

И.В. Кеба

**Конструкция
и летная
эксплуатация
вертолетного
двигателя
ТВ2-117А**



И.В. Кеба

Конструкция и летная эксплуатация вертолетного двигателя ТВЗ-117А

Допущено Управлением
учебных заведений МГА
в качестве учебника
для высших летных училищ
гражданской авиации

Киев
«Выща школа»
1990

ББК 39.55я73
К 33
УДК 62—11+629.735.45(075.8)

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. А. А. Комаров (Киевский институт инженеров гражданской авиации); канд. техн. наук, доц. А. С. Сердотецкий (Кировоградское высшее летное училище)

Редакция литературы по машиностроительному комплексу
Редактор Е. Ф. Воробьева

Кеба И. В.

К33 Конструкция и летная эксплуатация вертолетного двигателя ТВ2-117А: Учебник. — К.: Выща шк., 1990. — 230 с.: ил. ISBN 5-11-001905-3.

Рассмотрены устройство двигателя, физическая сущность процессов и явлений, протекающих в нем, управление, контроль и определение степени работоспособности двигателя, результаты анализа неустойчивых режимов его работы и возможных неисправностей, методы и способы определения предпосылок неисправностей и их профилактика. Приведены рекомендации по выбору оптимальных режимов работы двигателя и по действию экипажа вертолета в особых случаях в полете.

Для высших летных училищ гражданской авиации, может быть полезна слушателям учебно-тренировочных центров гражданской авиации.

3206030000—088
К М211(04)—90 146—90

ББК 39.55я73

ISBN 5-11-001905-3

© И. В. Кеба, 1990

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	6
Глава 1. Характеристика силового привода несущего винта вертолета	8
1.1. Схема силового привода несущего винта вертолета Ми-8	8
1.2. Устройство двигателя	12
1.3. Работа двигателя	14
1.4. Контроль работы двигателя и определение его работоспособности	16
Методические рекомендации	19
Вопросы для самоконтроля	19
Глава 2. Режимы работы и эксплуатационные характеристики двигателя	20
2.1. Основные технические и эксплуатационные данные двигателя	20
2.2. Правила определения основных режимов работы двигателя экипажем вертолета перед полетом и в полете	20
2.3. Эксплуатационные характеристики двигателя	25
2.4. Дроссельные характеристики двигателя	27
2.5. Высотные характеристики двигателя	30
2.6. Зависимость основных параметров двигателя от полетных условий	33
2.7. Выбор оптимальных режимов работы двигателя	36
Методические рекомендации	40
Вопросы для самоконтроля	40
Глава 3. Конструкция основных узлов двигателя	41
3.1. Компрессор	41
3.2. Камера сгорания	61
3.3. Турбины двигателя	70
3.4. Выходное устройство	86
3.5. Передачи и приводы двигателя	89
Методические рекомендации	94
Вопросы для самоконтроля	94
Глава 4. Системы смазки и суфлирования	95
4.1. Назначение, основные требования, предъявляемые к системе смазки, и эксплуатационные характеристики применяемого масла	95
4.2. Устройство и работа системы смазки	97
4.3. Агрегаты системы смазки	99
4.4. Система суфлирования	104
4.5. Контроль работы системы смазки	105
4.6. Возможные неисправности системы смазки при эксплуатации и их предупреждение	106
Методические рекомендации	109
Вопросы для самоконтроля	109

Глава 5. Системы топливная и автоматического регулирования двигателя	110
5.1. Схема топливной системы и предъявляемые к ней требования	110
5.2. Схема системы автоматического регулирования и предъявляемые к ней требования	114
5.3. Устройство и работа насоса-регулятора НР-40ВА	120
5.4. Устройство и работа регулятора РО-40М	128
5.5. Система синхронизации режимов работы двигателей в вертолетной силовой установке	130
5.6. Система ограничения температуры газа перед турбиной компрессора	134
5.7. Рабочая топливная форсунка	137
5.8. Контроль и управление работой систем топливной и автоматического регулирования	139
5.9. Возможные неисправности систем топливной и автоматического регулирования	140
Методические рекомендации	145
Вопросы для самоконтроля	146
Глава 6. Гидравлическая система	147
6.1. Схема гидравлической системы	147
6.2. Плунжерный насос ПН-40Р	149
6.3. Командный агрегат КА-40	150
6.4. Гидромеханизм поворота направляющих аппаратов компрессора	155
6.5. Клапаны перепуска воздуха из компрессора и противообледенительный	156
6.6. Возможные неисправности гидравлической системы	158
Методические рекомендации	159
Вопросы для самоконтроля	159
Глава 7. Пусковая система	160
7.1. Общие сведения о запуске двигателя	160
7.2. Схема пусковой системы и предъявляемые к ней требования	163
7.3. Управление и контроль работы пусковой системы	167
7.4. Факторы, влияющие на надежность работы пусковой системы	171
7.5. Возможные неисправности пусковой системы	173
Методические рекомендации	176
Вопросы для самоконтроля	176
Глава 8. Противообледенительная система	177
8.1. Общие сведения и предъявляемые к противообледенительной системе требования	177
8.2. Устройство и работа противообледенительной системы	179
8.3. Эксплуатационные меры борьбы с обледенением входного устройства двигателя	181
Методические рекомендации	182
Вопросы для самоконтроля	183
Глава 9. Система пожаротушения	183
9.1. Общие сведения и предъявляемые к системе пожаротушения требования	183
9.2. Схема системы пожаротушения	185
9.3. Эксплуатация системы пожаротушения при возникновении пожара	189
Методические рекомендации	190
Вопросы для самоконтроля	190
Глава 10. Летная эксплуатация двигателя	191
10.1. Подготовка и запуск двигателя	191
10.2. Прогрев силовой установки, опробование и останов двигателя	197

10.3. Холодная прокрутка и ложный запуск двигателя	199
10.4. Полетные режимы двигателя	199
10.5. Останов и запуск двигателя в полете	201
10.6. Особые случаи в полете	201
10.7. Особенности эксплуатации двигателя в условиях зимы и запыленного воздуха	204
10.8. Распространение газового потока, выходящего из двигателя под несущим винтом, и влияние его на состояние воздуха вокруг вертолета	206
Методические рекомендации	207
Вопросы для самоконтроля	208
Глава 11. Методы диагностирования технического состояния двигателя	209
11.1. Поддержание эксплуатационной надежности двигателя и оценка его технического состояния	209
11.2. Принципы построения алгоритмов диагностирования технического состояния двигателя	213
11.3. Характеристика функциональных параметров двигателя для технического диагностирования	216
11.4. Методы оперативного диагностирования технического состояния двигателя экипажем вертолета	220
Методические рекомендации	224
Вопросы для самоконтроля	225
Список рекомендуемой литературы	226
Предметный указатель	227

Конструкция и летная эксплуатация турбовального двигателя ТВ2-117А является третьей частью курса теории, конструкции и эксплуатации вертолетных двигателей, изучаемого курсантами летных специальностей. Она представляет научно-практическую дисциплину, без знания которой невозможна грамотная летно-техническая эксплуатация силовой установки самого распространенного в гражданской авиации вертолета Ми-8.

Развитию экономической базы в районах Крайнего Севера, Сибири, Дальнего Востока и Средней Азии во многом способствует вертолетная техника. Новые подходы к применению авиации в народном хозяйстве требуют перехода на новые принципы эксплуатации и ремонта авиационной техники. Основу этих принципов применительно к технологии эксплуатации силовых установок вертолетов составляют: увеличение наработки двигателей при сокращении числа их отказов; переход на эксплуатацию по фактическому состоянию; уменьшение расхода топлива, которое возможно при поддержании технического состояния двигателей, соответствующего расчетным характеристикам, а также при установке оптимальных режимов работы в зависимости от конкретных полетных условий.

Решение проблем повышения эффективности использования вертолетной техники базируется на комплексе мероприятий: конструктивном совершенствовании техники; совершенствовании методов наземной технической эксплуатации; оптимизации летно-технической эксплуатации.

Основное звено процесса эксплуатации вертолетной техники — экипаж вертолета. В эргатической системе «экипаж — воздушное судно» важную роль играют процессы передачи, преобразования и использования в целенаправленных действиях информации о состоянии систем воздушного судна. Главными функциями экипажа в такой системе являются программирование, контроль и управление ее работой. При этом повышается роль инженерного обеспечения безопасности полетов и летной эксплуатации, возрастает потребность в инженерной подготовке летного состава и в расширении его знаний в области теоретических основ эксплуатации авиационной техники.

Эти основные положения, а также типовая учебная программа изучения авиационных двигателей для высших летных училищ гражданской авиации (ГА) определили структуру и содержание учебника.

Основой для написания учебника послужила многолетняя педагогическая деятельность автора в Кременчугском ордена Дружбы народов летном училище ГА и ранее изданные учебные пособия автора «Авиационный двигатель ТВ2-117А» и «Летная эксплуатация вертолетных газотурбинных двигателей». В отличие от этих учебных пособий, данное издание содержит систематизированный материал накопленного опыта эксплуатации двигателя ТВ2-117А второй серии с учетом требований программы подготовки инженеров-пилотов. Издание дополнено методическими рекомендациями к изучению излагаемого материала и разделом, посвященным диагностике двигателя. При подготовке издания учебника учтены замечания и пожелания, высказанные читателями, советы сотрудников кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов КИИГА и кафедры авиационных двигателей Кировоградского училища ГА.

Автор считает своим долгом выразить благодарность заслуженному деятелю науки УССР, доктору технических наук, профессору Л. А. Комарову и кандидату технических наук, доценту А. С. Сердо-тецкому за ценные замечания при подготовке книги к изданию.

1.1. Схема силового привода несущего винта вертолета Ми-8

Потребная для полета вертолета тяга создается несущим винтом. Привод несущего винта вертолета Ми-8 осуществляется силовой установкой (рис. 1). В состав силовой установки входят: два турбовальных двигателя ТВ2-117А, вертолетный редуктор ВР-8А, обслуживающие их системы (смазки и суфлирования, топливная и автоматического регулирования, гидравлическая, противообледенительная, пожаротушения), воздухозаборники с пылезащитными устройствами, капоты, узлы крепления двигателей и другие элементы.

Особенностью турбовального вертолетного двигателя по сравнению с газотурбинным, применяемым в самолетной силовой установке, является то, что кроме газовой турбины, установленной на одном валу с компрессором, у него имеется вторая (свободная) турбина, расположенная сзади (по потоку газов). Свободная турбина закреплена на валу, не имеющем механической связи с валом компрессора и первой турбиной. Выводной вал свободной турбины через трансмиссию вертолета и редуктор связан с несущим винтом. Применение свободной турбины для привода несущего винта позволяет: получать наиболее выгодную частоту вращения винта независимо от частоты вращения ротора компрессора двигателя, а также оптимальные расходы топлива при различных условиях эксплуатации двигателя; облегчать раскрутку турбокомпрессора при запуске двигателя; исключать необходимость комбинированной муфты включения в силовой установке вертолета.

К другим положительным качествам силового привода несущего винта от турбовального двигателя через механическую трансмиссию относятся: малая удельная масса двигателя; небольшие затраты мощности на охлаждение двигателя, так как не требуется специальной системы охлаждения; простота эксплуатации двигателя, особенно при низких температурах наружного воздуха; относительно невысокий уровень вибрации вертолета вследствие хорошей балансировки роторов двигателя; улучшение аэродинамики вертолета (малый мидель двигателя).

Недостатками такого вида силового привода несущего винта вертолета являются: сложность и большая масса редуктора вслед-

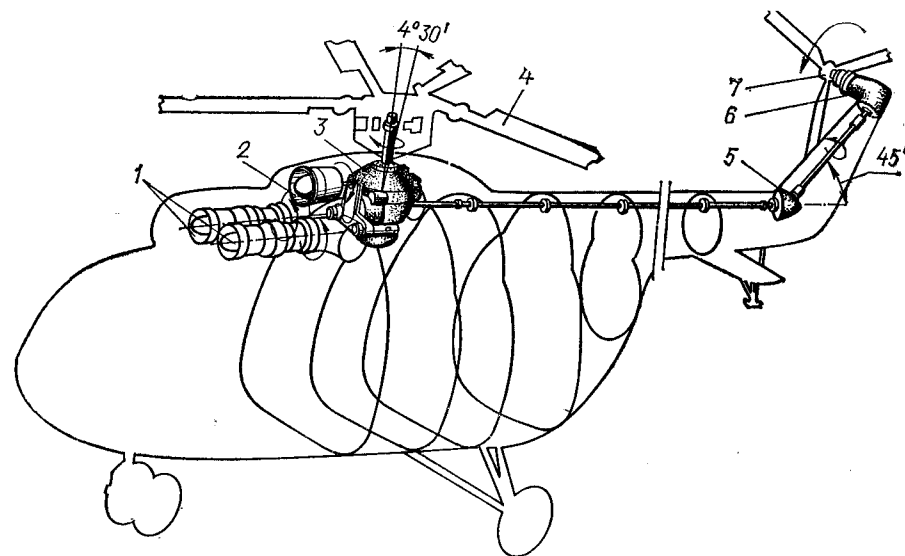


Рис. 1. Схема трансмиссии вертолета Ми-8:
1 — двигатель; 2 — вентилятор; 3 — вертолетный редуктор; 4 — несущий винт; 5 — промежуточный редуктор; 6 — хвостовой редуктор; 7 — рулевой винт

ствие большой степени редукции при передаче вращения от высокооборотной турбины двигателя к низкооборотному несущему винту; сравнительно длительное время приемистости двигателя (до 15 с), что ухудшает маневренность вертолета; значительное влияние на работу двигателя окружающей среды (запыленность воздуха, влажность, температура и т. п.).

Применение в силовой установке вертолета двух двигателей повышает безопасность полета, так как при отказе одного из них второй обеспечивает продолжение полета или выполнение безопасной посадки.

К основным требованиям, предъявляемым к турбовальным двигателям, относятся: надежность и долговечность; высокая экономичность; надежный запуск и хорошая приемистость; низкий уровень вибрации и шума; малая масса и малые поперечные и продольные размеры; простота и удобство эксплуатации и технического обслуживания; малая стоимость изготовления и ремонта.

Полное выполнение всех этих требований практически невозможно, поэтому при проектировании и изготовлении двигателя обеспечивается выполнение наиболее важных из них. Обычно для каждого типа вертолета проектируют и изготавливают конкретные типы двигателей. Двигатель ТВ2-117А предназначен для установки на вертолеты Ми-8 различных модификаций.

Расположение двигателей на вертолете. Двигатели расположены на потолочной части фюзеляжа вертолета. Каждый двигатель крепят к фюзеляжу в двух плоскостях: передней и задней (рис. 2). Конструкция элементов крепления двигателей обеспечивает их

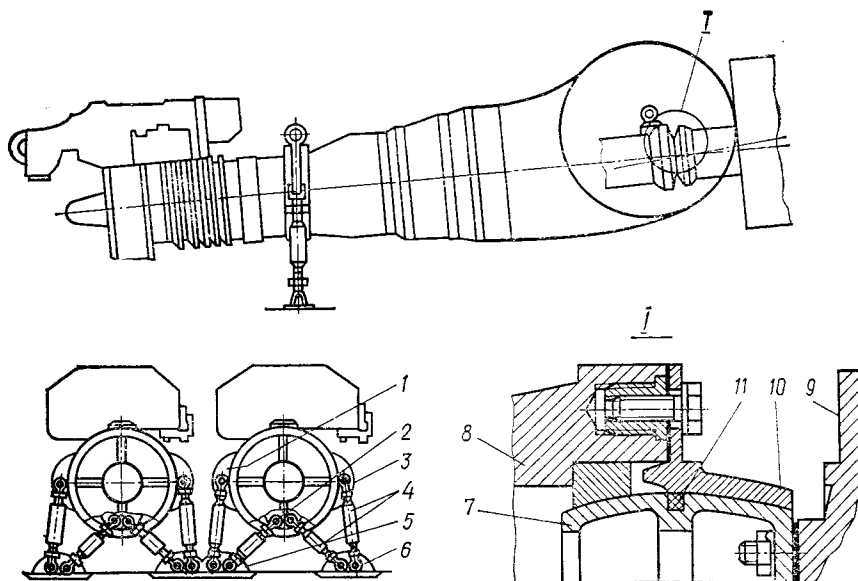
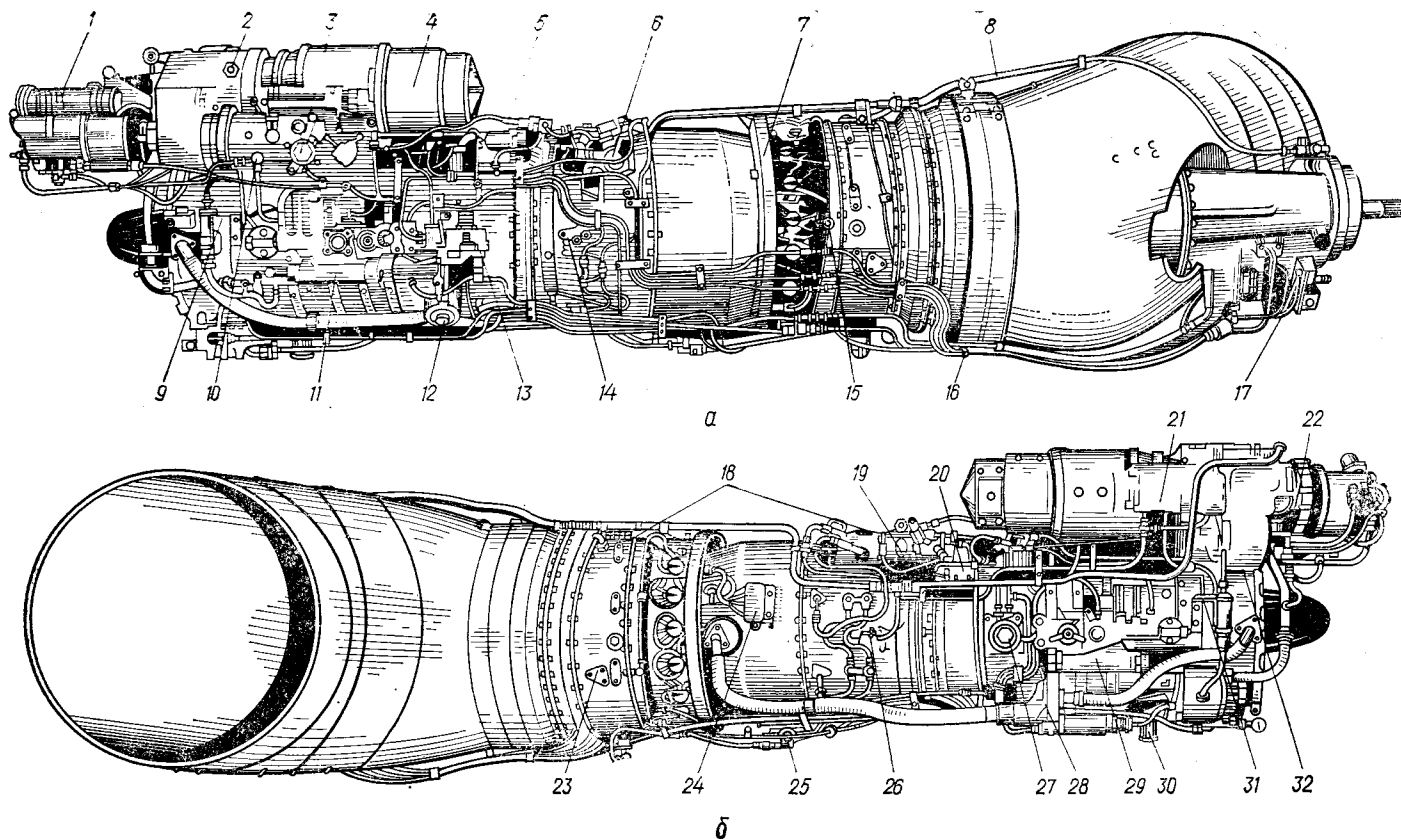


Рис. 2. Схема крепления двигателей на вертолете:

1, 2, 3 — фланцы; 4 — регулируемая стойка; 5, 6 — узлы фюзеляжа вертолета; 7, 10 — сферические опоры; 8 — корпус главного привода двигателя; 9 — корпус вертолетного редуктора; 11 — уплотнительное кольцо

Рис. 3. Общий вид двигателя ТВ2-117А:

а — слева; б — справа; 1 — агрегат КА-40; 2 — штуцер суфлирования; 3 — агрегат НР-40ВА; 4 — стартер-генератор ГС-18ТО; 5 — агрегат ИМ-40; 6 — пусковой воспламенитель; 7 — коллектор термопар; 8 — трубопровод суфлирования; 9 — кронштейн датчика манометра топлива; 10 — штуцер подвода топлива в агрегат НР-40ВА; 11 — гидромеханизм; 12 — клапан перепуска воздуха; 13 — блок электромагнитных клапанов с клапаном постоянного давления; 14, 26 — штуцеры суфлирования; 15 — противопожарный коллектор; 16 — дренаж; 17 — агрегат РО-40М; 18 — узлы для подвески двигателя; 19 — агрегат СО-40; 20 — фланец отбора воздуха; 21 — масляный фильтр; 22 — штуцер подвода масла из масляного бака; 23 — фланец суфлирования; 24 — колодка термопар; 25 — блок дренажных клапанов; 27 — клапан перепуска воздуха; 28 — противообледенительный клапан; 29 — гидромеханизм; 30 — штуцер выхода масла из двигателя; 31 — кронштейн датчика манометра масла; 32 — пробка слива масла



взаимозаменяемость. В передней плоскости крепления на заднем корпусе компрессора (вблизи центра массы двигателя) расположены три фланца 1, 2 и 3 с ушками, которыми двигатель крепится к узлам фюзеляжа 5 и 6 посредством двух пар регулируемых стоек 4.

В задней плоскости крепления двигатель крепится корпусом свободной турбины через корпус главного привода 8 со сферическими опорами 7 и 10 к корпусу 9 вертолетного редуктора ВР-8А. Установка сферических опор в соединении двигателя с редуктором обеспечивает нормальную работу силовой установки при несоосности валов двигателя и редуктора.

Двигатель устанавливают на фюзеляже вертолета так, чтобы ось вращения его роторов образовала угол $4^{\circ}30'$ с продольной осью вертолета (с наклоном вниз). Такая установка двигателя вызвана наклоном вертолетного редуктора для обеспечения установки несущего винта с наклоном вперед оси его вращения на угол $4^{\circ}30'$ относительно вертикальной оси вертолета (рис. 1). При этом угол между плоскостью осей вращения роторов двигателей и осью вала несущего винта составляет 90° .

Узлы крепления двигателя к фюзеляжу вертолета являются высоконагруженными элементами конструкции. Они воспринимают: вес конструкции двигателя, умноженный на коэффициент перегрузки k , который условно можно считать приложенным к ее центру тяжести;

суммарный крутящий момент $M_{кр}$ от составляющих газовых сил, действующих на корпуса компрессора и турбин двигателя;

силу инерции и момент силы инерции, возникающий от неуравновешенности роторов двигателя, отбалансированных с определенной степенью точности;

гироскопические моменты M_g от вращения роторов двигателя с угловыми скоростями ω и эволюции вертолета в полете с угловой скоростью Ω ;

переменные по величине и направлению нагрузки, обусловленные колебаниями газового потока внутри двигателя и вибрациями деталей двигателя;

тягу R от реакции газов, вытекающих из выходного устройства двигателя (для вертолетного двигателя ее значение невелико).

1.2. Устройство двигателя

Основными элементами двигателя (рис. 3) являются: входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина компрессора, свободная турбина (турбина винта), выходное устройство и различные системы.

Входное устройство двигателя представляет собой часть фюзеляжа вертолета, образующую плавный канал для подвода воздуха из атмосферы в компрессор с минимальными гидравлическими потерями. Детали входного устройства при включении противообледенительной системы обогреваются горячим воздухом, отбираемым за VIII ступенью компрессора.

Компрессор осевой десятиступенчатый оборудован поворотными лопатками входного направляющего аппарата (ВНА) и направляющих аппаратов (НА) I, II и III ступеней, что улучшает запуск двигателя и обеспечивает высокий КПД компрессора в широком диапазоне режимов работы двигателя. Поворот лопаток осуществляется автоматически двумя гидромеханизмами в зависимости от частоты вращения турбокомпрессора $n_{тк}$ и температуры атмосферного воздуха на соответствующей высоте t_H . Устойчивость работы компрессора в процессе запуска двигателя обеспечивается перепуском части воздуха за VI ступенью в атмосферу двумя клапанами перепуска. Детали передней опоры ротора компрессора и лопатки ВНА при включении противообледенительной системы обогреваются горячим воздухом, отбираемым за X ступенью.

Камера сгорания кольцевого типа оборудована комплектом из восьми рабочих форсунок, распыляющих топливо, и двумя пусковыми устройствами, обеспечивающими поджог распыленного рабочего топлива.

Турбина компрессора осевая двухступенчатая реактивная, ротор которой посредством вала и специального замка соединяется с ротором компрессора.

Свободная турбина также осевая двухступенчатая реактивная. При помощи главного привода ее ротор соединяется с вертолетным редуктором ВР-8А.

Выходное устройство — регулируемое, расширяющееся; обеспечивает отвод газов из двигателя за пределы силовой установки.

Система передач и приводов обеспечивает привод вертолетного редуктора и агрегатов, обслуживающих работу двигателя.

Система смазки двигателя автономная одноконтурная циркуляционная под давлением. Внутренние масляные полости двигателя суфлируются в атмосферу через приводной центробежный суфлер. Предмасляные полости опор, расположенные в местах высокого давления воздуха или газа, суфлируются непосредственно в атмосферу через трубки около выходного устройства.

Система топливопитания и регулирования двигателя обеспечивает подачу топлива в камеру сгорания согласно заданному режиму и условиям полета, а также работу агрегатов управления двигателем.

Гидравлическая система управляет поворотом лопаток ВНА и НА I...III ступеней компрессора, пусковой системой двигателя и клапанами перепуска воздуха за VI ступенью компрессора.

Пусковая система двигателя автономная. Запуск двигателя производится электрическим стартером-генератором, питаемым от бортовых аккумуляторных батарей или от аэродромного источника. Цикл запуска двигателя обрабатывается автоматической панелью запуска. Топливовоздушная смесь в камере сгорания пусковых устройств воспламеняется запальными свечами емкостного разряда, которые питаются от низковольтных катушек.

Противообледенительная система обеспечивает обогрев передней части двигателя и воздухозаборника горячим воздухом, отби-

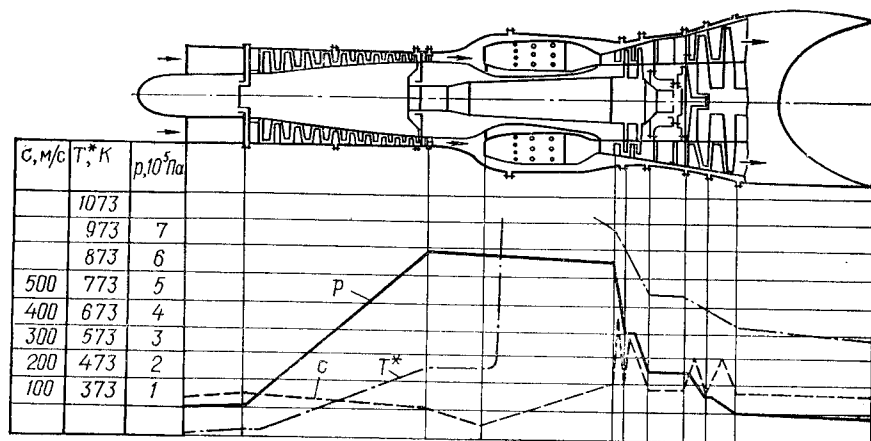


Рис. 4. Принципиальная схема двигателя и кривые изменения параметров его газозвдушного потока

раемым за последней ступенью компрессора. Противообледенительная система может включаться автоматически, вручную или комбинированно, когда автоматическая система сигнализации обледенения включает обогрев одного двигателя, а пилот — обогрев другого двигателя.

Система пожаротушения состоит из средств сигнализации возникновения пожара и тушения его.

1.3. Работа двигателя

Вертолетный турбовальный двигатель представляет собой тепловую машину, где химическая энергия топлива превращается в камере сгорания в тепловую энергию, а затем турбинами — в механическую работу. Большая часть этой работы затрачивается на привод компрессора, а меньшая — на привод несущего и хвостового винтов.

Принципиальная схема двигателя ТВ2-117А с его характерными сечениями и кривые изменения основных параметров газозвдушного потока приведены на рис. 4.

Первоначальная раскрутка ротора турбокомпрессора при запуске двигателя осуществляется стартером-генератором, работающим в стартерном режиме, а воспламенение топливозвдушной смеси — пусковыми устройствами с электрическими запальными свечами.

При вращении ротора воздух из атмосферы через воздухозаборник и воздушные каналы корпуса первой опоры всасывается компрессором. Скорость на входе в компрессор c выбрана из условий наименьших значений площади входного устройства и диаметральных размеров компрессора при расчетном расходе воздуха и составляет примерно 150...160 м/с. Расход воздуха на расчетном режиме работы двигателя $G_{вх}$ определяется газодинамическим расче-

том из условий получения требуемой мощности. Давление и температура воздуха на входе в компрессор при стандартных атмосферных условиях соответственно $p = 1,033 \cdot 10^5 \text{ Па}$ и $T^* = 288 \text{ К}$.

В компрессоре воздух сжимается до давления $p_k = 6,8 \cdot 10^5 \text{ Па}$ и таким образом механическая энергия вращения ротора компрессора, приводимого турбиной, преобразуется в энергию давления. Повышение давления воздуха в компрессоре сопровождается ростом температуры до $T_k^* = 533...543 \text{ К}$. Скорость воздуха на выходе из компрессора падает до $c_k = 110...120 \text{ м/с}$, т. е. значительно меньше скорости на входе. Это определяется необходимостью получить устойчивое горение в камере сгорания и позволяет иметь сравнительно большую высоту лопаток последней ступени компрессора, что повышает его КПД.

Сжатый в компрессоре воздух поступает в камеру сгорания, где делится на две части. Часть воздуха (первичный воздух) поступает в жаровую трубу через завихрители, и в этом потоке происходит сгорание топлива, подаваемого рабочими форсунками. Температура газа в зоне горения достигает 2473...2673 К. Другая часть воздуха (вторичный воздух) проходит через отверстия и щели жаровой трубы и, смешиваясь с горячими газами, снижает их температуру до допустимого значения (из условия жаропрочности материала турбинных лопаток). Максимально допустимая температура газа на выходе из камеры сгорания при работе двигателя на взлетном режиме $T^* = 1153 \text{ К}$ (880 °С по прибору). Давление в камере сгорания несколько снижается из-за гидравлических потерь и подогрева, а скорость увеличивается.

На камеры сгорания рабочий газ поступает в турбину компрессора. При проходе газа по суживающимся каналам соплового аппарата скорость увеличивается, а давление и температура уменьшаются. Сопловым аппаратом газ направляется на рабочие лопатки, где кинетическая энергия газового потока преобразуется в механическую работу. Вращение от турбины компрессора передается на ротор компрессора и агрегаты, установленные на двигателе.

Мощность, развиваемая турбиной компрессора, на любом установившемся режиме работы равна мощности, потребляемой компрессором и агрегатами двигателя. Мощность, развиваемая свободной турбиной, определяется избыточным тепловыделением газа, поступающего из турбины компрессора. Примерно 2/3 тепловыделения газа срабатывается на турбине компрессора и 1/3 — на свободной турбине. Увеличение частоты вращения турбокомпрессора приводит к увеличению избыточного тепловыделения газа, поступающего в свободную турбину, и соответственно к увеличению мощности, развиваемой этой турбиной.

Вращение от свободной турбины передается на несущий и хвостовой винты, а также вертолетные агрегаты, приводимые в движение от редуктора. Частота вращения свободной турбины (несущего винта) на рабочих режимах поддерживается постоянной регулятором РО-40М путем изменения подачи топлива в камеру сгорания. Так, при самопроизвольном увеличении частоты вращения несущего

винта регулятор уменьшает подачу топлива в камеру сгорания. Это приводит к уменьшению: температуры газа перед турбиной компрессора T_r^* , частоты вращения турбокомпрессора и мощности N_c , развиваемой свободной турбиной. При этом частоты вращения свободной турбины и несущего винта восстанавливаются до заданных. При самопроизвольном уменьшении частоты вращения несущего винта система регулирования работает в обратном порядке. Изменение режима работы производят путем изменения шага винта и одновременной перенастройки системы регулирования на подачу топлива, соответствующую новому значению мощности двигателя.

Рабочий газ, отдав свою энергию турбинам, с параметрами $p^* = 1,08 \cdot 10^5$ Па, $T^* = 743$ К, $c = 150...170$ м/с поступает в выходное устройство, в котором переходит из кольцевого потока в сплошной и выводится в атмосферу.

1.4. Контроль работы двигателя и определение его работоспособности

Безопасность полета вертолета в значительной мере зависит от своевременного обнаружения экипажем неисправностей, которые могут привести к отказам двигателей и оборудования вертолета. Существует несколько способов контроля исправности двигателей в полете: по показаниям приборов, по звуку, по вибрации, по яркости и по цвету выходящих газов. Так, например, возникновение помпажа компрессора определяется по росту температуры газа перед турбиной T_r^* , резкому изменению и падению частоты вращения турбокомпрессора $n_{тк}$. При длительном, слабо выраженном помпаже обгорают турбинные лопатки, что приводит к разбалансировке ротора и появлению вибрации и тряски. Кроме того, разрушение газозводного тракта приводит к выбрасыванию из выходного устройства черного дыма с длинными языками пламени и искрением, хорошо видимым, особенно ночью.

Основным видом контроля работы двигателей на вертолете Ми-8 является *инструментальный контроль по приборам*. Так, по *указателю* $n_{тк}$ судят о развиваемой мощности, о протекании теплового процесса в двигателе, об исправности подшипников и проточной части двигателя. Для удобства контроля частоты вращения турбокомпрессоров применяются двухстрелочные указатели, где одна стрелка показывает частоту вращения турбокомпрессора левого двигателя, а другая — правого. Разность этих показаний на установившихся режимах от крейсерского и выше обычно не должна превышать 2,5 %. При правильной регулировке системы «шаг — газ» и системы синхронизации мощности двигателей эта разность в основном определяется ошибкой системы измерения частоты вращения. Если в полете разность частот вращения турбокомпрессоров превысит установленный допуск, то это означает, что всю нагрузку по приводу несущего винта несет двигатель, частота вращения турбокомпрессора которого больше, а двигатель, имеющий

меньшую частоту вращения, практически не загружен. Такая работа силовой установки оказывает неблагоприятное влияние на работу нагруженного двигателя и вертолетного редуктора. Разнорежимность работы двигателей при применении системы синхронизации мощности по давлению за компрессорами p_k^* может возникать из-за нарушения нормальной работы этой системы (например, скопление конденсата в соединительных шлангах синхронизаторов, частичная разгерметизация воздухопроводов и т. д.), а также из-за частичного отказа (уменьшения мощности) одного из двигателей.

