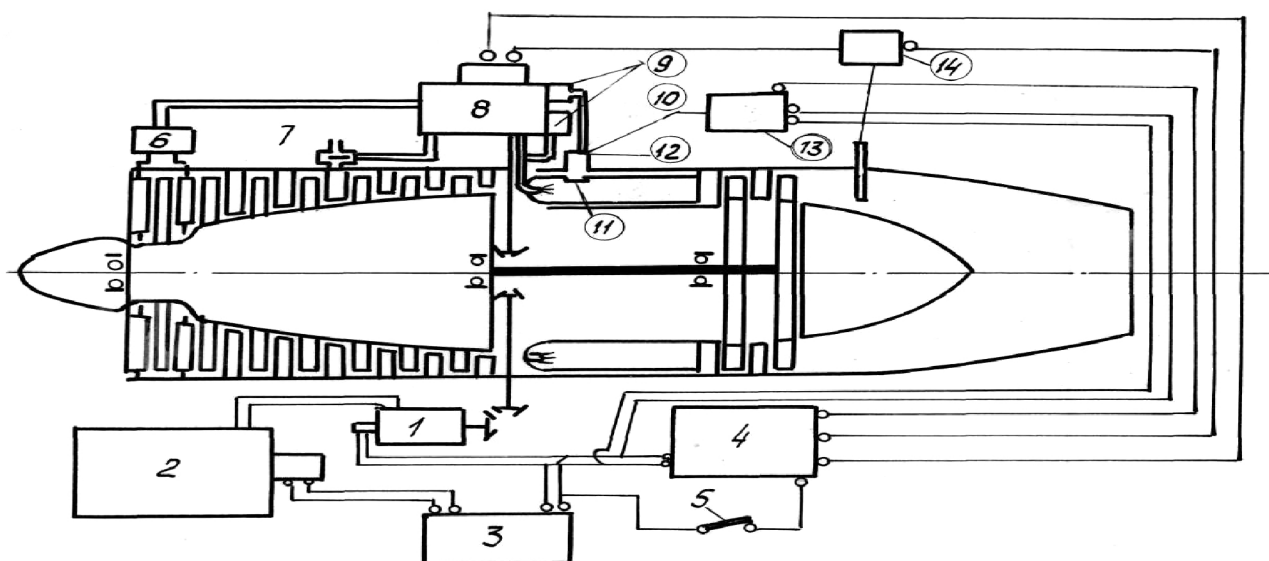


Рис. 2.1. Зависимость температуры газов перед турбиной и температуры лопатки от времени выхода двигателя на режим малого газа.

Поскольку в ТВД приемистость определяется не только процессом разгона двигателя, но и скоростью нагружения винта, двигатель имеет два режима малого газа - на земле и в полете. Первому соответствует $n_{\text{мг}} = (0,4...0,5)n_{\text{max}}$, а режим полетный малого газа выбирается так, чтобы при минимальной тяге иметь наилучшую приемистость двигателя в случае наиболее опасных условий, например захода на посадку. В этом случае $n_{\text{мг}} = (0,75...1,00)n_{\text{max}}$.

2.2. Агрегаты и устройства, составляющие систему запуска авиационных ГТД

На рис. 2.2 схематично показаны основные агрегаты, обеспечивающие запуск ГТД.



1 - стартер; 2 - вспомогательная силовая установка; 3 - бортовой аккумулятор; 4 - пусковая панель КАЗ; 5-пусковая кнопка; 6 - механизм поворота лопаток ВНА; 7 -клапаны перепуска воздуха; 8 - топливотрегулирующий автомат (ТРА); 9 - топливный автомат запуска; 10 - пусковая форсунка; 11 - пусковой воспламенитель; 12 - свеча зажигания; 13 - блок зажигания; 14 - блок ограничителя температуры

Рис. 2.2. Основные агрегаты, обеспечивающие запуск ГТД

Система автоматического управления запуском, кроме запуска двигателя, обеспечивает холодную прокрутку ротора пусковым устройством (без подачи топлива), ложный запуск (имитация запуска с подачей топлива в камеру сгорания

без включения системы зажигания) и аварийное прекращение запуска.

2.3. Этапы запуска

Существует минимальная частота вращения ротора $n_{\min} > n_1$, при которой возможна самостоятельная работа ГТД. При дросселировании (по расходу топлива) двигателя от $n_{\max}$ температура газов сначала уменьшается, а затем вследствие ухудшения КПД компрессора и турбины и снижения π_{κ}^* начинает вновь расти. Минимальная частота вращения может быть определена, например, условием равенства температуры газов перед турбиной максимально допустимой величине $T_{T_{\max}}^*$ из условия прочности турбинных лопаток.

В ГТД с осевым компрессором $n_{\min}$ составляет 15-20% от $n_{\max}$, т.е. существенно меньше частоты вращения на режиме МГ (35-50% от $n_{\max}$), на котором возможна продолжительная работа двигателя без перегрева при пониженной температуре газа перед турбиной. Поэтому запуск ГТД требует первоначальной его раскрутки от постороннего источника мощности - стартера.

Процесс запуска ГТД состоит из трех этапов (рис. 2.3).

I - раскрутка ротора двигателя стартером без подачи топлива в двигатель (до частоты вращения n_1).

II - совместная работа стартера и турбины двигателя после подачи топлива в камеры сгорания и его воспламенения (диапазон частот вращения n_1 - n_2).

III - самостоятельная раскрутка ротора двигателя от частоты вращения, при которой отключается стартер (n_2) режима малого газа ($n_{\text{МГ}}$).

На I этапе стартер преодолевает момент сопротивления ротора ($M_{\text{ст}} > M_{\text{сопр}}$). При частоте вращения n_1 в камеры сгорания двигателя подается топливо, которое воспламеняется специальными пусковыми воспламенителями. Мощность стартера и частоту вращения n_1 выбирают так, чтобы выполнялось условие $n_1 < n_x$ (n_x - конечная частота вращения при "холодной" прокрутке двигателя от стартера). Иначе запуск станет невозможным. Обычно $n_1 = (0,5 \dots 0,85)n_x$.

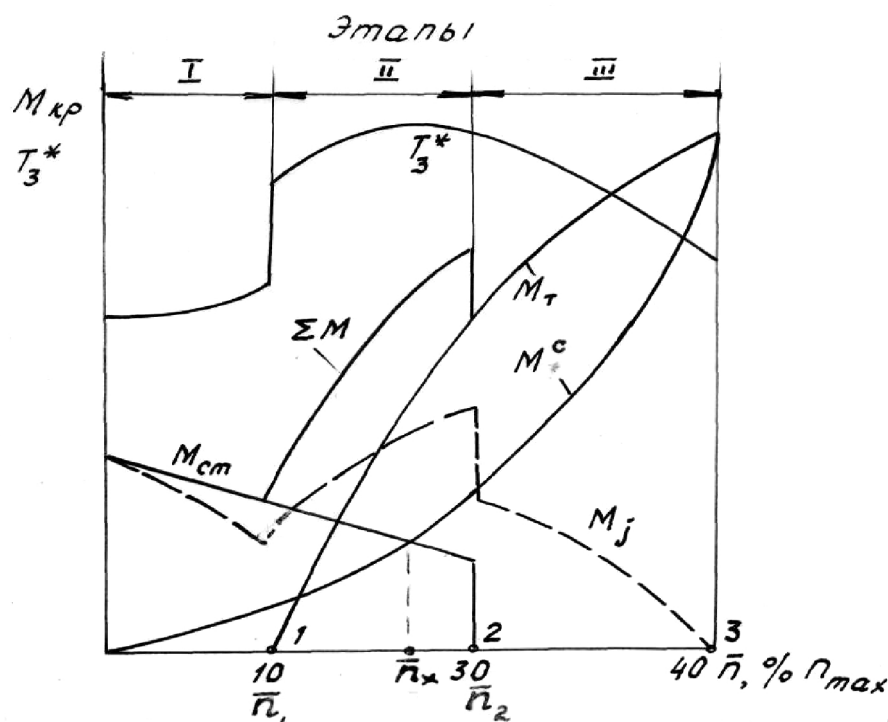
На II этапе и стартер, и турбина двигателя работают одновременно. После

подачи топлива мощность турбины начинает возрастать и с некоторой частоты вращения (рис. 2.3 с $\bar{n} > 0,13$) на валу двигателя появляется избыточный крутящий момент $M_T - M_{\text{сопр}}$. Однако, для ускорения запуска стартер продолжает работать до значительной частоты вращения n_2 , когда избыточный момент турбины достигает величины, сравнимой с моментом стартера в начальный момент запуска ($M_{\text{ст.0}}$).

На III этапе происходит выход двигателя на режим малого газа после отключения стартера под действием избыточного момента турбины. На частоте вращения малого газа этот избыточный момент исчезает, $M_T = M_{\text{сопр}}$.

Процесс запуска заканчивается.

У выполненных ТРД и ТРДЦ характерные частоты вращения имеют следующие значения (по отношению к максимальной частоте вращения ротора):



1 - воспламенение топлива в двигателе; 2 - отключение стартера; 3 - режим малого газа; ΣM - сумма моментов всех внешних сил, действующих на ротор двигателя при запуске; M_T - крутящий момент, развиваемый турбиной; M_c - крутящий момент сил сопротивления вращению ротора; $M_{\text{ст}}$ - крутящий момент стартера; M_j - динамический момент ТРД

Рис. 2.3. Этапы запуска ГТД

подачи топлива $\bar{n}_1 = 0,08 \dots 0,15$;

отключения стартера $\bar{n}_2 = 0,25...0,4$.

Большие значения относятся к двух- и трехроторным двигателям, имеющим повышенные частоты вращения роторов высокого давления на режиме малого газа.

2.4. Продолжительность процесса запуска

Крутящий момент, мощность и время работы пускового устройства зависят от заданной продолжительности запуска.

Применим теорему об изменении количества движения ротора двигателя в процессе запуска: изменение количества движения системы равно сумме моментов всех внешних сил, действующих на эту систему:

$$\frac{d}{d\tau}(J_{np}\omega) = \Sigma M. \quad (2.1)$$

Здесь J_{np} - массовый полярный момент инерции ротора и других вращающихся элементов двигателя; ω - угловая скорость вращения ротора двигателя; ΣM - сумма моментов всех внешних сил, действующих на ротор двигателя при запуске:

$$\Sigma M = M_{ст} + M_T - M_c; \quad (2.2)$$

$M_{ст}$ - крутящий момент стартера (пускового устройства); M_T - крутящий момент, развиваемый турбиной ГТД в процессе запуска; M_c - крутящий момент сил сопротивления вращению ротора:

$$M_c = M_k + M_v + M_a + M_{тр}. \quad (2.3)$$

M_k - крутящий момент, необходимый для вращения ротора компрессора;

M_v - крутящий момент, идущий на привод винта ТВД с не отключающимся винтом;

M_a - крутящий момент для привода агрегатов двигателя;

$M_{тр}$ - крутящий момент, затрачиваемый на преодоление сил трения.

Левую часть формулы (2.1) можно представить в следующем виде:

$$\frac{d}{d\tau}(J_{np}\omega) = J_{np} \frac{d\omega}{d\tau} + \omega \frac{dJ_{np}}{d\tau}. \quad (2.4)$$

Поскольку передаточные числа от ротора к винту, агрегатам и стартеру не меняются, то $J_{np} = \text{const}$ и $dJ_{np}/d\tau = 0$. Тогда

$$J_{np} \frac{d\omega}{d\tau} = M_j = \Sigma M = M_{CT} + M_T - M_c, \quad (2.5)$$

где M_j - динамический момент ГТД, идущий на ускорение вращения.

Отсюда находим время раскрутки: $d\tau = J_{np}/(d\omega/M_j)$ и

$$\tau = J_{np} \int_{\omega_H}^{\omega_K} \frac{d\omega}{M_j} = 2\pi J_{np} \int_{n_H}^{n_K} \frac{dn}{M_j} = 2\pi J_{np} \int_{n_H}^{n_K} \frac{dn}{M_{CT} + M_T - M_c}. \quad (2.6)$$

Здесь индексы "н" относятся к значениям ω и n в начале запуска, "к" - в конце.

2.5. Определение динамического момента для различных этапов запуска ГТД. Мощность агрегатов раскрутки ротора

Исходные данные для расчета - значения характерных частот вращения ротора при запуске: n_{MG}, n_1, n_2 :

n_{MG} - частота вращения ротора на режимах земного малого газа; выбирается из условий устойчивой работы двигателя на старте при наименьшей тяге и пониженной температуре газов (как правило, $n_{MG} = 0,4n_{max}$);

n_1 - частота вращения ротора, при которой подается в камеру сгорания и воспламеняется топливо, ее выбирают из условий $n_1 < n_x$ (n_x - конечная частота вращения при "холодной" прокрутке двигателя стартером; эта частота определяется уровнем мощности стартера и мощностью сил сопротивления вращению ротора, обычно $n_1 = (0,5 \dots 0,85)n_x$;

n_2 - частота вращения ротора, при которой стартер отключается; в этот момент на роторе двигателя уже имеется значительный избыточный момент турбины ΔM_T , сравнимый с начальным моментом стартера M_{CT0} . Такой момент создается турбиной существенно раньше частоты n_2 , т.е. в этом периоде стартер продолжает раскручивать ротор двигателя вместе с турбиной.

Практикой установлены зависимости

$$\bar{n}_1 = \frac{n_1}{n_{MG}} = 0,2 \dots 0,25; \quad \bar{n}_2 = \frac{n_2}{n_{MG}} = 0,6 \dots 0,8 \quad (2.7)$$

Исходным для расчета является также момент сопротивления вращению ротора на режиме малого газа:

$$M_{CMГ} = \frac{M_{KMГ}}{\eta_M} = M_{TMГ} = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{L_{адMГ} G_{BMГ}}{n_{MГ} \eta_{KMГ}} \quad (2.8)$$

По известному $M_{TMГ}$ определяется момент сопротивления ротора для любых частот вращения ротора в процессе запуска $M_{сп}$.

При этом принимается изменение частоты вращения ротора по параболической кривой

$$M_C = \frac{M_K}{\eta_M} = M_{TMГ} \left(\frac{n}{n_{MГ}} \right)^2 = bn^2 \quad (2.9)$$

Здесь $L_{ад}$, $C_{вмг}$, $n_{мг}$, $\eta_{кмг}$ - соответственно работа адиабатического сжатия воздуха в компрессоре, расход воздуха, частота вращения ротора, КПД компрессора на режиме малого газа; η_M - механический КПД ротора двигателя ($\eta_M \approx 0,95$), $b = \frac{M_{TMГ}}{n_{MГ}^2}$.

Определение динамического момента на I, II и III этапах запуска

Крутящий момент пускового устройства определяется по формуле

$$M_{CT} = M_{CT0} - an, \quad (2.10)$$

где $M_{CT.0}$ ~ начальный пусковой момент стартера при $n=0$; a - коэффициент, определяемый типом стартера.

Выразим $M_{CT.0}$ через мощность стартера N_{CT} , определив ее из условия равенства моментов $M_{CT} = M_C = M_K / \eta_M$ с учетом формулы (2.9) на частоте холодной прокрутки n_X

$$N_{CT.X} = 2\pi n_X M_{CT.X} = 2\pi n_X M_{TMГ} \left(\frac{n}{n_{MГ}} \right)^2 = 2\pi b n_X^2, \quad (2.11) \quad \text{от-}$$

сюда $M_{CT.X} = b \cdot n_X^2$.

Подставим последнее выражение в (2.9):

$$M_{CT.X} = M_{CT.0} - an_X = bn_X^2 \quad \text{и получим} \quad M_{CT.X} = bn_X^2 + an_X \quad (2.12)$$

$$\text{Из (2.11) определяется } n_X: n_X = \sqrt{N_{CT.X} / (2\pi b)}. \quad (2.13)$$

Окончательно зависимость (2.9) крутящего момента пускового устройства от частоты вращения будет иметь вид

$$M_{CT} = bn_X^2 + a(n_X - n) \quad (2.14)$$

Крутящий момент M_c , необходимый для преодоления сопротивления при сжатии воздуха в компрессоре, на пусковых режимах изменяется по закону квадратичной параболы, $M_c = b \cdot n^2$. В величину этого момента входят и значения крутящих моментов, уровень которых не превышает 5%, необходимых для привода в процессе запуска агрегатов и преодоления сил трения в опорах и передачах, что оценивается уровнем механического КПД η_m .

На этапе время запуска определяется по формуле

$$\tau_{III} = 2\pi J_{np} \int_{n_2}^{n_{MG}} \frac{dn}{M_T - M_C} \quad (2.16)$$

На III этапе избыточный момент турбины $\Delta M_T = M_j = M_T - M_c$. Этот момент определяется по величине избыточной мощности турбины на неустановившихся режимах (при разгоне ротора ГТД). Избыточная мощность определяется по формуле, предложенной сотрудниками ЦИАМ:

$$\Delta \overline{N}_T = \frac{\Delta N_T}{N_{уст}} = \sqrt{\frac{T_{Гразгона}^*}{T_{Густ}^*}} - \sqrt{\frac{T_{Густ}^*}{T_{Гразгона}^*}} = \sqrt{\overline{T}_Г} - \frac{1}{\sqrt{\overline{T}_Г}}, \quad (2.17)$$

где $\overline{T}_Г = \frac{T_{Гразгона}^*}{T_{Густ}^*}$ - относительное увеличение температуры газа перед турбиной в процессе запуска; величины $T_{Гразгона}^*$ и $T_{Густ}^*$ задаются на основе опытных данных.

Переходя к моментам, получим

$$\Delta \overline{M}_T = \Delta \overline{N}_T = \frac{\Delta M_T}{M_{Туст}}, \quad (2.18)$$

откуда

$$\Delta M_T = M_T - M_C = M_{Туст} \cdot \Delta \overline{N}_T \quad (2.19)$$

Очевидно, что согласно (2.9) $M_{Туст} = M_C = M_{TMГ} \left(\frac{n}{n_{MG}} \right)^2$ и избыточный момент

$$\Delta M_T = M_{TMГ} \left(\frac{n}{n_{MG}} \right)^2 \cdot \Delta \overline{N}_T \quad (2.20)$$

турбины будет:

На II этапе потребный для раскрутки ротора динамический момент создается одновременно и пусковым устройством, и турбиной двигателя. Избыточный момент турбины на роторе двигателя

$$\Delta M_T = M_T - M_C = M_T - \frac{M_K}{\eta_M}.$$

В расчете принимается, что этот момент изменяется в интервале частот вращения $n_1 \dots n_2$ линейно.

При частоте n_1 ΔM_T имеет отрицательную величину

$$\Delta M_{T1} = -M_K / \eta_M = -bn_1^2.$$

Далее с увеличением частоты вращения избыточный момент изменяется до положительных значений.