Тепловые режимы двигателей оценивают по указателям температуры газа перед турбиной t_r^* и температуры масла t_m .

Температура газа определяет процесс сгорания топлива и состояние деталей газозводного тракта. Каждому режиму работы двигателя строго соответствует установленная для летной эксплуатации температура газа. Нормальная температура газа указывает, что тепловой режим двигателя соответствует расчетному. Повышение температуры газа обычно является признаком обрыва турбинных или компрессорных лопаток, помпажа компрессора, разрушения подшипников роторов, обледенения входной части двигателя. Признаком неисправности топливных форсунок и самовыключения двигателя является уменьшение температуры газа. Особенно опасным является заброс температуры газа выше допустимой при запуске двигателя и при работе на максимальном режиме, так как это сопровождается перегревом деталей камеры сгорания, турбин и может привести к их разрушению. При равномерной загрузке обоих двигателей вертолета разность показаний приборов измерения температуры газа определяется ошибкой измерительной системы и несовершенством работы системы синхронизации мощности; обычно она постоянна. При правильной регулировке сопротивления цепи терморазрыв и системы синхронизации мощности двигателей разность показаний приборов измерения температуры газа не превышает 20 °С. Увеличение температуры газа перед турбиной одного из двигателей при сохранении постоянной частоты вращения может свидетельствовать о неисправности проточной части этого двигателя и увеличении подачи топлива в него системой синхронизации для сохранения мощности, одинаковой с другим двигателем.

Температура масла t_m определяет исправность системы смазки и тепловое состояние основных деталей и узлов двигателя. Поэтому, несмотря на хорошую вязкостно-температурную характеристику применяемого синтетического масла, его температура не должна превышать заданное значение. Повышение температуры масла выше этого значения свидетельствует о недостаточном количестве масла в системе или о разрушении трущихся деталей двигателя. Резкое повышение температуры масла может являться также результатом прорыва газа из газового тракта в масляные полости двигателя.

Приборы, установленные в кабине вертолета, контролируют также *давление масла* в маслосистеме p_m и *давление топлива* перед форсунками p_f . Падение давления масла свидетельствует о недоста-

точном его количестве в системе смазки, засорении маслофильтров, внешних утечках масла в газоз воздушный тракт и об образовании воздушной пробки на входе в нагнетающий маслоснасос. Работа двигателя с давлением масла ниже допустимого может привести к разрушению подшипников роторов.

Давление топлива перед форсунками отражает исправность топливной системы двигателя. Рост давления топлива выше допустимого с одновременным «зависанием» температуры газа перед турбиной обычно означает засорение топливных форсунок. Это явление чрезвычайно опасное, так как форсунки засоряются неравномерно, что вызывает значительную неравномерность по окружности температуры газа перед турбиной. Турбинные лопатки с большой частотой попадают в зоны с различной температурой и могут разрушаться.

Работу отдельных агрегатов, систем, а следовательно, и самого двигателя контролируют также *по загоранию* на приборной доске сигнализирующих лампочек и световых табло.

Исправность работы двигателей определяют также *по звуку*, т. е. по изменению тона шума, создаваемого двигателем. В вертолетной силовой установке несущий винт, газовая турбина, компрессор и струя выхлопных газов являются источниками шума, характерного для каждого из них. Звуки в виде стука, скрежета, скрипа являются посторонними и не допускаются.

В практике эксплуатации двигателей встречаются и такие неисправности, которые можно определить только *по вибрации*. Так, при частичном обрыве компрессорной или турбинной лопатки нарушается балансировка ротора, что вызывает сильную вибрацию конструкции. В отдельных случаях неисправность двигателя и его систем экипаж может определить *по запаху*. Так, по запаху керосина и масла можно установить разгерметизацию топливной и масляной систем; по запаху дыма — возникновение скрытого очага пожара.

Одним из важных способов контроля исправности проточной части двигателя является определение *выбега* (времени инерционного вращения роторов после выключения двигателя). По времени выбега находят разрушение подшипников, вытеканию и заеданию за металлокерамические вставки корпуса турбинных и компрессорных лопаток, попадание в двигатель посторонних предметов. Выбег турбокомпрессорной части двигателей определяют обычно начиная от частоты вращения малого газа до полной остановки, а выбег свободной турбины — косвенно по несущему винту. Если несущий винт после выключения двигателей в безветренную погоду еще долго вращается (20...30 с), то считается, что детали трансмиссии исправны и хорошо приработаны. Одновременно с проверкой выбега прослушивают двигатель, чтобы определить посторонние шумы. На новых двигателях, когда еще происходит приработка трущихся пар, время выбега минимальное, а с увеличением наработки оно увеличивается. Каждый тип двигателя имеет свое минимально допустимое время выбега. Экипаж должен хорошо знать это время и при выключении двигателя проверять его. Двигатель,

у которого выбег меньше допустимого, к эксплуатации не допускается до выяснения и устранения причины неисправного состояния.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Обратить внимание на принципиальное отличие устройства вертолетного турбовального двигателя от устройства газотурбинного двигателя, устанавливаемого на самолете, преимущества и недостатки привода несущего винта вертолета от турбовального двигателя; уяснить, что такой недостаток, как большое время приемистости двигателя, оказывает существенное влияние на летно-технические характеристики вертолета и на ограничение его параметров.

2. При изучении схемы расположения двигателя на вертолете необходимо особенно выделить результаты анализа нагрузок, действующих на узлы крепления двигателя к фюзеляжу вертолета, и надежности узлов крепления при грубых посадках, при нарушении соосности валов двигателя и вертолетного редуктора. Усвоение устройства двигателя закрепляют составлением общих конструктивных схем его узлов с указанием взаимосвязи этих узлов с основными системами двигателя.

3. После рассмотрения устройства двигателя следует изучить его работу, особенно физическую сущность процессов, протекающих в двигателе. Для закрепления материала рисуют схему изменения скорости, давления и температуры воздуха и газа в газоз воздушном тракте двигателя.

4. Уяснить цель способов контроля процессов, протекающих при работе двигателя, и методы определения степени работоспособности двигателя экипажем вертолета.

Вопросы для самоконтроля

1. Объясните назначение и тип двигателя.
2. Каково отличие турбовального вертолетного двигателя от газотурбинного, устанавливаемого на самолеты?
3. Какие преимущества имеет привод несущего винта вертолета от свободной турбины?
4. Какие основные недостатки имеет привод несущего винта вертолета от турбовального двигателя?
5. Какие основные требования предъявляют к вертолетному турбовальному двигателю?
6. Каким образом двигатель крепят к фюзеляжу вертолета?
7. Каково назначение сферических опор крепления двигателя к редуктору вертолета?
8. С какой целью двигатель устанавливают на фюзеляже под углом к продольной оси вертолета?
9. Какие виды нагрузок воспринимают узлы крепления двигателя к фюзеляжу вертолета?
10. Из каких основных конструктивных узлов состоит двигатель?
11. Какими системами оборудован двигатель и каково их назначение?
12. Каков принцип работы двигателя?
13. Объясните изменение давления, температуры и скорости воздуха и газа в элементах проточной части двигателя.
14. Объясните соотношение значений мощностей, развиваемых турбиной компрессора и свободной турбиной.
15. Какие существуют способы контроля исправности двигателя в полете?
16. Какой способ контроля работы двигателя является основным?
17. Какие параметры двигателя контролируют приборы, установленные в кабине вертолета?
18. Охарактеризуйте температурный режим двигателя.
19. С какой целью двухстрелочный указатель контролирует частоту вращения турбокомпрессоров двигателей?
20. Что такое выбег турбокомпрессора и с какой целью его контролируют?

ГЛАВА 2. РЕЖИМЫ РАБОТЫ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

2.1. Основные технические и эксплуатационные данные двигателя

Конструктивные и эксплуатационные качества двигателя характеризуются его техническими и эксплуатационными данными.

К техническим данным относятся характеристики массы и габаритных размеров отдельных узлов и систем двигателя.

Основные технические данные двигателя

Условное обозначение	ТВ2-117А
Тип двигателя	Турбовальный
Направление вращения роторов (смотря по полету)	Левое
Сухая масса двигателя, кг, не более	332±2 %
Примечание. В сухую массу двигателя включена масса всех агрегатов, установленных на двигателе, за исключением: стартера-генератора, датчика частоты вращения, датчика манометра топлива, датчика манометра масла, термопар и кожуха выхлопного патрубка	
Габаритные размеры двигателя, мм, не более:	
длина с агрегатами и выходным патрубком	2843
расстояние от фланца соединения с воздухозаборником вертолета до фланца соединения с редуктором вертолета	2931
ширина	556
высота	748

Эксплуатационные данные двигателя отражают качества, связанные с применением его в силовой установке, чтобы создать необходимую для полета тягу. Они характеризуют мощность, надежность и экономичность двигателя, отражают ограничения параметров, обеспечивающих выработку установленного двигателю ресурса. Основные эксплуатационные данные двигателя приведены в табл. 1, а максимально допустимые измеряемые значения параметров работы двигателя на всех высотах и скоростях полета из условий прочности — в табл. 2.

2.2. Правила определения основных режимов работы двигателя экипажем вертолета перед полетом и в полете

Необходимый режим работы двигателей для выполнения конкретного этапа полета вертолета экипаж устанавливает по значению $n_{тк}$. Остальные параметры двигателей, приведенные в табл. 1, подлежат проверке. На взлетном режиме $n_{тк}$ в зависимости от t_n ограничивается автоматически. В связи со значительным влиянием

Таблица 1. Режимы работы и значения параметров двигателя для условий $V = 0$, $H = 0$, СА

Параметр	Режим			
	взлетный	номинальный	крейсерский	малого газа
Мощность на выводном валу, кВт	1102 ₋₂₂	882 ₋₁₇	735 ₋₁₄	—
Частота вращения, % ротора турбокомпрессора (не более):	98,5	96	94,5	64,0 ₋₁ ⁺²
несущего винта	93 ₋₁	95±2	95±2	50...55
Температура газа перед турбиной компрессора (не более), °С	850	790	750	600
Температура масла на выходе из двигателя (по прибору), °С:	880	860	810	—
максимальная	—	125	—	—
рекомендуемая	—	90...100	—	—
минимальная для длительной работы на режимах не ниже крейсерского	—	70	—	—
минимальная для выхода на режим выше малого газа	—	30	—	—
минимальная для запуска двигателя без подогрева	—	-40	—	—
Давление по прибору, кгс/см ² :				
топлива	—	40...60	—	16...35
масла	—	3,5±0,5	—	Не менее 2
Удельный расход топлива, кг/(кВт·ч)	0,374	0,401	0,422	Не более 100 кг/ч
В литрах	275	295	310	—
Время непрерывной работы (не более), мин	6	60	Не ограничено	20
Минимально допустимое время между повторными выходами на взлетный или номинальный режим после отработанного допустимого времени, мин	—	5	—	—
Допустимая наработка (за ресурс), % от ресурса	5	40	Не ограничено	Не ограничено
Расход масла, л/ч	—	Не более 0,5	—	—
Приемистость (не более), с (время приемистости измеряется от начала перемещения рычага управления двигателем с режима малого газа до момента достижения $n_{тк}$, на 1...1,5 % ниже $n_{тк}$ взлетного режима)	Не более 15	—	—	—

Продолжение табл. 1

Параметр	Режим			
	взлетный	номинальный	крейсерский	малого газа

Время вращения ротора турбокомпрессора с момента прекращения подачи топлива (выбег), с (можно проверять на слух)

— Не менее
40

Примечания: 1. 100 % по указателю частоты вращения турбокомпрессора ($n_{тк}$) соответствуют 21 200 мин⁻¹. 2. 95,3 % по указателю частоты вращения несущего вала ($n_{н.в.}$) соответствуют 12 000 мин⁻¹ свободной турбины. 3. При работе одного двигателя на режиме малого газа $n_{н.в.} = (45 \pm 10) \%$. 4. $n_{тк}$ на взлетном, номинальном и крейсерском режимах зависит от температуры атмосферного воздуха. 5. Рабочий диапазон $n_{н.в.}$ в полете равен 92...97 %

Таблица 2. Максимально допустимые измеряемые значения параметров работы двигателя на всех высотах и скоростях полета

Режим	Температура газа перед турбиной компрессора (не более), °C	Частота вращения турбокомпрессора, %
Повышенный взлетный	925	103
Взлетный	880 (на земле не более 875)	101
Номинальный	860	98
Крейсерский	810	96,5

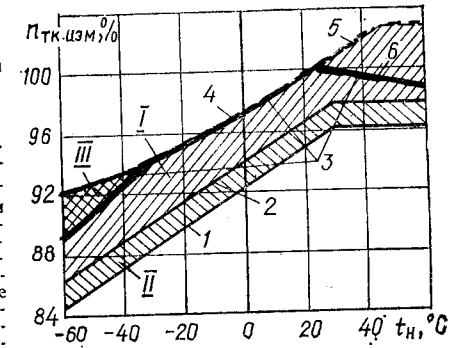
Примечания: 1. Повышенный взлетный режимом считается взлетный режим перерегулированного двигателя с частотой вращения турбокомпрессора 101...103 % или температурой газа перед турбиной 880...925 °C (по прибору). Повышенный взлетный режим используют в горных условиях и при повышенных положительных температурах наружного воздуха (до +40 °C). Допустимое время непрерывной работы двигателя на повышенном взлетном режиме — 6 мин, а за ресурс — 3,5 %. При температуре газа перед турбиной на этом режиме более 880 °C (по прибору) допустимое время работы за ресурс составляет 2 % (в счет 3,5 %). 2. При включении противообледенительной системы максимальная мощность двигателя уменьшается примерно на 4,5 % (до 7 %), при этом удельный расход топлива увеличивается примерно на 5 % (в ряде случаев до 7 %). 3. При работе двигателя с пылезащитным устройством (ПЗУ) без отбора воздуха на эжектор максимальная мощность двигателя уменьшается примерно на 2 %, а при включении эжектора — на 3,5 %. На такое же значение увеличивается удельный расход топлива. Применение ПЗУ увеличивает температуру газа на режимах примерно на 10...15 °C (по прибору), что необходимо учитывать при эксплуатации вертолета на пыльных площадках.

атмосферных условий на основные параметры и с широким диапазоном режимов работы двигателя ограничиваются не только автоматически значения его параметров, но и ручную системой «шаг — газ» измеренная частота вращения турбокомпрессора.

На рис. 5 приведен график зависимости измеренных значений $n_{тк}$ от t_H при работе двигателя на различных режимах на земле и в полете. Поскольку при совместной работе двух двигателей на рабочих режимах допускается разнорежимность с частотой вращения до 2,5 %, режим работы обоих двигателей определяется по двигателю, имеющему большее значение $n_{тк}$. Параметры двигателя на

рис. 5. Зависимость измеренных значений частоты вращения турбокомпрессора $n_{тк.изм}$ от температуры воздуха на входе в двигатель t_H ($H = 0$, $V = 0$):

1, 2 и 3 — линии максимально допустимых значений $n_{тк.изм}$ соответственно крейсерского, номинального и взлетного режимов; 4, 5 и 6 — линии ограничения $n_{тк.изм}$ соответственно взлетного режима по максимальному расходу топлива, повышенного взлетного режима (для перерегулированных на повышенную мощность двигателя) и взлетного режима по температуре газа перед турбиной; I, II — соответственно области взлетного и номинального режимов; III — область ограничения взлетного режима по $n_{тк.пр} = 101...105 \%$



взлетном режиме автоматически ограничиваются по $n_{тк}$, приведенной к стандартным условиям (в области низких t_H), расходу топлива (в области средних t_H) и максимальным измеренным значениям $n_{тк}$ или t_g^* (в области высоких t_H). Если максимально допустимые значения параметров из-за неэффективной работы соответствующего ограничителя повышаются, то ограничение их производится вручную системой «шаг — газ». Приведенным графиком указывается верхняя граница значений $n_{тк}$ на всех установленных режимах, при этом нижней границей соответственно является верхняя граница меньшего режима.

При полетах с высокогорных площадок частоту вращения турбокомпрессора на номинальном и крейсерском режимах определяют в зависимости от температуры атмосферного воздуха на уровне моря, которую находят по нормам стандартной атмосферы (СА) исходя из высоты площадки и фактической температуры воздуха на ней. При подсчете температуры принимают, что с увеличением высоты на каждую тысячу метров температура наружного воздуха понижается на 6,5 °C. Если изменение температуры атмосферного воздуха с высотой иное (например, вследствие инверсии воздушных масс в зимнее время), то частоту вращения на номинальном режиме определяют по графику рис. 6, а на крейсерском режиме — согласно температуре на данной высоте по графику рис. 5.

Чтобы более точно определить область режимной работы двигателя при изменении полетных условий, на вертолетах устанавливают комбинированную тахометрическую аппаратуру КТА-5, которая кроме измерения частоты вращения турбокомпрессоров контролирует режимы работы двигателей в полете и на земле. Значения $n_{тк}$ измеряет двухстрелочный измеритель ИТК-5. Стрелка 1 (рис. 7) показывает на неподвижной шкале a частоту вращения левого, а стрелка 2 — правого двигателей. Режимы работы двигателей контролируются с помощью подвижной шкалы b с индекса́тором. Ширина индекса́тора определяет область номинального режима, т. е. n_1 — верхняя граница номинального режима, n_2 — нижняя граница номинального режима. Шкала b с индекса́тором перемещается двигателем по сигналам электронного устрой-

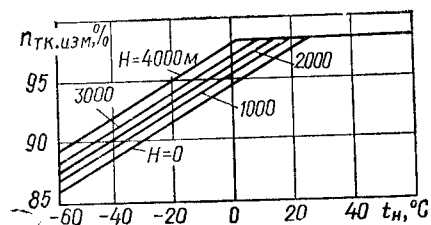


Рис. 6. Зависимость максимально допустимых значений частоты вращения турбокомпрессора $n_{тк.изм.}$ на номинальном режиме от температуры воздуха на входе в двигатель ($V=0$)

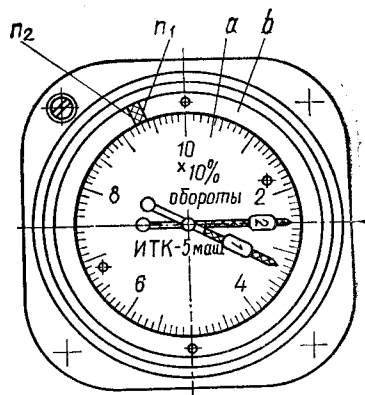


Рис. 7. Указатель режимов работы двигателей ИТК-5:

a — неподвижная шкала; b — подвижная шкала (указатель режимов); n_1 , n_2 — верхние границы соответственно номинального и крейсерского режимов

ва, которые вырабатываются в соответствии с уравнением

$$n_1 = 94 + 0,133t + 0,8H \pm \Delta.$$

где n_1 — показание первой риски по неподвижной шкале, %; t — температура окружающего воздуха, °C; H — высота полета, км; Δ — смещение шкалы режимов по риску n_1 относительно нулевой точки (т. е. при $H=0$; $t=0$), %.

При $H=0$ и $t=0$ риска n_1 соответствует 94 % по шкале a , риска $n_2 = n_1 - 1,5$ %, что соответствует области номинального режима (ограниченной кривыми 1 и 2 на рис. 5). Изменение высоты (атмосферного давления) или температуры окружающего воздуха приводит к повороту шкалы b . Если стрелки 1 и 2 находятся слева от риски n_2 , то двигатели работают в области крейсерских режимов и время работы на этих режимах не ограничено. При нахождении стрелок 1 и 2 на ширине индекса режим работы двигателей соответствует номинальному и ограничивается по времени 60 мин. Если стрелки 1 и 2 находятся справа от индекса, то двигатели работают в области взлетного режима. Значения $n_{тк.взл.}$ в этом случае ограничиваются автоматически и не должны превышать значений, соответствующих кривым 4, 5 на рис. 5.

Аппаратура КТА-5 надежно работает в условиях как умеренного, так и тропического климата. При барометрическом давлении по прибору выше 755 мм рт. ст. аппаратура КТА-5 не работоспособна. В этом случае допустимые значения $n_{тк}$ определяют на земле по графику рис. 5, а на высотах, где барометрическое давление ниже указанного, — по измерителю ИТК-5.

2.3. Эксплуатационные характеристики двигателя

Эксплуатационными характеристиками двигателя называются зависимости основных параметров двигателя (мощность, температура газа перед турбиной, удельный и часовой расход топлива) от условий его работы при выбранной программе регулирования. К условиям работы двигателя относятся параметры наружной атмосферы (давление, температура, влажность воздуха) и полета (высота и скорость движения вертолета). Программой регулирования называется закон изменения регулируемых параметров в зависимости от режима работы двигателя и условий полета.

Основными параметрами вертолетного ГТД, от которых зависят мощность и удельный расход топлива, являются: температура газа перед турбиной t_g^* , частота вращения ротора турбокомпрессора $n_{тк}$, частота вращения ротора свободной турбины $n_{св.т.}$, степень повышения полного давления воздуха π_g^* . Таким образом, число режимных параметров вертолетного ГТД может быть выбрано от одного до четырех. При неизменной проточной части двигателя (постоянной геометрической форме) наиболее оптимальной программой регулирования является программа, обеспечивающая поддержание на рабочих режимах постоянной (оптимальной) частоты вращения несущего винта. Поскольку несущий винт жестко связан с ротором свободной турбины (через муфту свободного хода и редуктор), программу регулирования двигателя ТВ2-117А можно записать в виде

$$n_{св.т.} (n_{п.в.}) = \text{const}; \quad (t_g^* = \text{var}; \quad n_{тк} = \text{var}).$$

Эта программа регулирования обеспечивается на всех режимах работы двигателя при выведенной ручке корректора газа полностью вправо, кроме взлетного режима. При работе двигателя на взлетном режиме топливная автоматика обеспечивает постоянный расход топлива, т. е.

$$G_T = \text{const}; \quad (n_{п.в.} = \text{var}; \quad t_g^* = \text{var}; \quad n_{тк} = \text{var}).$$

Эффективность работы двигателя определяется не только его основными параметрами, но и такими основными эксплуатационными свойствами, как степень надежности, ресурс, склонность к неустойчивой работе. Поэтому для оценки двигателя и его пригодности к полету, а также для определения наивыгоднейших режимов работы при различных внешних условиях полета рассматриваются потребности для полета вертолета мощности, а также зависимости предполагаемой мощности двигателей от полетных условий.

Мощность, потребная для полета вертолета, складывается из мощности индуктивной, профильной и движения. Кроме того, на некоторых режимах полета вследствие большой скорости вращения несущего винта и увеличения поступательной скорости в горизонтальном полете истинные скорости обтекания лопастей могут превышать критическое значение. Это приводит к появлению зна-

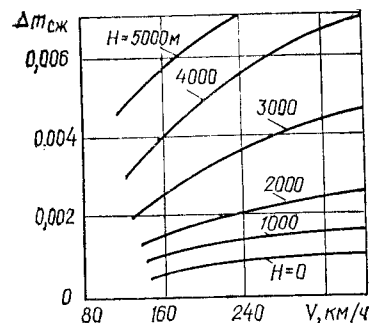


Рис. 8. Изменение коэффициента полезного крутящего момента за счет сжатия $\Delta m_{сж}$ по скорости V и высоте полета H

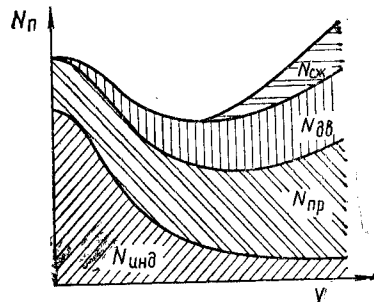


Рис. 9. Изменение потребных мощностей N_p для горизонтального полета вертолета в зависимости от скорости V

чительного волнового сопротивления, на преодоление которого требуется мощность, называемая мощностью сжатия. Волновое сопротивление и, следовательно, мощность сжатия увеличиваются с увеличением скорости полета. При увеличении высоты полета и сохранении постоянной поступательной скорости мощность сжатия также увеличивается, так как снижение температуры приводит к уменьшению скорости звука и к увеличению волнового сопротивления. При расчете потребной для полета вертолета мощности мощность сжатия учитывается через увеличение коэффициента потребного крутящего момента:

$$m_{кр} = m_{кр.б.сж} + \Delta m_{сж},$$

где $m_{кр.б.сж}$ — коэффициент потребного крутящего момента без учета сжатия; $\Delta m_{сж}$ — увеличение коэффициента потребного крутящего момента за счет сжатия (рис. 8).

В общем случае потребная мощность N_p для поступательного полета вертолета складывается из мощностей: индуктивной $N_{инд}$, профильной $N_{пр}$, движения $N_{дв}$ и сжатия $N_{сж}$ (рис. 9):

$$N_p = N_{инд} + N_{пр} + N_{дв} + N_{сж}.$$

Индуктивная мощность имеет максимальное значение на режиме висения ($V = 0$). С увеличением поступательной скорости $N_{инд}$ уменьшается вследствие увеличения массы воздуха, проходящего через несущий винт за единицу времени. Профильная мощность на режиме висения имеет минимальное значение. С увеличением поступательной скорости $N_{пр}$ увеличивается вследствие профильных потерь. Мощность движения на режиме висения равна нулю. С увеличением скорости $N_{дв}$ увеличивается, так как происходит увеличение вредного сопротивления. Мощность сжатия появляется только по достижении определенной скорости поступательного движения, и при дальнейшем росте скорости она увеличивается.

Потребный крутящий момент для полета вертолета можно опре-

делить по формуле

$$M_{кр} = 0,5\rho (\omega R)^2 F_{ом}\sigma R m_{кр},$$

где ρ — плотность воздуха; ωR — окружная скорость конца лопасти; $F_{ом}$ — площадь, ометаемая несущим винтом; σ — коэффициент заполнения несущего винта; R — радиус несущего винта; $m_{кр}$ — коэффициент потребного крутящего момента.

Потребный шаг несущего винта в зависимости от скорости поступательного полета вертолета изменяется аналогично изменению потребной мощности (рис. 10). Из рис. 10 видно, что при разгоне вертолета от режима висения до экономической скорости потребный общий шаг уменьшается, а при дальнейшем увеличении скорости — увеличивается.

Чтобы обеспечить полет вертолета на всем возможном диапазоне скоростей, необходимо иметь избыток располагаемой мощности несущего винта над потребной мощностью. Значение располагаемой мощности несущего винта определяется значением эффективной мощности двигателей и потерями этой мощности, зависящими от особенностей работы двигателей на вертолете. Поэтому для оценки возможностей вертолета рассматриваются зависимости эффективной мощности и других важных параметров двигателей от полетных условий.

2.4. Дроссельные характеристики двигателя

Дроссельными характеристиками двигателя (рис. 11) называют зависимости мощности турбины винта, удельного расхода топлива и температуры газа перед турбиной от частоты вращения турбокомпрессора при заданной программе регулирования. Эти характеристики строят на основании результатов испытания двигателя на стенде при $t_H = 15^\circ\text{C}$, $p_H = 1,01 \cdot 10^5$ Па. Частота вращения турбокомпрессора при снятии характеристики устанавливается рычагом управления насоса-регулятора. Частота вращения турбины винта при этом сохраняется постоянной изменением внешней нагрузки (шага винта).

Анализ характеристик показывает, что при открытии дроссельного крана частота вращения турбокомпрессора $n_{тк}$, мощность турбины винта $N_{т.в}$ и температура газа t^* перед турбиной увеличиваются, а удельный расход топлива уменьшается. Мощность турбины винта $N_{т.в}$ (эффективная мощность двигателя N_e) зависит от расхода воздуха через двигатель, степени повышения давления воздуха в компрессоре и температуры газа перед турбиной. Мощность турбины винта можно определить по выражению

$$N_{т.в} = G_B N_{уд},$$

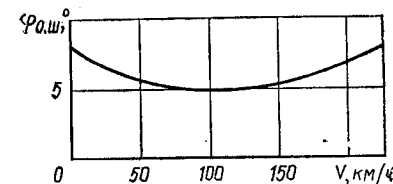


Рис. 10. Зависимость потребного общего шага несущего винта $\varphi_{о.ш}$ от скорости горизонтального полета V

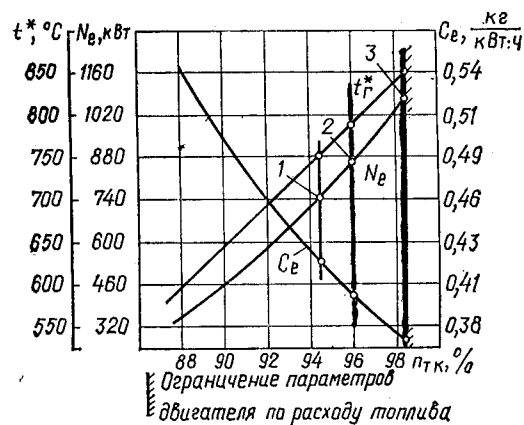


Рис. 11. Дроссельные характеристики двигателя для режимов ($H = 0$, $V = 0$, CA): 1 — крейсерского; 2 — номинального; 3 — взлетного

рез двигатель изменяется прямо пропорционально частоте вращения турбокомпрессора, т. е.

$$G_v = A n_{TK},$$

где A — коэффициент пропорциональности.

Удельная эффективная мощность зависит от температуры газа перед турбиной, степени повышения давления воздуха в компрессоре, КПД процессов сжатия воздуха и расширения рабочих газов, т. е. от величин, изменяющихся в зависимости от частоты вращения турбокомпрессора. С достаточной для практики точностью можно считать, что удельная эффективная мощность с увеличением частоты вращения возрастает примерно пропорционально квадрату частоты вращения:

$$N_{eуд} = B n_{TK}^2,$$

где B — коэффициент пропорциональности.

Из определения G_v и $N_{eуд}$ следует, что с увеличением частоты вращения турбокомпрессора эффективная мощность двигателя непрерывно увеличивается. Поскольку расход воздуха изменяется прямо пропорционально частоте вращения и удельная мощность имеет квадратичную зависимость от нее, эффективная мощность двигателя при изменении частоты изменяется пропорционально кубу частоты вращения турбокомпрессора:

$$N_{т.в} = G_v N_{eуд} \approx A n_{TK} B n_{TK}^2 \approx D n_{TK}^3,$$

где D — коэффициент пропорциональности.

Удельный расход топлива C_e зависит от степени повышения дав-

где G_v — расход воздуха через двигатель, кг/с; $N_{eуд}$ — удельная эффективная мощность, кВт $\times$ с/кг.

Расход воздуха непрерывно возрастает с увеличением частоты вращения турбокомпрессора. При работе на малой частоте вращения расход воздуха изменяется пропорционально ей, а при увеличении частоты вращения до максимальной эта зависимость увеличивается. Практически приближенно можно считать, что расход воздуха че-

ления воздуха в компрессоре, температуры газа перед турбиной и КПД компрессора и турбин. Поскольку в диапазоне рабочих режимов частота вращения турбокомпрессора изменяется незначительно и частота вращения винта поддерживается постоянной, то КПД компрессора и турбин с достаточной для практики точностью можно считать постоянным. При увеличении частоты вращения турбокомпрессора степень повышения давления воздуха растет. Постепенно повышается температура газа перед турбиной. Это приводит к увеличению удельной мощности турбины винта и уменьшению удельного расхода топлива.

На дроссельных характеристиках (рис. 11) отмечают основные режимы работы двигателя. Рассмотрим работу двигателя на разных режимах.

Режимом малого газа называется режим, при котором двигатель устойчиво и надежно работает на минимальной частоте вращения без тенденции падения частоты вращения и без срыва пламени в камере сгорания. Режим малого газа не является рабочим режимом. Он используется для прогрева двигателя после его запуска и при полете вертолета в режиме авторотации без выключения двигателей. Максимально допустимый заброс температуры газа перед турбиной компрессора при выходе двигателя на режим малого газа не должен превышать 600°C (по прибору). Ограничение температуры газа определяется необходимостью постепенного нагрева деталей двигателя для уменьшения температурных напряжений. Ограничение времени работы определяется тем, что двигатель работает на малой частоте вращения неэкономично, кроме того, детали турбокомпрессора подвергаются повышенным вибрационным нагрузкам и недостаточно эффективно работает система охлаждения.

Крейсерским режимом называется режим, при котором гарантируется соответствующая мощность при непрерывной и надежной работе двигателя в течение всего установленного ресурса. Этот режим применяют для горизонтального полета на продолжительность, т. е. ему соответствует минимальный часовой расход топлива.

Номинальным режимом называется основной расчетный режим работы двигателя. Время работы на этом режиме по условиям прочности деталей двигателя ограничено. Номинальный режим работы двигателя применяется в основном для набора высоты. Кроме того, при работе двигателя на номинальном режиме по сравнению с крейсерским уменьшается удельный расход топлива (рис. 11). Поэтому номинальный режим можно использовать для получения минимального километрового расхода топлива при полете вертолета на дальность.

Максимальным режимом называется режим, при котором двигатель развивает максимальную мощность при непрерывной работе в течение ограниченного времени по условиям прочности деталей.

Каждому режиму работы двигателя соответствует определенное сочетание параметров силовой установки вертолета (рис. 12). Часто-

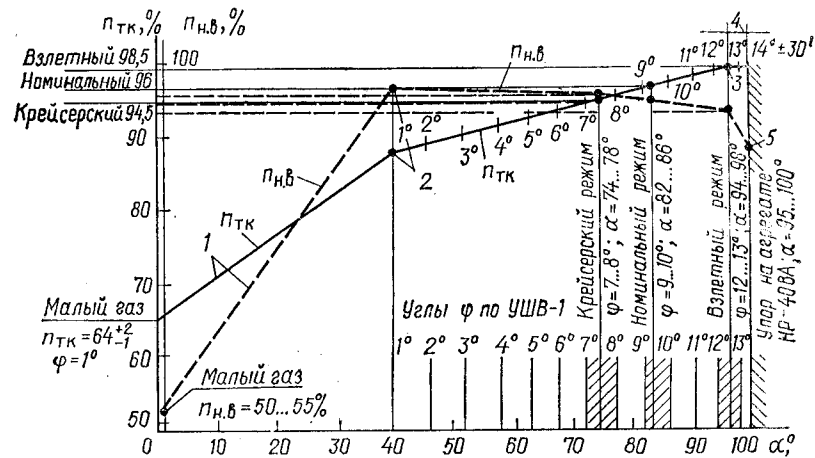


Рис. 12. Изменение частоты вращения турбокомпрессора $n_{тк}$ (по ИТЭ-2), несущего винта $n_{нв}$ (по ИТЭ-1) и углов установки лопастей φ (по УШВ-1) при изменении общего шага несущего винта вертолета Ми-8:

1 — перевод ручки коррекции вправо; 2 — полная правая коррекция ($\varphi = 1^\circ$, $\alpha = 40...44^\circ$, $n_{тк} = 85...90\%$, $n_{нв} = 93...97\%$); 3 — начало сдвига коррекции влево при $\varphi = 13...13^\circ 50'$ (при φ не менее 12°), уход с автоматического режима поддержания $n_{нв}$; 4 — затяжение несущего винта после достижения взлетного режима по $\Phi_{max} = 14^\circ \pm 30'$ (для работы на высотах); 5 — снижение $n_{нв}$ при затяжении несущего винта на земле до $89...86\%$

та вращения турбокомпрессора $n_{тк}$ на рис. 12 приведена для СА. При условиях, отличных от СА, частота вращения должна соответствовать графику $n_{тк} = f(t_H)$ (см. рис. 5).

2.5. Высотные характеристики двигателя

Высотными характеристиками, или характеристиками по высоте полета, турбовального двигателя называют зависимость мощности и удельного расхода топлива от высоты полета при заданной программе регулирования двигателя. Высотные характеристики вертолетного двигателя рассчитывают без учета реактивной тяги от струи газов, выходящих из выходного устройства, так как реактивную тягу на вертолете практически не используют и она незначительна.

Как было указано выше, мощность двигателя зависит от расхода воздуха через него G_b , степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k и температуры газа перед турбиной t_r^* . С подъемом на высоту температура, давление и массовая плотность воздуха уменьшаются. Снижение температуры воздуха на входе компрессора при постоянной работе, затрачиваемой на сжатие 1 кг воздуха, вызывает увеличение степени повышения давления в компрессоре. Уменьшение давления и массовой плотности воздуха обуславливает снижение его расхода через двигатель, в то время как увеличение

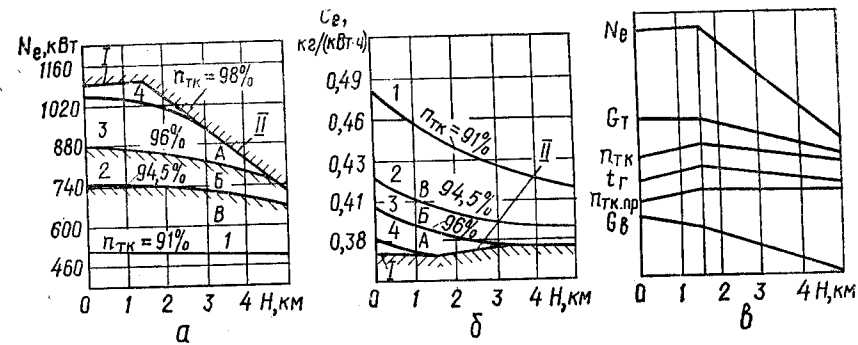


Рис. 13. Высотные характеристики двигателя:

а — зависимость мощности от высоты; б — зависимость удельного расхода топлива от высоты; в — характер изменения параметров двигателя от высоты полета на взлетном режиме работы; А, Б и В — соответственно области взлетных, номинальных и крейсерских режимов; I и II — ограничения соответственно по часовому расходу топлива G_T и по $n_{тк.пр}$

степени повышения давления воздуха в компрессоре увеличивает мощность двигателя, а уменьшение расхода воздуха уменьшает ее. Влияние расхода воздуха на уменьшение мощности с подъемом на высоту больше, чем влияние степени повышения давления от снижения температуры на увеличение мощности. Поэтому мощность двигателя с подъемом на высоту имеет тенденцию к уменьшению. Однако двигатель ТВ2-117А является высотным. При работе в стандартных атмосферных условиях на взлетном режиме его мощность до расчетной высоты возрастает. После достижения расчетной высоты мощность уменьшается. Высотность двигателя определяется его программой регулирования, выбранной таким образом, что при работе двигателя на земле температура газа перед турбиной имеет значение, меньшее максимально допустимого из условий прочности деталей двигателя.

На рис. 13 кривые 1...4 показывают зависимость эффективной мощности двигателя N_e и удельного расхода топлива C_e от высоты полета H при условии сохранения постоянными частоты вращения турбокомпрессора ($n_{тк} = \text{const}$) и температуры газа перед турбиной компрессора ($t_r^* = \text{const}$), что обеспечивается программой регулирования двигателя. Как видно из характеристик (рис. 13), эффективная мощность двигателя (турбины винта) при наборе высоты на режимах ниже взлетного уменьшается. Объясняется это следующим.

Плотность воздуха с увеличением высоты полета уменьшается при одновременном увеличении степени повышения давления воздуха в компрессоре в результате уменьшения температуры атмосферного воздуха. Однако увеличение степени повышения давления воздуха в компрессоре не может компенсировать уменьшение плотности воздуха. Это приводит к уменьшению расхода воздуха через двигатель и, следовательно, к уменьшению N_e . С другой стороны при увеличении высоты полета растет удельная эффективная

мощность $N_{\text{суд}}$, что при сохранении постоянной температуры газа перед турбиной определяется только степенью повышения давления воздуха и КПД компрессора и турбин и не может компенсировать уменьшение расхода воздуха. В результате мощность двигателя уменьшается, однако медленнее, чем плотность воздуха, вследствие медленного уменьшения расхода воздуха и некоторого увеличения удельной мощности. Увеличению удельной мощности при наборе высоты способствует автоматический поворот лопаток входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых трех ступеней компрессора. Автоматическая система регулирования поворота лопаток обеспечивает при наборе высоты с постоянной частотой вращения турбокомпрессора постепенное открытие лопаток, в результате чего сохраняется максимальный КПД компрессора. Удельный расход топлива при наборе высоты на режимах ниже взлетного уменьшается также вследствие увеличения удельной мощности. При установке рычага управления насоса-регулятора в положение, соответствующее взлетному режиму ($n_{\text{тк.взл}} = 94...98\%$), в двигатель поступает такое количество топлива, при котором он развивает максимальную мощность у земли, равную 1102 кВт. При этом температура газа перед турбиной компрессора t_r^* , приведенная $n_{\text{тк.пр}}$ и измеренная $n_{\text{тк.изм}}$ частоты вращения турбокомпрессора меньше их максимально допустимых значений в условиях стандартной атмосферы. Если на таком режиме производится набор высоты, то вследствие сохранения постоянного расхода топлива (работает ограничитель максимального расхода топлива) растут значения t_r и $n_{\text{тк}}$. Это приводит к более медленному уменьшению расхода топлива через двигатель (из-за роста $n_{\text{тк}}$ и π_k^*) и более быстрому росту удельной мощности (из-за роста t_r^* и π_k^*). Вследствие этого эффективная мощность двигателя при наборе высоты растет. Кроме того, угол раскрытия лопаток входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых трех ступеней компрессора на взлетном режиме двигателя у земли будет меньше максимального (0° по лимбу гидромеханизма), так как полное открытие их обеспечивается системой регулирования при достижении $n_{\text{тк}} = 100...101\%$. Поэтому при наборе высоты на взлетном режиме вследствие роста $n_{\text{тк}}$ и уменьшения температуры атмосферного воздуха открываются поворотные лопатки, что приводит к увеличению мощности, развиваемой двигателем. Удельный расход топлива C_e при наборе высоты на взлетном режиме из-за более интенсивного увеличения удельной мощности уменьшается быстрее, чем в случаях набора высоты на пониженных режимах.

При достижении высоты 1400...1500 м $n_{\text{тк.пр}}$ и t_r^* увеличиваются до расчетных значений ($n_{\text{тк.пр}} = 101\%$, $t_r^* = 880^\circ\text{C}$). Мощность двигателя достигает 1125...1140 кВт. На этой высоте ограничивается подача топлива в двигатель гидравлическим ограничителем при введенной частоте вращения турбокомпрессора. Уменьшение подачи топлива в двигатель приводит к уменьшению t_r^* и измеренных значений $n_{\text{тк}}$ и, как следствие, к уменьшению N_e . При уменьшении

температуры газа с постоянным $n_{\text{тк.пр}}$ (постоянным π_k^*) снижается удельная мощность, вызывающая увеличение удельного расхода топлива. Аналитическую зависимость удельного расхода топлива C_e от удельной мощности двигателя $N_{\text{суд}}$ можно представить в виде

$$C_e = 3600Q\xi/(H_u N_{\text{суд}}),$$

где Q — количество тепла, подведенного к 1 кг воздуха, Дж/кг; ξ — коэффициент полноты сгорания топлива; H_u — теплотворная способность топлива, Дж/кг.

Если считать коэффициент ξ величиной постоянной, то удельный расход топлива зависит только от количества тепла, подведенного к 1 кг воздуха, и удельной мощности двигателя. Характер изменения основных параметров двигателя ТВ2-117А от высоты полета при работе на взлетном режиме приведен на рис. 13, в.

2.6. Зависимость основных параметров двигателя от полетных условий

К *наружным полетным условиям* относятся давление, температура и влажность воздуха, скорость и высота полета. В основном влияние этих условий на работу двигателя проявляется через изменение давления и температуры воздуха, поступающего в компрессор.

Уменьшение *давления воздуха* на входе в компрессор приводит к уменьшению расхода воздуха через двигатель и (при сохранении постоянными остальных параметров, определяющих мощность двигателя) к уменьшению мощности. Поддержание постоянной мощности в этом случае достигается путем увеличения системы регулирования подачи топлива в камеру сгорания и температуры газа перед турбиной. Точно так же увеличение давления воздуха на входе в компрессор приводит к повышению расхода воздуха и мощности двигателя. Однако система регулирования не позволяет превысить допустимое значение максимальной мощности двигателя, снижая подачу топлива с помощью ограничителя π_k^* или $n_{\text{тк.пр}}$ в соответствии с повышением давления воздуха на входе.

При понижении *температуры атмосферного воздуха* существенно повышается мощность двигателя из-за увеличения расхода воздуха и возрастают моменты и усилия в элементах конструкции двигателя. Поэтому, начиная с некоторого значения температуры, система регулирования не позволяет достигнуть мощности выше допустимого значения. Это ограничение осуществляется поддержанием $\pi_k^* = \text{const}$ или $n_{\text{тк.пр}} = \text{const}$. При этом в области низких температур (-30°C и ниже) допустимая максимальная мощность двигателя уменьшается.

Если температура воздуха больше расчетной, то мощность двигателя уменьшается. Значительное уменьшение мощности двигателя отрицательно влияет на летные характеристики вертолета.

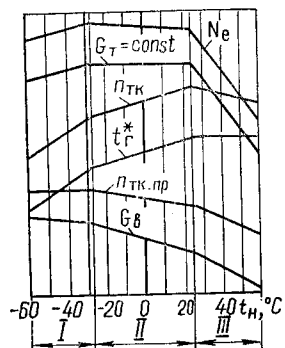


Рис. 14. Характер изменения параметров двигателя от температуры атмосферного воздуха при работе на взлетном режиме:

I, II и III — диапазоны соответственно низких, средних и высоких температур

Поэтому расчетное значение температуры воздуха выбирается таким, чтобы во всем возможном диапазоне температур при эксплуатации вертолета максимальная мощность двигателя изменялась в допустимых пределах. Практически диапазон температур атмосферного воздуха, в котором

работает двигатель, составляет $-60...+50$ °C. Расчетные основные параметры соответствуют стандартным условиям ($t_H = 15$ °C и $p_H = 1,01 \cdot 10^5$ Па).

Основные параметры на взлетном режиме (рис. 14) ограничиваются системой автоматического регулирования таким образом, чтобы ни один из них во всем диапазоне возможных температур не превышал максимально допустимого значения. Так, в диапазоне низких температур (участок I графика) ограничивается приведенная частота вращения турбокомпрессора ($n_{TK,пр} = const$) или степень повышения давления воздуха в компрессоре, в диапазоне средних температур (участок II) — подача топлива в двигатель ($G_T = const$) и в диапазоне высоких температур (участок III) — температура газов перед турбиной компрессора ($t_r^* = const$).

Повышение температуры воздуха в диапазоне низких температур (участок I) сопровождается уменьшением расхода воздуха через двигатель вследствие снижения его плотности. Сохранение в этом случае $n_{TK,пр} = const$ достигается увеличением подачи топлива в двигатель и, следовательно, увеличением температуры газа перед турбиной. Рост t_r^* вызывает увеличение удельной мощности и мощности, развиваемой турбиной винта.

Повышение температуры воздуха в диапазоне средних температур (участок II) приводит к более интенсивному уменьшению расхода воздуха, так как при постоянном поступлении в двигатель топлива ($G_T = const$) увеличение t_r^* и измеренных значений n_{TK} незначительно. Степень повышения давления воздуха в компрессоре здесь также уменьшается, так как повышение $n_{TK,изм}$ не компенсирует влияния увеличивающейся температуры атмосферного воздуха. Соотношение изменений расхода воздуха, удельной мощности и температуры газа таково, что в диапазоне температур $-30...+30$ °C мощность двигателя уменьшается примерно на 4 % и практически считается постоянной. Удельный расход топлива в этом диапазоне температур несколько увеличивается, так как при постоянном поступлении топлива в двигатель мощность его уменьшается. При температуре атмосферного воздуха $+15$ °C двигатель развивает расчетную мощность 1102 кВт. Другие параметры при этой температуре также соответствуют расчетным значениям. При темпе

ратуре атмосферного воздуха $+30$ °C $n_{TK,изм}$ достигает максимально допустимого значения. Дальнейшее повышение частоты вращения недопустимо из-за превышения расчетных нагрузок на детали роторов компрессора и турбин. Поэтому вступает в работу регулятор частоты вращения турбокомпрессора, ограничивая поступление топлива в двигатель.

Повышение температуры воздуха в диапазоне высоких температур (участок III) приводит к интенсивному уменьшению расхода воздуха через двигатель в результате уменьшения плотности воздуха и ρ_k . Кроме того, при достижении $t_r^* = (865 \pm 5)$ °C (по прибору) уменьшается подача топлива в двигатель (вступает в работу система ограничения температуры газа). Сохранение постоянной температуры газа вызывает уменьшение n_{TK} и приводит к более быстрому уменьшению G_b и ρ_k . Такое изменение параметров способствует интенсивному уменьшению мощности двигателя.

Изменение максимальной мощности двигателя в зависимости от температуры и давления атмосферного воздуха приведено на рис. 15. Уменьшение атмосферного давления в зоне ограничения $n_{TK,пр}$ (участок I) сопровождается существенным уменьшением мощности двигателя. Это объясняется в основном значительным уменьшением расхода воздуха. В зоне ограничения G_T (участок II) уменьшение атмосферного давления, наоборот, приводит к росту мощности (аналогично изменению максимальной мощности до расчетной высоты). В зоне ограничения $n_{TK,изм}$ и t_r^* (участок III) снижение атмосферного давления приводит к уменьшению ρ_k и мощности двигателя вследствие уменьшения расхода воздуха.

Заметное влияние на работу двигателя оказывает влажность атмосферного воздуха, т. е. содержание в нем водяных паров. Влажность атмосферы непрерывно изменяется от минимальной (сухой воздух) до максимальной (100 %-я влажность, когда атмосфера содержит водяной пар). Обычно наличие паров в атмосферном воздухе оценивается удельной, или относительной, влажностью q , под которой понимается количество водяных паров (в граммах), содержащихся в 1 кг воздуха. Относительная влажность зависит от температуры и давления атмосферного воздуха. Наиболее высокое значение относительной влажности наблюдается над водными источниками, в областях тропических болот и т. п. С удалением от них в глубь континентов влажность уменьшается. В районах пустынь относительная влажность доходит до 10...20 %. В сухих юго-восточных районах Европейской территории СССР относительная влажность составляет в среднем 40...50 %. С увеличением высоты полета относительная влажность, как правило, уменьшается, но неравномерно. Например, в летнее дневное время у земли она минимальна, с поднятием на высоту увеличивается и на высоте 1,5...2,5 км достигает максимального значения. При дальнейшем наборе высоты относительная влажность уменьшается. В зимнее время (а также в ночное время летом) у земли относительная влажность наибольшая, а с высотой резко убывает.

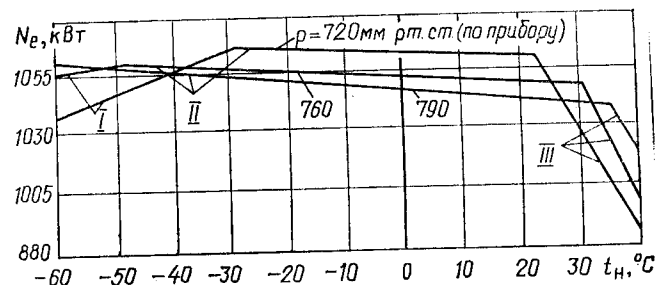


Рис. 15. Зависимость максимальной мощности двигателя от температуры наружного воздуха и атмосферного давления: I, II и III — ограничения соответственно по приведенной частоте вращения турбокомпрессора $n_{тк.пр.}$ по расходу топлива G_T и по измеренной частоте вращения турбокомпрессора $n_{тк.изм}$

Физическая сущность влияния влажности атмосферного воздуха на работу двигателя заключается, с одной стороны, в том что с увеличением влажности уменьшается плотность и расход воздуха. С другой стороны, более влажный воздух обладает большей теплоемкостью, т. е. повышение влажности воздуха приводит к увеличению работоспособности газа и увеличению удельной мощности двигателя. Однако экспериментально установлено, что с увеличением влажности массовый расход воздуха через двигатель падает более интенсивно, чем растет удельная мощность. Следовательно, увеличение влажности приводит к уменьшению мощности двигателя. Это обстоятельство необходимо учитывать при использовании максимального режима работы двигателя, так как на пониженных режимах уменьшение мощности вследствие увеличения влажности воздуха компенсируется автоматическим увеличением подачи топлива в двигатель системой регулирования. Экспериментально установлено, что из-за увеличения влажности в жаркий день максимальная мощность двигателя уменьшается примерно на 0,5...0,8 %, а удельный и часовой расходы топлива увеличиваются соответственно на 2,1...2,6 и 1,8...2,1 %. Статистика показывает также, что при температуре атмосферного воздуха, близкой к нулю, и нормальной работе противообледенительной системы самовыключение двигателя в полете вследствие обледенения наблюдается при влажности воздуха 94...95 %.

В связи со значительным влиянием атмосферных условий на основные параметры и широким диапазоном режимов работы двигателя помимо автоматического ограничения параметров величина $n_{тк.изм}$ ограничивается вручную системой «шаг — газ» согласно графику рис. 5.

2.7. Выбор оптимальных режимов работы двигателя

Эффективность использования двигателя в основном зависит от качества силовой установки вертолета и внешних полетных условий. Мощность, развиваемая двигателями силовой установки,

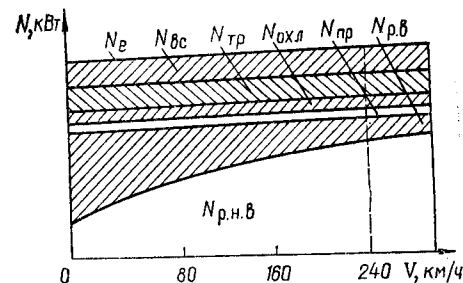


Рис. 16. Характер изменения располагаемой мощности несущего винта вертолета от скорости полета:

N_e — суммарная эффективная мощность двигателей; $N_{вс}$, $N_{охл}$, $N_{пр}$, $N_{тр}$ и $N_{р.в}$ — потери мощности соответственно на всасывание, на охлаждение (привод вентилятора), на привод вертолетных агрегатов, на трение и на привод рулевого (хвостового) винта; $N_{р.н.в}$ — располагаемая мощность несущего винта

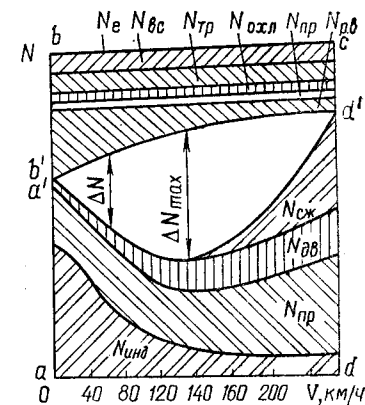


Рис. 17. Баланс мощностей вертолета Ми-8 в общем виде

передается через вертолетный редуктор на привод несущего и хвостового винтов и агрегатов, установленных на редукторе. Часть мощности двигателей, расходуемая на вращение несущего винта, определяет располагаемую мощность несущего винта. Эта мощность зависит от мощности, развиваемой двигателями, и потерь мощности на вертолете (рис. 16).

Эффективная мощность двигателей с увеличением скорости полета возрастает вследствие увеличения степени повышения давления воздуха и расхода воздуха. Потери мощности на всасывание, трение, охлаждение и на приводы агрегатов практически не зависят от скорости полета. Потери мощности на привод рулевого (хвостового) винта уменьшаются примерно до скорости полета 240 км/ч. При дальнейшем увеличении скорости полета потери мощности на привод рулевого винта возрастают.

Возможности реализации эффективной мощности двигателей силовой установкой вертолета оцениваются балансом мощностей, представляющим для наглядности графическое изображение изменения всех мощностей от скорости полета при установившемся режиме работы двигателей (рис. 17). Мощность, выдаваемую свободными турбинами двигателей при работе на взлетном режиме, можно представить площадью трапеции $abcd$. Эта мощность затрачивается на всасывание, а также на вращение приводов агрегатов, трансмиссии, вентилятора системы охлаждения, рулевого (хвостового) и несущего винтов. При составлении баланса мощностей затраты мощности последовательно откладываются в верхней части графика. Тогда оставшаяся площадь $ab'd'd$ представит в масштабе располагаемую мощность несущего винта. В нижней части графика последовательно откладывают значения потребных мощностей для полета вертолета: индуктивной, профильной, движения и сжатия.

Для обеспечения полета необходимо, чтобы сумма всех потребных мощностей укладывалась на площади располагаемой мощности несущего винта. Чтобы осуществить все возможные режимы полета вертолета, необходимо иметь определенный избыток располагаемой мощности. Этот избыток мощности определяется на графике площадью $a'b'd'$. Как видно из графика, сначала с увеличением скорости избыток мощности возрастает и достигает максимального значения на экономической скорости полета вертолета. При дальнейшем увеличении скорости полета избыток мощности уменьшается. Такое изменение избытка располагаемой мощности определяется характером изменения потребной и располагаемой мощностей.

Оптимальным режимом работы двигателя считается такой, при котором обеспечивается наилучшая экономичность в сочетании с требуемыми мощностью и надежностью. Экономичность двигателя в основном характеризуется удельным расходом топлива C_e , экономичность летной эксплуатации вертолета — топливной эффективностью, т. е. количеством топлива, потребного для реализации данного полетного задания.

Анализ дроссельных и высотных характеристик двигателя показывает, что удельный расход топлива в наибольшей мере зависит от режима работы ($n_{тк}$) и высоты полета. Из дроссельных характеристик следует, что минимальный удельный расход топлива соответствует максимальной частоте вращения турбокомпрессора, а высотные характеристики показывают, что $C_{e\min}$ соответствует максимальному режиму работы двигателя на расчетной высоте. Таким образом, можно считать, что двигатель имеет наилучшую экономичность на взлетном режиме при внешних условиях, соответствующих расчетной высоте. Однако таковы стендовые характеристики, а при установке двигателя на вертолет их не всегда представляется возможным использовать вследствие ограничения времени работы на максимальном режиме и способности вертолета и несущего винта реализовать располагаемую мощность двигателей. Поэтому оптимальные режимы работы двигателей при совместной работе их с несущим винтом должны сочетаться с режимами полета, обеспечивающими наибольшую дальность или продолжительность полета вертолета.

Часовой расход топлива G_t , соответствующий данному режиму двигателя, можно рассчитать по формуле

$$G_t = C_e N_e,$$

где C_e — удельный эффективный расход топлива, кг/(кВт · ч); N_e — эффективная мощность двигателя, кВт.

По данным дроссельных характеристик (см. рис. 11) можно определить часовой расход топлива на любом режиме работы двигателя. Так, на взлетном и крейсерском режимах соответственно

$$G_{т.взл} = C_{евзл} N_{евзл} = 0,374 \cdot 1102 \approx 412 \text{ кг/ч};$$

$$G_{т.кр} = C_{екр} N_{екр} = 0,422 \cdot 735 \approx 310 \text{ кг/ч}.$$

Из этих расчетов следует, что с уменьшением режима работы двигателя часовой расход топлива снижается, т. е. при полете на низких режимах работы двигателя с данным запасом топлива достигается наибольшая продолжительность полета, а при полете на заданное время расходуются минимальное количество топлива.

Скорость полета вертолета, на которой часовой расход топлива имеет минимальное значение, называют *экономической скоростью*. Экспериментальные данные показывают, что минимальные часовые расходы топлива на вертолете Ми-8 с нормальной полетной массой составляют около 500 кг/ч при истинных скоростях полета 120... 150 км/ч и зависят от высоты полета. При получении такой скорости потребная мощность соответствует работе двигателя ТВ2-117А в области крейсерских режимов. Так, при нормальной полетной массе вертолета Ми-8 и высоте полета 500 м (при стандартных условиях) потребная мощность соответствует режиму работы двигателей с параметрами $n_{тк} = 91 \%$, $n_{н.в} = (95 \pm 2) \%$ и $\varphi = 4^\circ$ по УШВ-1, т. е. режим работы находится значительно ниже верхней границы крейсерского режима. На высоте полета 3000 м потребная мощность для получения экономической скорости соответствует режиму работы двигателей с параметрами $n_{тк} = 93 \%$, $n_{н.в} = (95 \pm 2) \%$ и $\varphi = 6,5^\circ$ по УШВ-1. Этот режим находится также ниже верхней границы крейсерского режима. Вследствие того что двигатели при наборе высоты работают более экономично (уменьшается удельный расход топлива), часовой расход топлива для вертолета Ми-8 с увеличением высоты уменьшается и для приведенного выше примера на высоте 3000 м составляет примерно 490 кг/ч. Однако расчеты показывают, что такое уменьшение часового расхода топлива происходит только до высоты 3000 м. При полете на больших высотах потребная мощность для сохранения экономической скорости резко возрастает, что требует увеличения режима работы двигателей. Так, на высоте 4000 м потребный режим работы двигателей ТВ2-117А определяется следующими параметрами: $n_{тк} = 95 \%$, $n_{н.в} = (95 \pm 2) \%$ и $\varphi = 8^\circ$ по УШВ-1, что соответствует области номинальных режимов. Часовой расход топлива двигателями при этом равен 620 кг/ч. При дальнейшем увеличении высоты полета режим двигателей переходит в область взлетных режимов и часовой расход топлива значительно повышается.

Наибольшая дальность полета вертолета с данным запасом топлива достигается при полете с наивыгоднейшей скоростью, т. е. с минимальным километровым расходом топлива. Этот расход топлива для вертолета Ми-8 с нормальной полетной массой равен примерно 3 кг/км и соответствует режимам, обеспечивающим скорость полета по прибору около 220 км/ч. Так, для получения указанной скорости на высоте 500 м требуется режим работы двигателей с параметрами $n_{тк} = 95 \%$, $n_{н.в} = (95 \pm 2) \%$, $\varphi = 7,5^\circ$. Данный режим, согласно графику рис. 5, для стандартных условий соответствует области номинального режима. Таким образом, минимальный километровый расход топлива двигателей ТВ2-117А на вертолете Ми-8 соответствует повышенным режимам работы, т. е. режимам

с минимальным удельным расходом топлива. При увеличении высоты полета удельный расход топлива уменьшается, поэтому до высоты 3000 м километровый расход топлива также уменьшается. На высотах более 3000 м километровый расход топлива растет вследствие значительного увеличения потребной мощности и ухудшения экономичности двигателя.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Изучение режимов работы и эксплуатационных характеристик двигателя необходимо начинать с анализа основных технических и эксплуатационных данных. Для этого уясняют закономерность изменения параметров с изменением режимов работы двигателя. Так, с увеличением режима частота вращения несущего винта уменьшается вследствие увеличения углов установки лопастей и сопротивления вращению. Удельный расход топлива с увеличением режима уменьшается, так как повышается КПД двигателя и т. д. Следует учитывать требования, предъявляемые к экипажу вертолета, т. е. экипаж должен твердо знать параметры, контролируемые измерительными приборами. Особое внимание необходимо уделять правилам определения основных режимов работы двигателя экипажем вертолета перед полетом и в полете, умению пользоваться графиками, определяющими зависимость $n_{\text{тк}} = f(t_H)$, тахометрической аппаратурой КТА-5.

2. Для закрепления изучаемого материала рекомендуется составлять конкретные задачи по определению режимов работы двигателя и решать их. Например, определить номинальный режим, если вертолет находится на площадке, расположенной на высоте $H=2$ км при $t_H = 5^\circ\text{C}$ (что соответствует СА). Для решения задачи определяют t_0 (температуру, соответствующую $H=0$): $t_0 = t_H + \Delta t_H = 5 + 6,5 \cdot 2 = 18^\circ\text{C}$. Для этого значения температуры по графику (см. рис. 5) находим $n_{\text{тк ном}} = 96,5\%$.

3. Особое внимание необходимо уделить законам (программам) регулирования двигателя и способам их реализации. Усвоение эксплуатационных характеристик двигателя начинают с анализа потребных и располагаемых мощностей для полета вертолета. Поскольку располагаемая мощность двигателя определяется его дроссельными и высотными характеристиками, изучение их производят с практической направленностью, т. е. с умением определять, на каких режимах работы и высотах полета двигатель работает экономично, как влияют внешние полетные условия на эксплуатационные характеристики двигателя.

Вопросы для самоконтроля

1. Какова сухая масса двигателя и что в нее входит?
2. Какова мощность двигателя на взлетном режиме?
3. Указать значения $n_{\text{тк}}$, $n_{\text{н.в.}}$, t_g^* при СА для режимов: малый газ, крейсерский, номинальный и взлетный.
4. При каких минимальных температурах масла допускается: запуск двигателя без подогрева; работа двигателя на режиме не ниже крейсерского?
5. Указать максимально допустимую температуру масла при работе двигателя и допустимые значения давления топлива и масла на режимах работы двигателя, допустимое значение расхода масла.
6. На каких режимах ограничивается время работы двигателя (непрерывно и за ресурс)?
7. Дать определение приемистости двигателя и указать ее значение.
8. Дать определение выбега турбокомпрессора и указать его значение.
9. Какое значение $n_{\text{н.в.}}$ допускается при работе одного двигателя на режиме малого газа?
10. Какой режим называется повышенным взлетным? Указать его параметры.
11. Указать максимально допустимые значения $n_{\text{тк}}$ и t_g^* на всех высотах и скоростях полета из условий прочности.

12. Как уменьшается $N_{e \text{ max}}$ и увеличивается C_e при включении противообледенительной системы и пылезащитного устройства?

13. По каким параметрам ограничивается $N_{e \text{ max}}$ в области низких, средних и высоких t_H ?

14. По какому параметру экипаж устанавливает режимы работы двигателя и какие параметры подлежат контролю?

15. Каким образом определяется значение $n_{\text{тк}}$ на режимах в зависимости от t_H в условиях СА; в условиях, отличных от СА; при полетах с высокогорных площадок?

16. Каким образом определяется режим работы двигателя по КТА-5?

17. При каких атмосферных условиях аппаратура КТА-5 работает нормально?

18. Что называется программой регулирования двигателя и каким образом она обеспечивается?

19. Какая мощность называется потребной? Назвать ее составляющие.

20. Что называется дроссельными характеристиками двигателя?

21. По каким причинам с увеличением $n_{\text{тк}}$ увеличивается N_e и уменьшается C_e ?

22. Дать определение основным режимам работы двигателя и указать, в каких случаях эти режимы используются?

23. Что называется высотными характеристиками двигателя?

24. Объяснить, как изменяется $N_{e \text{ max}}$ при увеличении высоты полета.

25. Объяснить, как изменяются N_e и C_e при наборе высоты на режимах ниже взлетного.

26. Какие параметры двигателя ограничиваются автоматически при наборе высоты?

27. Какие параметры атмосферы и двигателя определяют полетные условия?

28. Указать характер изменения параметров двигателя от t_H на взлетном режиме.

29. Объяснить влияние на работу двигателя влажности атмосферного воздуха.

30. Что называется располагаемой мощностью несущего винта и какой характер изменения ее с изменением скорости полета?

31. Что называется балансом мощности вертолета и каковы его составляющие величины?

32. В каких случаях силовая установка обеспечивает выполнение полета вертолета?

33. Какой режим работы двигателя называется оптимальным?

34. Как можно определить часовой расход топлива двигателем, используя его дроссельные характеристики?

35. На каком режиме работы в полете двигатель имеет минимальный расход топлива?

36. Какой режим работы двигателя соответствует минимальному километровому расходу топлива?

ГЛАВА 3. КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ

3.1. Компрессор

Назначение и основные требования, предъявляемые к компрессору. Компрессор представляет собой лопаточную машину, которая служит для сообщения воздуху энергии, идущей на повышение его полного давления. Сжатый и подогретый за счет сжатия в компрессоре воздух способствует быстрому и полному сгоранию топлива в камере сгорания. При значительном уменьшении объема воздуха

в процессе сжатия уменьшаются габаритные размеры двигателя при заданной мощности, а также повышается его экономичность.

К компрессору предъявляют требования, основными из которых являются следующие:

1. Рабочий процесс компрессора должен обеспечивать необходимую степень повышения давления воздуха

$$\pi_k^* = p_k^* / p_v^*,$$

где p_k^* — полное давление на выходе из компрессора; p_v^* — то же на входе в компрессор.

2. Должна обеспечиваться расчетная удельная производительность, т. е. расчетный расход воздуха через единицу общей фронтальной площади на входе в компрессор:

$$G_F = G_v / F_0, \text{ или } G_F = m \frac{p_v^*}{\sqrt{T_v^*}} q(\lambda_v) (1 - d_v^2),$$

где $m = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{k+1/(k-1)}}$ — коэффициент, зависящий от k и R . Для воздуха при умеренных температурах $k = 1,4$; $R = 287,3 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$, $m = 0,0404 \text{ кг} \cdot \text{К/Дж}^{0,5}$; $q(\lambda_v) = \frac{c\rho}{(c\rho)_{кр}} = \lambda_v \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \right)^{1/(k-1)} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)}$ — относительная плотность тока, зависящая от λ_v и k (при $\lambda_v = 1$, $q(\lambda_v) = 1$).