В момент отключения стартера, при частоте n_2 он равен (см. 2.20)

$$\Delta M_{T2} = M_{T_{м2}} \left(\frac{n}{n_{м2}} \right)^2 \Delta \bar{N}_T$$

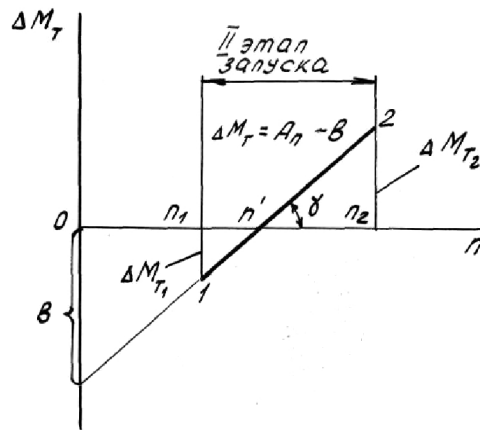


Рис. 2.4. К вопросу определения момента M_T на II этапе запуска

На рис 2.4 показана схема определения зависимости $\Delta M_T = f(n)$ для II этапа запуска, на которой принята линейная зависимость $\Delta M_T = An - B$. Коэффициенты уравнения A и B находятся из выражений

$$A = \operatorname{tg} \gamma = \frac{\Delta M_{T2} - \Delta M_{T1}}{n_2 - n_1} \quad \text{и} \quad (2.21)$$

$$B = An_1 = A \frac{\left| \frac{\Delta M_{T2}}{\Delta M_{T1}} \right| n_1 + n_2}{\left| \frac{\Delta M_{T2}}{\Delta M_{T1}} \right| + 1} \quad (2.22)$$

Выражение для коэффициента В получено на основании подобия треугольников $1n1n'$ и $2n2n'$.

2.6. Основные факторы, влияющие на продолжительность запуска

Таковыми факторами являются:

1 Величина начального момента пускового устройства $M_{cт0}$. Большой начальный момент уменьшает продолжительность II этапа запуска.

2 Мощность пускового устройства $N_{cт}$. Чем больше эта мощность, тем меньше продолжительность I и II этапов запуска. На продолжительность II и III этапов влияет мощность (момента) турбины двигателя, определяемая уровнем температуры газов перед турбиной $T_{г*}$. Последнее снижает прочностную надежность турбины.

3 Массовый полярный момент инерции ротора двигателя с кинематически связанными с ротором узлами $J_{пр}$. Чем больше величина $J_{пр}$, тем больше продолжительность запуска. Этим объясняется то, что, как правило, продолжительность запуска ТВД значительно выше, чем у других типов ГТД, что вызвано увеличением $J_{пр}$ при жесткой связи ротора двигателя с воздушными винтами.

4. Момент газодинамического сопротивления ротора компрессора M_c . При увеличении числа ступеней и габаритов компрессора продолжительность запуска увеличивается.

Наиболее радикальным средством сокращения времени запуска является повышение мощности пусковых устройств. Так, в случае ТРД увеличение удельной мощности стартера (отношение $N_{cт}/R_{0max}$) в два раза сокращает продолжительность запуска двигателя также в два раза.

Повышение $T_{г*}$ перед турбиной двигателя при запуске сравнительно мало

сокращает время запуска, но значительно увеличивает опасность перегрева лопаток турбины ГТД. Малое влияние этого фактора на время запуска объясняется тем, что он действует лишь на коротком III этапе запуска.

Опасность перегрева лопаток турбины определяет то, что разработчики ГТД часто назначают температуру газов при запуске ниже температуры газов на неустановившемся режиме малого газа ($T_{г.з.маx} < T_{гмг}$).

2.7. Особенности запуска ТВД

Особенности запуска ТВД обусловлены особенностями конструкции этих двигателей:

- жесткое соединение ротора турбокомпрессора двигателя с воздушными винтами значительно увеличивает в сравнении с ТРД и ТРДД массовый полярный момент инерции ротора;
- более высокие частоты вращения ротора на режиме малого газа (так, частота вращения ротора ТРД с осевым компрессором на режиме малого газа составляет 35-40%, а у ТВД - 60-85% максимальной частоты вращения ротора);
- ТВД в сравнении с ТРД и ТРДД имеет в процессе запуска более широкий диапазон частот вращения ротора.

Эти конструктивные особенности обуславливают то, что несмотря на применение на ТВД существенно более мощных пусковых устройств, время их запуска более чем в 2 раза превышает время запуска безредукторных ГТД. Вторая и третья особенности ТВД приводят к неустойчивой работе компрессора в процессе запуска. Это наблюдается после подачи топлива (II этап запуска) и влечет отказ запуска вследствие перехода линии процесса по характеристике через границу устойчивой работы компрессора, КПД и напор которого уменьшится, избыточный момент турбины, по существу, исчезнет. Наступает так называемое "зависание" режима запуска (частота вращения не увеличивается даже при значительном повышении температуры газа перед турбиной, что приводит к углублению помпажа, к еще большему снижению КПД и напора).

Перепуск воздуха за компрессором в значительной степени устраняет "зависание" частоты вращения, несмотря на некоторое снижение динамического момента турбины вследствие уменьшения расхода газа через турбину за счет перепуска воздуха из-за промежуточных ступеней компрессора.

2.8. Особенности запуска ТРД двухроторной схемы

Одна из основных особенностей двухроторных ТРД и ТРДД состоит в том, что на всех режимах работы роторы вращаются с различной частотой (скольжение роторов). В процессе запуска на скольжение роторов значительное влияние оказывает пусковое устройство, обеспечивающее большую частоту вращения того ротора, к которому оно подключено.

В выполненных конструкциях запуск осуществляется раскруткой пусковым устройством ротора высокого давления. Частота вращения ротора низкого давления увеличивается за счет газовой связи между роторами. Раскрутку обоих роторов одновременно стартерами трудно выполнить конструктивно. Раскрутка ротора низкого давления по линии газовой связи требует большей мощности пускового устройства (большой момент инерции по сравнению с ротором высокого давления), в этом случае снижается диапазон устойчивой работы компрессора низкого давления из-за большей частоты его вращения.

Работа ротора низкого давления в начальный период запуска на режимах авторотации снижает запас устойчивой работы компрессора высокого давления. Это приводит к необходимости раскрутки ротора высокого давления до большей частоты вращения и увеличению периода совместной работы пускового устройства и турбины по сравнению с однороторными ТРД.

После вступления в работу турбины ротора низкого давления повышается эффективность каскада низкого давления и всего компрессора, благодаря чему повышается давление газов перед турбинами и их избыточная мощность. Роторы быстро увеличивают обороты и выходят на режим малого газа.

2.9. Особенности запуска ГТД в полете

Запуск ГТД в полете осуществляется, как правило, при авторотации двигателя без использования пускового устройства.

Авторотация - установившийся режим двигателя, определяемый только скоростью полета (в отличие от режима работающего двигателя, который определяется двумя параметрами: скоростью полета - числом M и режимом работы двигателя - приведенным расходом топлива или частотой вращения ротора).

На режиме авторотации рост частоты вращения ротора является следствием увеличения перепада давлений потока воздуха, срабатываемого на турбине, главным образом из-за увеличения степени сжатия воздуха.

При достижении критического перепада в реактивном сопле (его заклинивании) частота вращения ротора при авторотации перестает расти и при дальнейшем увеличении $M_{\text{п}}$ не изменяются и другие параметры.

Условия воспламенения топлива в камере сгорания ГТД в полете существенно ухудшаются вследствие влияния следующих факторов:

1. Пределы устойчивого горения по коэффициенту избытка воздуха α сужаются с увеличением объемного расхода воздуха, а также при снижении его температуры и особенно давления. Этот фактор проявляется значительно при запуске двигателей на больших высотах.

2. Скорость воздуха на входе в камеру сгорания существенно возрастает вследствие увеличения массового расхода воздуха (что объясняется низкой температурой потока воздуха перед турбиной - отсутствие теплового дросселя).

3. Энергия разряда электрической свечи снижается из-за низкой плотности воздуха.

При очень больших высотах запуск двигателя становится невозможным и для запуска необходимо снижать высоту и скорость полета.

Для каждого типа ГТД устанавливаются условия запуска в полете: высота

и скорость полета, частота авторотации.

Процесс запуска двигателя в полете состоит из двух этапов:

I - установление требуемых условиями запуска высоты и скорости полета ЛА; вывод двигателя на заданные частоты авторотации, поступление в него топлива и воспламенение топливовоздушной смеси;

II - совместная раскрутка ротора набегающим потоком и работающей турбиной после воспламенения основного топлива.

Максимальная высота запуска может быть существенно увеличена применением специальных высокоэффективных воспламенителей (например вихревых ультразвуковых форсунок, разрабатываемых лабораторией кафедры ТДЛА СГАУ).

Для каждого типа двигателей в зависимости от его характеристик, конструкции форсунок и камеры сгорания, сорта пускового топлива и энергии источника воспламенения устанавливаются условия запуска в полете - наибольшая высота, скорость полета и частоты вращения ротора при авторотации, при которых возможен запуск в полете.

Иногда целесообразно произвести встречный запуск, т.е. запуск сразу же после выключения двигателя, пока скорость вращения ротора еще не снизилась до частоты авторотации. Тогда камера сгорания работает еще при более высоких давлениях и температурах воздуха, что улучшает условия подготовки и воспламенения топливовоздушной смеси и, следовательно, надежность запуска. Однако встречный запуск требует специальной подготовки экипажа.

2.10. Особенности запуска ТВД в полете

Запуск турбовинтового двигателя в полете начинается с расфлюгирования лопастей винта. При этом двигатель выводится под контролем регулятора на промежуточные (меньше рабочих) частоты вращения, при которых обеспечивается воспламенение и горение пускового и основного топлив. В дальнейшем ротор двигателя раскручивается под совместным воздействием момента авто-

ротации воздушного винта и момента турбины двигателя. Вследствие большой величины момента от винта ротор двигателя быстро выходит на частоту вращения режима полетного малого газа.

Таким образом, выделяются следующие основные этапы запуска ТВД в полете:

1. вывод винта из флюгерного положения (до регулируемой частоты вращения в режиме авторотации, на которой воспламеняется и устойчиво горит топливо в запальном устройстве);
2. воспламенение основного топлива в камерах сгорания ТВД;
3. дальнейшая раскрутка ротора двигателя до частоты вращения на режиме полетного малого газа.

Вследствие значительной величины крутящего момента время выхода ТВД на режим высотного малого газа меньше, чем турбореактивного двигателя.

В рейсовых полетах не рекомендуется производить запуск ТВД в воздухе, если работающие двигатели обеспечивают безопасность полета.

2.11. Воспламенение топливовоздушной смеси

Для запуска двигателя необходимо поджечь топливовоздушную смесь в камере сгорания, что осуществляется различными источниками тепловой энергии (электрическим разрядом между двумя электродами или по поверхности полупроводника, пламенем предварительно воспламененного пускового топлива).

Для ТРД необходима только пусковая система зажигания, воспламеняющая топливовоздушную смесь во время запуска двигателя или в случае внезапного прекращения процесса горения в камерах сгорания.

Надежное воспламенение топливовоздушной смеси в двигателе зависит от многих факторов, главными из которых являются: сорт топлива, подготовка топливовоздушной смеси; скорость ее движения и температура; давление

в зоне воспламенения.

В настоящее время существуют две гипотезы воспламенения горючей смеси: тепловая и электрическая.

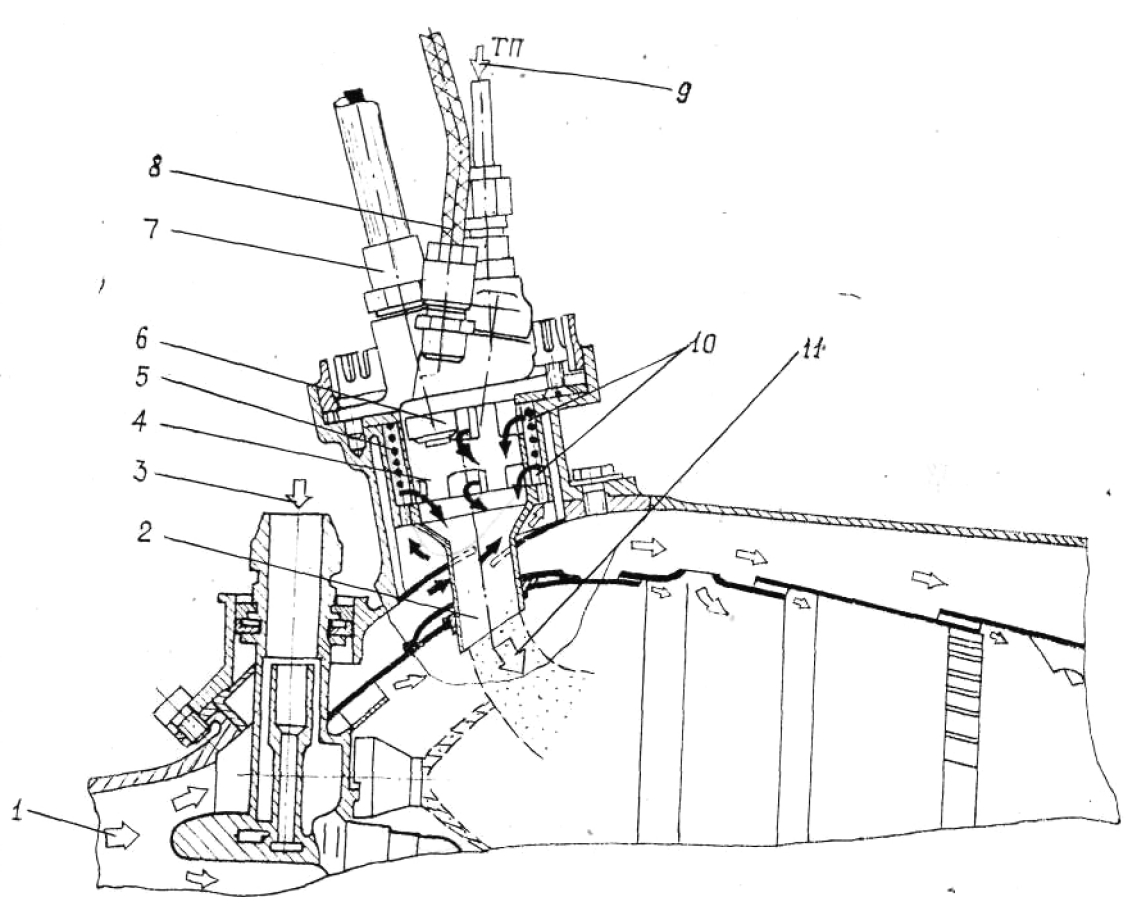
Согласно тепловой теории существенным является количество энергии, введенной в минимальный объем горючей смеси, нагревающее его до температуры самовоспламенения.

Согласно электрической (ионной) теории тепло есть конечная форма преобразования энергии разряда. До перехода в тепло эта энергия в большей степени проявляется в активизации отдельных молекул, т.е. в увеличении их внутренней энергии. В разряде протекают процессы ионизации, диссоциации молекул с образованием активных радикалов. Активизированные молекулы становятся центрами образования цепных реакций без нагрева до температуры самовоспламенения.

При образовании достаточного количества молекул, активизированных разрядом, реакция протекает по схеме разветвленных цепных реакций.

Экспериментальные работы показали, что с увеличением продолжительности действия искры минимальная энергия зажигания, необходимая для воспламенения топливовоздушной смеси, увеличивается, т.е. скорость подвода тепла играет большую роль.

Вероятно, действуют обе теории, однако эксперименты показывают, что основную роль в воспламенении топливовоздушной смеси электрическим разрядом играет тепло.



1 - направление движения основного потока воздуха; 2 - наружная втулка воспламенителя; 3 - подвод топлива к форсунке; 4 - внутренняя втулка; 5 - электрообогрев воздуха; 6 - свеча зажигания; 7 - кабель свечи; 8 - кабель электроподогрева; 9 - подвод пускового топлива; 10 - подвод воздуха к воспламенителю; 11 - выход продуктов сгорания из воспламенителя

Рис. 2.4. Схема камеры сгорания с пусковым воспламенителем

2.12. Системы предварительной раскрутки ротора ГТД

2.12.1. Классификация систем по типу пускового устройства

На выбор типа пусковых устройств значительное влияние оказывают используемая энергосистема источника питания летательного аппарата, величина требуемой мощности пускового устройства и продолжительность запуска двигателя.

В ГТД используются электростартеры; турбостартеры, работающие на топливе двигателей летательного аппарата; турбостартеры, работающие на жидком однокомпонентном топливе; воздушные турбостартеры; турбостартеры,

работающие на твердом топливе.

Источники питания могут быть либо бортовыми, либо аэродромными (наземными).

2.12.2. Электрические системы запуска

Такие системы обладают высокой надежностью, позволяют автоматизировать процесс запуска, просты в управлении и удобны в обслуживании. Их недостатки: большая потребляемая электрическая мощность и вес аккумуляторных батарей; уменьшение полезной отдачи аккумуляторов при низких температурах и существенное увеличение веса систем с увеличением их мощности.

Значение начального пускового момента стартера должно обеспечить безударный ввод двигателя в раскрутку. Особенно это условие должно выдерживаться для ТВД ввиду наличия эксплуатационных зазоров в зубчатых зацеплениях редуктора и большой величины момента инерции воздушного винта. В электрических системах осуществить безударный ввод двигателя в режим раскрутки не удастся. Поэтому пусковой момент электростартера ограничивается.

Широкое применение для запуска ГТД получили электродвигатели постоянного тока с последовательным шунтовым (типа ГС и СТГ) или смешанным (типа ГСР, ГСР-СТ и СТ) возбуждением. Для снижения общей массы систем используются стартеры-генераторы (СТГ), выполняющие функции стартера при запуске, а при дальнейшей работе двигателя - функции генератора.

Самолетные стартеры-генераторы выполняются по схеме параллельного возбуждения, когда обмотки возбуждения и якоря подсоединены параллельно к источникам питания.

Для электростартеров постоянного тока скорость вращения регулируется по заранее выбранному закону:

$$\omega = \frac{U - I_{\text{я}}(R_{\text{я}} + R_{\text{д}})}{c\Phi}, \quad (2.23)$$

где U - напряжение питания; $I_{\text{я}}$ - сила тока якоря; $R_{\text{я}}$ - сопротивление

якоря; R_d - дополнительное сопротивление в цепи якоря; c - электрическая постоянная стартера; Φ - магнитный поток обмотки возбуждения.

Так как сопротивление якоря мало ($R_{я} = 0,002 \dots 0,01$ Ом), скорость вращения зависит, в основном, от напряжения питания U и магнитного потока обмотки возбуждения Φ .

Максимальный ток при запуске ($\omega = 0$)

$$I_{я} = (0,7 \dots 0,8)U / R_{я}, \quad (2.24)$$

т.е. в первый момент запуска ток может достигать больших значений (у стартера-генератора ГС-18М0 в системе СПЗ-15 двигателя ТВ2-117А пусковой ток $I_{я} = 200 \dots 250$ А). В начальный момент напряжение на клеммах стартера небольшое (у ГС-18МО $U = 4 \dots 5$ В). Из выражения (2.24) видно, что изменение скорости вращения осуществляется изменением U , R_d и Φ .

Изменение скорости вращения ротора двигателя подчиняется экспоненциальному закону

$$\omega_{п} = \omega_y (1 - e^{-t/B}), \quad (2.25)$$

где ω_y - скорость установившегося движения; t - время выхода на $\omega_{п}$; B - электро-механическая постоянная времени,

$$B = \frac{R_{я} + R_o}{(c\Phi)^2} I_c; \quad (2.26)$$

I_c - момент инерции системы "стартер - ротор двигателя".

Физический смысл постоянной B - время, в течение которого электродвигатель разгоняется от $\omega = 0$ до $0,632 \omega_y$

Пуск и раскрутка системы "стартер - ротор ГТД" при запуске осуществляется в несколько этапов. Значения ω_y необходимо менять таким образом, чтобы получить плавное нарастание частоты вращения ротора и оптимальное среднее значение тока якоря, при котором КПД системы будет максимальным.

Изменение значений установившейся скорости вращения ω_y в современных системах запуска получают изменением напряжения питания, регулированием тока возбуждения и введением дополнительного сопротивления в

цепь якоря СТГ одновременно.

2.12.3. Турбокомпрессорные стартеры

Турбокомпрессорные стартеры (ТКС) - малогабаритные высокооборотные ГТД с ограниченной продолжительностью работы (но 120 с) и мощностью до 200 кВт. ТКС по схеме аналогичны турбовальным двигателям (ТВалД), мощность турбины которых используется для раскрутки ротора ГТД.

Преимуществом ТКС является возможность получения мощности, достаточной для запуска ГТД любой тяги (мощности), при умеренных габаритах и удельном весе стартера.

Их недостатки: большая продолжительность запуска, зависящая от времени запуска самого ТКС; сложность конструкции и большой удельный вес.

В ТКС применяются два метода регулирования - по постоянству расхода топлива и по постоянству частоты вращения.

Крутящий момент от турбостартера к ротору запускаемого двигателя передается через редуктор или через гидромуфту, либо посредством свободной (стартовой) турбины, кинематически не связанной с первой (рис. 2.5).

Регулирование турбостартера по постоянству расхода топлива применяется в схемах с гидромуфтой. В процессе запуска турбостартера масло в гидромуфту не подается. При достижении определенной частоты вращения масло от регулятора поступает в гидромуфту и ротор запускаемого двигателя начинает раскручиваться. Далее подача масла в гидромуфту увеличивается по закону поддержания постоянного крутящего момента на выходном валу

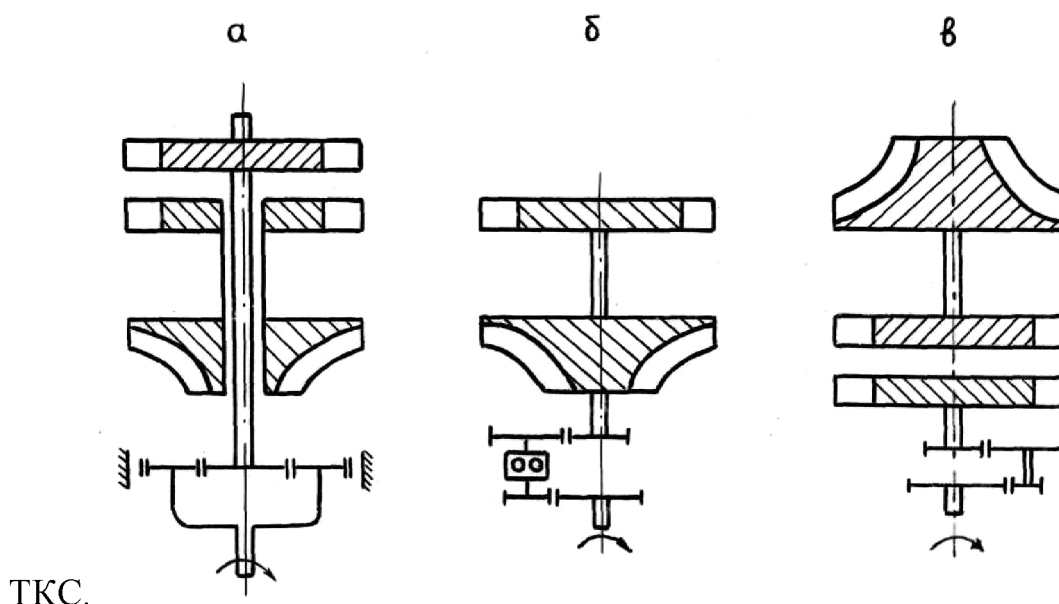


Рис. 2.5. Кинематические схемы турбостартеров со свободной турбиной с планетарным редуктором (а), обычным редуктором (в),
Схема турбостартера с гидромуфтой (б)

В ТКС со свободной турбиной турбокомпрессор работает на установившемся режиме (регулирование по закону $n = \text{const}$). Свободная турбина стартера работает при изменяющейся частоте вращения, обеспечивая плавную раскрутку ротора двигателя.

Раскрутка ротора ТКС с последующим его запуском осуществляется электростартером. Останов - отключением подачи топлива. Применение керосина в качестве топлива для ТКС упрощает эксплуатацию (не нужен, второй вид топлива), но затрудняет его запуск при минусовых температурах.

Выполненные конструкции турбокомпрессорных стартеров со свободной турбиной и повышенной частотой вращения (до $n = 1300 \text{ с}^{-1}$) имеют сравнительно небольшие массы и габариты и высокие КПД.

2.12.4. Воздушные стартеры ГТД

Воздушная система раскрутки ротора ГТД состоит из двух агрегатов: энергоузла (источника сжатого воздуха) и воздушного стартера - высокооборотной осевой турбины.

Воздух для стартера отбирается от специальной газотурбинной установки наземного или, чаще, бортового типа, от работающего двигателя на многомоторном ЛА, либо от специальных баллонов.

Мощность турбины воздушного стартера определяется по уравнению

$$N_{ec} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} G_e R_e T_e \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_B} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \eta_T, \quad (2.27)$$

где G_B - секундный массовый расход воздуха; η_T - КПД турбины по параметрам заторможенного потока.

Из (2.27) видно, что мощность прямо пропорциональна объемному расходу воздуха через стартер. Поэтому целесообразно воздух перед подачей в стартер подогревать. Мощность воздушных стартеров низкого давления составляет 20...200 кВт. Давление воздуха на входе в стартер 250...500 кПа, температура 420...600 К, расход от 0,35 до 1,5 кг/с.

Мощность стартера находится из условий совместной работы стартера и источника сжатого воздуха с учетом потерь в сети. Приближенно потери давления в сети пропорциональны квадрату расхода воздуха:

$$\Delta p \approx a G_B^2 \quad (2.28)$$

где a - коэффициент сопротивления трубопроводов.

Снижение температуры воздуха $t \approx 8...10^\circ$ на каждые 5-7 м длины теплоизолированных трубопроводов приводит к уменьшению давления перед турбиной стартера. Поэтому воздушные стартеры преимущественно используются на ЛА, где двигатели размещены в непосредственной близости друг от друга.

Эффективность использования энергии сжатого воздуха оценивается мощностным КПД, η_N - отношением располагаемой мощности стартера $N_{ст}$ к эквивалентной мощности отбираемого сжатого воздуха $N_{эКВ}$:

$$\eta_N = N_{ст} / N_{эКВ}, \quad (2.29)$$

где $N_{эКВ} = 9,8 \cdot 10^{-3} G_B L_{ад}$.

При неизменной (заданной) мощности на валу ротора двигателя увеличение КПД воздушного стартера приводит к снижению требуемого количества

подводимого сжатого воздуха, что, в свою очередь, приводит к снижению эквивалентной мощности источника питания $N_{\text{экв}}$. Снижение $N_{\text{экв}}$ приводит к увеличению мощностного КПД воздушной пусковой системы.

Системы управления процессом запуска двигателя с воздушным стартером аналогичны электрическим системам типа СПЗ, упомянутым выше за исключением того, что в основу регламентации процесса запуска положены кроме временных интервалов значения частот вращения ротора запускаемого двигателя.

Пример применения воздушного стартера ГТД

Воздушный стартер (ТРДД) (его часто называют воздушной пусковой турбиной, рис. 2.6) служит для раскрутки ротора высокого давления ТРДД до частоты вращения, после достижения которой двигатель самостоятельно выходит на режим малого газа. Основные данные стартера одного из отечественных ТРДД:

Номинальная мощность стартера при абсолютном давлении воздуха 4 кгс/см^2 , температуре 460 K и расходе воздуха 1 кг/с , кВт 150_{-30}^{+10} ;

Частота вращения выходного вала при отключении стартера, $1/\text{мин} \dots 9600^{+200}$;

Время открытия заслонки, с - $8 \dots 10$;

Время закрытия заслонки, с не более 1.

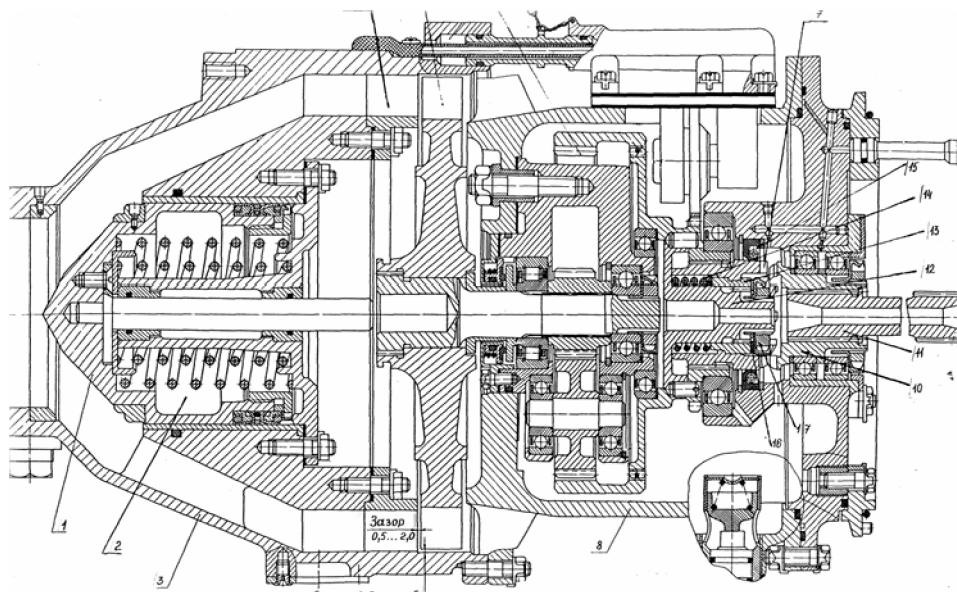
Стартер состоит из основных узлов: корпуса, турбины, редуктора, обгонной муфты и заслонки.

Корпус стартера - литой из магниевового сплава.

Турбина - воздушная, осевая, реактивная. Лопатки изготовлены за одно целое с диском из высокопрочного титанового сплава. Диск запрессован на двухопорном вале. Передача крутящего момента производится через шлицы.

Редуктор - одноступенчатый, четырехпоточный, с передаточным отношением $i_p=4,05$.

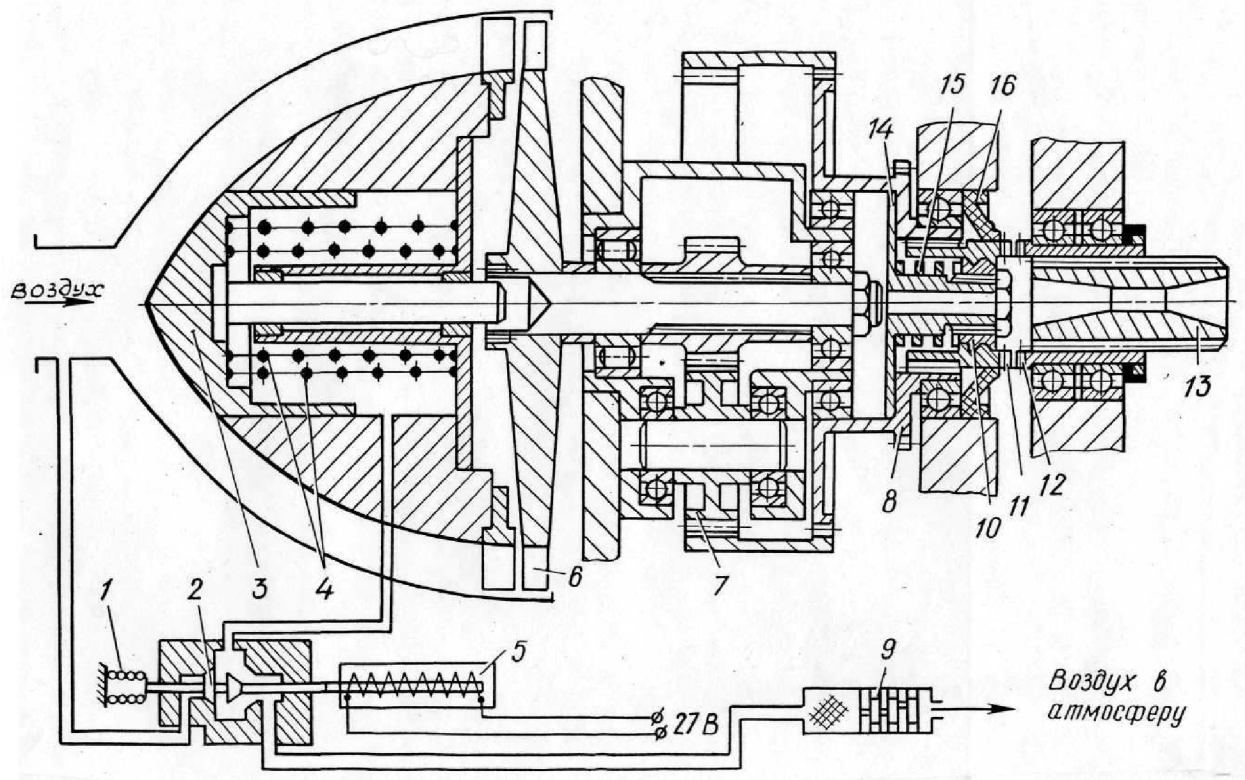
Обгонная муфта состоит из двух полумуфт (ведущей и ведомой). Ведущая полумуфта через шлицевое соединение связана с выходным валом редуктора и заторможена резиновой манжетой, ведомая полумуфта соединена шлицами с выходной рессорой стартера.



1 - воздушная заслонка; 2 - полость механизма открытия и закрытия воздушной заслонки; 3 - корпус турбины стартера; 4, 5 - сопловой аппарат и рабочее колесо турбины; 6 - редуктор одноступенчатый, четырехпоточный, $i_p = 4,05$; 7 - ведущая полумуфта; 8 - корпус редуктора; 10 - ведомая полумуфта; 11 - приводная рессора; 12 - втулка венцовой шестерни редуктора; 13 - фасонная гайка с наружной прямоугольной резьбой; 14 - пружина; 15 - манжета; 16 - опорная шайба; 17 - гайка

Рис. 2.6 Сборочный чертеж воздушного стартера ВПГ 144

Стартер работает следующим образом (рис. 2.7). К заслонке 3 подводится сжатый воздух. После нажатия на кнопку "Запуск на земле" подается напряжение 27 В на электромагнит 5, который, преодолевая действие пружины 1, устанавливает систему управляющих клапанов 2 в крайнее левое положение. Из-за заслонки через клапан 2, фильтры и дроссели воздух повышенного давления стравливается в атмосферу. Создаваемое сжатым воздухом усилие преодолевает усилие пружины 4 и перемещает заслонку 3 в крайнее правое положение. В результате этого сжатый воздух через сопловой аппарат подается на лопатки 6 турбины. Вращение турбины через редуктор передается на полумуфты 11 и 12 и далее на выходную рессору 13, соединенную с валом коробки самолетных агрегатов (КСА) двигателя.



1, 4, 15 - пружины; 2 - клапан; 3 - заслонка; 5 - электромагнит; 6 - лопатки турбины; 7 - шестерня; 8, 14 - втулки; 9 - фильтр и дроссель; 10 - гайка; 11 и 12 - полумуфты; 13 - рессора; 16 - манжета

Рис. 2.7. Схема работы воздушного стартера

Нормальный останов стартера производится путем снятия напряжения 27 В с электромагнита 5. В результате этого система управляющих клапанов 2 под действием пружины I перемещается в крайнее правое положение в Давление за заслонкой и передней выравнивается, вследствие чего заслонка под действием пружины 4 перемещается влево и перекрывает подачу воздуха на турбину стартера.

Напряжение 27 В снимается с электромагнита заслонки стартера по команде центробежного выключателя (ВЦ) двигателя при достижении турбиной стартера частоты отключения при нормальном запуске или по истечении 65 с с момента нажатия на кнопку "Запуск на земле" при ложном запуске и холодной прокрутке.

Контроль работы и отключения стартера производится по указателям тахометров двигателя, сигнальной лампе "Нормальное давление воздуха за за-

слонкой стартера" и по сигнальной лампе "Автомат пуска двигателя (АПД) работает".

Работа обгонной кулачковой муфты.

Муфта состоит из ведущей и ведомой полумуфт. Ведомая муфта 10 имеет шлицевое соединение с приводной рессорой II. Ведущая полумуфта 7 шлицами соединена с втулкой 12 венцовой шестерни редуктора. Часть шлицев на поверхности полумуфты 7 удалены (из 30 шлицев оставлено 10, равнорасположенных по окружности), что обеспечивает необходимый свободный люфт по окружности для включения и выключения муфты.

Включение муфты (соединение полумуфт 7 и 10 происходит в начале вращения стартера поворотом жестко (через шлицы) закрепленной на втулке 12 фасонной гайкой 13, которая по наружной поверхности соединена с полумуфтой 7 трехзаходной прямоугольной резьбой. Наружная цилиндрическая поверхность полумуфты тормозится в окружном направлении манжетой 15, что при вращении втулки 12 обеспечивает осевое движение полумуфты 7 по прямоугольной резьбе вправо до соединения с полумуфтой 10.

Пружина 14 под гайкой 13 предназначена для амортизации ударных нагрузок на элементы узла в моменты включения и выключения муфты. Передней опорой гайки 13 служит шайба 16, закрепленная на втулке венцовой шестерни редуктора гайкой 17.

При выключении стартера после запуска ведомая полумуфта, вращаемая в этот момент ротором двигателя, благодаря скосам на тыльной поверхности кулачков выталкивает ведущую полумуфту в исходное положение, в котором она находится до следующего запуска.

3. Топливные системы ЛА

3.1. Назначение топливных систем. Предъявляемые требования

Топливные системы предназначены для размещения необходимого запаса топлива на борту ЛА и бесперебойной подачи его в двигатели при всех воз-

можных режимах и условиях их работы. Топливные системы являются комплексами самостоятельных систем (магистралей), объединенных общими требованиями, предъявляемыми к гидрогазовым системам, и конкретными требованиями, предъявляемыми к топливным системам.

В состав комплекса входят системы: питания двигателей топливом; дренажа и наддува топливных баков; автоматической централизованной заправки; автоматического управления расходом топлива; автоматического измерения количества топлива; откачки остатков топлива из дренажных бачков, остатков топлива из баков и трубопроводов; охлаждения других бортовых систем (масла в маслосистеме двигателя, радиоэлектронной аппаратуры, воздуха в системе кондиционирования, подшипников турбины на некоторых двигателях и др.); управления центровкой ЛА; балансировочной перекачки топлива; управления отдельными элементами двигателя (например, створками сопла); аварийного слива топлива.

Наличие этого комплекса обусловлено следующими конкретными требованиями, предъявляемыми к топливным системам.

1. Надежное питание двигателей топливом на всех режимах полета ЛА. Для некоторых типов ЛА при неработающих насосах 1-й ступени подкачки должно осуществляться бесперебойное питание двигателей топливом до высоты 6-8 км.

2. Пожарная безопасность двигателя, его систем и ЛА в целом.

3. Живучесть системы питания двигателей топливом.

4. Обеспечение необходимой дальности полета с учетом резервного запаса топлива на 45 мин полета.

5. Автоматическая и максимальная выработка топлива из баков в заданной последовательности с сохранением центровки ЛА в допустимом диапазоне, с автоматической балансировочной перекачкой синхронно с изменением положения центра тяжести ЛА.

6. Аварийный слив топлива в полете для ЛА, имеющих ограничения по посадочному весу или центровке.

7. Полный слив топлива на земле из всех элементов системы.
8. Автоматическая централизованная (т.е. закрытая) заправка ЛА с общей емкостью топливных баков более 5000 л с подачей не менее 28 л/с и скоростью движения по трубопроводам не более 7 м/с за время не более 10 мин.
9. Надежный и удобный контроль за работой топливной системы на земле и в полете.