В современных дозвуковых компрессорах $q(\lambda_v) = 0,75 \dots 0,85$, а $d_v = 0,3 \dots 0,5$. При $q(\lambda_v) = 0,85$ и $d_v = 0,4$ производительность $G_F = 160 \text{ кг/(м}^2 \cdot \text{с)}$.

3. Адиабатический КПД компрессора η_k^* , характеризующий гидравлическое совершенство компрессора, должен быть по возможности большим:

$$\eta_k^* = \frac{T_{к.ад}^* - T_v^*}{T_k^* - T_v^*}, \text{ или } \eta_k^* = \frac{L_{ад.к}}{L_k},$$

где $T_{к.ад}^* = T_v^* \pi_k^* (k-1)/k$ — температура воздуха за компрессором при адиабатическом сжатии; T_k^* — действительная температура воздуха за компрессором.

В современных компрессорах с дозвуковыми и околосзвуковыми скоростями $\eta_k^* = 0,86 \dots 0,90$.

4. Должна обеспечиваться высокая газодинамическая устойчивость работы компрессора в системе турбовального двигателя.

На каждой напорной линии компрессора имеется только одна точка, удовлетворяющая совместной работе компрессора, камеры сгорания и турбины. Линия на графической характеристике компрессора, соответствующая согласованию работы компрессора с остальными узлами двигателя на установившихся и неустановившихся

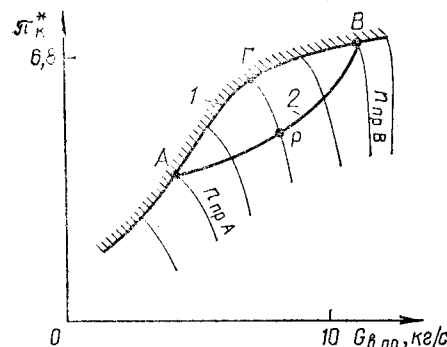


Рис. 18. Вид линии рабочих режимов на характеристике компрессора:
1 — граница устойчивых режимов компрессора; 2 — линия рабочих режимов компрессора

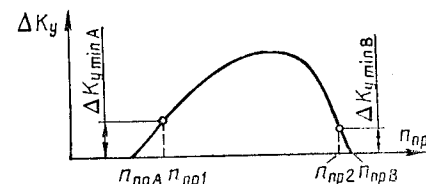


Рис. 19. Примерный характер изменения запаса устойчивости компрессора

режимах, называется *линией рабочих режимов (рабочей линией)* (рис. 18). Положение этой линии на характеристике компрессора зависит от режима работы двигателя и программы его регулирования. Линия рабочих режимов пересекает границу устойчивых режимов: при малых приведенных частотах вращения (точка А) — нижний срыв, при больших $n_{пр}$ (точка В) — верхний срыв. Для обеспечения надежности работы в условиях эксплуатации необходимо иметь запас устойчивости компрессора, который определяется коэффициентом устойчивости K_y :

$$K_y = (\pi_{к.г}^* / G_{пр.г}) / (\pi_{к.р}^* / G_{пр.р}),$$

где $\pi_{к.г}^*$ и $G_{пр.г}$ взяты на границе устойчивости компрессора, а $\pi_{к.р}^*$ и $G_{пр.р}$ — на линии рабочих режимов при одинаковых значениях $n_{пр}$.

Для характеристики запаса устойчивости компрессора удобно пользоваться величиной $\Delta K_y = (K_y - 1)100 \%$ и представлять ее как зависимость ΔK_y от $n_{пр}$ (рис. 19). Минимально допустимые запасы устойчивости ΔK_{ymin} выбирают на основе опыта эксплуатации и анализа возможных условий работы компрессора. Они определяют допустимый диапазон работы компрессора ко приведенной частоте вращения. На рис. 19 этот диапазон ограничен величинами $n_{пр1}$ ($\approx 65 \%$) и $n_{пр2}$ ($\approx 105 \%$). Поскольку

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{288}{T_v^*}}; \quad T_v^* = T_H = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right),$$

для турбовального двигателя вероятно появление «верхнего» срыва при низких значениях T_H и «нижнего» срыва при высоких значениях T_H . Это требует конструктивной защиты двигателя на низких режимах работы и ограничения $n_{пр \max}$.

5. Влияние условий эксплуатации на характеристики компрессора должно быть минимальным. К условиям эксплуатации компрессора турбовального двигателя, установленного на вертолете, относятся: влияние воздухозаборника и воздушного потока от несущего винта; влияние газов, выходящих из выходного устройства

при работе двигателя на земле и в режиме висения вертолета; изменения влажности воздуха и числа Re при подъеме на высоту; абразивное изнашивание уплотнений и профилей лопаток и т. п.

6. Эксплуатационная надежность компрессора при максимально возможном ресурсе должна удовлетворять существующим требованиям. Это достигается выбором материалов для деталей компрессора в соответствии с их тепловым состоянием и механическими нагрузками, применением пылезащитного устройства (ПЗУ), обогревом деталей входного устройства и входного направляющего аппарата и т. п.

Компрессор двигателя ТВ2-117А в основном удовлетворяет перечисленным требованиям.

Основные данные компрессора

Количество ступеней	10	
Степень повышения давления на взлетном режиме	6,8	$P_{\text{вз}} = 1$
Адиабатический КПД η_k^*	0,87	
Расход воздуха на взлетном режиме, кг/с	10	
Скорость потока на входе, м/с	150...160	$W_{\text{вх}} 170$
Особенности конструкции: компрессор имеет поворотные лопатки входного направляющего аппарата (ВНА) и направляющих аппаратов (НА) I, II и III ступеней, два автоматически управляемых клапана перепуска воздуха из-за VI ступени в атмосферу		
Закрытие клапанов перепуска воздуха при запуске	$\eta_{\text{тк}} = (53 \pm 3) \%$	
Отбор воздуха из компрессора для обогрева воздухозаборника, корпуса первой опоры и лопаток ВНА:		
количество отбираемого воздуха на номинальном режиме работы двигателя ($H = 0$; $V = 0$; СА), кг/с, не более	0,16	
место отбора воздуха	За VIII и X ступенями	
температура атмосферного воздуха, при которой разрешается включение обогрева (отбора воздуха), °С, не выше	15	$W_{\text{вх}} 260 \text{ } 270^\circ\text{C}$

Устройство компрессора. Компрессор (рис. 20) состоит из корпуса, входного направляющего аппарата (ВНА), направляющих аппаратов (НА), рабочих колец и ротора с опорами.

Корпус компрессора состоит из переднего 5, среднего 13 и заднего 18 корпусов.

Передний корпус 5 разъемный и соединяется со средним корпусом 13. В переднем корпусе установлены поворотные лопатки ВНА и НА I, II, III ступеней. На концах верхних цапф поворотных лопаток 9 закреплены рычаги 10, соединенные с поворотными полукольцами 12, имеющими связь с рычагами двух гидромеханизмов. Лопатки 6 ВНА — полые. В их полости подводится горячий воздух при включении противообледенительной системы.

Наружная обечайка 14 среднего корпуса 13 совместно с наружными обоями ступеней и рабочими кольцами 16 образуют двухстеночную достаточно жесткую конструкцию корпуса. К наружной поверхности обечайки приварена кольцевая коробка 15, на флан-

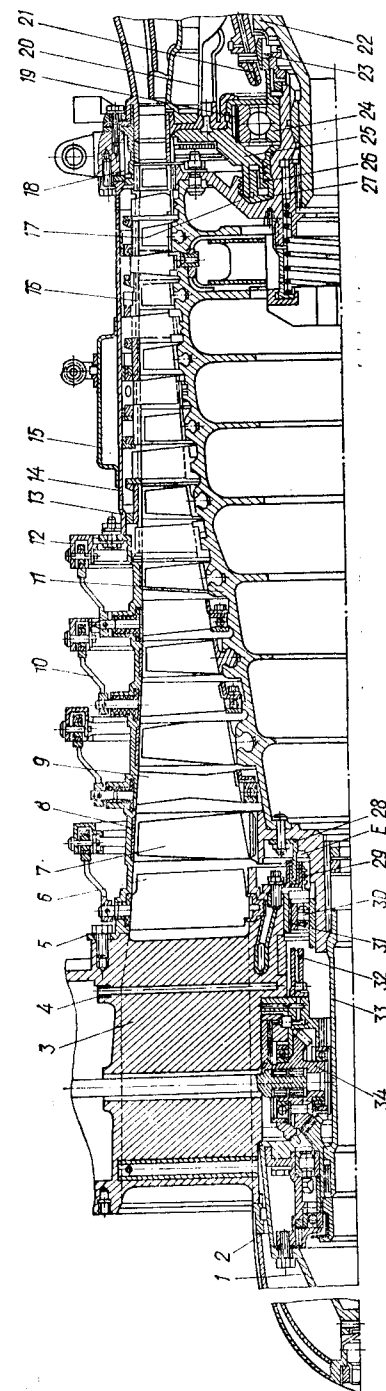


Рис. 20. Конструкция компрессора: 1 — крышка; 2 — профилированный кок; 3 — корпус первой опоры; 4 — жиклер; 5 — передний корпус; 6 — лопатки ВНА; 7 — рабочее колесо I ступени; 8 — слой масла; 9 — поворотные лопатки; 10 — рычаги; 11 — центральная часть ротора; 12 — поворотные полукольца; 13 — средний корпус; 14 — наружная обечайка среднего корпуса; 15 — кольцевая коробка; 16 — рабочее колесо X ступени; 17 — лопатки ВНА; 18 — задний корпус; 19, 31 — упругий элемент; 20 — корпус лабиринтов; 21, 32 — форсунки; 22, 27, 28 — гребешковые лабиринты; 23, 26, 29 — контактно-кольцевые уплотнения; 24 — шарикоподшипник второй опоры; 25 — корпус второй опоры; 26 — роликподшипник первой опоры; 33 — рессора центрального привода; 34 — привод коробки привода

цах которой установлены два клапана перепуска воздуха. Для обеспечения малых радиальных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусами компрессора на внутренние поверхности переднего корпуса и рабочие кольца среднего корпуса нанесен слой мастики 8, что уменьшает осевое перетекание воздуха по радиальным зазорам, повышает КПД компрессора и предотвращает поломку рабочих лопаток при их вытяжке.

Задний корпус 18 является силовым узлом. На наружном кольце корпуса закреплены детали узлов крепления двигателя на вертолете. К внутреннему кольцу заднего корпуса крепится вторая опора двигателя (задняя опора компрессора). Между кольцами корпуса припаяны лопатки НА X ступени и выходного направляющего аппарата.

Ротор компрессора состоит из рабочего колеса X ступени 17, рабочего колеса первой ступени 7 и центральной части барабанного типа 11, охватывающей II...IX ступени. Детали ротора соединены между собой призонными болтами. Лопатки рабочих колес I и X ступеней крепятся в пазах диска замковым соединением типа «ласчочкин хвост» и фиксируются отгибными пластинчатыми замками. Лопатки II...IX ступеней крепятся в кольцевых выточках центральной части ротора и фиксируются замковыми лопатками. На барабане ротора против внутренних обойм направляющих аппарата в пазах лабиринтные гребешки, предотвращающие перетекание воздуха между ступенями, а в поясе барабана за VIII ступенью выполнены отверстия для перепуска воздуха, идущего на охлаждение деталей турбин. Внутренними шлицами хвостовика рабочего колеса I ступени ротор соединяется с валом компрессора центрального привода, а шлицами и сферическими расточками хвостовика рабочего колеса X ступени — с валом турбины компрессора.

Опорами ротора компрессора служат первая и вторая опоры двигателя. Первая опора (передняя опора ротора компрессора) состоит из корпуса 3, роликподшипника 30, центрального привода 33, профилированного кока 2, деталей масляного уплотнения. К переднему фланцу наружного обода корпуса опоры крепится воздухозаборник. Задним фланцем обода корпус опоры крепится к переднему корпусу компрессора. На верхнем фланце опоры крепится коробка приводов, на нижнем фланце — нижний агрегат маслосистемы, на правом и левом фланцах — трубы подвода горячего воздуха для обогрева стоек корпуса, кока и лопаток ВНА. Внутреннее кольцо роликподшипника 30 закреплено на передней цапфе ротора. Наружное кольцо роликподшипника монтируется в стакан через упругий элемент 31, представляющий собой втулку, стенка которой имеет зигзагообразное сечение, что обеспечивает гашение радиальных колебаний ротора. Масляная полость первой опоры спереди герметично закрыта крышкой 1, а сзади уплотнена контактно-кольцевым уплотнением 29 и гребешковым лабиринтом 28. Полость E, образованная контактно-кольцевым уплотнением и воздушным лабиринтом, поддувается воздухом, отбираемым из диффузора камеры

сгорания. Роликовый подшипник и детали центрального привода смазываются маслом, поступающим под давлением от нагнетающего насоса верхнего маслоагрегата через жиклер 4 к форсункам 32, смонтированным в корпусе опоры. Отработавшее масло по каналам нижней вертикальной стойки корпуса сливается в нижний откачивающий масляный агрегат.

Вторая опора (задняя опора ротора компрессора) состоит из корпуса опоры 25, корпуса лабиринтного уплотнения 20, шарикоподшипника 24 и деталей масляного уплотнения. Корпус опоры крепится к внутреннему фланцу диффузора камеры сгорания. Внутреннее кольцо шарикоподшипника закреплено на задней цапфе ротора компрессора, а наружное кольцо его смонтировано в корпусе опоры через упругий элемент 19, аналогичный элементу 31. Масляная полость опоры уплотнена контактно-кольцевыми уплотнениями 23 и 26 и гребешковыми лабиринтными уплотнениями 22 и 27. Шарикоподшипник смазывается маслом, поступающим под давлением к форсункам 21 от нагнетающего насоса верхнего маслоагрегата. Отработавшее масло сливается из опоры через штуцер и наружную трубку в нижний откачивающий маслоагрегат.

Работа компрессора. Осевой компрессор представляет собой лопаточную машину, в которой происходит преобразование механической работы, подводимой от турбины, в энергию давления воздуха.

Основными элементами компрессора, обеспечивающими повышение давления воздуха, являются рабочее колесо (РК) и направляющий аппарат (НА), совместно образующие ступень (рис. 21, а). На рис. 21, б приведена схема развернутого в плоскости цилиндрического сечения рабочего колеса и направляющего аппарата ступени компрессора.

При работе двигателя на расчетном режиме к рабочему колесу ступени поступает воздух (с абсолютной скоростью c_1 , давлением p_1 и температурой T_1) в направлении по оси компрессора. Поскольку рабочие лопатки вращаются с окружной скоростью u , возрастающей с увеличением радиуса вращения, частицы воздуха, поступающие на переднюю кромку лопаток, находятся в сложном движении. Практически воздух поступает на рабочую лопатку с относительной скоростью W_1 , равной геометрической разности абсолютной скорости c_1 и окружной скорости u . Для обеспечения нормального обтекания воздухом рабочих лопаток без завихрений и удара направление вектора относительной скорости W_1 должно совпадать с направлением средней линии профиля. Лопатки рабочего колеса имеют расчетный аэродинамический профиль и установлены таким образом (рис. 21, б), что образуют расширяющиеся криволинейные каналы, у которых площадь на выходе $f_{2к}$, перпендикулярная к вектору выходной относительной скорости W_2 , больше, чем площадь $f_{1к}$ на входе в межлопаточный канал, взятая перпендикулярно к входной относительной скорости W_1 . Поскольку в компрессоре используются дозвуковые скорости течения воздуха, при движении его в расширяющихся межлопаточных каналах относительная скорость

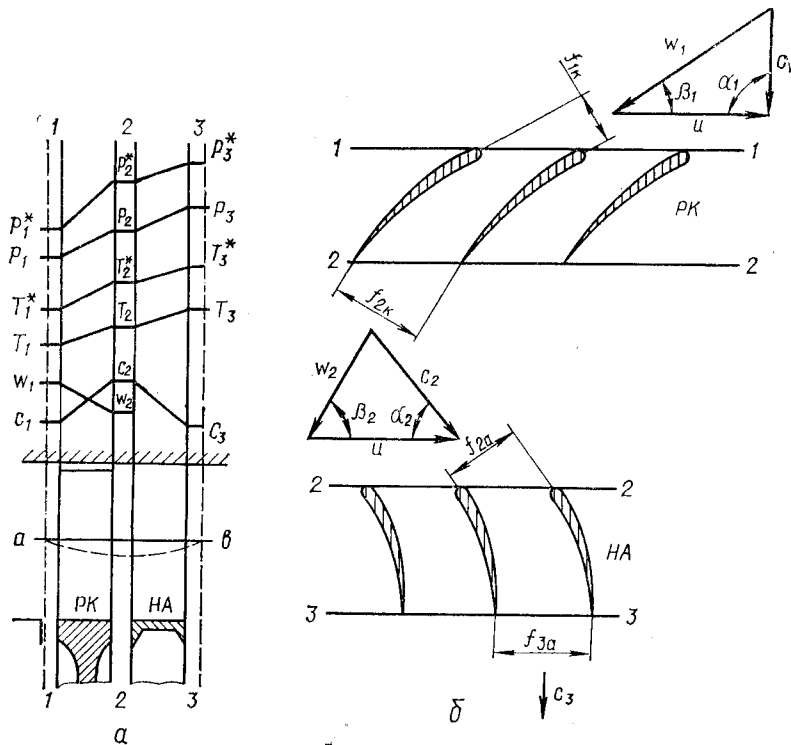


Рис. 21. К объяснению работы ступени компрессора:
а — схема ступени компрессора; б — сечение лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата

уменьшается от W_1 до W_2 , а давление и температура повышаются от p_1^* и T_1^* до p_2^* и T_2^* . На выходе из рабочего колеса абсолютная скорость движения воздуха c_2 увеличивается по сравнению с абсолютной скоростью входа c_1 вследствие подвода к воздуху механической энергии (механического воздействия вращающихся лопаток на воздух). Она равна геометрической сумме окружной скорости u и относительной скорости W_2 и направлена под углом к оси компрессора в сторону вращения его ротора. Таким образом, в межлопаточном канале рабочего колеса в силу механического воздействия лопаток на воздух давление, температура и абсолютная скорость потока увеличиваются и изменяется его направление.

Из каналов рабочих лопаток воздух с давлением p_2^* , абсолютной скоростью c_2 и температурой T_2^* поступает в каналы, образованные неподвижными лопатками направляющего аппарата. Каналы направляющего аппарата ступени, образованные профилированными лопатками, расширяющиеся. При движении воздуха через эти каналы происходит превращение прироста кинетической энергии, полученного в рабочем колесе, в энергию давления и тепловую

энергию, т. е. на выходе из каналов направляющего аппарата (НА) абсолютная скорость уменьшается от c_2 до c_3 , а давление и температура увеличиваются соответственно от p_2^* и T_2^* до p_3^* и T_3^* . Обычно абсолютная скорость c_3 на выходе из каналов НА равна или несколько меньше абсолютной скорости c_1 на входе в каналы рабочего колеса и направлена под некоторым углом к продольной оси компрессора так, что воздух на входе в следующую ступень оказывается предварительно закрученным для снижения потерь на удар.

Из вышеизложенного следует, что в ступени осевого компрессора повышение давления происходит как в рабочем колесе (Δp_{PK}), так и в направляющем аппарате ($\Delta p_{НА}$), т. е. $\Delta p_{ст} = \Delta p_{PK} + \Delta p_{НА}$. Аналогичное повышение давления происходит во всех десяти ступенях компрессора.

Чтобы увеличить степень повышения давления воздуха в первой ступени, на входе в компрессор устанавливают входной направляющий аппарат, который обеспечивает предварительную закрутку воздуха в направлении вращения рабочего колеса и уменьшает относительную скорость W_1 . Лопатки ВНА устанавливают таким образом, что каналы, образованные ими, имеют сужающуюся форму. При протекании воздуха через эти каналы его абсолютная скорость увеличивается, а осевая скорость выбирается такой, чтобы обеспечивался расчетный расход воздуха. Вследствие увеличения абсолютной скорости в ВНА давление и температура воздуха несколько уменьшаются, т. е. процессы, протекающие в ВНА, принципиально отличаются от процессов, протекающих в НА.

Условия работы деталей компрессора и действующие нагрузки. При работе двигателя на узлы и детали компрессора действуют различные по величине и направлению силы и моменты сил. По характеру вызываемых деформаций конструкций их можно разделить на следующие виды:

а) растягивающие (или сжимающие) силы, которые возникают от действия давления сжатого воздуха и от центробежных сил вращающихся масс;

б) изгибающие моменты, возникающие от сил давления воздуха, массы (силы тяжести) ротора и от инерционных сил, в особенности при эволюциях вертолета в полете;

в) скручивающие моменты, возникающие в роторе от действия воздуха на рабочие лопатки, а на корпусе — от действия воздуха на направляющие лопатки.

Усилия по причине их возникновения можно разделить на следующие группы:

а) возникающие от собственной массы (силы тяжести) конструкции;

б) возникающие от инерционных сил вращающегося ротора при изменении скорости и направления полета;

в) от действия сжатого воздуха;

г) температурные, возникающие в результате неравномерного нагрева деталей и различных коэффициентов расширения материалов сопряженных деталей; эти усилия особенно значительны в деталях

последних ступеней компрессора, которые нагреваются до температуры $T_k^* = 543 \text{ К}$.

К наиболее нагруженным деталям компрессора относятся рабочие лопатки, так как они подвержены воздействию аэродинамических и центробежных сил собственной массы, сравнительно высоких температур и вибрационных нагрузок. Наибольшие нагрузки на лопатку оказывает центробежная сила, зависящая от массы лопатки, радиуса, на котором расположен центр ее массы, и частоты вращения ротора. От действия этой силы в материале лопатки возникают напряжения, которые достигают максимального значения в ее замковой части.

При работе компрессора на его лопатки действуют периодически изменяющиеся силы, вызывающие вынужденные колебания лопаток. Основными причинами периодичности действия сил являются порциональность подвода воздуха к рабочей лопатке через каналы, разделенные лопатками НА, различный расход воздуха через отдельные каналы вследствие неточности изготовления и наличия на входе в компрессор стоек опоры ротора. Наибольшая интенсивность колебаний лопаток соответствует нерасчетным (нерекомендуемым) режимам работы двигателя, так как происходит периодический срыв воздушного потока и нарушается плавность его протекания по проточной части компрессора. Колебания (вибрация) лопаток вызывают значительные усталостные напряжения материала. При появлении на каком-либо режиме работы двигателя резонансных колебаний, когда частота возбуждающих сил или моментов совпадает с частотой собственных колебаний лопаток, напряжения в лопатках резко увеличиваются и может произойти их разрушение.

Одной из особенностей эксплуатации вертолетного газотурбинного двигателя, ухудшающих условия работы компрессорных лопаток, является попадание в воздушный тракт вместе с воздухом большого количества пыли при работе вертолета на земле или вблизи земли. Это приводит к интенсивному износу рабочих лопаток, к уменьшению запаса их прочности. Неблагоприятное влияние на работу компрессора оказывает также обледенение входной части двигателя и лопаток входного направляющего аппарата. При обледенении не только ухудшаются характеристики компрессора вследствие уменьшения расхода воздуха, но и появляется вероятность механического повреждения рабочих лопаток кусочками скалывающегося льда.

Неустойчивые режимы работы (помпаж) компрессора. Межлопаточные каналы всех ступеней компрессора профилируются исходя из расчетного режима работы, который характеризуется определенной частотой вращения ротора $n_{расч}$, степенью повышения давления воздуха в каждой ступени $\pi_{ст}$ и в компрессоре π_k^* и соответствующим расходом воздуха через каждую ступень $G_{в,расч}$. Для этого режима работы рассчитывают площади проходных сечений, которым соответствуют вполне определенные скорости потока.

В процессе эксплуатации двигателя компрессор работает в раз-

личных режимах и атмосферных условиях, отличающихся от расчетных. При работе компрессора на нерасчетном режиме параметры потока воздуха (давление, температура, скорость и плотность) в сечениях проточной части изменяются. Проходные сечения, подобранные для расчетного режима, в этом случае не будут соответствовать новым значениям параметров воздушного потока, и при изменении углов набегающего потока на лопатки возможны срыв и образование завихрений. Эти срывы и завихрения потока при неблагоприятных условиях происходят на части ступеней, вызывая неустойчивую работу, или помпаж, всего компрессора.

Помпажем называется неустойчивый режим работы двигателя, возникающий при периодическом срыве потока воздуха с рабочих лопаток и лопаток направляющих аппаратов компрессора.

На возникновение помпажа оказывают влияние такие основные факторы, как частота вращения ротора, давление и температура воздуха на входе в компрессор, высота и скорость полета вертолета, причем наибольшее влияние оказывает частота вращения ротора. При уменьшении ее по сравнению с расчетными значениями снижаются G_v , π_k^* и мощность, потребляемая компрессором. Уменьшение G_v приводит к понижению осевой скорости и разрыву потока, что и вызывает появление срывов на первых ступенях компрессора. Уменьшение осевой скорости потока на последних ступенях происходит менее интенсивно, и поэтому они могут работать в турбинном режиме (когда в них воздух не сжимается, а расширяется) или в режиме запирания (когда скорость потока резко падает). Увеличение частоты вращения по сравнению с расчетной приводит к повышению осевой скорости потока и G_v и может вызвать срыв на последних ступенях.

Характерный вид имеет зависимость срыва потока с лопаток компрессора от расхода воздуха при постоянной частоте вращения ротора (рис. 22), что возможно при изменении атмосферных условий и связано с особенностями работы и управления двигателями в вертолетной силовой установке. Расчетный режим работы соответствует параметрам u , c_1 , W_1 , α_1 (рис. 22, а), при которых обтекание лопаток плавное, без срывов. Если расход воздуха через ступень уменьшается, то уменьшается осевая скорость от c_1 до c_1' и при постоянной окружной скорости $u = \text{const}$ угол атаки (угол набегающего воздушного потока на рабочие лопатки) уменьшается от значения α_1 до α_1' (рис. 22, б). При этом на спинке лопатки поток воздуха отрывается, создавая вихревую зону, которая и нарушает плавное течение воздуха по межлопаточным каналам. Вихревая зона частично перекрывает межлопаточные каналы, так что количество воздуха, поступающего на следующую ступень, соответственно уменьшается, что вызывает и на ее лопатках аналогичный срыв потока. Таким образом, движение воздуха от ступени к ступени компрессора становится пульсирующим. Возможен обратный выброс воздуха из последующей ступени на предыдущую и из компрессора в атмосферу.

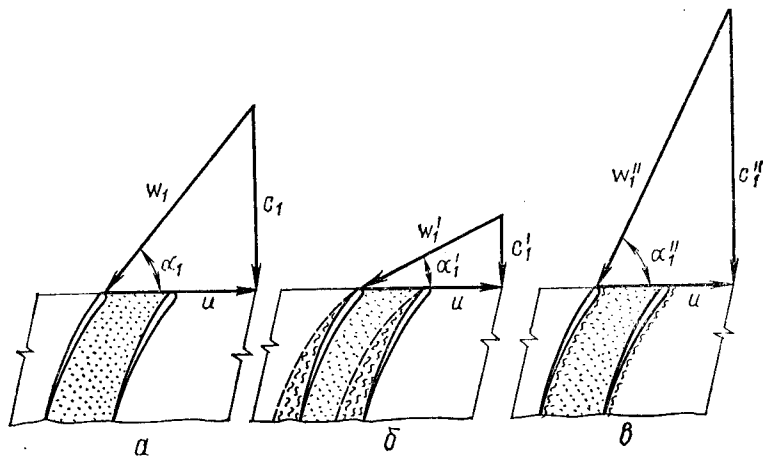


Рис. 22. Схема обтекания рабочих лопаток воздушным потоком:
 а — расчетный режим работы; б — при уменьшении G_B ; в — при увеличении G_B .

При увеличении G_B по сравнению с расчетным значением (рис. 22, в) осевая скорость возрастает и при постоянной окружной скорости угол α_1 увеличивается до α_1'' . При этом срыв потока происходит со стороны корыта лопаток. Такой срыв потока имеет местный характер, и распространение его не происходит вследствие того, что центробежные силы, действующие на частицы воздуха, прижимают поток к поверхности корыта лопатки. Однако при этом ступени компрессора частично работают в турбинном режиме, что снижает степень повышения давления, увеличивает гидравлические сопротивления и соответственно уменьшает КПД компрессора.

На работу компрессора, а следовательно, и на возникновение помпажа значительное влияние оказывают атмосферные и полетные условия.

Изменение давления воздуха на входе в компрессор при постоянных температуре и частоте вращения ротора приводит к пропорциональному изменению давления во всех его ступенях. При этом степень повышения давления, температура и скорость движения воздуха по тракту компрессора остаются постоянными, а расход воздуха и мощность, потребляемая компрессором, изменяются пропорционально изменению давления воздуха на входе в компрессор.

Изменение T_H при $p_H = \text{const}$ и $n_{\text{тк}} = \text{const}$ приводит к изменению степени повышения давления, КПД компрессора и G_B . Так, повышение T_H приводит к уменьшению π_k , G_B и мощности, потребляемой компрессором, а понижение T_H вызывает рост π_k , что приближает работу первых ступеней к режиму запираания, а последних ступеней — к режиму помпажа. Увеличение высоты полета при постоянной скорости и $n = \text{const}$ сопровождается уменьшением p_H и T_H . Поскольку снижение p_H сопровождается ростом π_k и умень-

шением КПД компрессора, то, следовательно, с подъемом вертолета на высоту склонность компрессора к помпажу увеличивается.

Увеличение скорости полета при постоянной высоте приводит к росту p_H и T_H , и наоборот. Однако вследствие сравнительно небольших скоростей полета вертолета влияние скорости на работу компрессора незначительно.

Признаки возникновения помпажа. Явление помпажа осевого компрессора характеризуется следующими основными признаками:

а) изменяется тон работы компрессора. По мере приближения к границе помпажа он становится более высоким, появляется посторонний шум, свидетельствующий о нерасчетном течении воздуха в проточной части компрессора. При наступлении явного помпажа шум резко усиливается и появляются интенсивные хлопки и толчки от выброса воздуха из проточной части компрессора обратно во входное устройство;

б) происходит колебание температуры газа перед турбиной с тенденцией к ее значительному увеличению вследствие пульсирующего поступления воздуха в камеру сгорания;

в) повышается вибрация конструкции двигателя вследствие периодических колебаний давления, скорости и расхода воздуха в его проточной части;

г) значительно понижается мощность турбины (уменьшается $n_{\text{тк}}$) вследствие уменьшения расхода воздуха и степени повышения давления воздуха в компрессоре.

Влияние помпажа на работоспособность и надежность двигателя. Помпаж компрессора может вызвать следующее:

а) самовыключение двигателя вследствие нарушения нормального устойчивого горения топливоздушная смеси в камере сгорания;

б) разрушение элементов компрессора и силовой установки вследствие вибраций конструкции, вызываемых мощными колебаниями воздушных масс с большой амплитудой. При этом наибольшую нагрузку воспринимают рабочие лопатки компрессора, узлы крепления двигателя к вертолету, трубопроводы систем, обслуживающих работу двигателя и закрепленных на корпусах двигателя, и т. п.;

в) обгорание или разрушение турбинных лопаток по причине недопустимого общего или местного повышения температуры газа перед турбиной;

г) падение мощности двигателя до значения, не обеспечивающего продолжения полета.

Конструктивные меры борьбы с помпажем. Одним из основных неустойчивых режимов работы двигателя является режим запуска. Для предотвращения помпажа при запуске двигателя используют частичный перепуск воздуха за VI ступенью компрессора в атмосферу через два клапана перепуска. При этом уменьшается сопротивление проточной части компрессора, что способствует увеличению: расхода воздуха через первые ступени и абсолютной скорости c_1 (см. рис. 22, а). Относительная скорость W_1 будет направлена

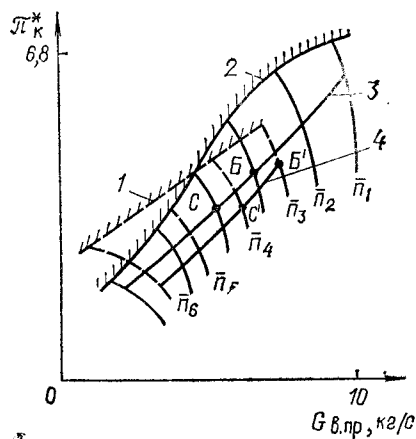


Рис. 23. Характеристики компрессора при открытии клапанов перепуска воздуха:

1, 2 — границы неустойчивости при клапанах перепуска открытых и закрытых соответственно; 3, 4 — рабочие линии при клапанах перепуска закрытых и открытых соответственно

под расчетным углом к профилю лопатки, и срыв потока с лопаток не произойдет. Из рис. 23 видно, что перепуск воздуха из компрессора на небольших приведенных частотах вращения приводит к сдвигу линии рабочих режимов в сторону увеличения $G_{в.пр}$ через первые ступени и к сдвигу устойчивой работы компрессора в сторону меньших приведенных расходов воздуха. В результате ΔK_y компрессора на этих режимах возрастает.

Для промежуточного перепуска воздуха в среднем корпусе компрессора выполнены специальные отверстия, закрываемые кольцевой коробкой с клапанами перепуска. Управление клапанами осуществляется автоматически гидравлической системой двигателя. Перепуск воздуха из компрессора в атмосферу вызывает понижение мощности и увеличение расхода топлива двигателя, однако это оправдывается устойчивой работой двигателя и уменьшением потребной мощности стартера.

Наиболее экономичным способом защиты компрессора от помпажа является изменение углов установки регулируемых лопаток входного направляющего аппарата (РВНА) и направляющих аппаратов ступеней (РНА). Изменением углов установки лопаток при изменении режимов работы двигателя или полетных условий обеспечивается плавное, бесрывное обтекание рабочих лопаток и лопаток НА в довольно широком диапазоне частот вращения. Это повышает не только запас устойчивости компрессора по помпажу, но и его КПД.