3.2. Системы топливоподачи в двигатель

Системы топливоподачи служат для подачи в двигатель топлива, находящегося в баках летательного аппарата, в требуемом количестве. Они обеспечивают также надлежащее распыливание топлива при вводе его в камеры сгорания. Системы топливоподачи дополняются системами автоматического регулирования, точно дозирующими подачу топлива в двигатель в зависимости от заданного режима работы, высоты и скорости полета.

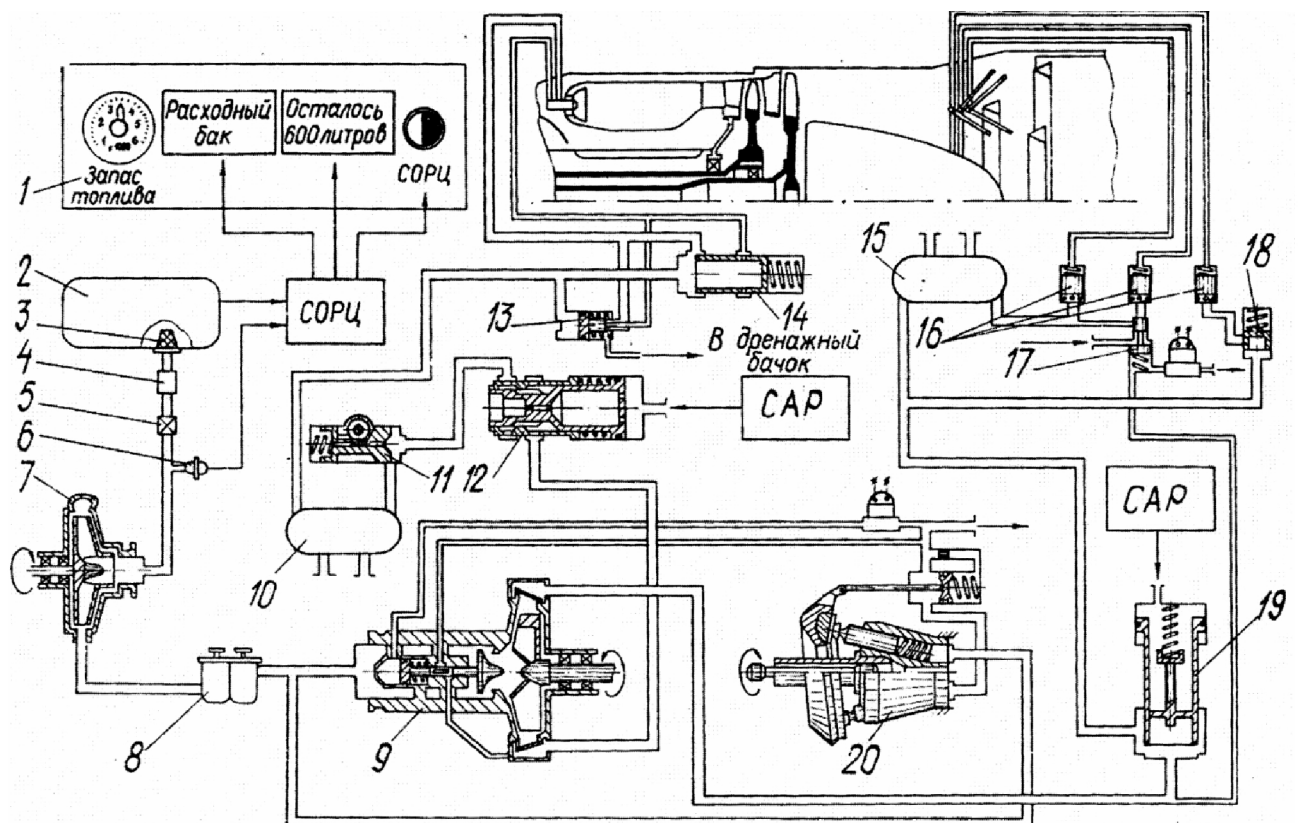
В современных газотурбинных двигателях применяются исключительно углеводородные топлива прямой перегонки [низшая теплота сгорания 43000 кДж/кг, плотность -при +20°C 0,77-0,85г/см³, теплоемкость при 20°C 1,93 - 2,01 кДж/(кг·град)]. Величина потребной подачи топлива в двигатель достигает следующих значений: минимальная 300 — 400 кг/ч, максимальная 10000 — 30000 кг/ч и больше. Она изменяется в зависимости от режима работы, высоты и скорости полета. Поэтому необходимы высокопроизводительные топливные насосы переменной производительности. Давления топлива, потребные для обеспечения больших расходов топлива через форсунки и хорошего его распыла, равны 30-50 (до 120 -150)·10⁵ Па. Большие давления создают значительные нагрузки на качающий узел насоса и трубопроводы, поэтому отдают - предпочтение низконапорным системам топливоподачи.

Система топливоподачи должна быть абсолютно герметичной, чтобы исключалось попадание топлива на горячие детали двигателя, надежно защищена от попадания в нее грязи, воды и образования льда.

3.2.1. Устройство и параметры систем топливоподачи

Система топливоподачи двигателя состоит из систем подачи топлива в основные камеры сгорания, форсажную камеру и пусковой топливной системы. В современных системах функции пусковой топливной системы выполняет основная система топливоподачи.

В систему подачи топлива в основные камеры сгорания входят: подкачивающий двигательный топливный насос 7 (рис. 3.1), фильтр топлива 8, топливо-масляный радиатор 10, основной топливный насос 9 высокого давления, дозирующий кран 12 основного¹ топлива, топливные форсунки с топливными коллекторами, автоматический распределитель топлива 14, стоп-кран 11, дренажный бачок с клапаном 13 слива топлива из топливных коллекторов.



1 — пульт контроля; 2 — бак топливный; 3 — подкачивающий насос; 4 — расходомер; 5 — перекрывающий кран; 6 — сигнализатор минимального давления топлива; 7 — подкачивающий насос; 8 — топливный фильтр; 9 — основной насос; 10, 15 — топливо-масляные радиаторы; 11 — стоп-кран; 12 — дозирующий кран основного топлива; 13 — клапан слива; 14 — автоматический распределитель топлива; 16 — запорные клапаны; 17, 18 — клапаны отключения каскадов; 19 — дозирующий кран форсажного топлива; 20 — плунжерный насос;
Рис. 3.1. Принципиальная схема системы топливоподачи в основные и форсажные камеры сгорания

Подкачивающий двигательный топливный насос 7 служит для создания подпора 3-4 (до 10) 10^5 Па на входе в основной и форсажный насосы высокого давления. Давление на входе в основные топливные насосы, потребное для обеспечения заданного кавитационного запаса, увеличивается с увеличением температуры топлива. В качестве подкачивающего насоса применяют центробежный насос с приводом от вала двигателя через коробку приводов агрегатов. Если основной и форсажный насосы имеют большие кавитационные запасы, подкачивающий двигательный топливный насос может отсутствовать.

В *топливо-масляном радиаторе 10* охлаждается масло, выходящее из двигателя. Радиатор располагают перед основным насосом высокого давления или за ним. Второй вариант предпочтительнее, так как подогрев топлива в радиаторе не влияет на температуру и ресурс топливного насоса.

Основной топливный насос 9 подает в двигатель потребное количество топлива под необходимым давлением. Потребная объемная производительность насоса Q_n , л/мин, равна

$$Q_n = K_n G_{T \text{ макс}} / \rho_T,$$

где $G_{T \text{ макс}}$ - максимальный расход топлива, кг/мин, ρ_T — плотность топлива, кг/л, $K_n=1,05 - 1,10$ — коэффициент запаса производительности насоса, учитывающий возможности дальнейшего форсирования двигателя, изменения плотности топлива и износа насоса.

В качестве основного топливного насоса применяют, в зависимости от величины потребной производительности, плунжерный, шестеренный или центробежный насосы с приводом от вала двигателя.

Дозирующий кран 12, связанный с системой автоматического регулирования и рычагом управления двигателем, служит для дозирования подачи топлива в зависимости от режима работы двигателя и условий полёта.

Топливные форсунки выполняются, как правило, двухканальными. В основные каналы топливо подводится с помощью основного топливного коллектора, а во вспомогательные — с помощью вспомогательного топливного коллектора. На режимах работы двигателя с малыми, расходами топлива подача

топлива в основной коллектор прекращается, чтобы не допустить уменьшения давления топлива перед форсунками ниже минимально допустимого значения. Для этой цели служит автоматический распределитель топлива (АРТ) 14, реагирующий на величину давления топлива перед форсунками. С помощью стоп-крана перекрывается подача топлива в двигатель при его выключении.

Клапан слива обеспечивает быстрое и полное удаление топлива из топливных коллекторов и форсунок с целью быстрой остановки двигателя и подготовки его к запуску после выключения на земле и в полете.

В систему топливоподачи форсажной камеры входят форсажный топливный насос высокого давления, нередко объединяемый с основным топливным насосом, топливо-масляный радиатор, дозирующий кран форсажного топлива; топливные форсунки с коллекторами; автоматический распределитель форсажного топлива.

При умеренных расходах топлива в качестве форсажного топливного насоса применяют плунжерные или шестеренные насосы, а при больших расходах — центробежные насосы с приводом от ротора двигателя.

Пусковая топливная система, работающая на бензине, состоит из бачка пускового топлива, перекрывного электромагнитного крана, пускового топливного насоса с электроприводом, обратного клапана и пусковых топливных форсунок. Авиационный бензин испаряется при низких температурах лучше, чем основное топливо. Пусковой топливный насос (шестеренный или пластинчатый) имеет редукционный клапан, поддерживающий давление пускового топлива за насосом примерно постоянным [в пределах $(2 - 3) \cdot 10^5$ Па], расход пускового топлива не превышает 0,6—1,0 л/мин. Обратный клапан разобщает топливную магистраль с камерой сгорания при неработающей системе. Пусковое топливо распыливается с помощью центробежных или струйных пусковых форсунок. Пусковая топливная система работает кратковременно, до выхода двигателя на режим малого газа. Продолжительность ее работы в течение одного запуска не превышает 30 - 60 с.

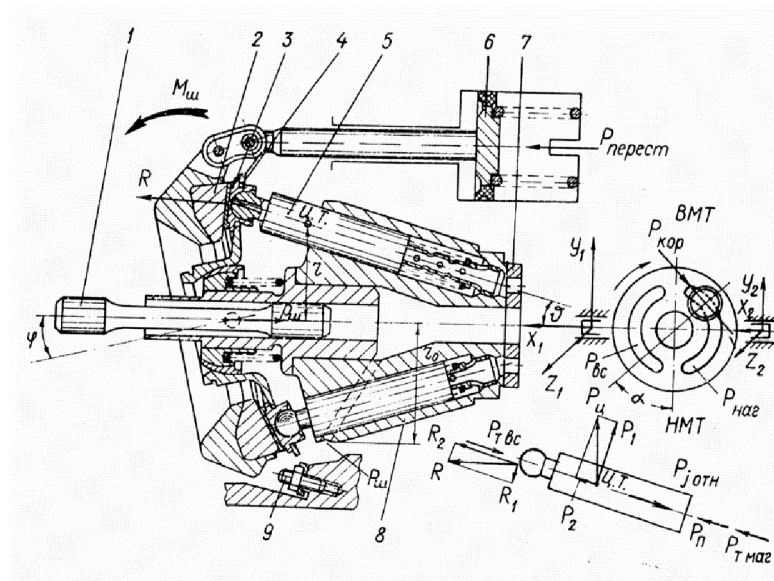
3.2.2. Плунжерные топливные насосы

В системах топливоподачи основных и форсажных камер сгорания газотурбинных двигателей применяют плунжерные насосы производительностью до 5000 — 10 000 кг/ч.

Плунжерные насосы способны создавать большое давление за насосом [до $(80 - 150) \cdot 10^5$ Па] при высоких значениях коэффициента объемной подачи ($\tau_n = 0,95 - 0,98$) благодаря прецизионным парам («цилиндр - плунжер») качающего узла; они позволяют изменять производительность при постоянной скорости вращения качающего узла без перепуска и дросселирования топлива, что уменьшает нагрев топлива в насосе.

К недостаткам плунжерных насосов относятся сложность конструкции насоса, чувствительность прецизионных пар качающего узла к содержанию в топливе механических примесей, кокса, смол, воды, к малой вязкости топлива и высокой его температуре. Эти факторы способствуют возникновению сухого трения, износа и коррозии в прецизионных парах. Плунжерные топливные насосы надежно работают при температуре топлива не более 100—120°C.

Устройство и принцип действия насоса



1 - пружина; 2 - шайба сферическая; 3 - сферический наконечник; 4 - сепаратор; 5 - плунжер; 6 - сервопоршень; 7 - золотник ротора; 8 - ротор; 9 - упор максимальной производительности

Рис. 3.2. Схема плунжерного топливного насоса и нагрузки, действующие на его элементы

В корпусе насоса вращается ротор 8 (рис. 3.2), состоящий из конусообразного барабана и валика. В барабане ротора равномерно по окружности выполнены цилиндрические камеры, оси которых расположены под небольшим углом ψ к оси ротора. В камерах барабана размещаются пустотелые плунжеры 5, прижимаемые пружинами к наклонной шайбе 2, укрепленной в корпусе. С противоположной стороны барабан своим торцом прилегает к неподвижной золотниковой шайбе 7, расположенной в корпусе насоса. Золотниковая шайба имеет два дугообразных окна, одно из которых (окно всасывания) сообщается с подводящей магистралью, а другое (окно нагнетания) - с напорной. Если наклонная шайба установлена под некоторым углом ($\varphi > 0$ (φ — угол между осью шайбы и осью ротора)), плунжеры при вращении ротора совершают возвратно-поступательное движение относительно барабана. Положение максимального погружения плунжера в барабан называют нижней мертвой точкой (н.м.т.), а положение максимального выхода плунжера из барабана — верхней мертвой точкой (в.м.т.). Пусть один из плунжеров занимает положение н.м.т., соответствующее углу поворота ротора $\alpha = 0$. При повороте ротора в диапазоне угла от 0 до 180° плунжер проходит над окном всасывания. При этом он перемещается к в.м.т., отчего освобождаемый плунжером объем увеличивается и заполняется топливом. При дальнейшем повороте ротора в диапазоне угла $\alpha = 180 - 360^\circ$ плунжер проходит над окном нагнетания, двигаясь в направлении от в.м.т. к н.м.т. Объем под плунжером уменьшается, в результате чего топливо выталкивается через окно нагнетания в напорную магистраль.

Величина хода плунжеров зависит от угла φ установки наклонной шайбы. При $\varphi = 0$ ход плунжеров и подача топлива равны нулю. При увеличении угла φ ход плунжеров и подача топлива увеличиваются. Для изменения производительности насоса шайбу крепят в корпусе подвижно, так что ее можно поворачивать относительно оси, перпендикулярной оси ротора. Перестановочное усилие создается с помощью сервопоршня 6, связанного с шайбой штоком и серьгой. При установке наклонной шайбы соосно с ротором частота вращения опорного кольца шайбы и ротора насоса совпадают. В результате длительного

воздействия плунжеров на опорном кольце шайбы образуются лунки под каждым плунжером, возникает интенсивный износ полусфер плунжеров, и насос выходит из строя. Для получения разницы в угловых скоростях вращающегося кольца шайбы и ротора наклонную шайбу устанавливают со смещением, называемым дезаксажем, равным 0,8—1,0 мм. При смещении оси шайбы в сторону окна нагнетания кольцо шайбы обгоняет ротор, а при смещении в сторону окна всасывания отстает от него. Величину дезаксажа, кривизну рабочей поверхности наклонной шайбы, а также радиус сферы плунжеров выбирают так, чтобы скольжение плунжеров относительно шайбы и обусловленный им износ этих деталей был минимальным.

4. Системы контроля и диагностики технического состояния ГТД

Конструкция должна быть контролепригодной для обеспечения диагностики по состоянию. ОСТ 100788-83 «Двигатели ГТД. Общие требования к контролепригодности»

Задачи контролепригодности:

- обеспечить конструкцией двигателя получение объективной информации, достаточной для достоверной оценки его технического состояния в процессе эксплуатации при помощи соответствующих средств и методов без съема двигателя с самолета;
- наличие лючков и отверстий для визуального контроля;
- применение оптико-визуальных методов, а так же специальных датчиков: частоты вращения роторов, температуры газов в районе турбины, вибродатчики, давления масла и т.д.;
- диагностика.

Основные принципы ТО двигателя по состоянию:

- применение средств быстрого контроля;
- использование средств измерения и обработки параметров в ходе эксплуатации.

Это позволяет выявить причины ухудшения параметров и определить ресурс детали в зависимости от условий эксплуатации.

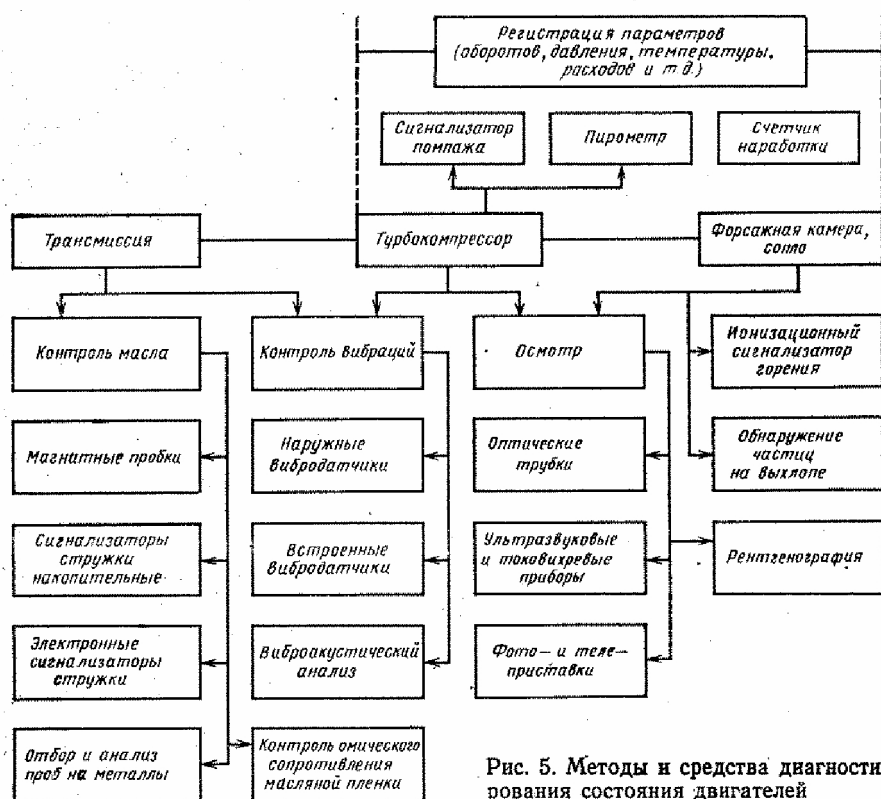


Рис. 5. Методы и средства диагностирования состояния двигателей

Рис. 4. 1. Методы и средства диагностирования состояния двигателей

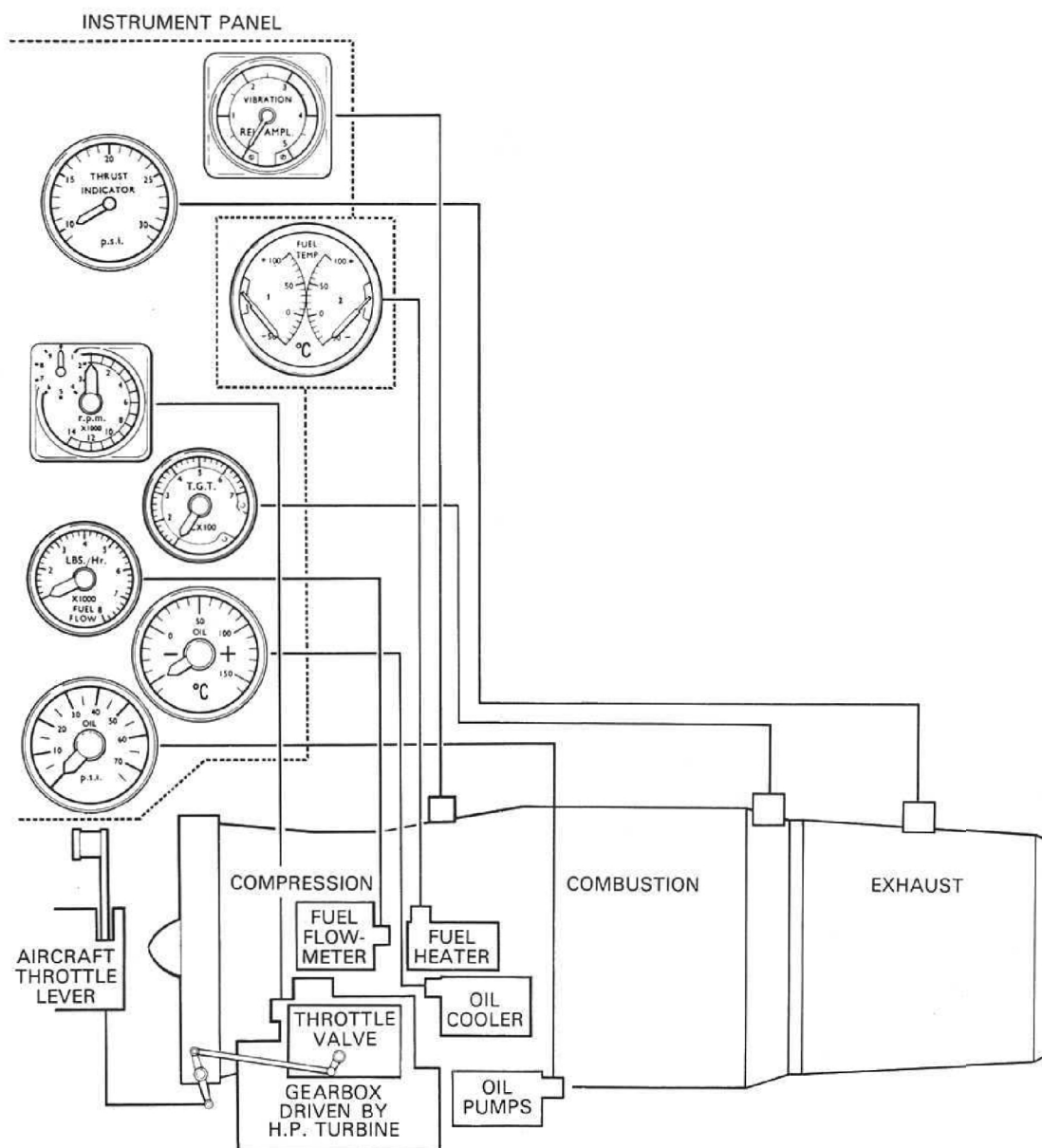


Рис. 4. 2. Схема контроля параметров ГТД

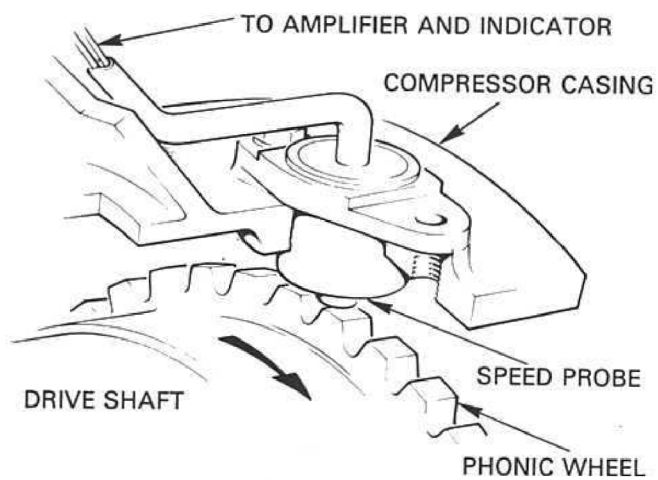


Рис. 4. 3. Датчик оборотов

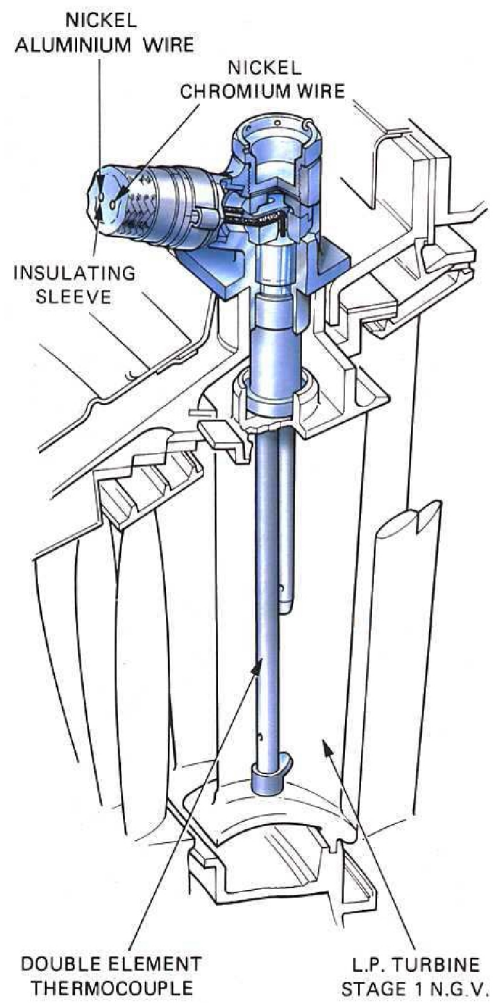


Рис. 4. 4. Контроль температуры

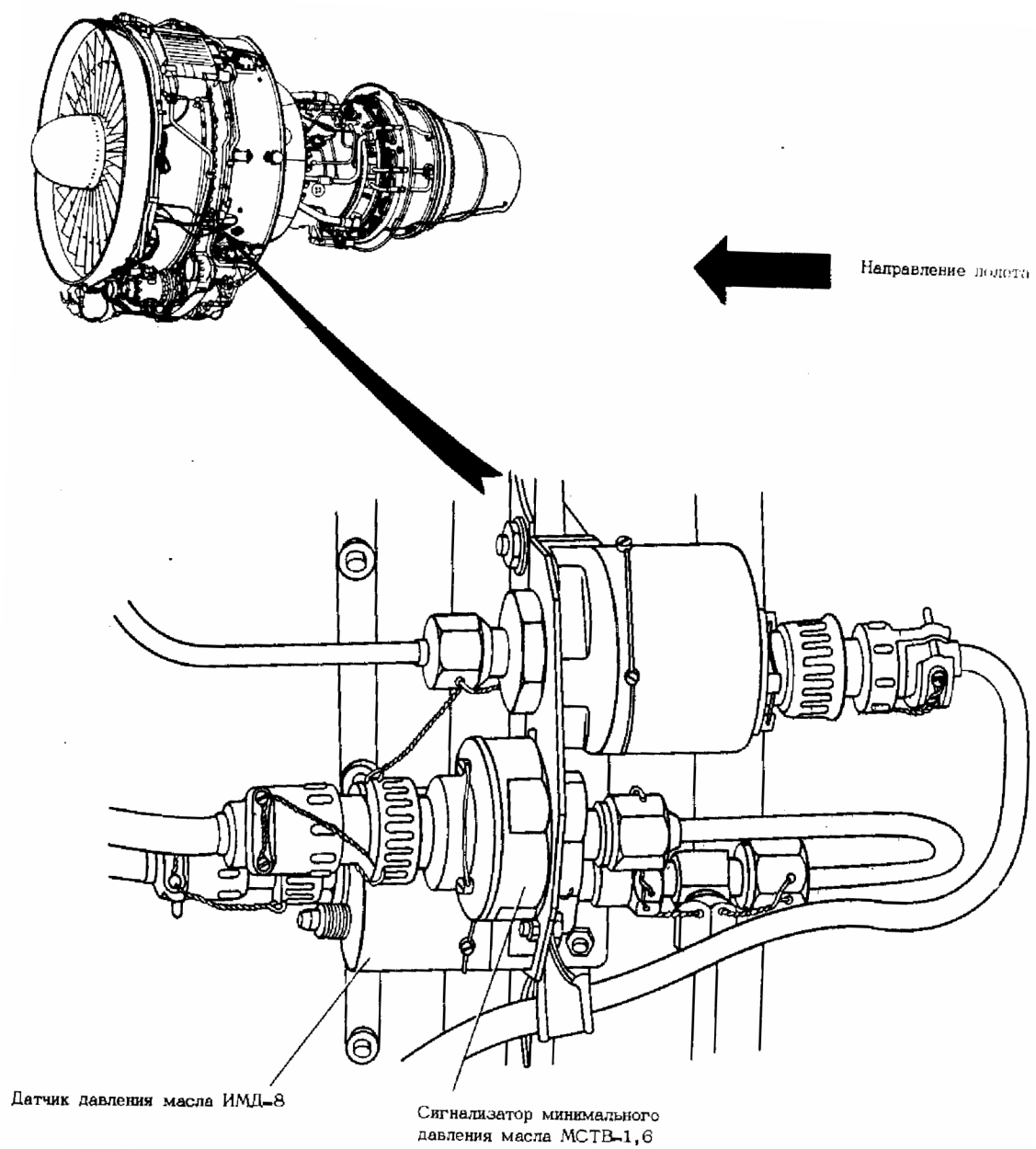


Рис. 4. 5. Датчик давления масла и сигнализатор минимального давления масла ТРДД Д-36

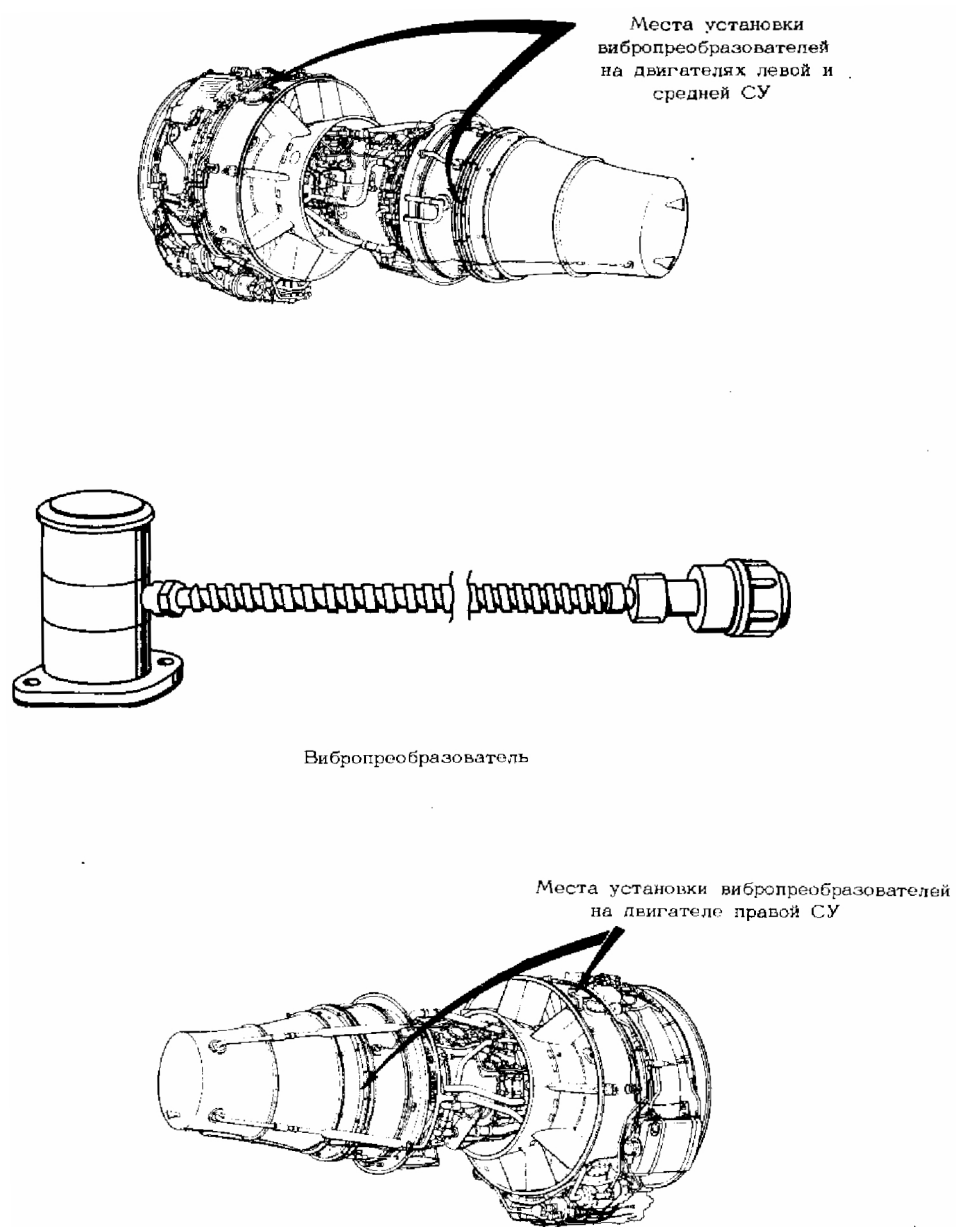


Рис. 4. 6. Места установки вибропреобразователей на двигателе Д-36

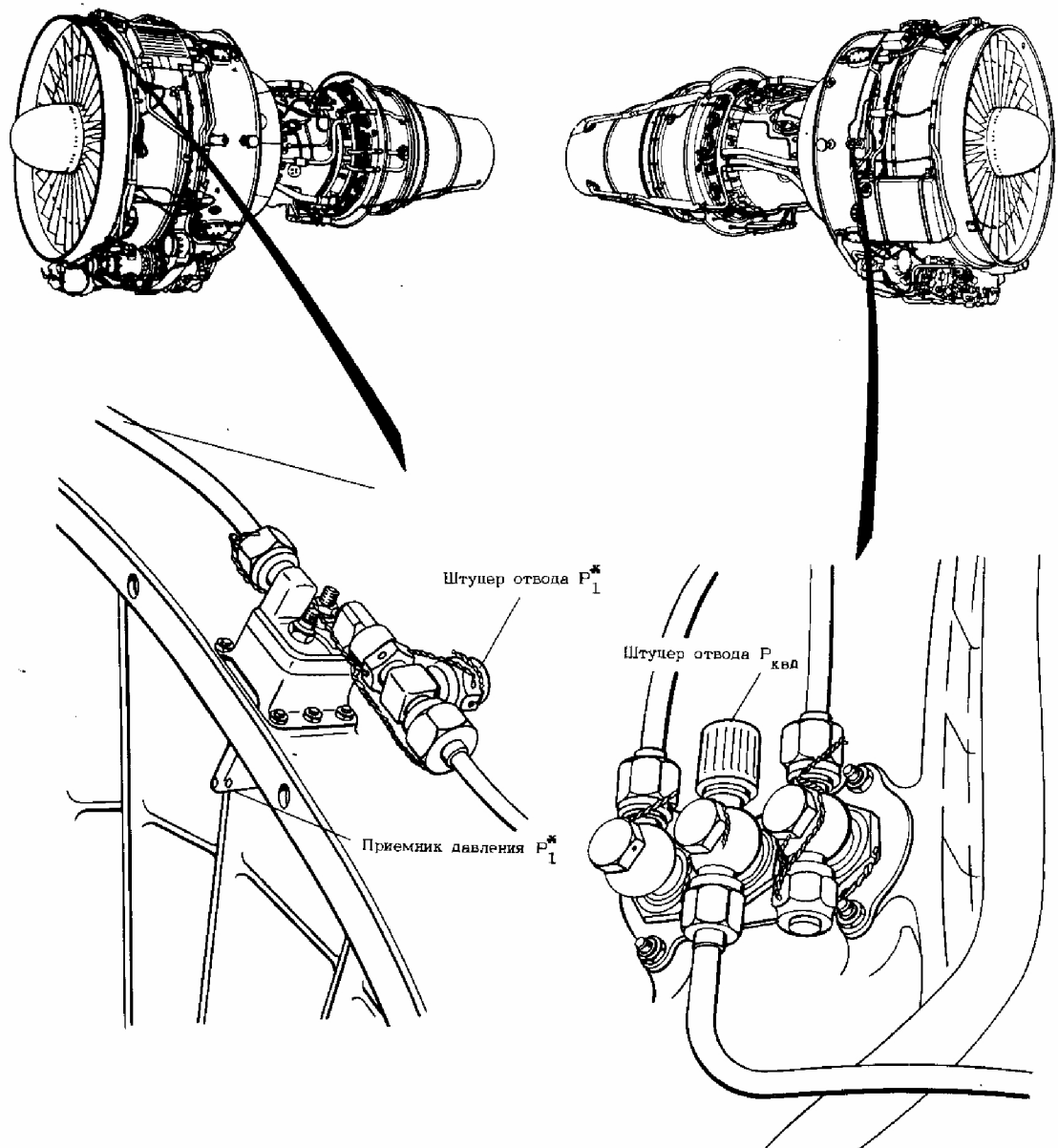


Рис. 4. 7. Место отбора сигналов для измерения степени повышения давления в компрессоре ТРДД Д-36