Режимы работы средних ступеней многоступенчатого компрессора незначительно отличаются от расчетного при низких (до $n_{тк} =$

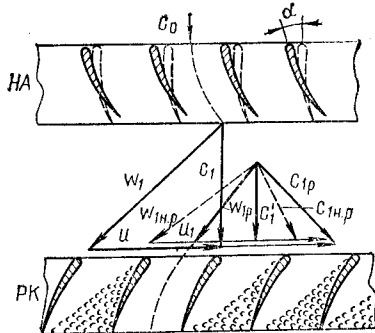


Рис. 24. К объяснению регулирования работы компрессора поворотом лопаток НА:

α — угол поворота НА; u, c_1, W_1 — расчетный режим; $u_1, c_{1п.р}, W_{1п.р}$ — нерасчетный режим при отсутствии регулирования НА; $u_1, c_{1р}, W_{1р}$ — то же при регулировании НА

$= 0,4 \dots 0,5 n_{тк.р}$) режимах работы двигателя и требуют поворота только лопаток ВНА и направляющих аппаратов первых трех ступеней, режимы которых изменяются в наибольшей степени при изменении режима работы компрессора. Поворотные лопатки работают следующим образом. Уменьшение $n_{тк}$ или увеличение T_H приводит к уменьшению π_k^* и к изменению осевых скоростей воздуха в ступенях компрессора (рис. 24). Осевая составляющая абсолютной скорости воздуха на входе в компрессор уменьшается от c_1 до c_1' . При этом относительная скорость $W_{1п.р}$ на входе в рабочее колесо I ступени будет направлена под большим углом атаки, вследствие чего на выпуклой стороне лопаток возникает срыв потока, что приводит к помпажу. Для входа воздуха на лопатки рабочих колес под расчетным углом атаки необходимо обеспечить при уменьшении окружной скорости (частоты вращения) ротора сохранение наиболее выгодного направления относительной скорости. Поэтому лопатки РВНА поворачиваются в сторону уменьшения установочного угла на угол α . Происходящая при этом предварительная закрутка потока в сторону вращения ротора обеспечивает направление относительной скорости $W_{1р}$ (равной геометрической разности абсолютной скорости $c_{1р}$ и окружной скорости u), параллельное относительной скорости W_1 , соответствующей расчетному режиму работы. Таким образом, угол поворота лопаток ВНА должен быть строго согласован с изменением частоты вращения ротора и температуры воздуха на входе в компрессор. Чтобы обеспечить плавное обтекание рабочих лопаток последующих ступеней, необходимо поворачивать лопатки направляющих аппаратов предыдущих ступеней на соответствующие углы, значения которых зависят от условий работы ступеней.

При запуске двигателя и низких режимах работы поворотные лопатки компрессора установлены на минимальные углы. По мере повышения режима работы двигателя углы установки поворотных лопаток увеличиваются и на расчетном режиме соответствуют максимальному значению (при $T_H = \text{const}$). С уменьшением температуры воздуха на входе в компрессор по мере повышения режима работы двигателя скорость поворота лопаток на большие установочные углы увеличивается, а с ростом температуры — уменьшается. Таким образом, поворот лопаток способствует поддержанию высокого КПД компрессора в широком диапазоне значений $n_{тк}$ и T_H .

В режиме запуска и при работе двигателя на малых режимах регулирование компрессора поворотом лопаток малоэффективно. Поэтому дополнительно применяется перепуск воздуха на одной из первых ступеней в атмосферу клапанами перепуска.

Поворот лопаток компрессора производят гидромеханизмы. Управление работой гидромеханизмов автоматическое по сигналам, выдаваемым гидравлической системе в зависимости от значений $n_{тк}$ и T_H . Примерное расположение рабочей линии и границы неустойчивости на характеристике компрессора с поворотными лопатками показано на рис. 25.

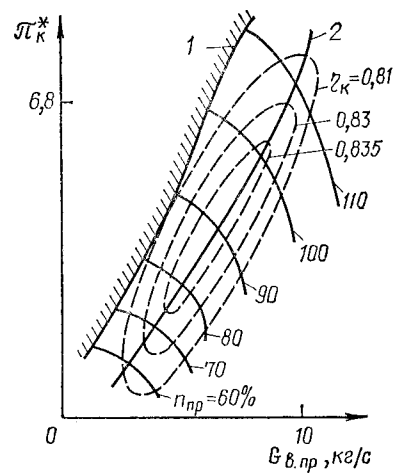


Рис. 25. Примерные эксплуатационные характеристики компрессора с поворотными лопатками:
1 — граница неустойчивости; 2 — рабочая линия

и РНА I...III ступеней на большие установочные углы.

При работе двигателя на максимальных режимах не исключена также возможность помпажа из-за рассогласования работы первых и последних ступеней компрессора. С увеличением частоты вращения ротора выше максимально допустимой могут появиться звуковые и сверхзвуковые скорости на лопатках первой ступени. Это приведет к работе первых ступеней компрессора на режиме запыливания, а последних — на режимах помпажа. Для предупреждения неустойчивой работы двигателя на максимальной частоте вращения топливная система оборудована ограничителем приведенной частоты вращения компрессора.

Эксплуатационные причины помпажа и методы борьбы с ними. Несмотря на защитные конструктивные меры, явление помпажа компрессора может возникать по следующим причинам эксплуатационного характера:

1. *Запуск двигателя при слишком раннем отключении стартера или недостаточном напряжении источника питания.* Необходимое повышение мощности турбины компрессора достигается при увеличении подачи топлива в камеру сгорания. Интенсивный рост температуры газа перед турбиной приводит к перерасширению его в камере сгорания и уменьшению расхода воздуха через компрессор. Осевые составляющие абсолютной скорости по ступеням компрессора уменьшаются, что и приводит к появлению помпажа на малых режимах. Большая вероятность возникновения помпажа существует при запуске двигателя в условиях низких температур наружного воздуха.

2. *Запуск двигателя при боковой скорости ветра, превышающей 10 м/с, и попутной скорости, превышающей 8 м/с.* Порывы бокового

Из рассмотрения физической сути помпажа следует, что помпаж может возникать не только при запуске, но и при переходных и максимальных режимах работы двигателя. При работе двигателя на переходных режимах быстрое увеличение подачи топлива в камеру сгорания приводит к интенсивному росту температуры газа перед турбиной t_r^* и, как следствие, к помпажу компрессора. Для предупреждения неустойчивой работы двигателя при переходных режимах топливная система оборудована дроссельным пакетом, обеспечивающим замедленную подачу топлива в камеру сгорания при переходе с малых режимов на рабочие. Кроме того, обеспечивается автоматический поворот лопаток РВНА и РНА I...III ступеней на большие установочные углы.

ветра могут приводить к уменьшению расхода воздуха через компрессор, особенно в начальной стадии запуска. Наибольшую опасность представляет направление ветра навстречу струе выходящего из двигателя газа, так как при этом происходит размывание газа и появляется опасность попадания его в воздухозаборники двигателей. Чтобы предупредить возникновение помпажа, двигатель необходимо запускать при встречном ветре. При боковом ветре в первую очередь следует запускать двигатель, находящийся на вертолете с подветренной стороны.

3. *Отказ агрегатов управления перепуском воздуха или поворотом лопаток ВНА и НА ступеней.* Помпаж возникает в тех случаях, когда неисправности агрегатов приводят к прекращению перепуска воздуха или поворота лопаток на значениях $n_{тк}$, меньших верхней границы или больших нижней границы помпажа. Исправность агрегатов проверяется при техническом обслуживании двигателя. В процессе предполетного осмотра положение лопаток ВНА и показания стрелок лимбов гидромеханизмов поворота лопаток проверяет экипаж.

4. *Изменение границ помпажа компрессора.* Агрегаты управления перепуском воздуха и поворотом лопаток регулируются так, чтобы клапаны перепуска воздуха закрывались, а поворотные лопатки начали изменять установочные углы на частоте вращения, превышающей частоту, при которой возникает помпаж. Эта частота называется верхней границей помпажа и у различных экземпляров одного и того же двигателя может быть разной. Это объясняется разбегом начальных размеров деталей компрессора, хотя и в пределах допусков, изнашиванием в процессе эксплуатации, различным изменением зазоров в проточной части и особенностями работы двигателей в вертолетной силовой установке. При эксплуатации двигателей следует учитывать, что с понижением температуры окружающего воздуха частота верхней границы помпажа уменьшается и, наоборот, с повышением температуры — увеличивается.

5. *Попадание посторонних предметов на вход в двигатель.* Это приводит к резкому уменьшению расхода воздуха, что вызывает появление явно выраженного помпажа и в отдельных случаях заканчивается самовыключением двигателя. Наибольшая вероятность попадания на вход в двигатель легких предметов (кусков бумаги, ветоши и т. п.), которые могут подыматься с земли воздушным потоком, создаваемым несущим винтом вертолета. Большую опасность представляет попадание на вход в двигателя плотного слоя снега или корок льда, которые могут образовываться в зимнее время на поверхности фюзеляжа вертолета перед воздухозаборником. Несколько меньшую вероятность (но не исключается) для вертолетных двигателей представляет попадание крупных птиц на вход двигателя. Строгое соблюдение установленных правил содержания и подбора посадочных площадок, тщательный осмотр площадок и вертолета перед взлетом значительно уменьшают вероятность возникновения помпажа по этой причине.

6. *Повышенное изнашивание лопаток компрессора при эксплуатации вертолета в пыльных условиях или коррозионное изнашивание при эксплуатации над пространством соленой воды.* Изнашивание рабочих лопаток и лопаток НА приводит к изменению их аэродинамических профилей, нарушению плавности обтекания воздушным потоком и возникновению помпажа. Опыт эксплуатации вертолетных двигателей показывает, что вероятность помпажа в этом случае существует во всем диапазоне значений $n_{\text{тк}}$ двигателя. Для предупреждения отказов двигателя из-за помпажа необходимо систематически контролировать состояние лопаток (визуально и с помощью приборов) и при обнаружении изнашивания лопаток, превышающего значение, допускаемое «Инструкцией по техническому обслуживанию двигателя ТВ2-117А», двигатель необходимо снимать с эксплуатации и отправлять в ремонт. Чтобы уменьшить количество попадаемой в двигатель пыли, во входное устройство можно установить ПЗУ.

7. *Попадание вертолета в турбулентный воздушный поток или в спутную струю реактивного самолета (вертолета).* Это приводит к завихрению и искажению потока воздуха, поступающего на вход в двигатель, и к возникновению помпажных явлений в компрессоре. Особую опасность представляют вихревой след, оставляемый большим самолетом (вертолетом), и струя газов реактивного двигателя, попадание в которые может вызвать самовыключение двигателя. Предупреждение отказов двигателей и возникновения помпажных явлений в этом случае достигается изменением направления полета вертолета навстречу порывам воздушных масс с последующим выходом из опасной зоны.

8. *Увеличение шага несущего винта при неполном повороте корректора газа вправо до упора (двигатель задресселирован).* Это приводит к рассогласованию потребной мощности несущего винта и мощности, развиваемой двигателем, т. е. когда потребная мощность винта превышает мощность двигателя и, следовательно, частота вращения свободной турбины уменьшается. Это нарушает плавность течения газоз воздушного потока по тракту двигателя, вызывает увеличение температуры газа перед турбиной и возникновение помпажных явлений в компрессоре. Поэтому на всех режимах полета смещение корректора газа с правого упора (за исключением особых случаев, приведенных в гл. 10) запрещается.

9. *Увеличение шага несущего винта с темпом, превышающим приемистость двигателя.* Это приводит к кратковременному падению частоты вращения свободной турбины, увеличению температуры газа перед турбиной и при других неблагоприятных обстоятельствах — к помпажу компрессора. При эксплуатации силовой установки пилот должен знать время приемистости двигателей и в соответствии с ним выбирать темп затягивания несущего винта.

10. *Включение противообледенительной системы на максимальном режиме работы двигателя.* Это приводит к уменьшению расхода воздуха, повышению температуры газа перед турбиной и, возможно, к помпажу компрессора.

В случае обнаружения помпажа компрессора при работе двигателя на земле необходимо выключить двигатель, а затем определить причины помпажа и устранить их. Начавшийся помпаж в полете при низких частотах вращения, если неизвестна истинная его причина, можно попытаться ликвидировать увеличением $n_{\text{тк}}$. Если помпаж возникает при работе двигателя на максимальной частоте вращения, то для его прекращения необходимо уменьшить режим работы.

При возникновении помпажа в полете на большой высоте следует снизиться до безопасной высоты. При продолжении помпажа двигатель необходимо выключить и перейти на однодвигательный полет.

Возможные неисправности компрессора при эксплуатации и их предупреждение. В процессе эксплуатации двигателей отмечаются следующие характерные неисправности узлов и деталей компрессора:

1. Разрушение лопаток ротора, которое происходит по таким основным причинам:

попадание посторонних предметов в двигатель при техническом обслуживании или при стоянке вертолета. Наибольшую опасность представляет попадание в компрессор металлических предметов. Поэтому после окончания какого-либо вида технического обслуживания, а также при наличии вероятности попадания посторонних предметов перед запуском необходимо тщательно осмотреть входную часть двигателя и специальной рукояткой вручную прокрутить турбокомпрессор. Попадание в двигатель легких посторонних предметов на взлете и в полете (например, небольшой птицы) менее опасно, так как в этих случаях вероятность разрушения рабочих лопаток несколько ниже;

примерзание лопаток ротора к корпусу при стоянке вертолета в условиях пониженных температур окружающего воздуха. Вследствие малых монтажных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусом попадание в эти зазоры даже небольшого количества влаги может приводить к примерзанию рабочих лопаток. Влага при стоянке вертолета попадает в проточную часть двигателя при неплотной закрытой заглушке воздухозаборника, возможна конденсация влаги при охлаждении двигателя после его выключения. Запуск или даже холодная прокрутка (стартером) двигателя с примерзшими лопатками ротора приводит к их поломке или к опасной деформации. Чтобы предупредить поломки лопаток в этих условиях, необходимо перед запуском двигателя (или перед холодной прокруткой) провернуть ротор турбокомпрессора вручную. При обнаружении примерзания лопаток (ротор не проворачивается) следует продуть проточную часть двигателя теплым воздухом от аэродромного подогревателя;

неэффективность (отказ или включение после обледенения) системы обогрева входной части компрессора. Обледенение деталей входной части компрессора и двигателя обычно сопровождается скалыванием с них кусочков льда и попаданием их на лопатки компрессора.

сора. Вследствие большой частоты вращения рабочих лопаток первой ступени компрессора попадание на них даже небольших частичек льда создает забоины на лопатках и может вызвать в последующем их разрушение. Неэффективность системы обогрева наблюдается обычно при работе двигателя в условиях обледенения на низких режимах из-за недостаточной температуры воздуха, отбираемого для обогрева. Особенно значительное уменьшение температуры воздуха на входе в противообледенительную систему возможно при планировании вертолета. Поэтому при планировании с работающими двигателями в условиях возможного обледенения нельзя допускать снижения $n_{\text{тк}}$ меньше 85 %. Соответственно для предупреждения разрушения лопаток компрессора частицами льда необходимо в условиях обледенения избегать пониженных режимов работы двигателя и при ручном управлении системой обогрева включать ее заблаговременно, до наступления обледенения;

помпаж компрессора, в процессе которого возникает повышенная вибрация лопаток и всей конструкции компрессора; лопатки испытывают переменные нагрузки и при наличии забоин, рисок, царапин могут разрушаться. Конструктивные и профилактические меры борьбы с помпажем изложены выше;

превышение допустимого времени непрерывной работы двигателя на форсированных режимах или работа на режиме, который выше допустимого для данных полетных условий. В этих случаях после уменьшения частоты вращения турбокомпрессора появляется остаточная деформация рабочих лопаток. При неоднократной нагрузке, близкой к разрушающей, особенно при наличии повреждений и изнашивании лопаток, может происходить их разрушение (или обрыв). Поэтому двигателю ТВ2-117А установлены предельно допустимые режимы работы и допустимое время работы на форсированных режимах.

Признаками разрушения или обрыва лопаток ротора компрессора в полете являются: резкий хлопок и удар в двигателе, появление повышенной вибрации (тряски), падение $n_{\text{тк}}$ и повышение t_r^* до значений, которые больше допустимых для данного режима. Если частичное разрушение лопатки вызывает помпаж, то появляются его признаки, изложенные выше. Если кусок разрушившейся лопатки попадает в зазор между торцами остальных лопаток и корпусом, происходит заклинивание или затормаживание ротора. В результате уменьшения частоты вращения ротора топливная автоматика увеличивает подачу топлива в камеру сгорания, что приводит к срыву пламени и самовыключению двигателя.

При обнаружении в полете признаков разрушения лопаток компрессора двигатель необходимо немедленно выключить. Профилактическими мероприятиями, направленными на предотвращение разрушения лопаток компрессора, являются: строгое соблюдение правил технической эксплуатации компрессора техническим и летным составом, тщательный визуальный и инструментальный контроль состояния лопаток, проверка времени выбега ротора турбокомпрессора экипажем при остановке двигателя, строгое соблюдение реко-

мендаций по эксплуатации двигателей в условиях запыленного воздуха и возможного обледенения входной части.

2. Разрушение подшипников опор, что происходит по следующим эксплуатационным причинам:

выборка радиальных зазоров подшипников качения при запуске двигателя в условиях низких температур без предварительного подогрева. Обычно диаметр беговой дорожки внутреннего кольца подшипника при напрессовке на шейку вала увеличивается на 55...70 % от номинального натяга, отчего соответственно в подшипнике выбирается зазор, который при низких температурах наружного воздуха может быть выбран полностью. В процессе работы двигателя зазоры в подшипнике увеличиваются вследствие нагрева подшипника и вала;

масляное голодание (недостаточность смазки), при котором шарики (ролики) подшипника нагреваются значительно быстрее колец, так как имеют меньшую массу, а кроме того, от колец тепло частично отводится через посадочные поверхности. При нагреве шарики вследствие температурной деформации заклиниваются между кольцами, что приводит к их оплавлению.

Признаками разрушения подшипников в полете являются: увеличение вибрации двигателя, резкое повышение температуры масла и температуры газа перед турбиной, появление характерного скрежета и падение $n_{\text{тк}}$. Разрушение подшипников определяется также по уменьшению выбега турбокомпрессора, по неравномерности усилий, необходимых для ручной прокрутки турбокомпрессора, и паличю металлической стружки на маслофилт্রে. Если обнаружены признаки разрушения подшипников в процессе подготовки двигателя к запуску, то запуск и дальнейшая эксплуатация его не разрешаются. Если признаки разрушения подшипников обнаружены в полете, то двигатель необходимо выключить.

Чтобы предотвратить разрушение подшипников, осуществляют следующие профилактические мероприятия: предварительный подогрев двигателя перед запуском от аэродромного подогрева при температуре наружного воздуха ниже -40°C и эксплуатация двигателя без тепловых ударов (резкого изменения температурных режимов); правильный уход и строгое соблюдение правил летной эксплуатации.

3.2. Камера сгорания

Назначение и основные требования, предъявляемые к камере сгорания. Камера сгорания служит для нагрева рабочего тела (воздуха) за счет сгорания топлива. Фактически в камере сгорания происходит горение топливовоздушной смеси. Для приготовления топливовоздушной смеси в камеру сгорания подводится через форсунки топливо и поступает воздух (первичный) из компрессора. В процессе запуска двигателя поджог топливовоздушной смеси производится пусковым устройством, а при дальнейшей работе процесс горения поддерживается непрерывно вследствие контакта

свежей топливовоздушной смеси с раскаленными продуктами сгорания.

Газ, образовавшийся в камере сгорания от смешения продуктов сгорания со вторичным воздухом, поступающим из компрессора, направляется в турбину компрессора. Устойчивость и совершенство процессов в камере сгорания определяют надежную и экономичную работу двигателя. Поэтому к камере сгорания предъявляют следующие требования:

1. Процесс горения должен быть устойчивым при всех возможных режимах работы двигателя и полетных условиях. Необходимо, чтобы горение топлива было непрерывным и не было срыва пламени или пульсационного горения, что может вызвать самовыключение двигателя. Поскольку в процессе изменения режима работы двигателя и полетных условий изменяется соотношение топлива и первичного воздуха, поступающих в камеру сгорания, изменяется качество смеси. Качество смеси характеризуется коэффициентом избытка воздуха α , равным отношению действительного количества первичного воздуха, поступающего из компрессора в камеру сгорания h_d , к теоретически необходимому L_0 для полного сгорания топлива (стехиометрическому): $\alpha = L_d/L_0$. Качество смеси должно изменяться в пределах, при которых процесс горения в камере будет устойчивым. Устойчивость горения в значительной степени зависит от скорости и давления первичного воздуха. Эта скорость не должна превышать скорости горения, так как в противном случае возможны срыв пламени и самовыключение двигателя.

2. Сгорание топлива должно быть полным при минимальных потерях тепла через стенки корпуса в атмосферу. Основная часть тепла, выделяющегося при сгорании топлива, идет непосредственно на подогрев вторичного воздуха и меньшая часть его — на нагрев конструкции. Экономичность процесса сгорания оценивается коэффициентом выделения тепла ξ , равным отношению количества тепла Q_0 , полученного при сжигании 1 кг топлива, к низшей теплотворной способности топлива H_u , т. е. $\xi = Q_0/H_u$. Чем выше ξ (меньше потери тепла), тем меньше удельный расход топлива, тем больше дальность и продолжительность полета при данном запасе топлива. Коэффициент выделения тепла ξ характеризует степень совершенства камеры сгорания. Для современных газотурбинных двигателей $\xi = 0,95...0,98$. В основном величина ξ зависит от коэффициента избытка воздуха: при обогащении смеси ($\alpha < 1$) коэффициент уменьшается из-за недостатка кислорода, а при обеднении ($\alpha > 1$) — вследствие уменьшения скорости горения.

3. Поле температур газа по окружности на выходе из камеры сгорания должно быть равномерным. Поскольку подвод топлива в камеру сгорания производится небольшим числом форсунок (8 шт.), то имеется тенденция образования участков различной температуры газа на выходе из нее. Значительная неравномерность поля температур газа по окружности (например, при засорении части форсунок) может приводить к разрушению турбинных лопаток.

4. Процесс сгорания должен заканчиваться в пределах камеры

сгорания. В противном случае пламя может доходить до лопаток соплового аппарата турбины, что, в свою очередь, может привести к прогару лопаток. Соответствующей организацией подвода вторичного воздуха в камеру сгорания обеспечивается как это условие, так и получение оптимального поля температур перед турбиной.

5. Потери давления газа в камере сгорания должны быть минимальными. Они возникают при движении воздуха и газа в камере сгорания вследствие трения о стенки, сопротивления завихрителей, проходных отверстий и щелей, а также вследствие подогрева, так что давление на выходе из камеры сгорания p_r будет несколько меньше давления на входе p_k . Потери давления, гидравлические и вследствие подогрева, оцениваются коэффициентом восстановления давления $\sigma_{к.с.}$, равным отношению давления на выходе из камеры сгорания к давлению на входе в нее: $\sigma_{к.с.} = p_r/p_k$. Величина $\sigma_{к.с.}$ оказывает значительное влияние на мощность и экономичность двигателя. Для камер сгорания современных газотурбинных двигателей $\sigma_{к.с.} = 0,92...0,97$.

6. Камера сгорания должна обеспечивать надежный и быстрый запуск двигателя на земле и в полете при любых полетных условиях, а также устойчиво работать при переходе с одного режима работы двигателя на другой за минимальный промежуток времени.

7. Камера сгорания должна иметь длительный срок службы, удобство контроля и технического обслуживания. Обеспечение длительной и надежной работы камеры сгорания достигается конструктивными мероприятиями и строгим соблюдением правил летной и технической эксплуатации. Наиболее полно перечисленным требованиям для двигателя с небольшим расходом воздуха удовлетворяет кольцевая камера сгорания, которая применена на двигателе ТВ2-117А.

Устройство камеры сгорания. Камера сгорания двигателя (рис. 26) кольцевого типа состоит из наружного и внутреннего корпусов диффузора, корпуса камеры сгорания и жаровой трубы.

Наружный корпус диффузора 1 сварной, выполнен из титанового сплава и представляет собой профилированную конусную обечайку с приваренными фланцами — передним для крепления к заднему корпусу компрессора и задним для крепления к корпусу камеры сгорания 12. На обечайке расположены фланцы для крепления трубки отвода несгоревшего топлива и конденсата из камеры сгорания в дренажную систему, трубок масляной и суфлирующей систем второй опоры двигателя, рабочих топливных форсунок, пусковых воспламенителей и подвесок жаровой трубы.

Внутренний корпус диффузора 17 сварной, изготовлен из титанового сплава и представляет собой профилированную трубу, которая крепится к направляющему аппарату X ступени компрессора и к внутреннему фланцу корпуса соплового аппарата турбины компрессора. В передней части к корпусу приварен рассекаТЕЛЬ 18, разделяющий диффузор на две диффузорные кольцевые полосы с меньшей степенью раскрытия. В корпусе 17 и рассекателе 18 выполнены отверстия для прохода трубок масляной и суфлирующей

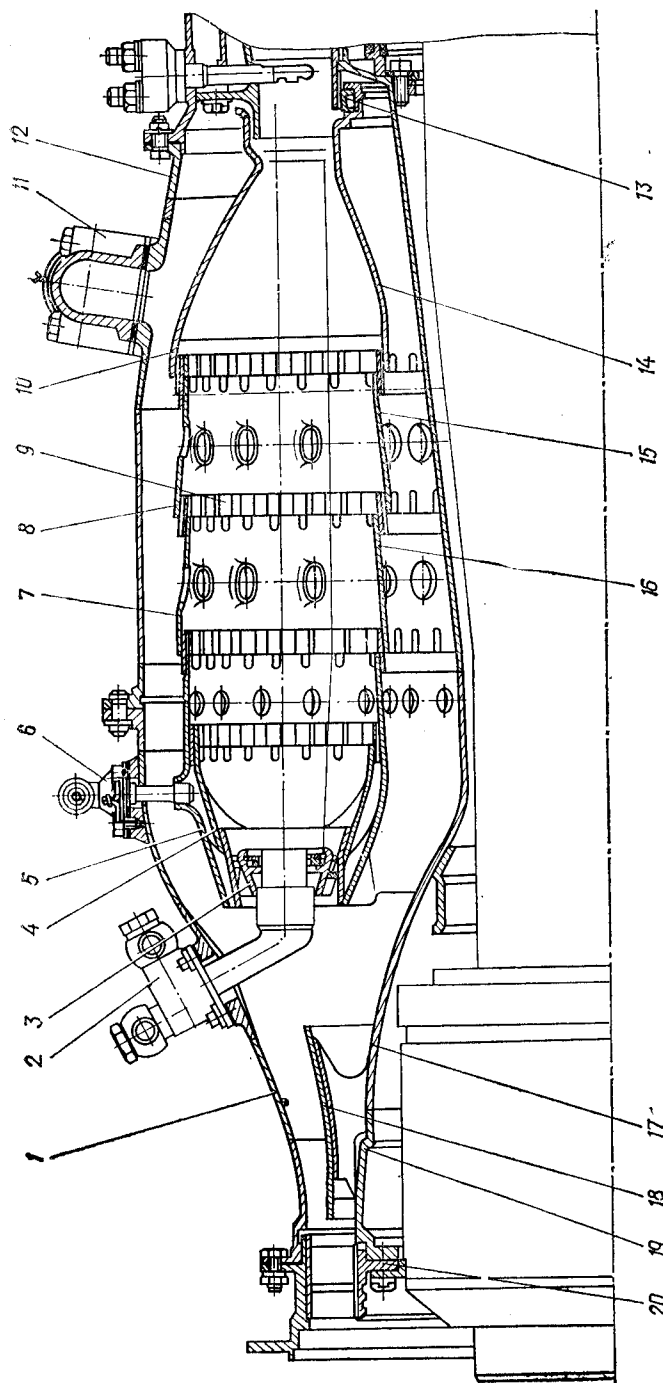


Рис. 26. Конструкция камеры сгорания:

1 — наружный корпус диффузора; 2 — рабочая топливная форсунка; 3 — завихрители; 4 — внутренний обтекатель; 5 — наружный обтекатель; 6 — подвеска; 7, 8, 10 — наружные секции; 9 — гофрированная лента; 11 — патрубок отбора воздуха в ПОС; 12 — корпус камеры сгорания; 13 — плавающее кольцо; 14, 15, 16 — внутренние секции; 17 — внутренний корпус; 18 — рассекающий; 19 — кольцевой уступ; 20 — задний корпус компрессора

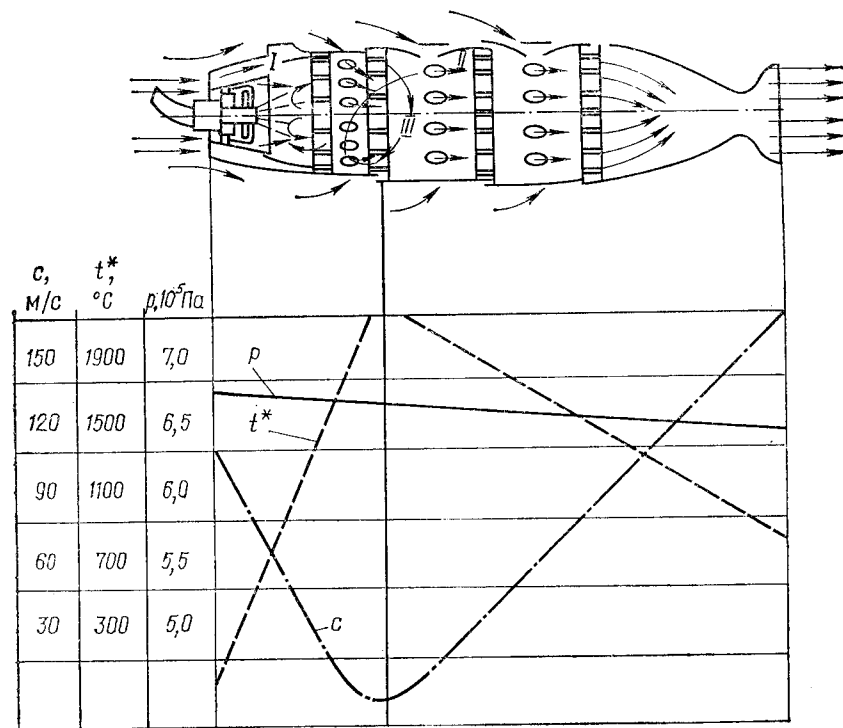


Рис. 27. Схема процесса горения и изменения параметров газа по длине жаровой трубы

систем второй опоры. Для стабилизации воздушного потока, обеспечивающего равномерное поле температур газа на выходе из камеры сгорания, передняя часть корпуса имеет кольцевой уступ 19.

Корпус камеры сгорания 12 изготовлен из титанового сплава и представляет собой цилиндр с конусной задней частью, который крепится к наружному корпусу диффузора и к наружному фланцу соплового аппарата турбины компрессора. На наружной поверхности корпуса 12 расположены фланец 11 для крепления патрубка отбора горячего воздуха в противообледенительную систему двигателя, крошечные для крепления блока дренажных клапанов и переходной колодки термпар (на рис. 26 не показаны).

Жаровая труба кольцевая сварная, изготовлена из жаропрочной стали. Состоит из наружного 5 и внутреннего 4 обтекателей, трех наружных 7, 8, 10 и трех внутренних 14, 15, 16 цилиндрических и конических секций. Между секциями установлены гофрированные ленты 9. Во внутренний обтекатель 4 вварены восемь завихрителей 3, имеющих в центре «плавающее» кольцо, в которое устанавливается топливная форсунка 2. Жаровая труба крепится к наружному корпусу диффузора восемью радиальными подвесками 6. Хвостовая часть трубы опирается на обойму соплового аппарата турбины компрессора через «плавающее» кольцо 13.

Работа камеры сгорания. Сжатый и подогретый в компрессоре воздух поступает в камеру сгорания двигателя (рис. 27) под давлением $p_k = 6,8 \cdot 10^5$ Па при температуре $t_k^* = 270$ °С с осевой скоростью 100...120 м/с. Поскольку скорость горения углеводородных топлив, на которых работают газотурбинные двигатели, составляет 25...30 м/с, для обеспечения устойчивости горения необходимо тормозить воздушный поток. Для этой цели передняя часть камеры сгорания выполняется в виде расширяющегося диффузора, где скорость воздуха снижается до 60...80 м/с. Кроме того, первичный воздух, проходя через завихрители, тормозится до скорости 15...25 м/с. Такая скорость воздушного потока, участвующего в горении топлива, способствует стабильности горения.

Для обеспечения устойчивого горения весь воздух, поступающий из компрессора в камеру сгорания, разделяется на первичный (I) и вторичный (II). Первичный воздух проходит через завихрители жаровой трубы и используется для сжигания топлива. Он составляет примерно 25...30 % всего воздуха, подводимого в камеру сгорания. В завихренный первичный воздух через рабочие форсунки впрыскивается топливо. Стабилизация его горения достигается тем, что первичный воздух, проходя по межлопаточным каналам завихрителя, закручивается, и поэтому в жаровой трубе создается вращающийся относительно продольной оси поток. Вследствие действия на частицы воздуха центробежных сил давление его у стенок жаровой трубы оказывается большим, чем в центральной части, где таким образом создается область разрежения, в которую в виде обратных токов III устремляются продукты горения. Подвод горячих газов к свежей смеси образует слой с очень малой скоростью движения, что и обеспечивает устойчивость процесса горения.

Температура газа в зоне горения достигает 1900...2000 °С. Понижение температуры до допустимой по условиям жаропрочности турбинных лопаток осуществляется подводом внутрь жаровой трубы вторичного воздуха, который составляет 70...75 % всего воздуха, поступающего в камеру сгорания. Этот воздух подводится в жаровую трубу через отверстия и щели в ее секциях. Поскольку вторичный воздух поступает внутрь жаровой трубы в большом количестве, то он существенно влияет на структуру газового потока. Вторичный воздух не только уменьшает температуру газа вследствие перемешивания с продуктами сгорания, но и участвует в догорании продуктов неполного сгорания и частиц несгоревшего топлива, вынесенных из зоны горения, а также обеспечивает охлаждение жаровой трубы и корпуса камеры сгорания. Распределение вторичного воздуха по длине камеры сгорания и глубина проникновения его внутрь жаровой трубы значительно влияют на полноту сгорания топлива и устойчивую работу камеры.

Значительное влияние на протекание рабочего процесса в камере сгорания оказывают режим работы двигателя и полетные условия. Например, при уменьшении частоты вращения турбокомпрессора снижаются давление и температура воздуха на входе в камеру сгорания. Уменьшение давления ухудшает завихренность воздушного

потока, а также смесеобразование. Это приводит к неравномерности состава смеси в зоне горения, ухудшению воспламеняемости смеси и уменьшению скорости ее горения. При сочетании неблагоприятных факторов (например, при помпаже) уменьшение p_k может привести к срыву пламени и самовыключению двигателя. С понижением t_k^* замедляется испарение топлива и уменьшается скорость горения смеси, процесс горения протекает вяло, а при наличии других неблагоприятных факторов может совсем прекратиться. Таким образом, уменьшение $n_{тк}$ значительно снижает зону устойчивого горения.

При увеличении высоты полета уменьшаются давление и температура воздуха на входе в камеру сгорания, а также расход воздуха через двигатель. Для поддержания допустимой температуры газа перед турбиной топливная автоматика уменьшает расход топлива, что приводит к падению давления топлива перед форсунками и к ухудшению его распыла. Это снижает устойчивость горения и может приводить к срыву пламени. Таким образом, с увеличением высоты полета зона устойчивой работы камеры сгорания сужается.