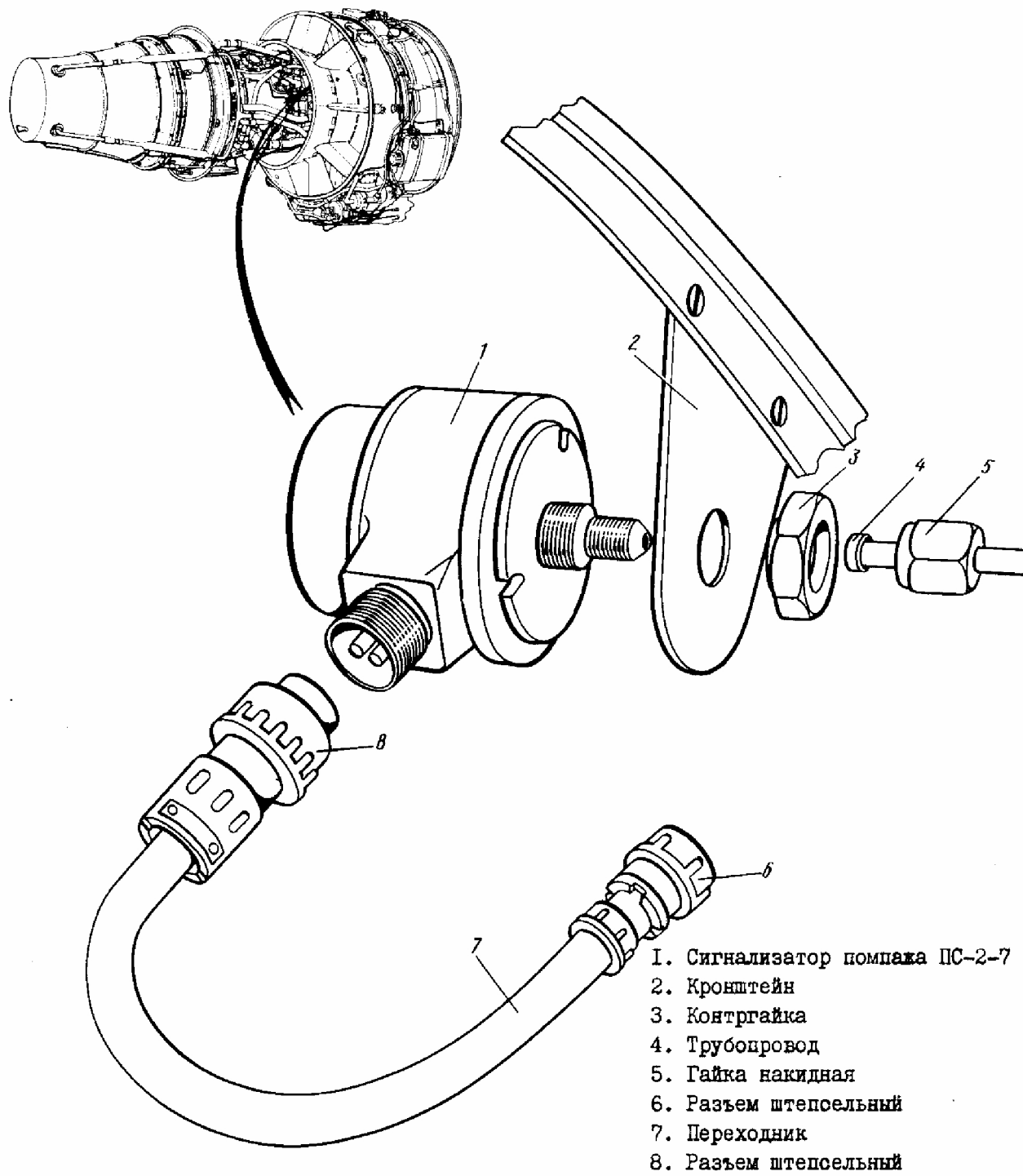
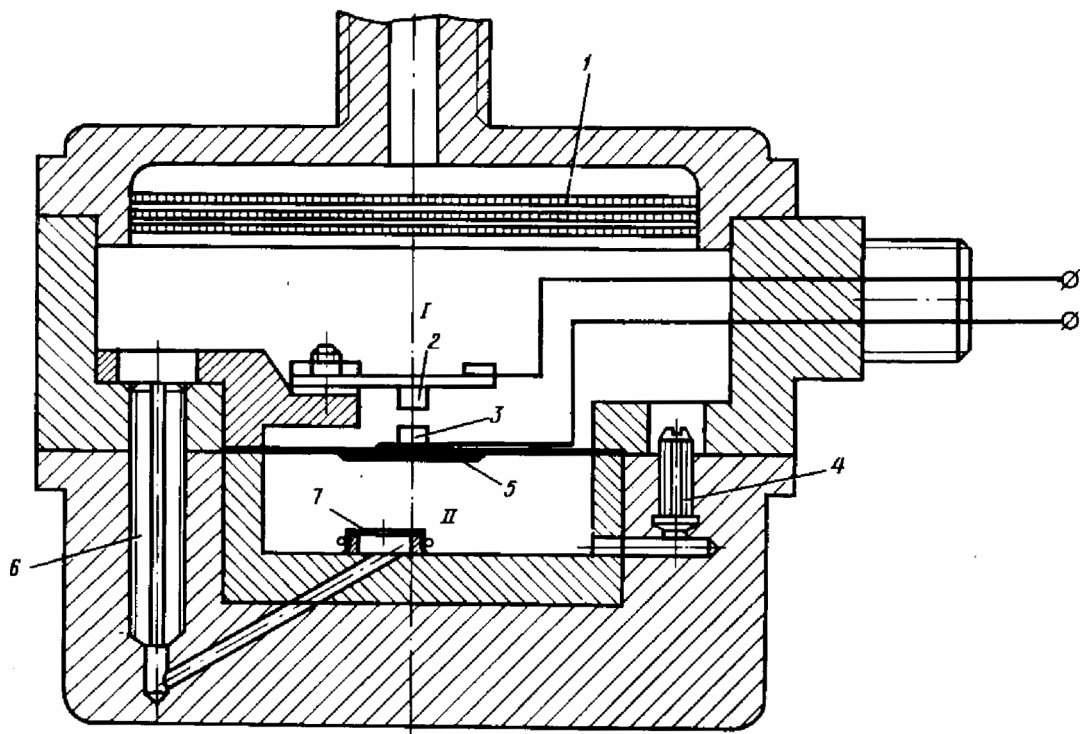


Рис. 4. 8. Монтаж сигнализатора помпажа на двигателе Д-36



- | | |
|------------|---------------------|
| 1. Фильтр | 5. Мембрана |
| 2. Контакт | 6. Демпфер |
| 3. Контакт | 7. Клапан воздушный |
| 4. Демпфер | |