Увеличение скорости полета приводит к росту давления, температуры и скорости воздуха на входе в камеру сгорания. Из вышеизложенного следует, что повышение давления и температуры расширяет зону устойчивого горения. Увеличение скорости воздуха на входе в камеру сгорания уменьшает время пребывания топливовоздушной смеси в зоне горения, что влечет за собой ухудшение полноты сгорания и может привести к прекращению процесса горения. Это особенно необходимо помнить при запуске двигателя в воздухе.

Условия работы деталей камеры сгорания и действующие нагрузки. При работе двигателя на детали камеры сгорания действуют газовые и инерционные силы, а также усилия, возникающие вследствие неравномерности нагрева и вибраций. Под действием внутреннего давления p_t наружная оболочка корпуса камеры сгорания подвергается растяжению по образующей, а от осевой силы, передаваемой от турбины, — действию напряжений растяжения по поперечному сечению. От действия реактивного крутящего момента, передаваемого от турбины, в оболочке корпуса возникают напряжения скручивания. Внутренняя оболочка корпуса сжимается под действием давления p_t , а также подвергается воздействию осевой силы и крутящего момента.

В наиболее тяжелых условиях работает жаровая труба камеры сгорания, температура стенок которой на некоторых участках достигает 800...1000 °С. Стенки жаровой трубы нагреваются неравномерно как по длине, так и по окружности. Такая неравномерность определяется особенностями рабочего процесса и отложениями нагара. Наиболее сильно нагревается средняя часть жаровой трубы, т. е. в месте, где заканчивается горение и начинается смешение продуктов сгорания и вторичного воздуха. Примерное распределение температуры стенки по длине жаровой трубы показано на рис. 28, а, по окружности — на рис. 29. Как видно, на максимальном режиме работы двигателя разница в температуре нагрева по длине жаровой трубы достигает примерно 250 °С, а по окружности — 400 °С.

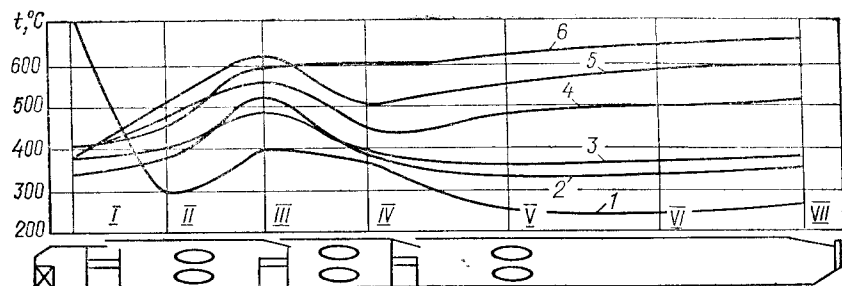


Рис. 28. Изменение температуры стенки жаровой трубы по ее длине:
1 — на малом газе; 2 — $0,580n_{\max}$; 3 — $0,775n_{\max}$; 4 — $0,880n_{\max}$; 5 — $0,935n_{\max}$; 6 — $n_{\max}$; I...VII — сечения жаровой трубы

Различный нагрев жаровой трубы создает в ней температурные напряжения, которые вызывают коробление ее стенок и могут привести к разрушению. Поэтому охлаждению камеры сгорания и получению небольшого температурного градиента по длине и в поперечном сечении стенки уделяется большое внимание. Снижение температуры материала жаровой трубы в двигателе ТВ2-117А достигается пленочно-заградительным охлаждением. Сущность этого охлаждения заключается в том, что часть вторичного воздуха входит внутрь жаровой трубы через щели, образованные гофрированными лентами, установленными между секциями. На выходе из этих щелей воздух сливается у стенок в единую кольцевую воздушную пленку с пониженной температурой и, направляясь вдоль стенок, защищает их от соприкосновения с горячими газами. Чтобы защитить материал жаровой трубы от газовой коррозии и создать теплоизоляцию для уменьшения тепловых потерь, внутреннюю ее поверхность покрывают специальной жаростойкой эмалью.

Колебания давления газов (помпажные явления, пульсирующая подача топлива и т. д.), вибрационное горение и тряска двигателя вызывают вибрацию частей камеры сгорания, в результате чего вибрационные напряжения приводят к усталостным разрушениям. Для уменьшения температурных напряжений крепление деталей камеры сгорания предусматривает возможность их свободного расширения.

Возможные неисправности камеры сгорания при эксплуатации и их предупреждение. Вследствие особенностей протекания рабочего процесса и при значительных механических и тепловых нагрузках в процессе эксплуатации двигателя могут появляться неисправности деталей и нарушения работы камеры сгорания. Характерными из них являются следующие:

1. Срыв пламени и прекращение горения топливовоздушной смеси, происходящие вследствие помпажа компрессора, резкого уменьшения расхода воздуха при попадании на вход в двигатель посторонних предметов, уменьшения давления топлива перед форсунками ниже допустимого, резкого падения частоты вращения турбокомпрес-

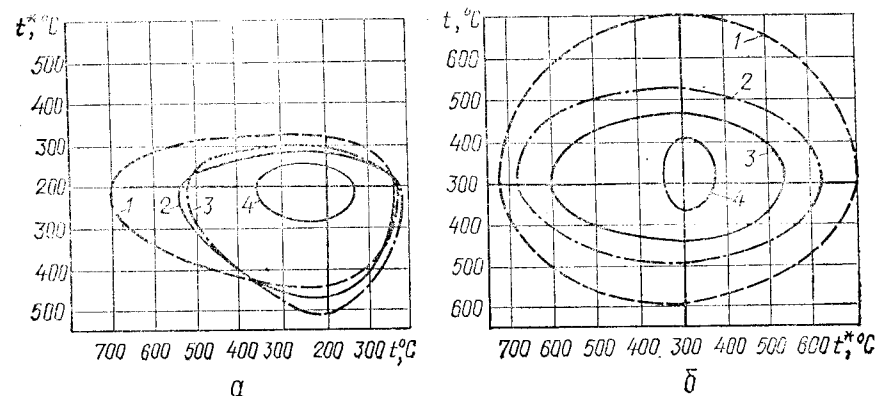


Рис. 29. Изменение температуры стенки жаровой трубы по окружности:
а, б — в начале и в конце зоны горения соответственно; 1 — $n_{\max}$; 2 — $0,775n_{\max}$; 3 — $0,935n_{\max}$; 4 — на малом газе

сора, особенно на большой высоте. Определяется неисправность по самовыключению двигателя.

2. Прогар жаровой трубы и корпуса камеры сгорания, что может происходить по следующим основным причинам:

а) из-за неполного сгорания топлива (например, при помпаже) и отложения нагара, изолирующего некоторые участки жаровой трубы от охлаждающего воздуха, что приводит к местным перегревам и, как следствие, к появлению местных температурных напряжений, короблению, трещинам и прорыву газов с высокой температурой во вторичный воздух; аналогичное явление может быть вызвано применением сортов топлива, не рекомендуемых для данного типа двигателя;

б) при превышении установленного времени непрерывной работы на форсированных режимах или при работе двигателя на температурном режиме, выше допустимого;

в) в результате засорения или обгорания топливной форсунки, а также неудовлетворительного распыла топлива, из-за чего факел пламени направлен непараллельно оси камеры сгорания и может достигать секций жаровой трубы.

3. Деформация жаровой трубы, корпуса, камеры сгорания и, как следствие, прогар или появление трещин, что может происходить по следующим причинам:

а) при запуске двигателя в условиях низких температур (ниже -40°C) без предварительного подогрева от аэродромного подогревателя;

б) из-за резких тепловых ударов, возникающих при выводе непрогретого двигателя на повышенный режим или при выключении двигателя без предварительного охлаждения на режиме малого газа;

в) в результате превышения установленного времени непрерывной работы на форсированных режимах или при работе двигателя на температурном режиме, выше допустимого.

Нарушение работы камеры сгорания в полете приводит к уменьшению мощности двигателя и для поддержания ее — к автоматическому увеличению подачи топлива в двигатель. При этом значительно увеличивается температура газа перед турбиной. Если нарушение работы камеры сгорания сопровождается прогаром жаровой трубы и корпуса, то возможны возникновение пожара и срабатывание противопожарной системы. При обнаружении этого явления двигатель следует немедленно выключить.

В процессе технического осмотра вероятность прогара корпуса определяется по наличию мест с явными цветами побежалости или трещин. Общее изменение окраски корпусов камеры сгорания, выполненных из титановых сплавов, в процессе эксплуатации является не признаком перегрева, а свойством сплавов.

Профилактическими мероприятиями, направленными на предупреждение вышеизложенных неисправностей, являются строгое выполнение основных правил технической и летной эксплуатации двигателя, применение установленных сортов топлива и тщательный контроль основных параметров, определяющих работоспособность двигателя.

3.3. Турбины двигателя

Назначение и основные требования, предъявляемые к турбине. Газовая турбина представляет собой лопаточную машину, которая служит для отбора энергии от сжатого и нагретого газа и преобразования ее в механическую энергию вращения ротора.

Двигатель имеет две кинетически не связанные между собой турбины: турбину привода компрессора и турбину привода несущего винта (свободную турбину).

Мощность, экономичность и надежность работы турбовального двигателя в значительной степени определяются совершенством конструкции и рабочего процесса турбины. Поэтому к турбинам предъявляются следующие основные требования:

1. Газовая турбина должна иметь длительный срок службы и надежность в работе, что в двигателе ТВ2-117А обеспечивается:

высоким качеством применяемых материалов и тщательным контролем за состоянием основных элементов турбины в эксплуатации;

применением специальной системы охлаждения, создающей отвод тепла от самых нагруженных узлов турбины;

точным выполнением требований инструкций по летной и технической эксплуатации двигателя.

2. Эффективный КПД турбины η_t , равный отношению эффективной работы на валу турбины L_t к располагаемой энергии H , т. е. $\eta_t = L_t/H$, должен быть как можно большим. Эффективный КПД учитывает гидравлические потери с выходной скоростью.

Совершенство газовой турбины с точки зрения затраты энергии газа на преодоление гидравлических потерь характеризует адиабатический КПД:

Таблица 3. Основные данные турбин двигателя

Параметр	Турбина	
	компрессора	свободная
Тип	Осевая реактивная	Осевая реактивная
Количество ступеней	2	2
Температура газа перед турбиной (на максимальном режиме работы), °С (по прибору)	880	600
Давление газа перед турбиной (на максимальном режиме), Па	$6,7 \cdot 10^5$	$2,3 \cdot 10^5$
Частота вращения ротора, мин ⁻¹ (%)	21 400 (101)	1200 (95,3)
КПД $\eta_{ад}$	0,89	0,90
Температура корпусов сопловых аппаратов и выходного устройства, °С	400...450	400...450
Температура рабочих лопаток, °С	665	—
Центробежные силы, действующие на лопатки, Н	25 000...35 000	—

тический КПД:

$$\eta_{ад} = h/H,$$

где h — действительный теплоскоп турбины.

Связь между адиабатическим и эффективным КПД выражается уравнением

$$\eta_{ад} = \eta_t + c_r^2/2H,$$

где c_r — выходная скорость газа из турбины.

С увеличением $\eta_{ад}$ большая часть адиабатической работы расширения газа преобразуется в механическую работу, используемую для вращения компрессора, несущего и хвостового винтов. Это приводит к уменьшению удельного расхода топлива и удельной массы двигателя. Для турбин вертолетных ГТД $\eta_{ад} \approx 0,9$. Такое значение достигается: оптимальным выбором числа ступеней турбины компрессора и свободной турбины; уменьшением потерь на трение и предотвращением срыва потока путем тщательной обработки профилей лопаток; уменьшением потерь на перетекание рабочего газа по радиальным зазорам.

3. Газовая турбина должна развивать большую мощность при минимальных массе и габаритах. Это обеспечивается:

увеличением температуры газа перед турбиной;

применением специальных жаропрочных и жаростойких материалов для изготовления основных высоконагруженных узлов турбин;

увеличением теплоскопа, срабатываемого на одной ступени турбины, что приводит к росту окружных скоростей на среднем диаметре лопаточного венца и соответственно к уменьшению габаритов турбины при той же мощности.

4. Конструкция газовой турбины должна иметь хорошую эксплуатационно-ремонтную технологичность и обеспечивать простоту технического обслуживания и эксплуатации.

Основные данные турбин двигателя ТВ2-117А приведены в табл. 3.

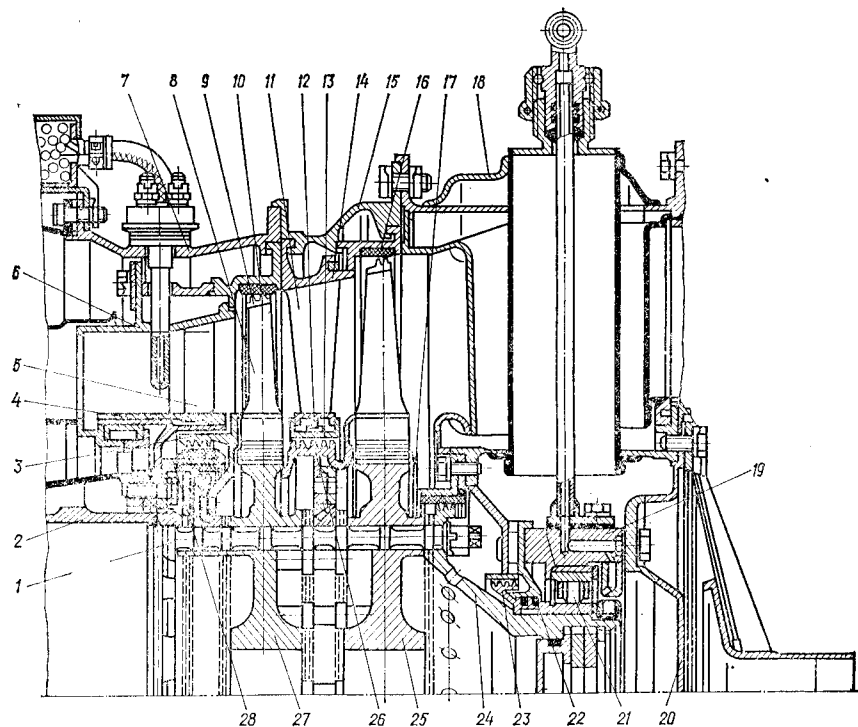


Рис. 30. Конструкция турбины компрессора:

1 — стяжной болт; 2 — вал; 3 — покрывающий диск; 4 — внутренний обод соплового аппарата (СА); 5, 11 — сопловые лопатки; 6 — наружная обойма СА; 7 — корпус СА; 8 — рабочая лопатка; 9 — полка лопатки; 10, 16 — металлокерамические вставки; 12 — нижняя полка лопатки СА; 13 — уплотнительное кольцо; 14 — верхняя полка лопатки СА; 15 — корпус СА; 17 — разрезное стопорное кольцо; 18 — корпус третьей опоры; 19 — гнездо роликоподшипника; 20 — крышка; 21 — роликоподшипник; 22 — контактно-кольцевое уплотнение; 23 — гребешковый лабиринт; 24 — задняя шейка ротора; 25, 27 — диски; 26 — лабиринт; 28 — обойма СА

Турбина компрессора (рис. 30) двухступенчатая и имеет ротор, два сопловых аппарата и опоры ротора.

Ротор турбины состоит из вала 2, двух рабочих колес 25, 27, задней шейки 24, лабиринтного 26 и покрывающего 3 дисков. Все детали ротора соединены между собой торцевыми шлицами и стянуты стяжными болтами 1. Шлицами и сферическими выступами вал турбины связан с замком ротора компрессора. Рабочие лопатки 8 крепятся в дисках замками елочного типа и фиксируются в осевом направлении с помощью покрывающего диска 3, лабиринтного диска 26 и разрезного стопорного кольца 17. Полки 9 лопаток образуют кольцевой бандаж, повышающий вибрационную прочность лопаток, а гребешки на полках — газовый лабиринт, уменьшающий перетекание газа по зазорам между торцами лопаток и корпусом (бандажные потери).

Сопловой аппарат I ступени состоит из корпуса 7, наружной обоймы 6, внутреннего обода 4, сопловых лопаток 5 и обоймы с металло-

керамическими вставками. Корпус соплового аппарата I ступени крепится к корпусам камеры сгорания и соплового аппарата II ступени. На корпусе соплового аппарата закреплено 17 сдвоенных термопар для измерения $t_{г.}^*$. Сопловые лопатки 5 свободно устанавливаются в прорези обойм с радиальным зазором. Металлокерамические вставки 10 предотвращают заедание рабочих лопаток в корпусе при вытязке и уменьшают бандажные потери.

Сопловой аппарат II ступени состоит из корпуса 15, уплотнительного кольца 13, сопловых лопаток 11 и обоймы с металлокерамическими вставками 16. Корпус 15 крепится к корпусу соплового аппарата I ступени 7 и корпусу третьей опоры. В нижней части корпуса 15 выполнен штуцер для слива в дренаж несгоревшего топлива и конденсата. Лопатки соплового аппарата верхними полками 14 устанавливаются в проточки корпуса и фиксируются радиальными штифтами. Нижними полками 12 лопатки центрируются в уплотнительном кольце 13. По металлокерамическим вставкам 16 работает газовый лабиринт рабочего колеса II ступени.

Опорами ротора турбины компрессора служат хвостовик рабочего колеса X ступени компрессора и третья опора двигателя. Третья опора является задней опорой ротора и состоит из корпуса 18, гнезда роликоподшипников 19, 21, крышек крепления гнезда роликоподшипника и деталей контактно-кольцевого и лабиринтного уплотнений. Корпус опоры крепится к корпусам сопловых аппаратов турбин. На наружной обойме корпуса выполнены фланцы для крепления трубок масляной и суфлирующей систем. Для смазки роликоподшипника опоры масло под давлением подводится по наружному трубопроводу от верхнего маслоагрегата. Отработавшее масло отводится в нижний маслоагрегат. Масляная полость опоры спереди уплотняется контактно-кольцевым уплотнением 22 и гребешковым лабиринтом 23, а сзади герметично закрывается крышкой 20.

С в о б о д н а я т у р б и н а (рис. 31) также двухступенчатая и имеет ротор, два сопловых аппарата и опоры ротора.

Ротор свободной турбины состоит из вала 4, двух рабочих колес 1 и 3, лабиринта 18 и деталей крепления. Все детали ротора соединены торцевыми шлицами и стянуты стяжными болтами 2. Вал 4 ротора внутренними шлицами связан с валом-рессорой 14 главного привода, а наружными — со шлицевой втулкой 13 привода регулятора РО-40М. Диски и лопатки свободной турбины выполнены аналогично соответствующим деталям турбины компрессора.

Сопловые аппараты свободной турбины выполнены аналогично сопловому аппарату II ступени турбины компрессора. Корпуса сопловых аппаратов крепятся между собой и к корпусам третьей и четвертой опор двигателя.

Опорами ротора свободной турбины служат четвертая и пятая опоры двигателя. В комплект опор ротора входит корпус 16 опор, промежуточный корпус 10, шариковый 6 и роликовый 12 подшипники с гнездами 8, 15 для них, детали воздушного и масляного уплотнений полостей опор. Корпус 16 опор сварной конструкции состоит из наружной и внутренней обечаек с фланцами. Передним фланцем

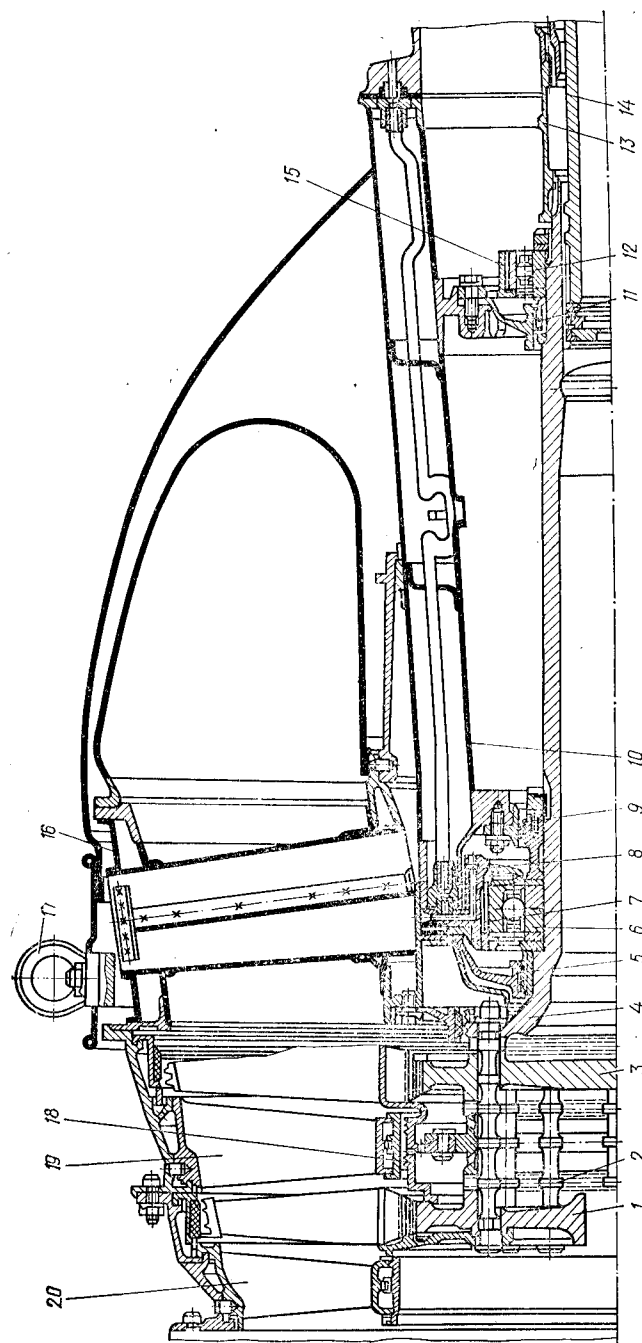


Рис. 31. Конструкция свободной турбины.

1, 3 — диски рабочих колес; 2 — стяжной болт; 4 — вал; 5, 9, 11 — контактно-кольцевые уплотнения; 6 — шарикоподшипник; 7 — упругий элемент; 8, 15 — гнезда; 10 — промежуточный корпус; 12 — роликоподшипник; 13 — шлицевая втулка; 14 — вал-рессора; 16 — корпус опор; 17 — транспортировочный узел; 18 — лопатка СА

наружной обечайки корпус опор крепится к корпусу соплового аппарата II ступени свободной турбины, а задним наружным фланцем соединяется с выхлопным патрубком. К промежуточному корпусу крепится корпус главного привода. Шарикоподшипник четвертой опоры монтируется в гнездо 8 через упругий элемент 7, а роликоподшипник пятой опоры — в гнездо 15, закрепленное в промежуточном корпусе. Масло в смазку подшипников поступает под давлением от верхнего маслоагрегата по системе трубопроводов. Отработавшее масло отводится в нижний, откачивающий маслоагрегат. Масляная полость шарикоподшипника 6 спереди и сзади уплотнена контактно-кольцевыми уплотнениями 5, 9. Масляная полость роликового подшипника спереди закрыта контактно-кольцевым уплотнением 11, а сзади сообщается с масляной полостью главного привода. В нижней части корпуса опор имеется штуцер для слива конденсата топлива из сопловых аппаратов I и II ступеней свободной турбины в дренажный бачок вертолета. На верхней части корпуса закреплен транспортировочный узел 17.

Работа ступени турбины. Работа газовой турбины основана на принципе превращения тепловой энергии и энергии давления рабочих газов в кинетическую и затем — преобразования кинетической энергии газового потока во вращательное движение ротора.

Совокупность соплового аппарата и расположенного за ним рабочего колеса называется ступенью газовой турбины. Для рассмотрения работы турбины рассечем лопатки соплового аппарата и рабочего колеса (рис. 32, а) цилиндрической поверхностью $\theta \rightarrow \theta$, соосной с продольной осью турбины, и развернем сечение на плоскость.

На входе в сопловой аппарат газ имеет давление p_0 , температуру t_0 и абсолютную скорость c_0 (рис. 32, б). Канал, образованный лопатками соплового аппарата, сужается: площадь сечения $\theta \rightarrow \theta$ больше площади $1 \rightarrow 1$. Это достигается соответствующим профилированием лопаток. При проходе по сужающемуся каналу соплового аппарата скорость газа увеличивается от c_0 до c_1 , а давление и температура уменьшаются соответственно от значений p_0 и t_0 до p_1 и t_1 . Таким образом, в каналах соплового аппарата происходит преобразование части запаса полной энергии газового потока в кинетическую энергию движения.

Скорость истечения газа c_1 из канала соплового аппарата можно определить из уравнения сохранения энергии, которое имеет вид

$$C_p t_0^* = C_p t_1^* = C_p t_1 + \frac{c_1^2}{2},$$

откуда

$$c_1 = \sqrt{2C_p(t_0^* - t_1)} = \sqrt{2C_p t_1^* \left(1 - \frac{t_1}{t_1^*}\right)}.$$

Поскольку

$$\frac{t_1}{t_1^*} = \left(\frac{p_1}{p_1^*}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad \text{и} \quad p_1^* = p_0 \sigma_{с.а.},$$

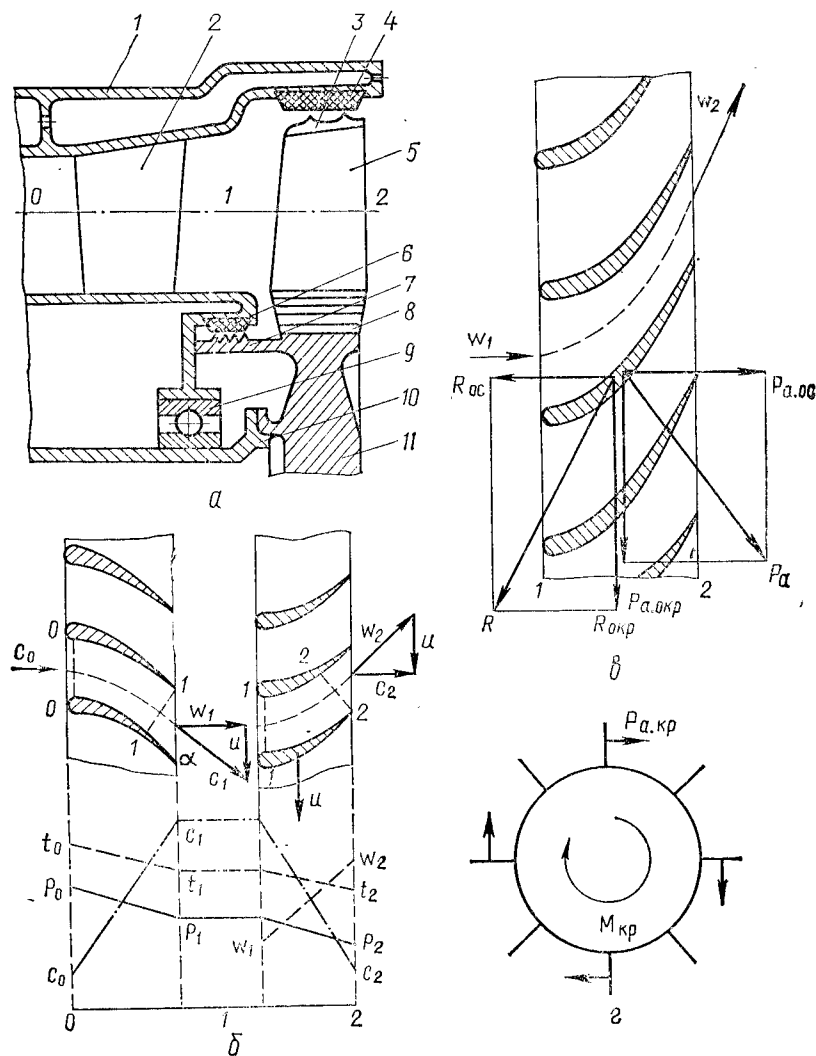


Рис. 32. К объяснению работы ступени турбины:

а — схема ступени турбины: 1 — корпус турбины; 2 — лопатки СА; 3 — бандажная полка; 4, 6 — металлокерамические вставки; 5 — рабочая лопатка; 7 — лабиринтный гребешок; 8 — замок; 9 — шарикоподшипник; 10 — вал турбины; 11 — диск турбины; б — изменение параметров газа в ступени; в — схема действия сил на рабочую лопатку; г — схема образования крутящего момента на валу турбины

получим

$$c_1 = \sqrt{2C_p t_1^* \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0^* \sigma_{с.а}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

где $\sigma_{с.а}$ — коэффициент сохранения полного давления в сопловом аппарате.

Для газа теплоемкость $C_p = 1155 \dots 1157$ Дж/(кг · К), показатель адиабаты $k = 4/3$.

Газ с увеличивающейся кинетической энергией под углом α направляется лопатками соплового аппарата на лопатки рабочего колеса турбины. Так как рабочее колесо вращается с окружной скоростью u , относительная скорость газа на входе в него W_1 определяется как геометрическая разность между вектором скорости c_1 и вектором окружной скорости u . При данном значении абсолютной скорости величина и направление относительной скорости W_1 зависят от окружной скорости u . Для обеспечения безударного входа газа в рабочее колесо передние кромки рабочих лопаток устанавливаются по направлению относительной скорости W_1 .

Рабочие лопатки спрофилированы так, что они образуют криволинейные каналы, в которых газ изменяет направление движения. В реактивной турбине межлопаточный канал рабочего колеса сужается (сечение 1—1 больше сечения 2—2), что приводит к ускорению газового потока. Относительная скорость W_2 на выходе из межлопаточного канала увеличивается, а давление p_2 , температура t_2 уменьшаются. Абсолютная скорость газового потока c_2 на выходе из каналов рабочих лопаток, равная геометрической сумме относительной скорости W_2 и окружной скорости u , меньше, чем на входе. Это уменьшение свидетельствует о том, что кинетическая энергия газового потока преобразуется в механическую работу.

Известно, что характер течения газа в решетке рабочего колеса турбины зависит от формы лопаток, угла их установки, характеристики решетки, скорости потока на входе в нее и располагаемого перепада давления. Скорость истечения газа из решетки рабочего колеса можно определить из уравнения энергии для сечений 1—1 и 2—2 (рис. 32, б):

$$C_p t_1^* W_1 = C_p t_1 + \frac{W_1^2}{2} = C_p t_2 + \frac{W_2^2}{2}.$$

Отсюда получаем значение относительной скорости газа на выходе из рабочего колеса:

$$W_2 = \sqrt{2C_p t_1^* W_1 \left(1 - \frac{t_2^*}{t_1^* W_1} \right)} = \sqrt{2C_p t_1^* \left(1 - \frac{t_2^*}{t_1^*} \right) + W_1^2}.$$

Сущность получения крутящего момента на валу турбины заключается в том, что при обтекании потоком газа рабочих лопаток скорости обтекания выпуклой и вогнутой сторон лопаток разные, отчего и возникает разность давлений. Кроме того, газовый поток ударяется о вогнутую сторону лопаток. Вследствие удара, поворота потока и аэродинамического обтекания на рабочие лопатки действует активная (аэродинамическая) сила P_a (рис. 32, в). Вследствие ускорения газового потока при его относительном движении в сужающихся межлопаточных каналах на рабочие лопатки действует реактивная сила R . Активную P_a и реактивную R силы можно представить в

виде двух составляющих. Осевые составляющие $P_{\text{ос}}$ и $R_{\text{ос}}$ направлены по оси двигателя. Разность осевых составляющих сил создает осевое усилие, действующее на рабочее колесо и передаваемое через подшипники на корпус двигателя. Окружные составляющие $P_{\text{окр}}$ и $R_{\text{окр}}$, приложенные к лопаткам рабочего колеса, создают крутящий момент на валу турбины $M_{\text{кр}}$ (рис. 32, а).

Совместная работа ступеней турбины. Турбина двигателя имеет четыре ступени, что необходимо для срабатывания высокого адиабатического теплоперепада. Если весь теплоперепад срабатывается в одной ступени, то это приводит к значительному увеличению скорости истечения из межлопаточных каналов и гидравлических потерь, а также уменьшению КПД турбины. При течении газа по межлопаточным каналам ступеней многоступенчатой турбины тепло от трения дает некоторое повышение теплосодержания потока. Часть этого тепла используется для расширения газа в следующей ступени, т. е. в многоступенчатой турбине существует эффект возврата тепла.

КПД турбины в значительной степени зависит от соотношений окружной и абсолютной скоростей газового потока, т. е. $\eta_t = f \times (u/c_{\text{ад}})$. Для реактивной турбины, имеющей максимальный КПД, отношение $u/c_{\text{ад}} = 1$. Из этого выражения ясно, что с уменьшением скорости течения газа $c_{\text{ад}}$ в многоступенчатой турбине для сохранения максимального КПД требуется одновременно уменьшать окружную скорость, что, в свою очередь, уменьшает нагрузки, действующие на детали ротора.

Проточная часть многоступенчатой турбины выполняется в виде расширяющегося канала, так как газ расширяется и его плотность уменьшается, т. е. на выходе из турбины плотность газа примерно в 4...5 раз меньше его плотности на входе. Соответственно такое же соотношение площадей выходного и входного сечений турбины. Увеличение проходных сечений проточной части турбины (см. рис. 31) достигается увеличением ее паружного диаметра при постоянном внутреннем диаметре. Расширение проточной части позволяет получить на входе из турбины абсолютную скорость, равную скорости газа на входе в нее. Это уменьшает потери энергии с выходной скоростью. Увеличение высоты лопаток последних ступеней приводит к уменьшению потерь, связанных с перетеканием газа по радиальным зазорам, вследствие уменьшения относительной величины этих зазоров.

Таким образом, положительными качествами многоступенчатых турбин по сравнению с одноступенчатыми являются:

- меньшие потери на гидравлические сопротивления из-за уменьшения скоростей истечения газа из межлопаточных каналов;

- частичное использование прироста теплосодержания вследствие трения потока газа о детали проточной части и трения слоев газа между собой в предыдущей ступени;

- использование выходной скорости газа из предыдущей ступени в последующую и уменьшение скорости газа на выходе из турбины, что уменьшает потери энергии с выходной скоростью.

Вследствие этих особенностей КПД многоступенчатой турбины

больше КПД одноступенчатой турбины, т. е.

$$\eta_t = (1 + \alpha) \eta_{\text{ст}},$$

где α — коэффициент возврата тепла, определяемый вышеперечисленными качествами многоступенчатой турбины.

К недостаткам многоступенчатых турбин относятся: конструктивная сложность, большие размеры и масса, а также высокие температуры, при которых работают рабочие лопатки первой ступени, вследствие небольшого снижения температуры в сопловом аппарате.

Работа свободной турбины. Особенностью кинематики двигателя является применение на нем двухроторной газовой турбины, состоящей из турбины компрессора и свободной турбины (турбины винта). Это обеспечивает устойчивую работу двигателя в широком диапазоне изменения режимов полета и работы двигателя и другие преимущества.

Свободная турбина по сравнению с турбиной компрессора выполняется низкооборотной, что уменьшает передаточное число вертолётного редуктора, упрощает его конструкцию и уменьшает массу.

Мощности, развиваемые турбиной компрессора и свободной турбиной, определяются потребными мощностями компрессора и несущего винта и зависят от величины адиабатических теплоперепадов, срабатывающих на них.

Уменьшение частоты вращения свободной турбины объясняется тем, что она срабатывает меньшую часть теплоперепада.

Распределение теплоперепада по турбинам зависит от режима работы двигателя. Так, в начальный момент запуска практически весь теплоперепад срабатывается на турбине компрессора, что облегчает раскрутку ротора компрессора стартером. По мере увеличения $n_{\text{тк}}$ и температуры газа перед турбиной компрессора появляется избыточный теплоперепад после турбины компрессора и свободная турбина начинает плавно раскручивать несущий винт вертолета. С увеличением режима работы двигателя все большая доля теплоперепада срабатывается на свободной турбине. Это приводит к увеличению ее частоты вращения. После выхода свободной турбины на расчетный режим в работу вступает регулятор поддержания постоянной частоты вращения РО-40М.

Если изменение полетных условий приводит к перераспределению теплоперепада по турбинам и изменению $n_{\text{св. т.}}$, то регулятор, изменяя подачу топлива в камеру сгорания, восстанавливает нарушившееся равновесие. Поддержание постоянной частоты вращения несущего винта во всем диапазоне рабочих режимов обеспечивает его работу с КПД, близким к максимальному значению. Однако изменение режима работы двигателя при $n_{\text{св. т.}} = \text{const}$ сопровождается значительным изменением степени расширения газа в свободной турбине. Поэтому для обеспечения экономичности двигателя, особенно на крейсерских режимах работы, свободная турбина рассчитывается на крейсерский режим работы.

Условия работы деталей турбины и действующие нагрузки. Газовая турбина относится к одному из самых нагруженных в тепловом и механическом отношениях узлов двигателя. Условия работы

соплового аппарата и корпуса турбины определяются высоким нагревом, действием давления газа и общей вибрацией конструкции двигателя.

На лопатки соплового аппарата действуют осевая сила, которая определяется разностью давлений, приложенных к соответствующим площадям, с добавлением аэродинамической силы, возникающей от разности скоростей потока на спинке и на корытце, и крутящий момент, вызванный окружной составляющей выходной скорости потока. На корпус турбины действуют силы и моменты сил, передаваемые от сопловых аппаратов, и внутреннее давление газа. Корпус работает в условиях многократного нагрева и охлаждения при значительных температурных напряжениях.

В наиболее тяжелых условиях работают рабочие лопатки и диски турбины. Одной из основных причин, усугубляющей условия работы рабочих лопаток турбины, является неравномерность полей давлений и температур перед турбиной. Основные причины такой неравномерности — небольшое количество топливных форсунок и их неодинаковая производительность, отбор воздуха, помпажные явления. На лопатки турбины периодически действуют изменяющиеся по окружности силы давления газового потока, которые вызывают их вынужденные колебания. При совпадении частоты вынужденных колебаний с частотой собственных колебаний возникают резонансные явления, при которых динамические нагрузки резко увеличиваются. Конструктивно лопатки выполняют так, чтобы в диапазоне установленных режимов работы двигателя частоты колебаний не совпадали. Для устранения резонансных колебаний рабочие лопатки турбин двигателя бандажируют, т. е. выполняют с полками по верхним торцам. При сборке полки лопаток образуют сплошное кольцо (бандаж), которое повышает их вибрационную прочность. Однако необходимо учитывать, что в процессе эксплуатации двигателя вследствие отклонения полетных условий и параметров двигателя (t_r^* , $n_{тк}$, $n_{н.в}$) от допустимых значений возможно изменение размеров лопаток и уменьшение их вибропрочности.

Кроме статических и динамических нагрузок на рабочие лопатки турбины действует высокая температура газа, изменяющаяся при изменении режима работы. Чрезвычайно большую опасность для лопаток турбины представляет резкое изменение температуры газа, повышающее неравномерность нагрева пера по высоте и вызывающее появление дополнительных напряжений в материале лопаток. Наиболее интенсивно изменяется температура газа при запуске двигателя. Разность температур различных участков пера может достигать 300...450 °С. Тогда в материале лопаток в граничных сечениях появляются значительные температурные напряжения сжатия. При остановке двигателя кромки рабочих лопаток охлаждаются быстрее и так как уменьшению их длины препятствует более нагретая средняя часть, то это приводит к возникновению значительных растягивающих усилий в кромках лопаток. В связи с этим для двигателя установлен определенный порядок прогрева его в процессе запуска и охлаждения при остановке.

Во время работы двигателя рабочие лопатки подвергаются действию значительных центробежных сил, которые пропорциональны массе части пера лопатки, расположенной выше рассматриваемого сечения, расстоянию от оси вращения до центра массы и квадрату угловой скорости. Центробежные силы, действующие на корневое сечение лопаток турбины компрессора, составляют примерно 25 000...35 000 Н, а напряжения растяжения достигают (1200...2000) 10^5 Па (для диска турбины 4000 · 10^5 Па). Центробежные силы вызывают в материале лопаток кроме напряжений растяжения еще и незначительные напряжения скручивания и изгиба. Действие газового потока вызывает изгиб, скручивание, вибрации и тепловые напряжения. Эти силы и напряжения рассчитаны в строгом соответствии с режимами работы двигателя и не превышают допустимых значений по пределу прочности материала лопаток.

Охлаждение турбин. Увеличение надежности и срока службы турбин достигается охлаждением их наиболее нагруженных в тепловом отношении деталей. Охлаждение деталей турбин осуществляется вторичным воздухом, забираемым за VIII ступенью компрессора (рис. 33).

Вторичным воздухом охлаждаются корпуса сопловых аппаратов турбины компрессора, третьей опоры ротора турбины и сопловых аппаратов свободной турбины. Чтобы обеспечить проход охлаждающего воздуха, корпуса сопловых аппаратов и опоры ротора выполнены пустотелыми. Полости корпусов сообщаются между собой отверстиями в фланцах крепления. Расход воздуха на охлаждение корпусов определяется величиной отверстий 3 на внутреннем выступе корпуса соплового аппарата I ступени турбины компрессора, через которые вторичный воздух поступает во внутреннюю полость корпуса. Пройдя и охладив корпуса сопловых аппаратов I и II ступеней, воздух поступает в полость третьей опоры турбины компрессора, образованную обечайками, стойками и кожухами корпуса опоры. Отсюда часть воздуха через отверстия 4 во внутренней обечайке кожуха корпуса опоры выходит в газовый тракт двигателя, а другая часть через отверстия во фланцах крепления корпусов опоры и соплового аппарата свободной турбины — на охлаждение сопловых аппаратов. Затем воздух через отверстия 5 в корпусе соплового аппарата II ступени свободной турбины выходит в газовый тракт двигателя.

Передняя стенка диска I ступени турбины компрессора, замковая часть рабочих лопаток и внутренняя обечайка корпуса соплового аппарата I ступени охлаждаются воздухом, забираемым через дроселирующие отверстия 2 втулки задней опоры ротора компрессора. После охлаждения отработавший воздух через зазоры в замковых соединениях рабочих лопаток и двойное лабиринтное уплотнение ротора выходит в газовый тракт двигателя. Остальные детали турбины охлаждаются воздухом, забираемым за VIII ступенью компрессора. Для забора воздуха в роторе компрессора выполнены отверстия 1, через которые воздух поступает во внутреннюю полость ротора. По внутренней полости вала турбины воздух входит внутрь ротора турбины компрессора. Часть этого воздуха через отверстия в ступицах

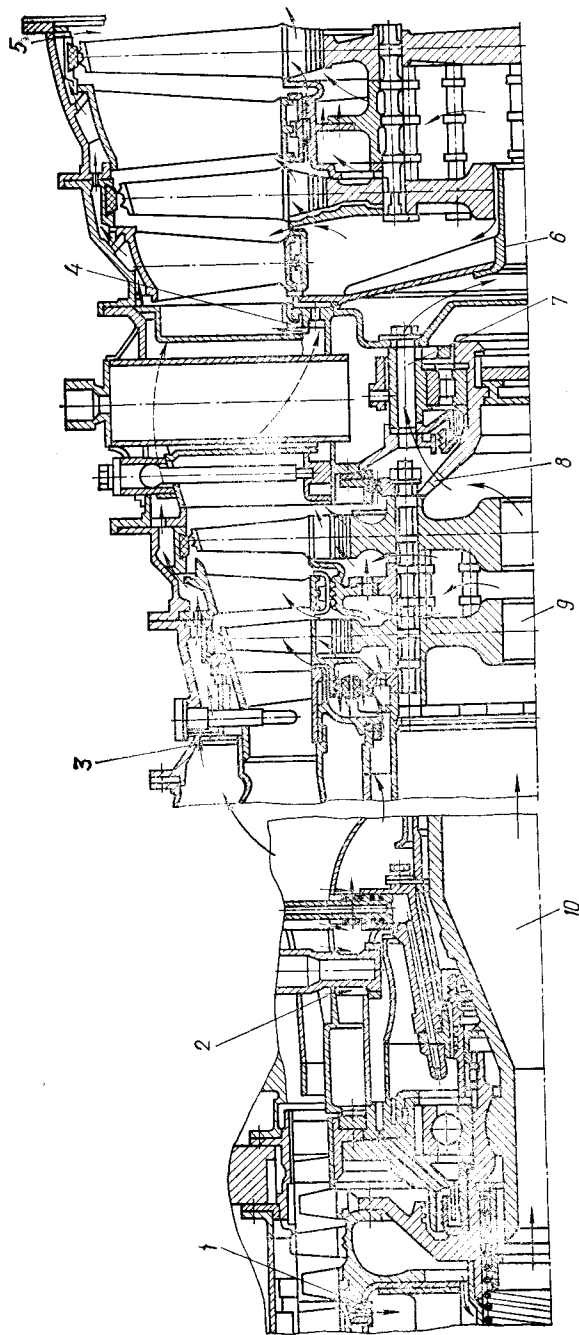


Рис. 33. Схема охлаждения турбин:

1 — отверстие в роторе компрессора; 2 — дренажирующие отверстия втулки; 3 — отверстие корпуса СА I ступени турбины компрессора; 4 — отверстие внутренней обшивки кожуха; 5 — отверстие корпуса СА II ступени свободной турбины; 6 — коническая крышка; 7 — отверстие в шейке ротора; 8 — отверстие в диске турбины; 9 — отверстие в корпусе третьей опоры; 10 — полость вала турбины компрессора

дисков I и II ступеней поступает на охлаждение задней поверхности диска I ступени и передней — диска II ступени и после охлаждения через зазоры в замках рабочих лопаток II ступени выходит в газовый тракт двигателя. Часть воздуха омывает заднюю поверхность II ступени турбины компрессора и через отверстия 8 в шейке ротора, отверстия 7 в корпусе третьей опоры и полость, образованную конической крышкой 6 с патрубком и крышкой масляного уплотнения, поступает внутрь ротора свободной турбины. После охлаждения дисков турбины отработавший воздух через зазоры в замках рабочих лопаток и лабиринт ротора выходит в газовый тракт двигателя.

Расчет необходимого расхода охлаждающего воздуха (хладагента) в открытой системе охлаждения турбин двигателя выполняется на основе граничных условий теплообмена со стороны газа и хладагента. Всего для охлаждения турбин двигателя расходуется 4,87 %, или 0,42 кг/с, воздуха. Охлаждение турбин является вынужденным мероприятием, которое требует для своего функционирования затрат энергии. Детальные расчеты показывают, что каждый процент воздуха, отбираемого из компрессора на охлаждение в турбовальном двигателе, снижает $N_{e\text{уд}}$ на 1,2...1,6 % и увеличивает C_e на 0,4...0,7 %. Наряду с этим влияние повышения температуры газа перед турбиной за счет охлаждения на увеличение удельной мощности и уменьшение удельного расхода топлива оказывается весьма существенным.

Возможные неисправности турбин при эксплуатации и их предупреждение. Вследствие большой зависимости механических и тепловых нагрузок, действующих на детали турбин, от эксплуатационных факторов и полетных условий в процессе эксплуатации двигателей могут появляться следующие неисправности:

1. Вытяжка (пластическая деформация) рабочих лопаток турбины, которая возникает из-за длительного воздействия на рабочие лопатки центробежных сил в условиях высокой температуры. Она выражается в постепенном удлинении лопаток. Это явление называется ползучестью материала. Вытяжка рабочих лопаток вызывает уменьшение радиального зазора между торцами лопаток и металло-керамическими вставками корпуса и может приводить к заеданию лопаток во вставках и к поломке лопаток и вставок. Расчетами и экспериментальными исследованиями установлено, что при строгом выдерживании режимов температурных и по частоте вращения в течение установленного для данного двигателя заводом-изготовителем срока службы вытяжка турбинных лопаток находится в допустимых пределах. Основными причинами вытяжки рабочих лопаток в процессе эксплуатации двигателя являются:

повышение температуры газа перед турбиной выше допустимой в результате неисправностей в системах автоматического регулирования подачи топлива и синхронизации режимов работы двухдвигательной вертолетной установки, ранней подачи рабочего топлива в двигатель при запуске, помпажа компрессора и т. п.;

превышение допустимого времени непрерывной работы двигателя на форсированных режимах. Поскольку при работе двигателя на

номинальном и взлетном режимах не только температура газа перед турбиной максимальна или близка к максимальной, но и механические нагрузки на лопатки (особенно от действия центробежных сил) достигают наибольших значений, поэтому время работы на этих режимах ограничивается. Необходимо иметь также в виду, что при работе двигателя на малом газе температура газа перед турбиной высока, а эффективность системы охлаждения ее вследствие низкого давления воздуха, создаваемого компрессором, недостаточна. Поэтому время непрерывной работы двигателя на малом газе также ограничивается.

При чрезмерной вытяжке лопаток заедание их во вставках корпуса обнаруживается по увеличению усилий, необходимым для ручной прокрутки ротора турбины. Очень важным фактором, позволяющим экипажу своевременно обнаружить признаки недопустимой вытяжки рабочих лопаток, является уменьшение времени выбега ротора после остановки двигателя. При значительной вытяжке лопаток и появлении на металлокерамических вставках дорожек, выработанных гребешками лабиринтов лопаток, происходит торможение вращения ротора, и в ответ на это автоматически увеличивается подача топлива в двигатель для сохранения постоянных мощности и частоты вращения ротора. Это приводит к росту температуры газа, которая выше допустимого значения для данного режима работы двигателя. Заедание лопаток во вставках корпуса может быть обнаружено также по появлению постороннего звука в роторе двигателя.

2. Обгорание сопловых и рабочих лопаток турбины, что возможно из-за нарушения процесса сгорания топлива в камере сгорания, значительного увеличения температуры газа и при большой неравномерности температурного поля перед турбиной. Основными причинами создания неравномерного поля температур газа перед турбиной являются помпаж компрессора и нарушения нормальной работы камеры сгорания. Обгорание лопаток приводит к изменению сопротивления проточной части турбины потоку газа, к уменьшению мощности и, как следствие, к большому росту температуры газа перед турбиной. Это еще больше усугубляет работу лопаток и может вызвать их разрушение.

Обгорание лопаток турбины может быть обнаружено экипажем вертолета по росту температуры газа перед турбиной, выбрасыванию из выходного устройства пучков искр, а при техническом осмотре — по характерным следам, оставляемым частицами металла на внутренней поверхности проточной части выходного устройства, и внешнему виду лопаток последней ступени турбины, просматриваемых через выходное устройство.

3. Обрыв или разрушение рабочих лопаток турбины — одна из самых опасных неисправностей, так как может привести к появлению сложной полетной ситуации. Основными эксплуатационными причинами данной неисправности являются:

заброс температуры газа перед турбиной при запуске двигателя или вывод непрогретого двигателя на повышенный режим. При этом, как было изложено выше, профиль лопатки нагревается неравномерно и возникающие температурные напряжения могут вызывать об-

разование микротрещин, которые значительно снижают запас прочности материала лопатки;

остановка двигателя без предварительного охлаждения на режиме малого газа, что представляет особую опасность при эксплуатации двигателя в условиях низких температур окружающей среды;

попадание на рабочие лопатки посторонних предметов или элементов разрушившихся деталей проточной части двигателя (компрессора, камеры сгорания, соплового аппарата и стоек опор ротора);

повышенная вибрация двигателя и силовой установки, что приводит к усталостному разрушению лопаток. Вибрация двигателя может возникать вследствие частичного разрушения лопаток компрессора, помпажа компрессора, обгорания или частичного разрушения лопаток турбины. Усталостное разрушение лопатки может происходить у ножки или по перу. Положение опасного сечения зависит от напряжения, предела усталостной прочности, на которые влияют неравномерность температуры по высоте лопатки, а также местоположение забоин и температурных трещин. Обычно опасное сечение находится на расстоянии $\frac{1}{3}$ высоты лопатки. Иногда рабочие лопатки разрушаются по замковой части. Усталостное разрушение лопатки имеет длительный характер. Образовавшаяся трещина распространяется постепенно в глубь сечения лопатки, а когда сечение станет недостаточно прочным для восприятия центробежных усилий, лопатка обрывается. Время развития трещины составляет примерно от 5 до 25 ч работы двигателя;

вытяжка рабочих лопаток, происходящая по причинам, изложенным в п. 1. Обрыв лопаток вследствие их вытяжки происходит с образованием шейки и тоже имеет длительный характер.

Возможность обрыва и разрушения рабочих лопаток необходимо определять заблаговременно, а двигатель, предрасположенный к таким неисправностям, должен сниматься с эксплуатации. Начало разрушения лопаток турбины при осмотре двигателя экипажем вертолета перед взлетом можно определить: визуальным осмотром проточной части выходного устройства двигателя и проточной части турбины в пределах видимости; ручной прокруткой ротора турбокомпрессора и ротора свободной турбины (прокрутку ротора свободной турбины производят за лопатки последней ступени против хода вращения для отключения муфты свободного хода); проверкой времени выбега роторов двигателя при его остановке и прослушиванием для обнаружения посторонних шумов (при заедании ротора время выбега меньше допустимого и может прослушиваться посторонний шум).

Обрыв рабочей лопатки турбины в полете сопровождается резким хлопком в двигателе и появлением шлейфа сизого дыма из выходного устройства. При этом частота вращения в начальный момент не уменьшается. Дальнейшее развитие неисправности зависит от величины оторвавшейся части лопатки и последствий, которые этот обрыв вызывает. Обычно оторвавшаяся часть разрушенной лопатки, попадая в зазор между корпусом турбины и торцами следующих по потоку лопаток, вызывает изгиб этих лопаток и выпучивание корпуса турбины или разрушение металлокерамических вставок. Кусок раз-

рушившейся лопатки движется в направлении выходного устройства и вызывает аналогичные деформации лопаток последующих ступеней. Если двигатель продолжает работать, но на меньшей частоте вращения, то при этом увеличивается подача топлива и растет температура газа перед турбиной. При значительном уменьшении частоты вращения и соответствующем переобогащении смеси в камере (из-за увеличения подачи топлива) происходит срыв пламени и двигатель самовыключается. Если оторвавшийся кусок лопатки вызывает заклинивание остальных, то двигатель сразу выключается.

При обрыве турбинной лопатки на высоких режимах работы двигателя сила удара лопатки о корпус настолько велика, что она пробивает его и может вызвать разрушение элементов силовой установки и конструкции вертолета. В этом случае не исключена возможность возникновения пожара в отсеках силовой установки, если повреждаются топливные и масляные коммуникации.

При обнаружении в полете экипажем вертолета признаков разрушения или обрыва турбинных лопаток двигатель необходимо выключить.

4. Разрушение подшипников опор роторов турбины. Причины и профилактические меры против разрушения подшипников описаны в § 3.1.

Для предупреждения неисправностей турбинного узла двигателя необходимо проводить основные профилактические мероприятия: ручную прокрутку и визуальный осмотр проточной части двигателя экипажем вертолета перед запуском для обнаружения посторонних предметов;

строгое соблюдение правил запуска, прогрева и охлаждения двигателя;

закрытие проточной части двигателя заглушками после останова для уменьшения вентиляции и более равномерного охлаждения проточной части двигателя;

строгое соблюдение рекомендаций для летной эксплуатации по выдерживанию температурных режимов и максимально допустимой частоты вращения на различных этапах полета;

тщательный контроль параметров, характеризующих работу двигателя в полете, и своевременное обнаружение экипажем вертолета признаков неисправностей

3.4. Выходное устройство

Выходное устройство предназначено для отвода отработавших газов из турбины за пределы силовой установки с минимальными гидравлическими потерями.

Рабочий процесс свободной турбины рассчитан так, чтобы в ней происходило перерасширение газа, т. е. на выходе из турбины газ имеет давление, несколько меньшее атмосферного или близкое к атмосферному. Параметры газа на выходе из свободной турбины имеют значения: $p = (0,9...1,08) \cdot 10^5$ Па, $t^* = 460...560$ °С и $c = 150...210$ м/с. Таким образом, для турбовального двигателя роль выходного уст-

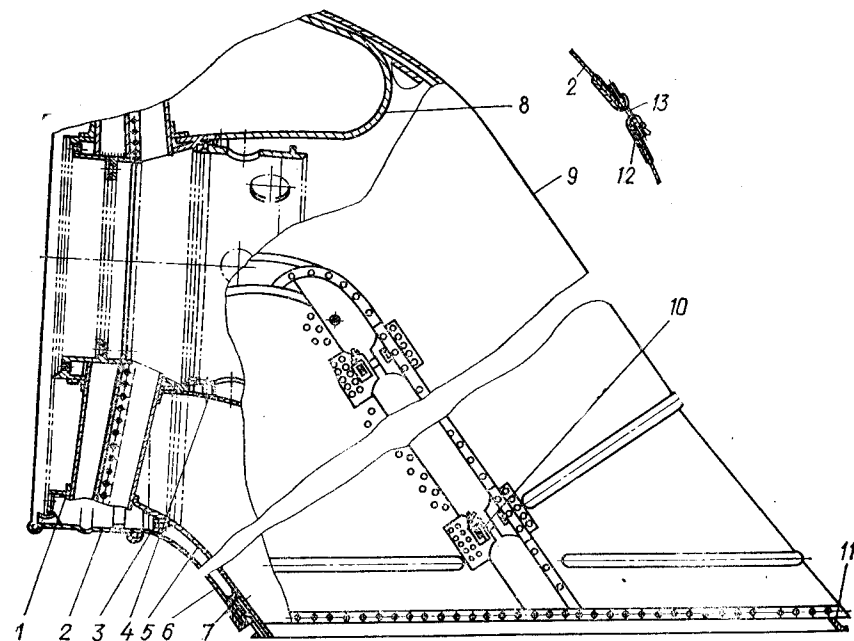


Рис. 34. Конструкция выходного устройства:

1 — фланец корпуса четвертой опоры; 2 — стяжная лента; 3 — винт крепления; 4 — внутренний фланец патрубка; 5 — патрубок; 6, 9 — разъемные кожухи; 7 — бандаж; 8 — конический обтекатель; 10 — винты (пегли); 11 — козырек; 12 — шарнирная петля; 13 — стяжной болт

ройства сводится к отводу отработавших газов за пределы силовой установки. Отработавший газ из турбины выходит в кольцевое пространство, образованное корпусом четвертой опоры, откуда он поступает в расширяющийся канал выходного патрубка. В этом канале происходит повышение давления до $1,3 \cdot 10^5$ Па и уменьшение скорости до 50...60 м/с. Стакими параметрами газ из выходного устройства выходит в атмосферу. Уменьшение скорости газового потока на выходе из двигателя обеспечивает исключение образования большой реактивной тяги, использование которой в вертолетной силовой установке затруднительно из-за режима висения вертолета и компоновки силовой установки.

Выходное устройство (рис. 34) состоит из выходного патрубка, разъемного кожуха и стяжной ленты.

Выходной патрубок 5 паружным фланцем и винтами 3 жестко крепится к наружному фланцу корпуса четвертой опоры, а внутренним фланцем 4 свободно устанавливается на внутренней обечайке корпуса опоры. Чтобы увеличить жесткость, к патрубку приварены два бандаж 7. У среза выходного патрубка имеется козырек 11 для предотвращения перетекания топлива в полость кожуха при ложных или неудавшихся запусках. Для плавного огибания потоком газа центральной части патрубка внутри него выполнен обтекатель 8.

Кожух патрубку состоит из двух половин 6 и 9, соединенных винтами 10 (или стяжными петлями).

Стяжная лента 2 стягивает обе части кожуха и соединяет кожух с наружным фланцем 1 корпуса четвертой опоры. Лента состоит из двух половин, соединяющихся шарнирной петлей 12 и стягиваемых стяжным болтом 13.

Выходной патрубок при необходимости может быть повернут на фланце крепления в правую или левую сторону на угол 60° к оси двигателя и на 10° к горизонтальной плоскости.

Условия работы и возможные неисправности выходного устройства при эксплуатации. В процессе работы двигателя на детали выходного устройства действуют:

радиальные и осевые силы, вызванные перепадом давлений; величина их в вертолетных ГТД незначительна;

крутящий момент, который передается на выходной патрубок от стоек, спрямляющих поток газа за турбиной;

изгибающий момент, который возникает от действия инерционных сил поворота газового потока;

вибрационные нагрузки, которые передаются с корпуса двигателя и возникают вследствие неравномерного истечения газа;

тепловые нагрузки, достигающие наибольшего значения в момент запуска и останова двигателя.

Надежность выходного устройства обеспечивается его охлаждением путем эжектирования атмосферного воздуха через отверстия, выполненные в конце обтекателя.

Характерными неисправностями деталей выходного устройства являются:

1. Трещины выходного патрубка, которые появляются вблизи или в местах сварочных швов, у фланцев крепления или на самих фланцах. Причинами образования трещин могут быть вибрационное горение в камере сгорания, частичное разрушение лопаток роторов и увеличение вибрации двигателя, а также увеличение вибрации вследствие нарушения соосности валов двигателя и вертолетного редуктора. О нарушении соосности косвенно можно судить по потемнению масла в маслосистеме двигателя.

2. Коробление и деформация некоторых участков выходного патрубка, происходящие из-за большого перепада температур и приводящие к возникновению трещин. Они возникают в основном из-за больших тепловых напряжений, достигающих максимального значения при запуске и останове двигателя. Опасность возникновения трещин заключается в том, что развитие их может привести к выпадению участков материала. При этом газ, выходящий из двигателя с высокой температурой, может попадать в отсек вертолетного редуктора, в результате чего может возникнуть пожар. Своевременное выявление возникшей неисправности при техническом осмотре двигателя перед полетом может предотвратить серьезную аварию или отказ силовой установки в полете. Обнаруженные трещины засверливаются и при необходимости завариваются.

При разрушении выходного устройства в полете возникают боль-

шие гидравлические сопротивления потоку газа, выходящему из двигателя, и, как следствие, увеличивается температура газа перед турбиной. При попадании газа в отсек вертолетного редуктора резко увеличивается температурный режим редуктора и возможно срабатывание сигнализации и первой (автоматической) очереди противопожарной системы. Двигатель в этом случае необходимо выключить.

Для предотвращения разрушений выходного устройства двигателя следует проводить основные профилактические мероприятия: строгое выполнение требований руководящих документов, регламентирующих работу двигателя по температурным режимам;

уменьшение вентиляции проточной части двигателя после его выключения, особенно в условиях эксплуатации при низких температурах наружного воздуха, путем установки в воздухозаборник и выходной патрубок специальных заглушек.

3.5. Передачи и приводы двигателя

Привод агрегатов обеспечивает свободная турбина и турбокомпрессор.

Система приводов свободной турбины включает в себя главный привод Г (рис. 35) и привод Д регулятора частоты вращения свободной турбины РО-40М. Вращение от ротора свободной турбины через вал-рессору 20 передается на главный редуктор вертолета ВР-8А. Шлицевой втулкой 18 вращение через ведущее зубчатое колесо 19 передается на привод 21 регулятора РО-40М.

Система приводов турбокомпрессора включает в себя центральный привод Б, привод нижнего маслоагрегата В и коробку приводов А. Вращение от ротора компрессора передается на ведущее зубчатое колесо 12 центрального привода и через зубчатые колеса 11 и 13 — на привод коробки А и нижний привод В. Ведущее зубчатое колесо 7 коробки приводов через набор зубчатых колес приводит во вращение привод 1 датчика Д-2 счетчика частоты вращения ротора турбокомпрессора, свободный привод 2, привод 3 насоса ШП-40Р, привод 4 верхнего масляного агрегата, привод 6 генератора ГС-18ТО, привод 8 центробежного суфлера, привод 9 командного агрегата КА-40 и привод 10 насоса-регулятора НР-40ВА.

При работе двигателя под действием специальной пружины коническое зубчатое колесо 5 ручного привода турбокомпрессора отжато вверх и не вращается. Ротор турбокомпрессора прокручивается вручную с помощью рукоятки, которая вставляется в шлицевой хвостовик зубчатого колеса 5. При этом зубчатое колесо 5 этой рукояткой должно быть отжато вниз и введено в зацепление с ведомым колесом коробки приводов.

Ведомое коническое зубчатое колесо 13 центрального привода через нижнюю рессору и набор зубчатых колес передает вращение на привод 14 нижнего масляного агрегата.

Применение больших частот вращения валов и зубчатых передач обусловлено необходимостью получить их малые расчетные сечения, так как расчет на прочность валов и зубчатых передач производится

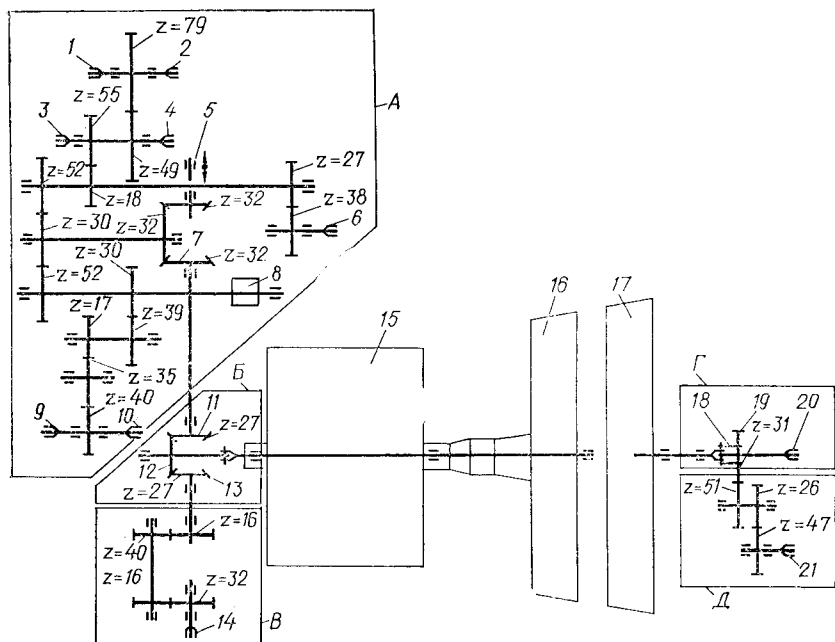


Рис. 35. Кинематическая схема двигателя:

1 — привод датчика Д-2; 2 — свободный привод; 3 — привод ПН-40Р; 4 — привод верхнего маслоагрегата; 5 — ручной привод; 6 — привод ГС-18ТО; 7 — ведущее зубчатое колесо коробки приводов; 8 — привод центробежного суфлера; 9 — привод КА-40; 10 — привод НР-40ВА; 11, 13 — ведомые колеса центрального привода; 12 — ведущее зубчатое колесо центрального привода; 14 — привод нижнего маслоагрегата; 15 — компрессор; 16 — турбина компрессора; 17 — свободная турбина; 18 — шлицевая втулка; 19 — ведущее зубчатое колесо привода РО-40М; 20 — вал-рессора; 21 — привод РО-40М

по величине передаваемого им крутящего момента, Н · м:

$$M_{кр} = AN/n,$$

где A — коэффициент пропорциональности; N — мощность, передаваемая приводом, кВт; n — частота вращения, мин⁻¹.

Таблица 4. Передаточные числа к агрегатам, получающим привод от двигателя

Агрегат	Передаточное число
Гидравлический насос ПН-40Р	0,1886
Командный агрегат КА-40	0,1886
Датчик частоты вращения	0,1178
Верхний масляный агрегат	0,1886
Генератор ГС-18ТО	0,4100
Насос-регулятор НР-40ВА	0,1886
Центробежный суфлер	0,5770
Запасной привод	0,1178
Регулятор РО-40М (к частоте вращения свободной турбины)	0,3375

даваемая приводом, кВт; n — частота вращения, мин⁻¹.

Приводные агрегаты двигателя также для уменьшения их размера и массы выполнены высокооборотными. Передаточные числа к агрегатам, получающим привод от двигателя, приведены в табл. 4. Передаточное число к каждому агрегату двигателя подобрано с учетом принципа работы этого агрегата и условий обеспечения необходимой производительности (мощности) при минимальных габаритах и высокой надежности работы.