Рис. 4. 9. Сигнализатор помпажа ПС-2-7

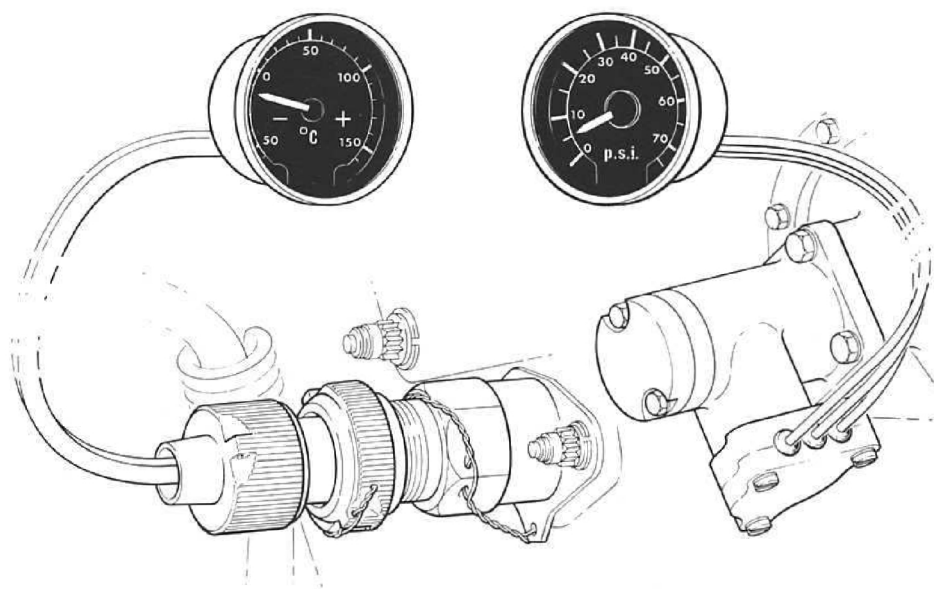


Рис. 4. 10. Датчики и индикаторы температуры и давления масла

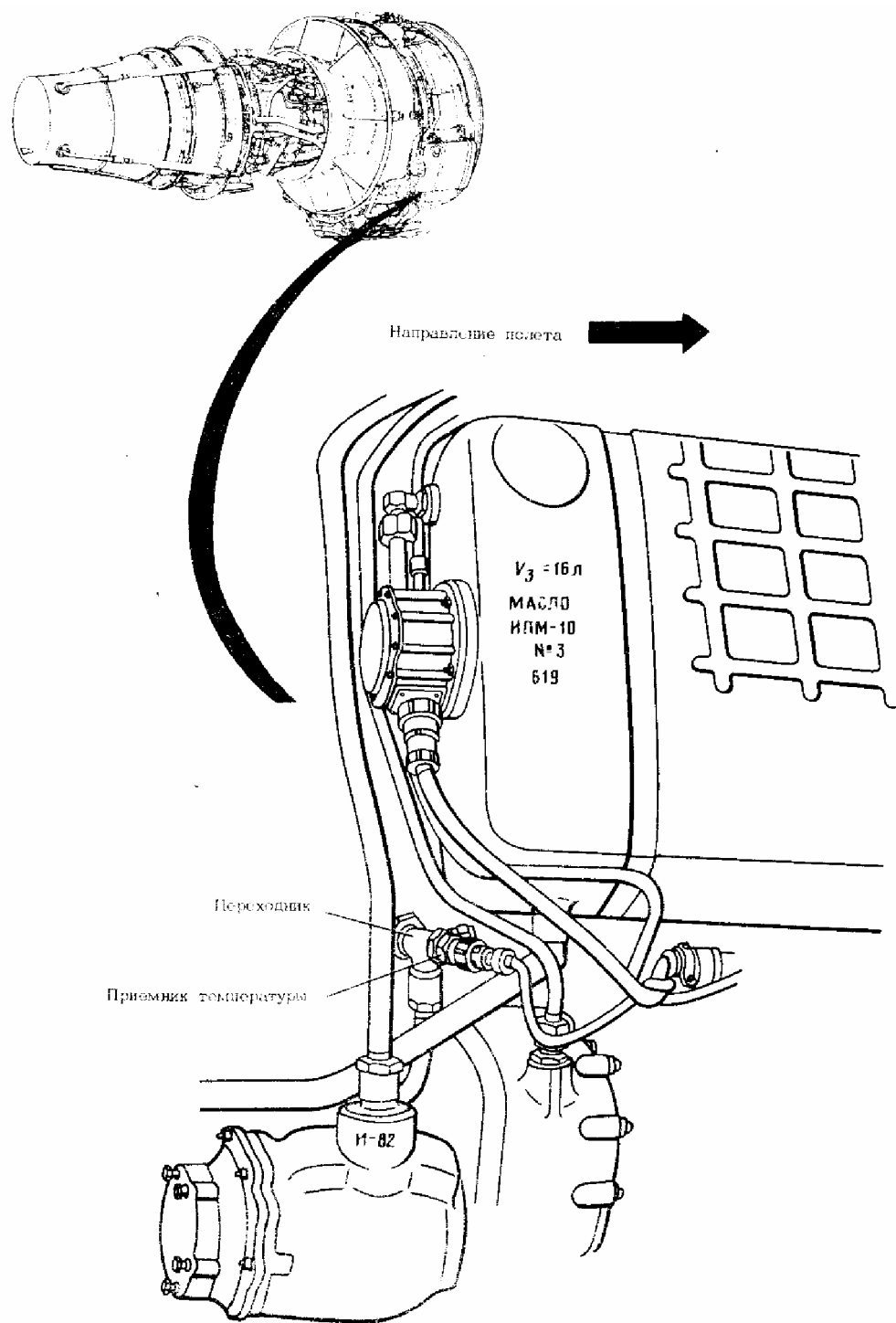


Рис. 4. 11. Приёмник температуры масла ТРДД Д-36

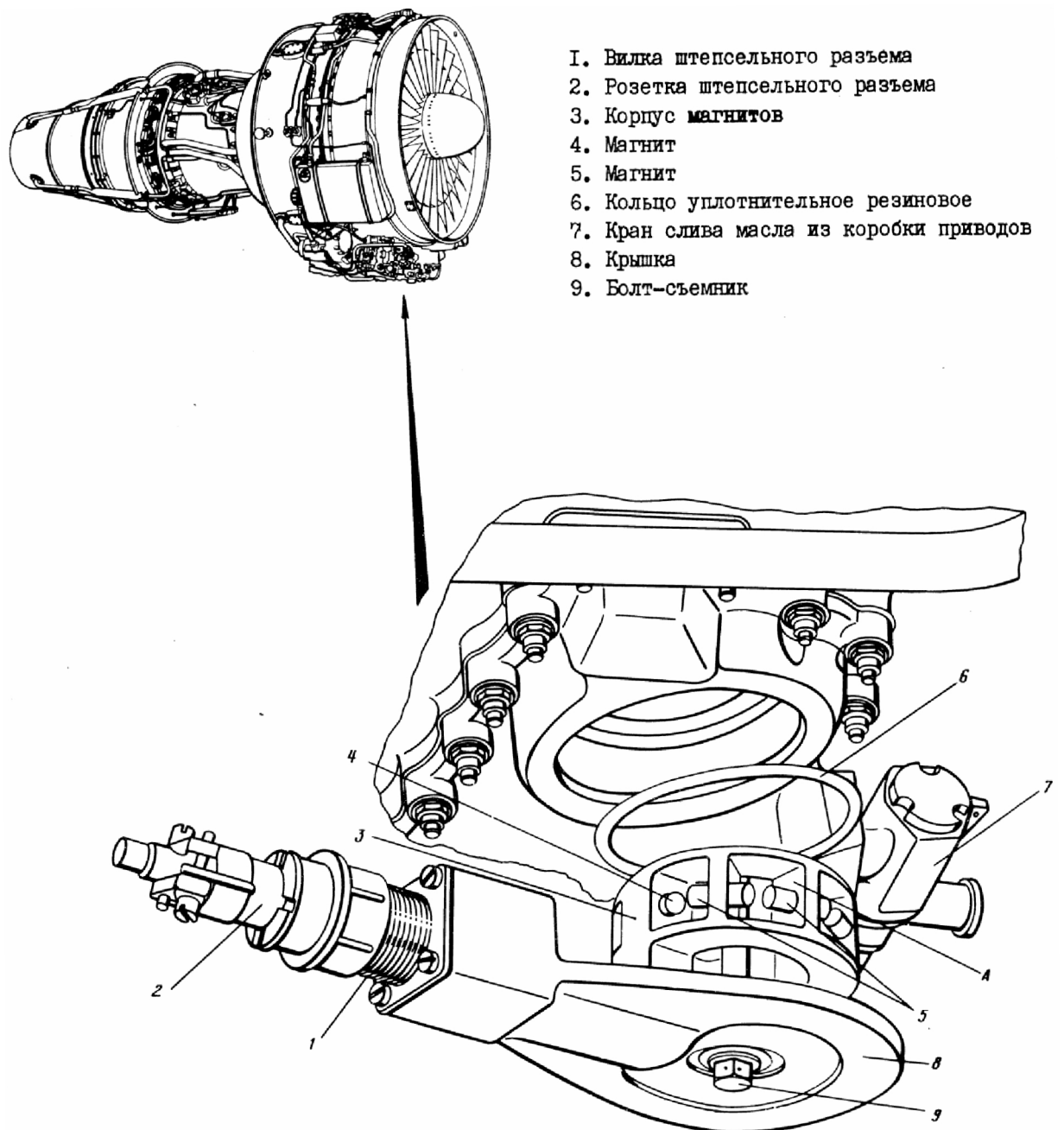


Рис. 4. 12. Стружкосигнализатор СС-36

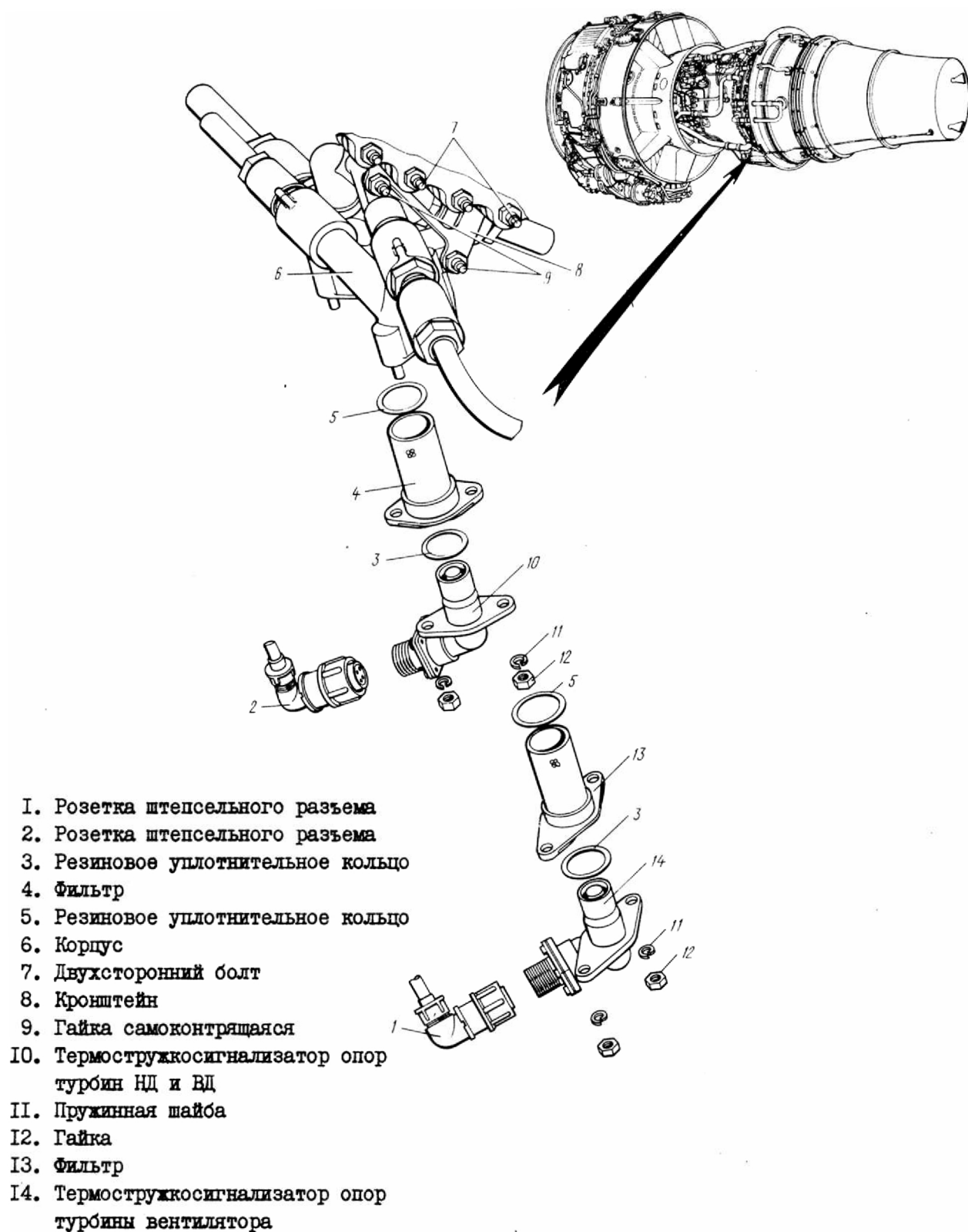


Рис. 4. 13. Термостружкосигнализаторы опоры турбин с фильтрами

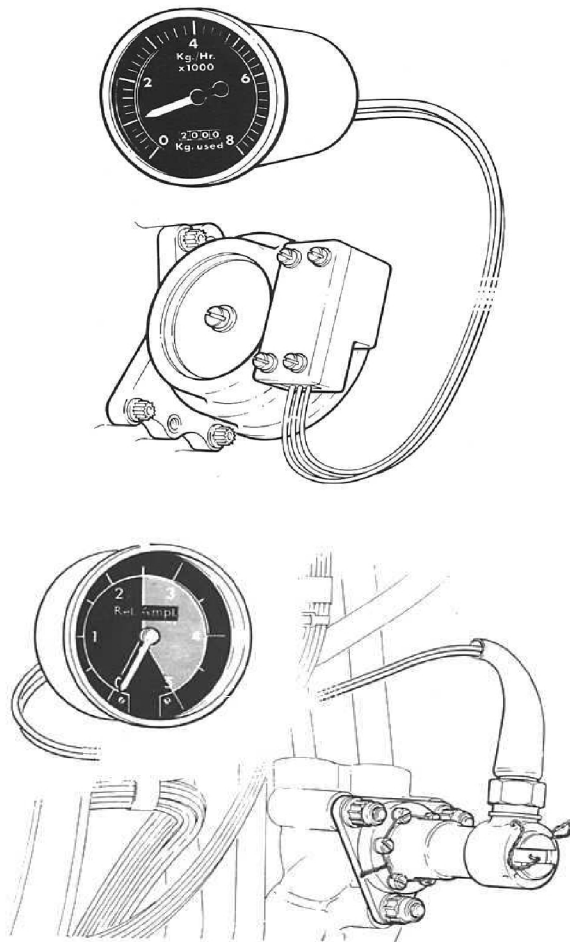


Рис. 4. 14. Контроль расхода топлива

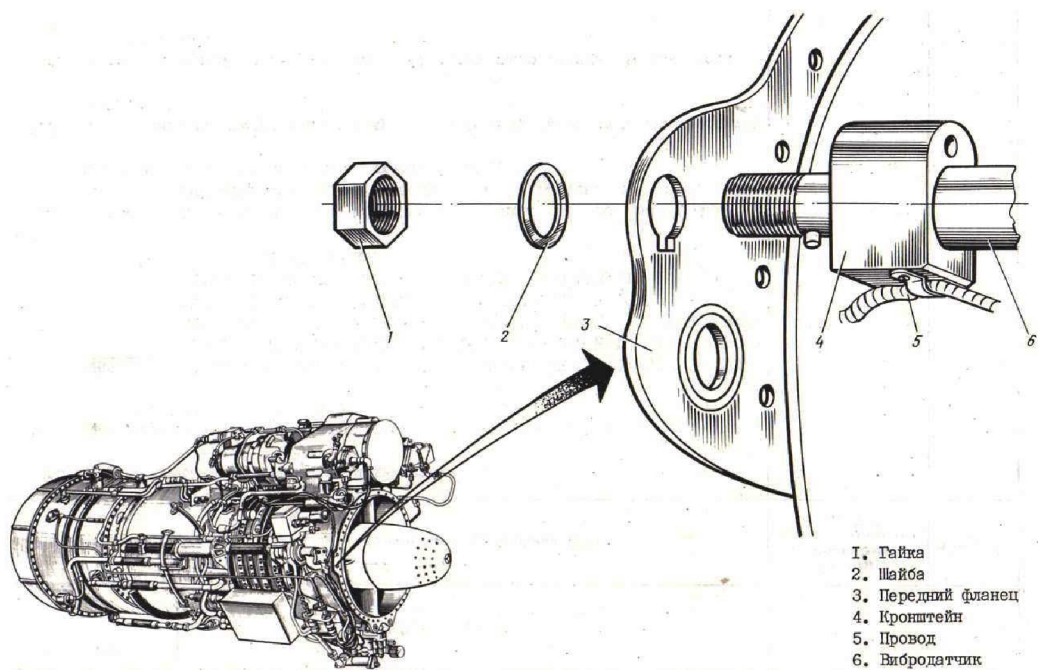
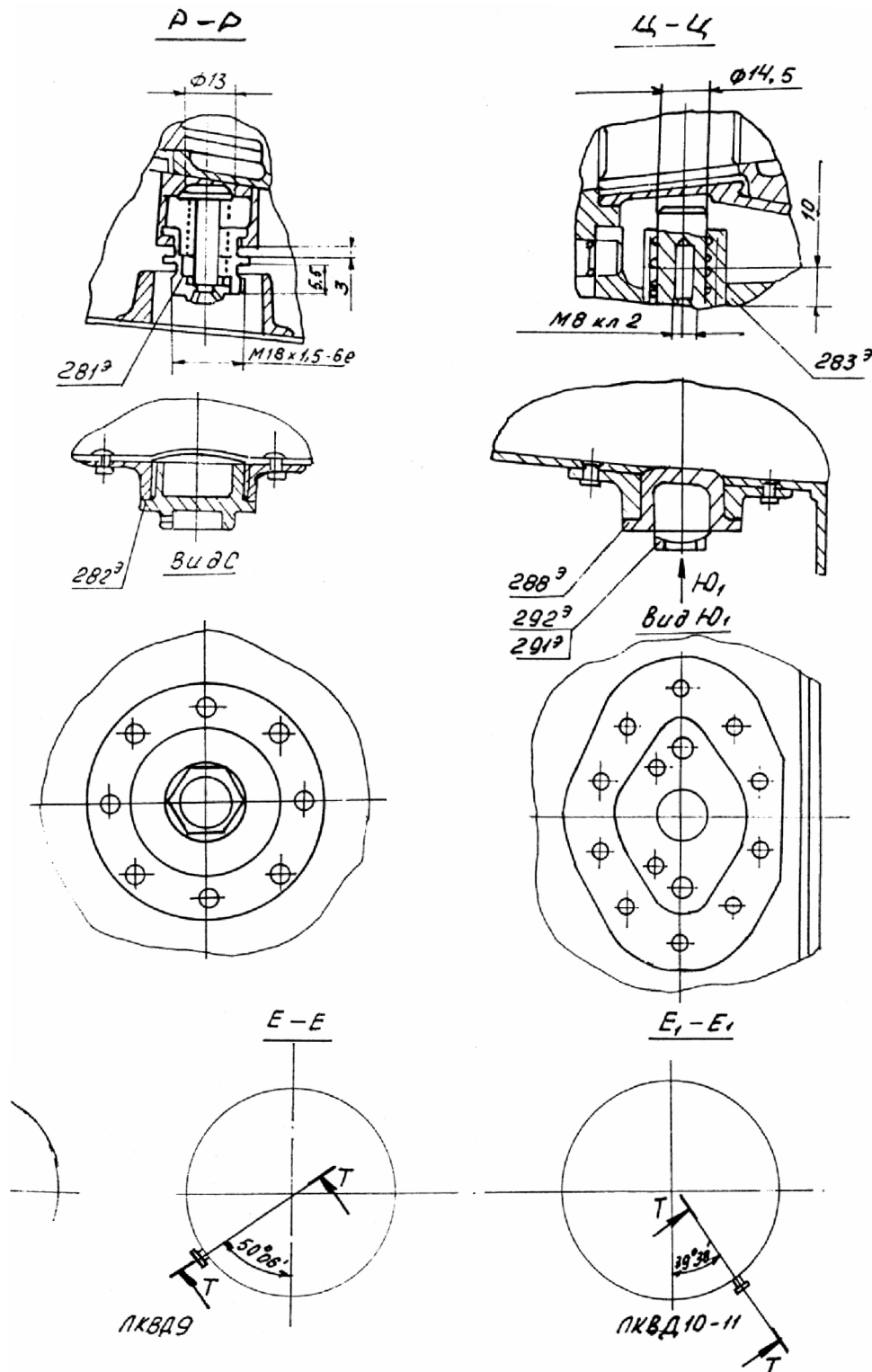
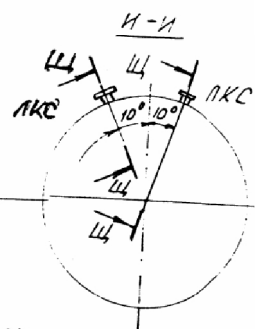
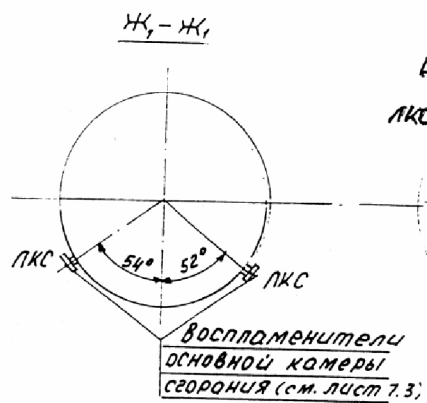
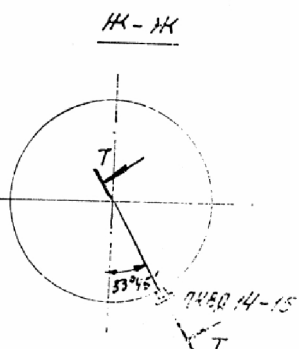
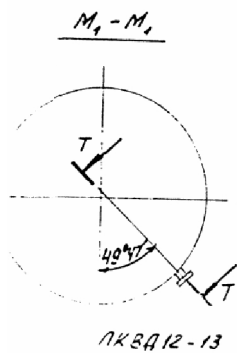
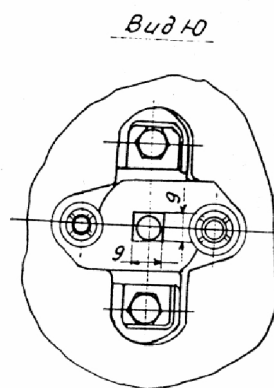
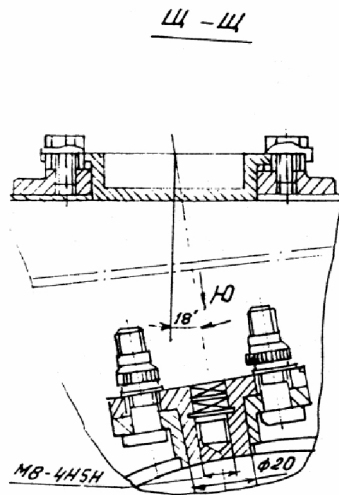
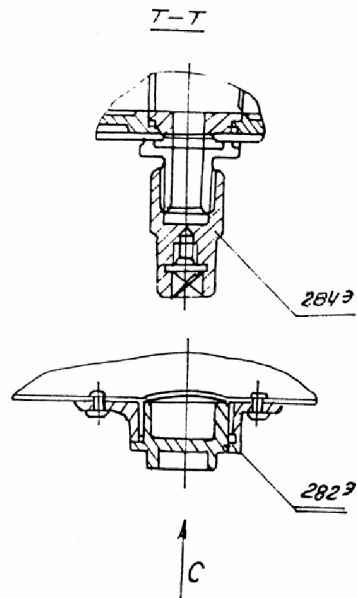


Рис. 4. 15. Датчик вибрации на ТВад ТВ3-117





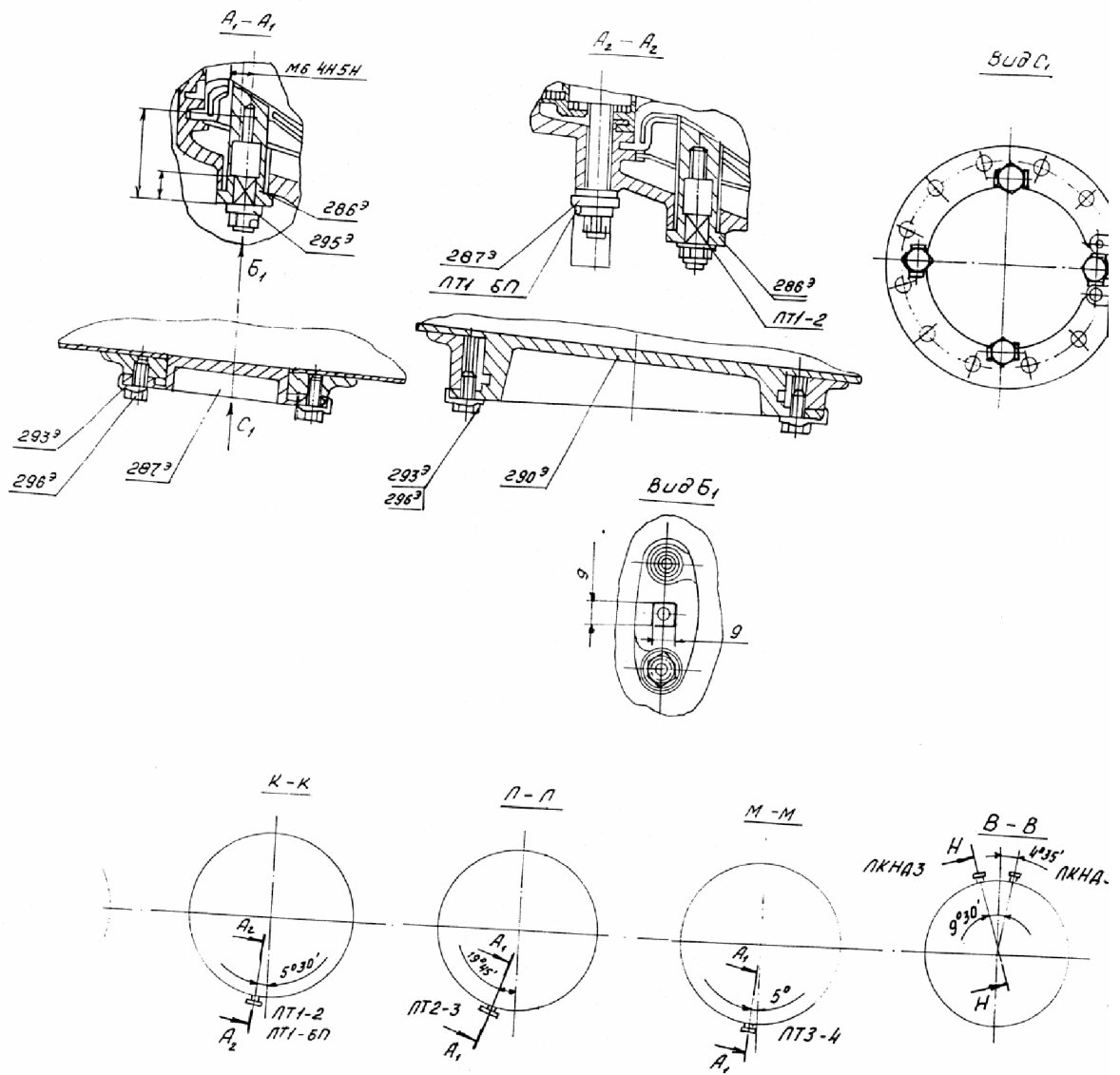


Рис. 4. 16. Расположение лючков осмотра проточной части на двигателе НК-144

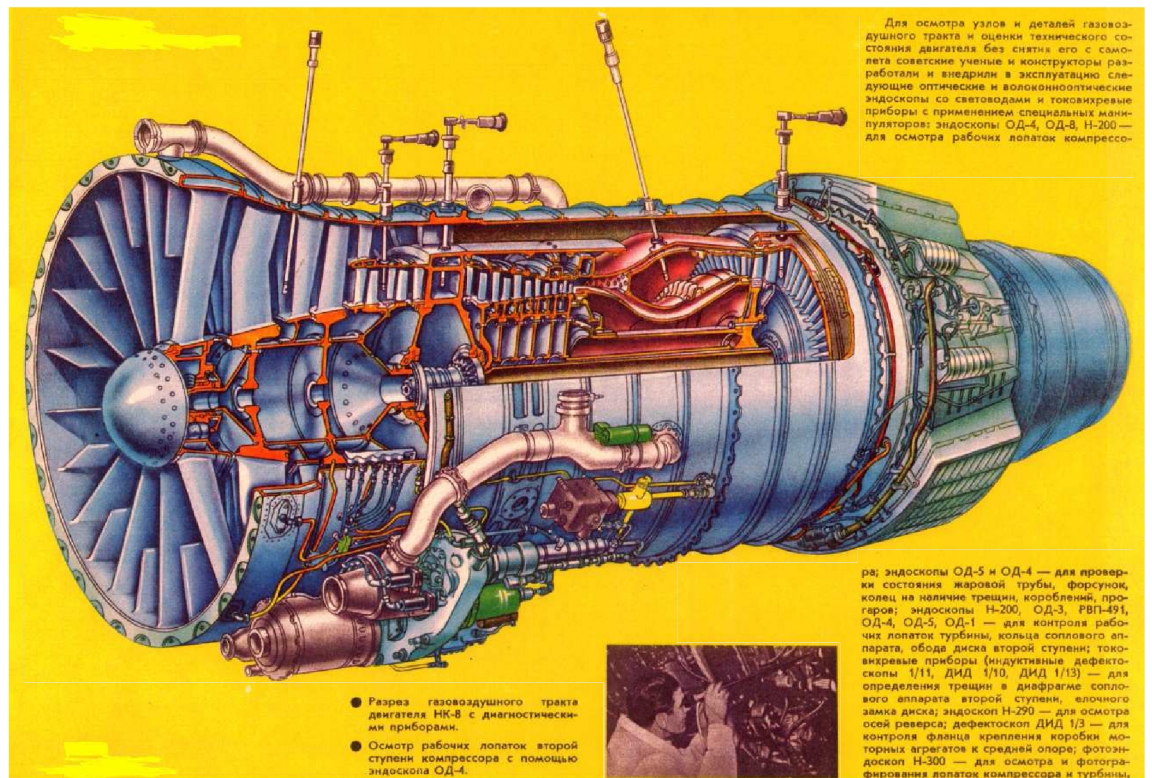


Рис. 4. 17. Осмотр проточной части ТРДД НК-8-2У

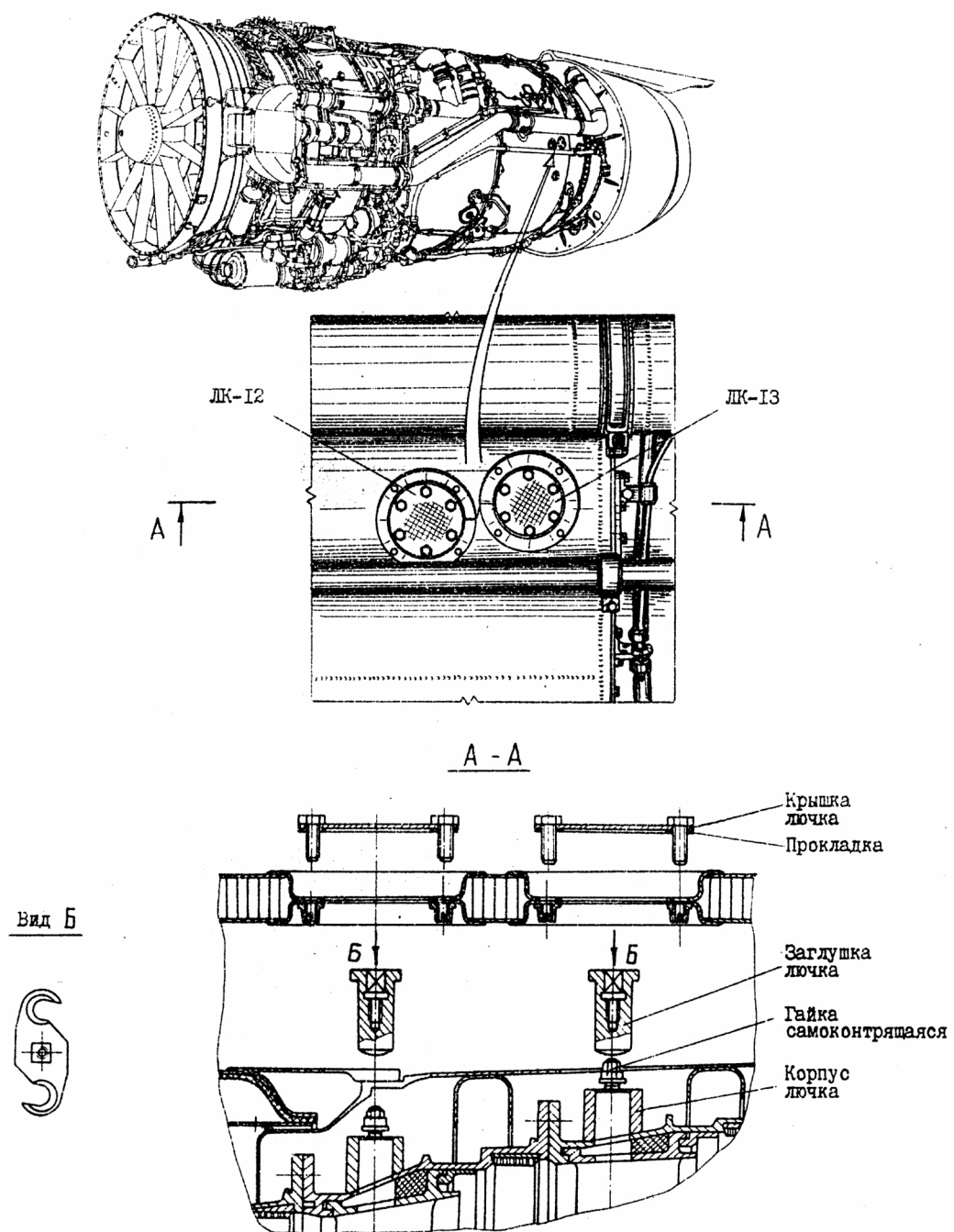


Рис. 4. 18. Лючки для осмотра проточной части ТРДД НК-86

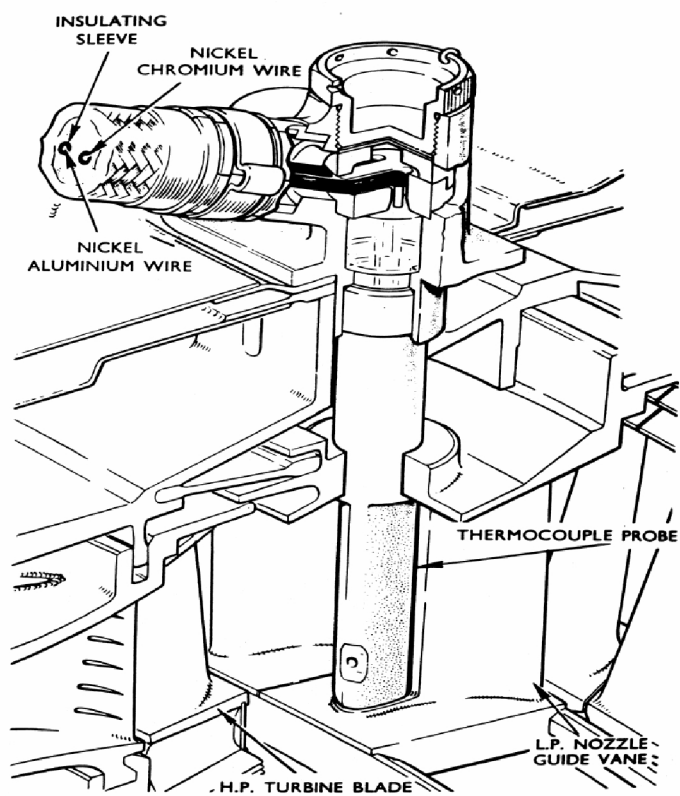


Рис. 4. 21. Схема установки термопары

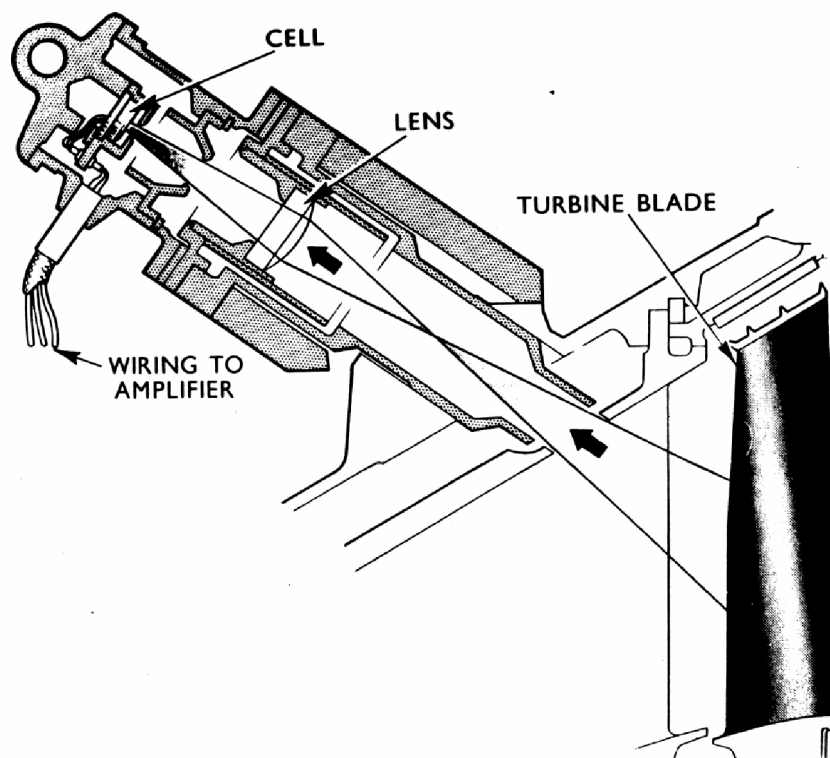


Рис. 4. 22. Схема радиационного пирометра

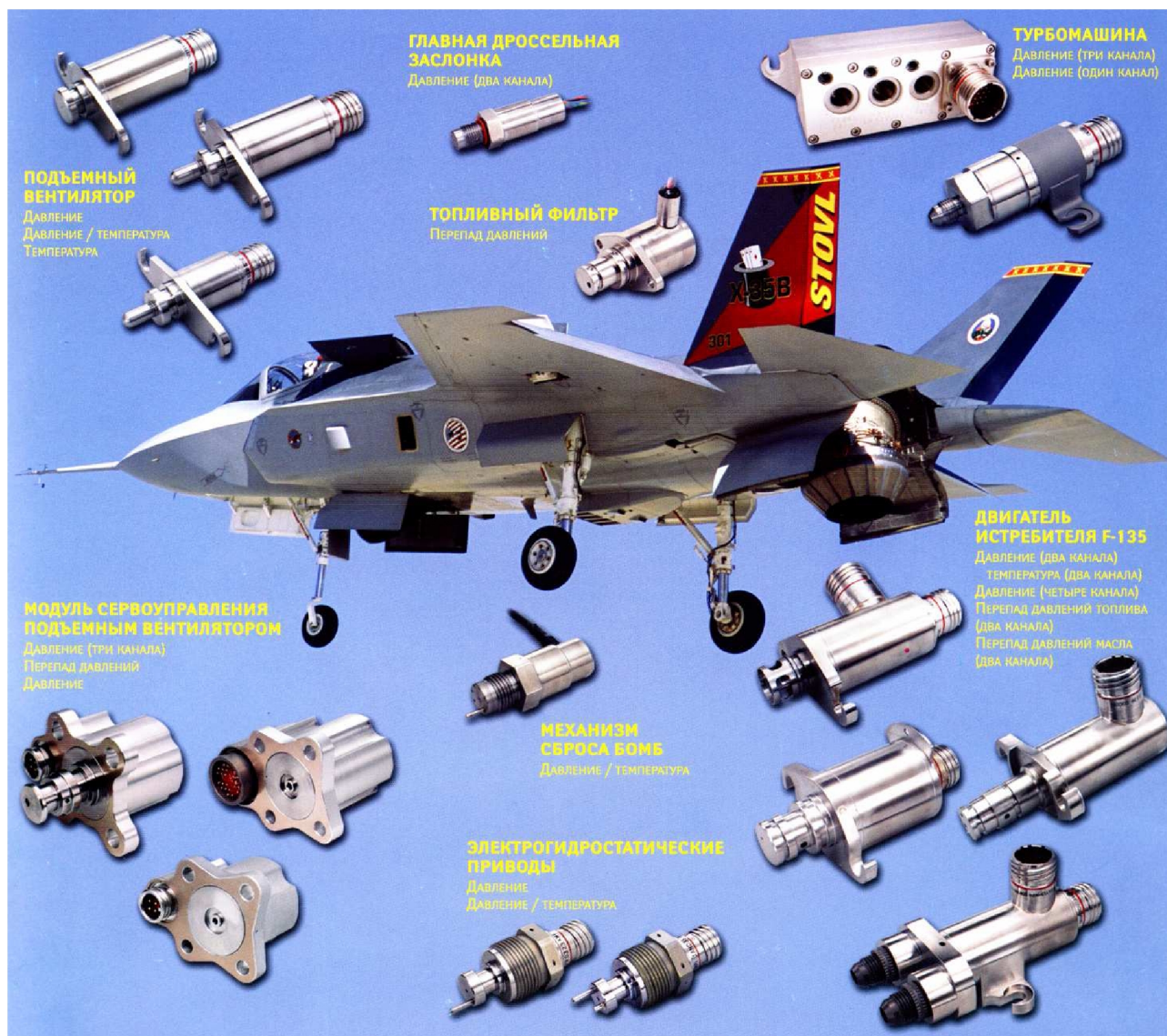


Рис. 4. 23. Применение датчиков давления на самолёте F-35

5. Противопожарная система

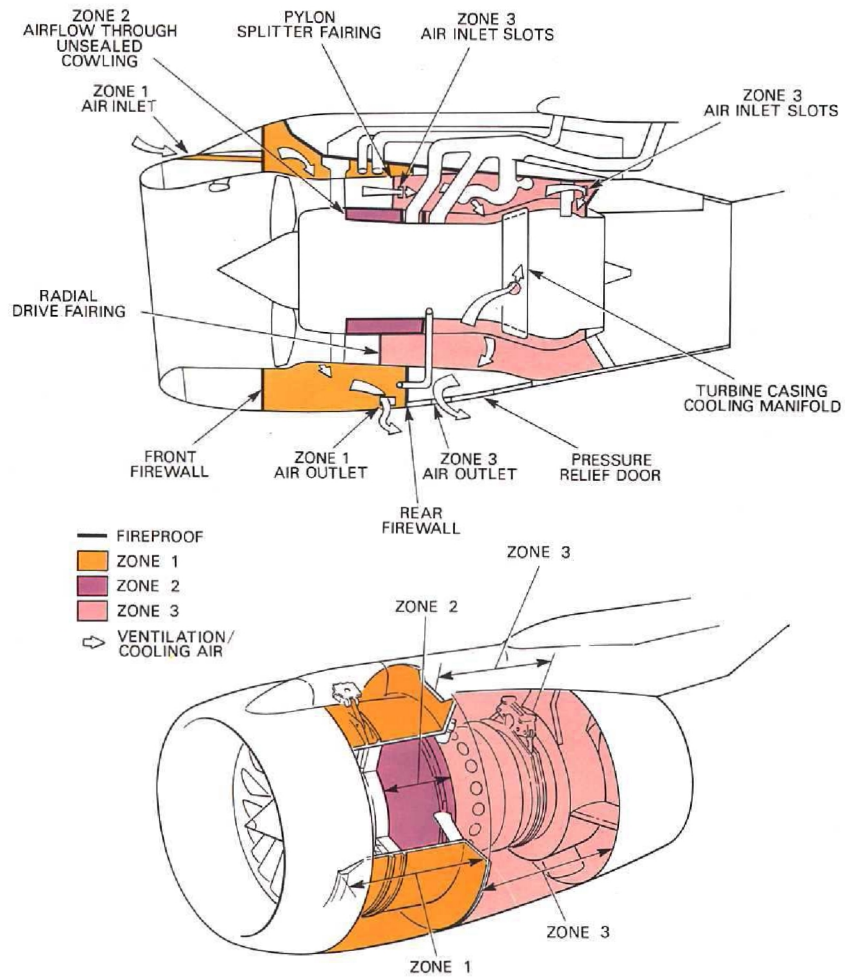


Рис. 4. 1. Схема системы охлаждения и вентиляции ТРДД

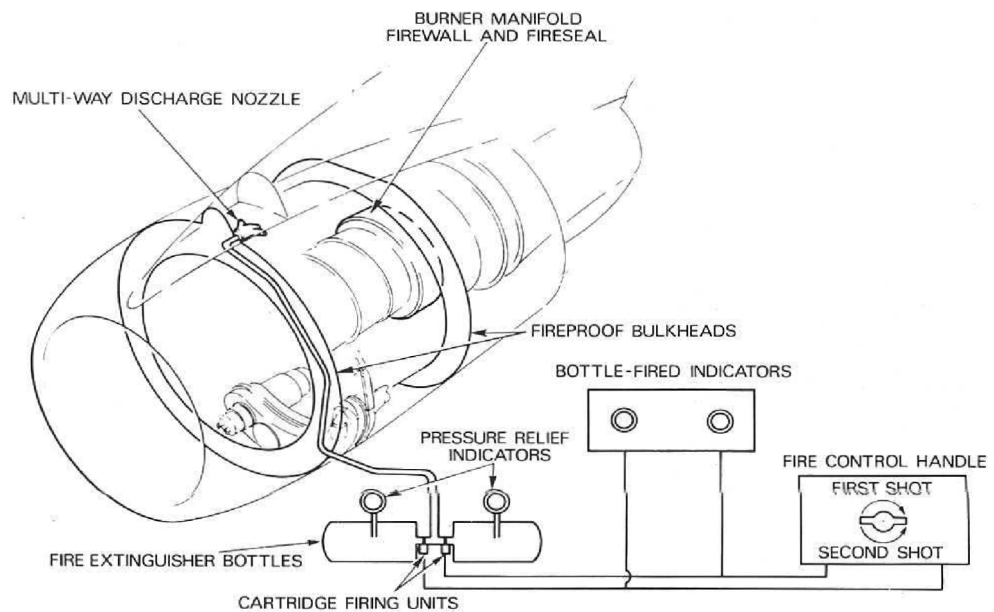


Рис. 4. 2. Схема противопожарной системы

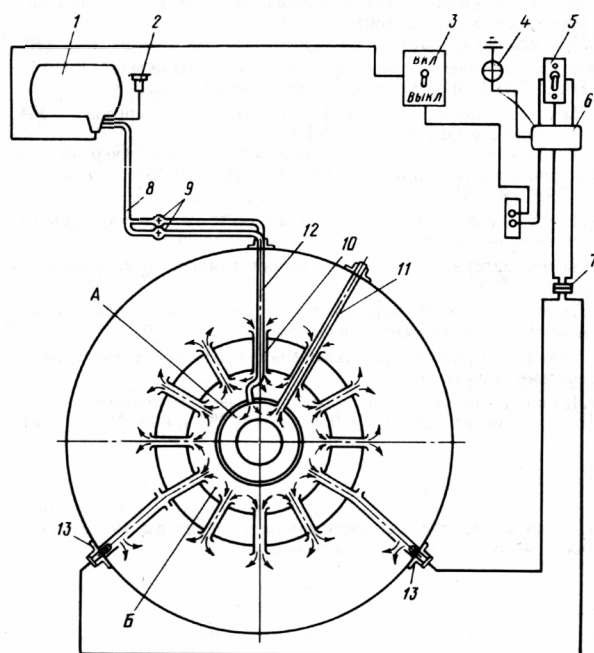


Рис. 18.1. Принципиальная схема пожаротушения внутри двигателя:

1—баллон с огнегасящим составом; 2—сигнальное очко самозарядки огнетушителя; 3—тумблер включения подачи огнегасящего состава; 4—сигнальная лампочка; 5—тумблер контроля датчиков ДП-11 (для одного двигателя); 6—блок-реле 2С7К-БР (для двух двигателей); 7—штепсельный разъем; 8, 10, 12—трубопровод для подвода огнегасящего состава; 9—диафрагма; 11—труба суфлирования полости кожуха вала с полостью разделительного корпуса; 13—датчик сигнализации о пожаре ДП-11; А—полость кожуха вала; Б—полость между кожухом вала и внутренним корпусом камеры сгорания

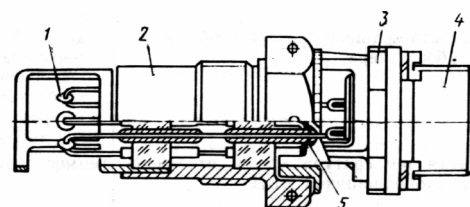


Рис. 18.2. Датчик ДП-11:

1—горячий спай; 2—корпус; 3—фланец крепления ШР; 4—штепсельный разъем; 5—холодный спай

Рис. 4. 3. Схема пожаротушения внутри двигателя и датчик

Литература

1. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Е. А. Гриценко, В. П. Данильченко, С. В. Лукачев [и др.]. - Самара : Самар. науч. центр РАН, 2002. - 527 с. - ISBN 5-93424-057-9.
2. Данильченко В.П., Лукачев С.В., Ковылов Ю.Л., Постников А.В., Федорченко Д.Г., Цыбизов Ю.И. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Монография. Самара СНЦ РАН, 2008.- 620с
3. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения [Текст] / Е. А. Гриценко [и др.]. - Самара : СНЦ РАН, 2004. - 266 с.
4. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / [В. П. Данильченко [и др.] ; Самар. науч. центр РАН. - Самара : Изд-во СНЦ РАН, 2008. - 619 с. Экземпляров всего:21.
5. Конструкция и проектирование ВРД [Текст] : изучение и анализ конструкции : [учеб. пособие для вузов по специальности "Авиац. двигатели и энергет. установки" направления подгот. дипломиру. специалистов "Двигатели летат. аппаратов"] / Старцев Н. И. ; М-во образования Рос. Федерации, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Самара : СГАУ, 2002. - 298 с. - ISBN 5-7883-0181-5. Экземпляров всего:52.
6. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения [Текст] / Е. А.Гриценко [и др.]. - Самара : СНЦ РАН, 2004. - 266 с. Экземпляров всего:50
7. Конструкция и проектирование турбокомпрессора ГТД [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Н. И. Старцев ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Электрон. текстовые и граф. дан. (267 Мбайт). - Самара : ЦНИТ СГАУ, 2006. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM). - (Приоритетные национальные проекты "Образование"). -Систем. требования: ПК PENTIUM; WINDOWS 2000
8. Изучение конструкции двигателей с использованием 3D-моделей их элементов [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Д. К. Новиков [и др.] ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Электрон. текстовые дан. - Самара : СГАУ, 2006 - . - (Приоритетные национальные проекты "Образование")

9. Конструкция узлов авиационных двигателей: компрессор [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Н. И. Старцев, С. В. Фалалеев ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Электрон. текстовые дан. - Самара : СГАУ, 2006. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM). - (Приоритетные национальные проекты "Образование").

Дополнительный список:

1. Аксенов А.Ф. Авиационные топлива, смазочные материалы и специальные жидкости. М.: Транспорт, 1970. 256 с.
2. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1968. 228 с.
3. Алексеев К.П. Эксплуатационная надежность авиационных силовых установок. М.: Транспорт, 1976. 59 с.
4. Авиационные газотурбинные вспомогательные силовые установки [Текст] / А. М. Поляков, Ю. И. Шальман, В. И. Кричакин. - М. : Машиностроение, 1978. - 200 с.
5. Бортовые системы контроля и диагностики ГТД [Текст] : указатель / сост. Г. В. Бакулина, ред. В. Б. Эдельштейн. - М. : ЦИАМ, 1990. - 7 л. - (Тематический указатель литературы / Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П. И. Баранова ; № 1788).
6. Смазка авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / М. М. Бич, Е. В. Вейнберг, Д. Н. Сурнов ; под ред. Г. С. Скубачевского. - М. : Машиностроение, 1979. - 176 с.
7. Системы и агрегаты авиационных ГТД. Специальные двигатели [Текст] : учеб. пособие / В. П. Герасименко. - Харьков : ХАИ, 1987. - 92 с.
8. Конструкция и прочность авиационных ГТД [Текст] : Конспект лекций / С. М. Дорошко, Е. А. Коняев, Е. В. Чехомуд ; Риж. ин-т инженеров гражд. авиации им. Ленинского комсомола. - Рига : РКИИГА, 1983. - 79 с.