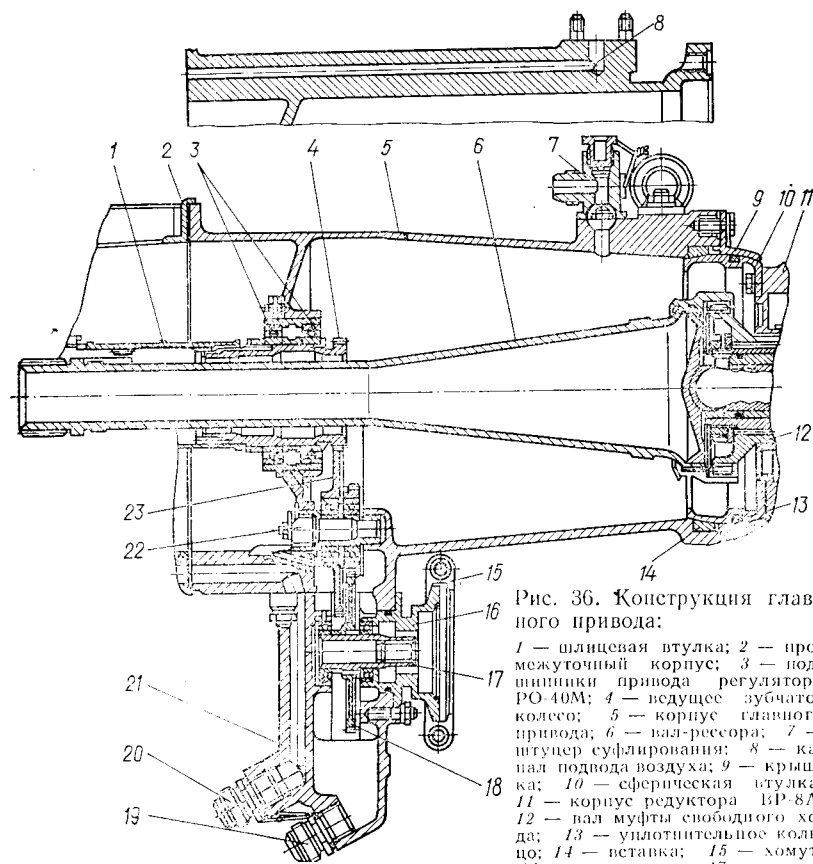


Рис. 36. Конструкция главного привода:

1 — шлицевая втулка; 2 — промежуточный корпус; 3 — подшипники привода регулятора РО-40М; 4 — ведущее зубчатое колесо; 5 — корпус главного привода; 6 — вал-рессора; 7 — штуцер суфлирования; 8 — канал подвода воздуха; 9 — крышка; 10 — сферическая втулка; 11 — корпус редуктора ВР-8А; 12 — вал муфты свободного хода; 13 — уплотнительное кольцо; 14 — вставка; 15 — хомут; 16 — переходник; 17 — вал; 18 — зубчатое колесо; 19, 20 — штифты; 21 — коробка привода; 22 — ось; 23 — промежуточное зубчатое колесо

Главный привод (рис. 36) предназначен для передачи крутящего момента с вала свободной турбины на вал главного редуктора вертолета, соединения корпуса двигателя с корпусом редуктора и привода регулятора РО-40М. Он состоит из корпуса, узла соединения корпуса двигателя с корпусом редуктора, вала-рессоры и привода регулятора РО-40М.

Корпус 5 главного привода передним фланцем крепится к промежуточному корпусу 2 опор свободной турбины, а задним фланцем посредством специального узла, имеющего сферическое шарнирное устройство, — к редуктору ВР-8А. На нижнем фланце корпуса устанавливается привод регулятора РО-40М. Слева на корпусе главного привода крепится штуцер подвода масла от верхнего маслоагрегата. От этого штуцера по каналам, просверленным в стенке корпуса, масло подается на смазку подшипников опор ротора свободной

турбины, подшипников 3 привода регулятора РО-40М и шлицевого соединения рессоры главного привода с валом редуктора ВР-8А. Справа на корпусе главного привода крепится штуцер подвода воздуха от корпуса диффузора камеры сгорания. Этот воздух по каналу 8 подается на наддув контактно-кольцевых уплотнений опор свободной турбины. Давление в предмасляной полости регулируется постановкой жиклера на штуцер. Сверху на корпусе привода установлен штуцер суфлирования, сообщающий полости главного привода с атмосферой через центробежный суфлер коробки приводов.

Узел соединения корпуса главного привода с корпусом редуктора состоит из вставки 14, крышки 9, сферической втулки 10. Вставка 14 запрессована в расточку корпуса привода и имеет внутреннюю сферическую поверхность. Сферическая втулка 10 внутренним фланцем крепится к корпусу 11 редуктора, а наружной сферической поверхностью устанавливается во вставку 14. Крышка 9 крепится к корпусу привода и внутренней поверхностью опирается на сферическую поверхность втулки 10. Для уплотнения масляной полости главного привода в кольцевую канавку сферической втулки вставляется резиновое уплотнительное кольцо 13.

Вал-рессора 6 передним хвостовиком входит в зацепление с внутренними шлицами вала свободной турбины, а задним — с валом ведущей муфты свободного хода (МСХ) редуктора. К шлицевому соединению масло подается через форсунку, установленную на внутреннем фланце корпуса привода, и отверстия в заднем хвостовике рессоры. Шлицевое с зазорами сочленение валов и сферическое шарнирное крепление корпуса двигателя к корпусу вертолетного редуктора выполняют функцию карданного элемента, предотвращающего поломку соединения при несовпадении осей валов двигателя и редуктора.

Привод регулятора частоты вращения РО-40М состоит из шлицевой втулки 1, ведущего 4 и промежуточного 23 зубчатых колес. Ведущее зубчатое колесо 4 установлено на подшипниках 3. Промежуточное зубчатое колесо 23 свободно вращается на шариковых подшипниках, напрессованных на ось 22. Вращение от промежуточного зубчатого колеса 23 через зубчатое колесо 18 передается на валик 17 регулятора РО-40М, который крепится к переходнику 16 хомутом 15. В нижней части коробки 21 привода установлены два штуцера 19 и 20 для крепления труб отвода масла в нижний масляный агрегат.

Коробка приводов (рис. 37) предназначена для передачи вращающего момента от центрального привода на агрегаты, смонтированные на ней. Она состоит из корпуса 4, крышки 5 и системы цилиндрических и конических зубчатых колес, установленных на шарикоподшипниках. Подшипники и зубчатые колеса коробки приводов смазываются маслом, поступающим от верхнего масляного агрегата через жиклер и систему просверленных каналов в корпусе. Отработавшее масло откачивается из коробки откачивающим насосом верхнего маслоагрегата.

Корпус коробки приводов крепится на верхнем фланце корпуса

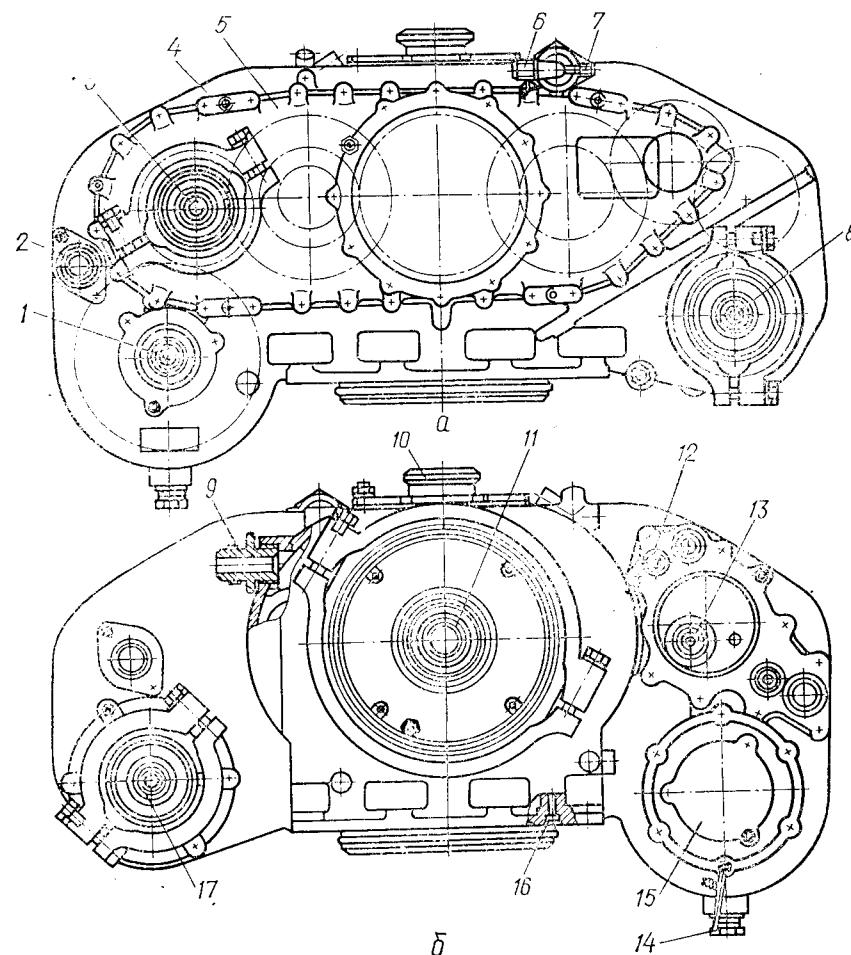


Рис. 37. Конструкция коробки приводов:

а, б — вид спереди и сзади соответственно: 1 — привод датчика Д-2 счетчика частоты вращения ротора компрессора; 2 — канал входа масла и нагнетающий насос; 3 — привод гидронасоса ПН-40Р; 4 — корпус коробки приводов; 5 — крышка коробки приводов; 6 — штуцер суфлирования полости трансмиссии свободной турбины; 7 — штуцер измерения давления в коробке приводов; 8 — привод командного агрегата КА 40; 9 — штуцер суфлирования в атмосферу; 10 — крышка привода ручной прокрутки; 11 — привод генератора ГС-18ТО; 12 — жиклер подачи масла в коробку приводов; 13 — привод масляного агрегата; 14 — пробка сливная; 15 — крышка свободного привода; 16 — канал подачи масла в центральный привод; 17 — привод топливного насоса-регулятора НР-40ВА

первой опоры двигателя. На корпусе устанавливаются следующие агрегаты: плунжерный насос гидросистемы ПО-40Р, датчик Д-2 счетчика частоты вращения ротора компрессора, командный агрегат КА-40, верхний масляный агрегат, стартер-генератор ГС-18ТО, топливный насос-регулятор НР-40ВА. Датчик Д-2 счетчика частоты вращения ротора компрессора и верхний масляный агрегат устанавлива-

ются на корпусе коробки непосредственно своими фланцами и крепятся к нему шпильками. Остальные агрегаты крепятся к корпусу коробки хомутами через переходники.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Изучение конструкции основных узлов двигателя начинают с требований, предъявляемых к ним, и основных технических данных. Затем изучают принципиальное устройство узла. Критерием оценки знаний устройства основных узлов двигателя экипажем вертолета является достаточное понимание и умение читать конструктивные схемы.

2. Больше внимания необходимо уделять работе основных узлов двигателя и физической сущности процессов, протекающих в этих узлах при работе двигателя, влиянию полетных факторов на эти процессы. Для закрепления материала изображают графически изменение параметров воздуха и газа при движении его в узлах проточной части двигателя, треугольники скоростей при обтекании воздухом лопаток компрессора и турбины и т. п.

3. Основной материал для изучения — эксплуатационные факторы, т. е. условия работы деталей и действующие нагрузки, неустойчивые режимы работы и их конструктивная и эксплуатационная профилактика, анализ возможных неисправностей при эксплуатации и их предупреждение.

4. Особенно внимательно изучают признаки неустойчивых режимов работы компрессора и неисправностей, которые могут привести к существенному усложнению ситуации, а также действия экипажа вертолета при обнаружении этих признаков.

Вопросы для самоконтроля

1. Какие основные требования предъявляются к компрессору?
2. Дать определения степени повышения давления воздуха в компрессоре, удельной производительности компрессора.
3. Объяснить принцип работы компрессора.
4. Объяснить физическую сущность неустойчивого режима работы компрессора (помпаж).
5. Перечислить признаки помпажа компрессора.
6. Какое влияние оказывает на запас устойчивости компрессора уменьшение $n_{\text{тк}}$ ниже расчетных?
7. Какое влияние оказывают на запас устойчивости компрессора понижение I_H , изменение высоты полета, абразивное изнашивание лопаток, обледенение входного устройства двигателя?
8. Какое влияние оказывают на запас устойчивости компрессора состояние источников питания стартера, скорость и направление ветра при запуске двигателя, скорость изменения шага несущего винта, состояние атмосферного воздуха?
9. Из каких конструктивных узлов состоит компрессор?
10. Что предусмотрено в конструкции опор компрессора для повышения их надежности?
11. Где и для каких целей из компрессора производится отбор воздуха?
12. Какие нагрузки действуют на узлы компрессора?
13. Какие конструктивные меры предотвращения помпажа применены на компрессоре?
14. Каковы причины повреждения (разрушения) лопаток компрессора?
15. Каковы причины разрушения подшипников опор роторов двигателя?
16. Какими внешними признаками проявляются неисправности компрессора в полете и каковы при этом должны быть действия экипажа?
17. Перечислить основные требования, предъявляемые к камере сгорания.
18. Из каких конструктивных элементов состоит камера сгорания?
19. Каким образом происходит изменение c , p , t^* в проточной части камеры сгорания?

20. Какое влияние на протекание рабочего процесса в камере сгорания оказывают режим работы двигателя и внешние полетные условия?

21. Какие причины вызывают появление температурных напряжений в стенках жаровой трубы?

22. Перечислить причины срыва пламени и прекращения горения топливозвдушной смеси в камере сгорания.

23. Каковы причины прогара жаровой трубы и корпуса камеры сгорания?

24. Перечислить признаки неисправностей камеры сгорания в полете и объяснить, каковы должны быть действия экипажа при их обнаружении?

25. Каковы основные требования, предъявляемые к турбине?

26. Дать определение эффективного КПД турбины и какие потери он учитывает?

27. Из каких конструктивных узлов состоит турбина компрессора. свободная турбина?

28. Объяснить работу ступени турбины.

29. Объяснить работу многоступенчатой турбины.

30. Какие нагрузки действуют на детали турбин?

31. Каким образом осуществляется охлаждение деталей турбин?

32. Перечислить причины вытяжки и обрыва рабочих лопаток турбины.

33. Перечислить причины обгорания сопловых и рабочих лопаток турбины.

34. По каким признакам экипаж вертолета может определить неисправности турбины в полете?

35. Объяснить действия экипажа вертолета при обнаружении признаков неисправности турбины на земле и в полете.

36. Перечислить причины и признаки разрушения подшипников и уплотнений опор турбин.

37. Объяснить работу выходного устройства двигателя.

38. Какие нагрузки действуют на детали выходного устройства?

39. Перечислить причины появления трещин выходного патрубка.

40. Какие агрегаты двигателя получают привод от турбокомпрессора?

41. Какие агрегаты двигателя получают привод от свободной турбины?

42. Для чего соединение двигателя с редуктором ВР-8А производится через сферические опоры?

ГЛАВА 4. СИСТЕМЫ СМАЗКИ И СУФЛИРОВАНИЯ

4.1. Назначение, основные требования, предъявляемые к системе смазки, и эксплуатационные характеристики применяемого масла

Система смазки двигателя служит для уменьшения силы трения между соприкасающимися поверхностями (уменьшения механического изнашивания деталей), уменьшения затрат мощности на преодоление сил трения, отвода тепла от трущихся поверхностей, выноса из зазоров между ними продуктов изнашивания деталей, предотвращения коррозии деталей.

Особенностью системы смазки двигателя является то, что масло не соприкасается с зоной горения топливозвдушной смеси. Поэтому расход масла в двигателе небольшой и определяется в основном потерями через систему суфлирования и небольшими утечками в газозвдушной тракт. Надежный и непрерывный подвод масла к трущимся деталям двигателя с допустимой температурой и в достаточном количестве при любых возможных положениях вертолета в пространстве обеспечивается выполнением следующих требований:

1. Система должна обеспечивать надежную работу агрегатов и бесперебойную подачу масла в двигатель на всех режимах работы как на земле, так и в любых условиях полета.

2. Система должна обеспечивать быстрый запуск двигателя при любых температурах атмосферного воздуха и быстрый прогрев масла после запуска двигателя.

3. Температура масла в заданных пределах должна поддерживаться автоматически на любых высотах полета и режимах работы двигателя.

4. Должна быть надежная работа системы, исключая выброс масла через суфлирование в атмосферу, перетекание масла на неработающем двигателе и перетекание масла из двигателя в вертолетный редуктор.

5. Система должна иметь необходимый запас масла, достаточный для максимально возможного длительного полета.

6. Система должна быть герметичной, а уплотнения соединений и масляных полостей — надежными. Это обеспечит минимальный часовой расход масла и достаточную пожарную безопасность.

7. Система должна быть простой в эксплуатации и удобной для технического обслуживания.

Система смазки двигателя в основном отвечает предъявляемым требованиям. Каждый двигатель, входящий в состав силовой установки вертолета, имеет самостоятельную циркуляционную систему смазки.

Для смазки двигателей и трансмиссии вертолета Ми-8 применяется синтетическое масло Б-3В.

Физико-химические характеристики масла Б-3В

Кинематическая вязкость, м²/с

при 100 °С, не менее	5 · 10 ⁻⁴
при 35 °С, не более	0,14
Температура вспышки в открытом тигле, °С, не ниже	230
Температура застывания, °С, не выше	-60
Вода, %, не более	0,15
Механические примеси, %, не более	0,15
Плотность при 20 °С, г/см ³	0,990...0,997

Масло Б-3В обладает хорошими смазывающими свойствами и высокой термохимической стабильностью. Это позволяет надежно эксплуатировать двигатели при температуре масла до 200 °С. Ограничение максимальной температуры масла (125 °С) определяется допустимой степенью нагрева смазываемых деталей. Низкая температура застывания масла позволяет запускать двигатели без предварительного подогрева при температуре окружающего воздуха до -40 °С. Из-за незначительной испаряемости расход масла в двигателях небольшой. Кроме того, из-за большой химической инертности масло Б-3В сохраняет свои качества в течение длительного времени.

Наряду с положительными качествами синтетическая смазка имеет ряд особенностей. Масло Б-3В — высокотоксичная жидкость; особенно ядовиты ее пары. Поэтому, обращаясь с маслом, необходи-

мо строго выполнять необходимые меры по технике безопасности. Масло Б-3В вызывает набухание обыкновенной резины и других органических материалов, которые могут применяться в качестве прокладок и шлангов. Не допускается попадание масла на лакокрасочные покрытия и электропроводку, которые могут им разрушаться. В процессе эксплуатации не допускается смешивание минерального и синтетического масел, а также попадание топлива в масло-систему с синтетической смазкой.

4.2. Устройство и работа системы смазки

Система смазки (рис. 38) — циркуляционная, одноконтурная, замкнутая, под давлением.

Основные данные системы смазки

Вместимость системы, л	16
Количество масла, заливаемого при заправке системы, л:	
в маслобак	10
в картер двигателя	1,5
в маслорадиатор	2,2
в трубопроводы	2,3
Минимально допустимое количество масла в баке, л	6
Давление масла в системе (по прибору), кгс/см ² (Па):	
на рабочих режимах	3,5±0,5 [(3,5±±0,5) 10 ⁵]
на малом газе	2 (2 · 10 ⁵)
Температура масла на выходе из двигателя, °С:	
минимальная для выхода на режимы выше малого газа	30
минимальная для длительной работы на рабочих режимах	70
рекомендуемая	90...100
максимально допустимая	125
Полная прокачка масла через двигатель на номинальном режиме при температуре масла на входе в двигатель (75±5) °С, л/мин	17±2
Расход масла, л/ч, не более	0,5
Сроки замены масла: при установке двигателя на вертолет; после первого опробования вновь установленного двигателя; не реже одного раза в год; если продукты коксования на маслофильтре занимают 50 % поверхности сетки	

Она условно делится на внешнюю и внутреннюю. К внешней системе относятся все агрегаты и элементы, установленные на вертолете. Внутреннюю систему составляют агрегаты и элементы, установленные на двигателе и внутри него.

Внешняя система смазки включает в себя маслобак 3, расширительный (суфлерный) бачок 2, воздушно-масляный радиатор 20, систему трубопроводов и блок сливных кранов 18.

Маслобак служит для содержания запаса охлажденного масла, необходимого для подпитки системы. Для контроля количества масла и определения его расхода в баке установлена масломерная линейка с делениями. Маслобак закреплен на ложементе крошштейнов фюзеляжа возле воздухозаборника двигателя.

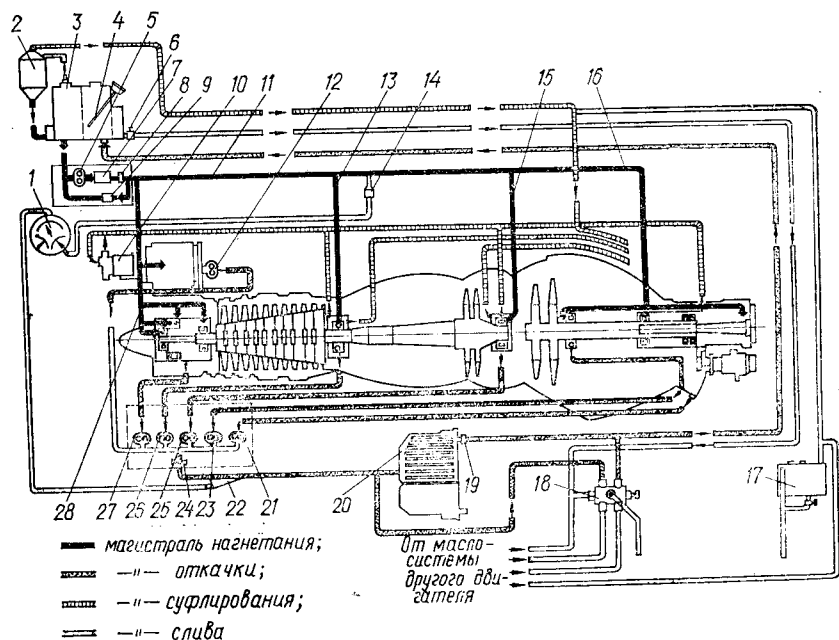


Рис. 38. Схема масляной системы двигателя:

1 — измеритель УИЗ-3 давления и температуры масла в двигателе; 2 — расширительный бачок; 3 — маслобак; 4 — маслостанционная линия; 5 — нагнетающий масляный насос; 6 — кран слива масла из маслобака; 7 — сетчатый фильтр; 8, 24 — запорный клапан; 9 — редукционный клапан; 10 — центробежный суфлер; 11, 13, 15, 16, 28 — трубопроводы подвода масла к опоре; 12 — насос откачки масла из коробки приводов; 14 — датчик давления масла; 17 — дренажный бак; 18 — блок сливных кранов; 19 — термостатический клапан; 20 — воздушно-масляный радиатор; 21, 23, 25, 26, 27 — откачивающие масляные насосы; 22 — приемник измерения температуры масла

Расширительный бачок 2 находится рядом с маслобаком и служит для сообщения (суфлирования) маслобака с атмосферой.

Воздушно-масляный радиатор 20 служит для охлаждения масла, выходящего из двигателя. Для перепуска холодного масла из двигателя в маслобак помимо охлаждающих сот радиатора, а также для предохранения сот от разрушения при низкой температуре масла радиатор имеет термостатический клапан. Радиатор установлен за вентилятором вертолета.

Блок сливных кранов 18 обеспечивает при необходимости отдельный слив масла из масляных систем двигателей; он расположен в редукторном отсеке вертолета.

Внутренняя система смазки двигателя состоит из верхнего масляного агрегата, нижнего масляного агрегата, системы трубопроводов, каналов и масляных форсунок.

Циркуляция масла в системе осуществляется следующим образом. При работе двигателя масло из маслобака 3 по трубопроводу поступает на вход к нагнетающему насосу 5 верхнего масляного агрегата. Выходящее из нагнетающего насоса масло частично перепускается через редукционный клапан 9, отрегулированный на поддержание постоян-

ного давления, обратно на вход в насос, а остальная часть — в полость сетчатого фильтра 7. В фильтре масло подвергается тщательной очистке от механических примесей размером более 0,063 мм. После фильтра масло проходит запорный клапан 8 и идет по двум направлениям:

по внутренним каналам в корпусе верхнего масляного агрегата и через жиклер, расположенный на фланце крепления масляного агрегата, — к коробке приводов на смазку и охлаждение деталей коробки, центрального привода и роликового подшипника передней опоры ротора компрессора;

по внешнему трубопроводу — на смазку и охлаждение деталей опор турбокомпрессора, свободной турбины, деталей главного привода и привода регулятора оборотов свободной турбины.

Расход масла на смазку каждой опоры двигателя зависит от механических и тепловых нагрузок, воспринимаемых опорой, и определяется проходным сечением масляных форсунок.

Отработавшее масло после смазки деталей коробки приводов направляется откачивающим насосом 12 верхнего масляного агрегата в общую откачивающую магистраль нижнего масляного агрегата. Отработавшее масло от всех опор и зубчатых передач двигателя самотеком сливается в откачивающие насосы 21, 23, 25, 26 и 27 нижнего масляного агрегата. Производительность каждого откачивающего насоса соответствует расходу масла через опору, из которой производится откачка с учетом вспенивания и нагрева масла. Масло, откачиваемое всеми насосами откачки, в канале нижнего масляного агрегата объединяется в единый поток и, пройдя запорный клапан 24, по внешнему трубопроводу направляется в масляный радиатор 20. В воздушно-масляном радиаторе масло охлаждается воздушным потоком, прогоняемым через его соты вертолетным вентилятором. Из радиатора охлажденное масло поступает в маслобак 3.

4.3. Агрегаты системы смазки

Верхний масляный агрегат (рис. 39). Он служит для подачи очищенного масла в нагнетающую магистраль маслосистемы двигателя, а также для откачки масла из полости коробки приводов. Агрегат установлен на заднем фланце коробки приводов.

Основные технические данные верхнего масляного агрегата

Тип	Шестеренный
Количество ступеней	2
Назначение ступеней	Одна нагнетающая, другая — откачивающая
Производительность на номинальном режиме при температуре 90...100 °С, л/мин:	
нагнетающей ступени	32
откачивающей ступени	16

Давление, создаваемое нагнетающей ступенью (по прибору), кгс/см² (Па):

на всех рабочих режимах	3,5—0,5 [(3,5—0,5) 10 ⁵]
на малом газе (не ниже)	2 (2 · 10 ⁵)
Количество фильтрующих элементов сетчатого фильтра	15
Размер ячеек сетки фильтрующих элементов, мм	0,063

Верхний масляный агрегат состоит из корпуса с крышкой, нагнетающего и откачивающего масляных насосов, сетчатого фильтра с запорным клапаном и редукционного клапана.

Масляный насос (нагнетающий и откачивающий) представляет собой пару зубчатых колес, имеющих одинаковое число зубьев и находящихся в зацеплении друг с другом. Зубчатые колеса помещаются в корпусе с минимальными зазорами по наружному диаметру и торцам зубьев. При вращении зубчатых колес масло, заполняя впадины между зубьями, увлекается зубчатыми колесами и по периферии внутренней полости корпуса переносится из полости *А* в полость *Б*. В полости нагнетания *Б* зубья колес входят в зацепление, выдавливая из впадин масло. В месте зацепления зубьев образуется замкнутый объем, в котором давление масла достигает значительной величины. Это давление может приводить к разрушению подшипников осей зубчатых колес. Поэтому для обеспечения разгрузки объема между зубьями на поверхностях корпусов и крышек против торцов зубчатых колес выполняются разгрузочные канавки, которые соединяют эти полости с полостью нагнетания *Б*.

Давление масла, создаваемое насосом на выходе, зависит от гидравлических сопротивлений маслосистемы, вязкости масла, частоты

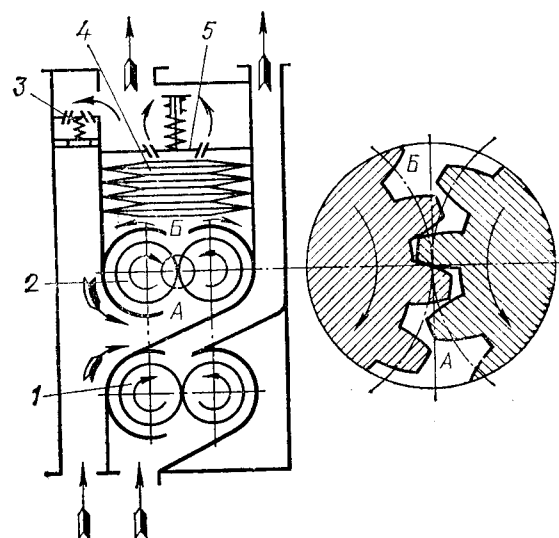


Рис. 39. Схема верхнего масляного агрегата:
1, 2 — соответственно откачивающий и нагнетающий масляные насосы; 3 — редукционный клапан; 4 — фильтр; 5 — запорный клапан

вращения зубчатых колес и выбирается таким, чтобы обеспечить необходимое поступление масла к трущимся поверхностям на всех режимах работы двигателей при любых полетных условиях. Чтобы давление масла в нагнетающей магистрали было постоянным, нагнетающий насос снабжается *редукционным клапаном*. На редукционный клапан 3 с одной стороны оказывает давление масло, поступающее из нагнетающего насоса в масломагистраль двигателя, а с другой стороны — сила упругости пружины, отрегулированной на давление $(3,5 \pm 0,5)$ кгс/см² (по прибору). Если давление масла на выходе из насоса превысит данное значение, то редукционный клапан приоткроется и перепустит часть масла из полости высокого давления *Б* в полость *А*, т. е. на вход масла в насос. Для обеспечения надежной работы маслосистемы производительность нагнетающего масляного насоса $V_{\text{нагн}}$ значительно превышает полную прокачку масла через двигатель $V_{\text{дв}}$. Поэтому при работе двигателя на рабочих режимах на земле редукционный клапан открыт и часть масла из линии нагнетания перепускается на вход в нагнетающий насос, т. е.

$$V_{\text{р кл}} = V_{\text{нагн}} - V_{\text{дв}},$$

где $V_{\text{р кл}}$ — количество масла, перепускаемое редукционным клапаном на вход в насос.

На производительность и давление нагнетающего насоса значительно влияет изменение режима работы двигателя и полетных условий, так как это связано с частотой вращения насоса и давлением на входе в насос.

При увеличении частоты вращения двигателя от режима малого газа возрастает частота вращения зубчатых колес нагнетающего насоса, что приводит к увеличению его производительности и давления масла до установленного значения. При дальнейшем увеличении частоты вращения производительность нагнетающей ступени $V_{\text{нагн}}$ продолжает расти, превышая требуемую прокачку масла через двигатель $V_{\text{дв}}$. При этом редукционный клапан, настроенный на поддержание постоянного давления, открывается на большую величину и ограничивает прокачку масла через двигатель. Однако с увеличением открытия редукционного клапана растут натяжение его пружины и давление масла на выходе из насоса $p_{\text{м}}$, а также прокачка масла через двигатель (рис. 40, а).

При наборе вертолетом высоты давление в маслобаке и на входе в нагнетающий насос понижается. Это вызывает выделение из масла растворенного в нем воздуха и увеличение объемов пузырьков воздуха и газов, находящихся в масле, т. е. масло вспенывается. Производительность нагнетающего насоса $V_{\text{нагн}}$ снижается и уменьшается количество масла, перепускаемого редукционным клапаном на вход в насос. Редукционный клапан при наборе высоты постепенно прикрывается, что вызывает уменьшение натяжения пружины и, как следствие, уменьшение давления и прокачки масла через двигатель. При достижении критической высоты $H_{\text{кр}}$ (рис. 40, б) производительность нагнетающего насоса $V_{\text{нагн}}$ становится равной полной прокачке масла через двигатель $V_{\text{дв}}$ и редукционный клапан

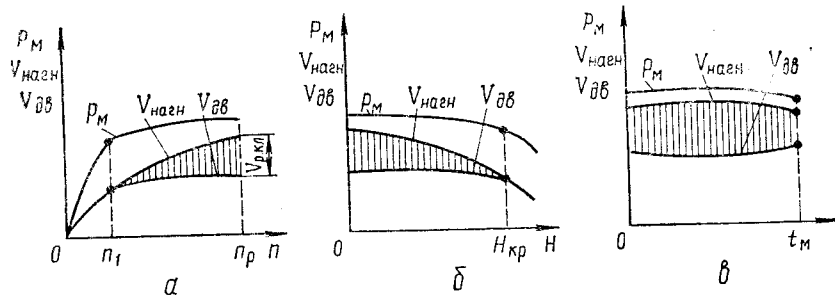


Рис. 40. Зависимости давления масла P_M , производительности нагнетающего насоса $V_{нагн}$ и полной прокачки $V_{дв}$ масла через двигатель:

а — от частоты вращения n ; б — от высоты полета H ; в — от температуры масла t_M .

полностью закрывается. Все масло из нагнетающего насоса поступает в маслосистему двигателя. При дальнейшем росте высоты вследствие увеличивающегося вспенивания масла и уменьшения поступления его на вход в нагнетающий насос значительно уменьшаются давление и прокачка масла через двигатель. В отдельных случаях могут произойти разрыв масляной струи (образование воздушных пробок на входе в насос) и нарушение работы маслосистемы. Это явление называется кавитацией. Улучшение высотных характеристик системы смазки двигателя достигается обеспечением большого запаса производительности нагнетающего насоса и небольших гидравлических сопротивлений на входе масла в насос, а также применением маловязкого синтетического масла Б-3В.

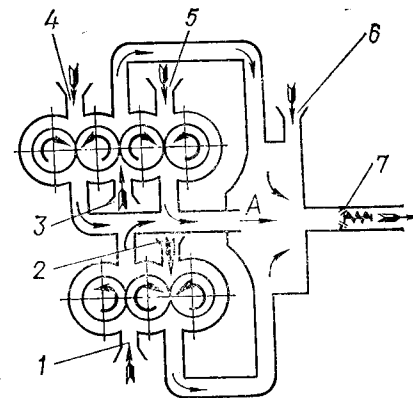
С изменением температуры масла изменяется его вязкость. При повышении температуры вязкость масла понижается, что способствует увеличению прокачки масла через двигатель $V_{дв}$ (рис. 40, в), незначительному уменьшению производительности нагнетающего насоса $V_{нагн}$ и увеличению утечки масла через зазоры в уплотнениях. Перепуск масла через редукционный клапан уменьшается, и несколько уменьшается давление масла на выходе нагнетающего насоса. При снижении температуры масла вязкость его увеличивается, что приводит к росту производительности насоса, уменьшению прокачки масла через двигатель и его утечек, увеличению перепуска масла через редукционный клапан и к некоторому повышению давления.

Сетчатый фильтр 4 (см. рис. 39) верхнего масляного агрегата обеспечивает очистку масла от механических частиц и смолистых отложений. Запорный клапан 5, установленный после нагнетающего насоса, на неработающем двигателе герметично закрывает масломагистраль, что предотвращает образование воздушной пробки на входе в насос.

При выполнении регламентных работ после первого полета (облета) и через каждые (50 ± 10) ч работы двигателя производятся осмотр и промывка маслофильтра верхнего маслоагрегата. При сильной загрязненности фильтра тонкой очистки его опускают на 10...15 мин в керосин, а затем тщательно промывают. Если обнаруживает-

Рис. 41. Схема нижнего масляного агрегата:

1, 2, 4, 5, 6 — соответственно штуцеры забора масла из пятой опоры и главного привода, из третьей, четвертой и второй опор, от откачивающего насоса верхнего масляного агрегата; 3 — окно забора масла из передней опоры ротора компрессора и центрального привода; 7 — запорный клапан



ся, что отдельные секции фильтра остаются сильно загрязненными, то разрешается их заменять новыми секциями из комплекта запасных частей двигателя.

Нижний масляный агрегат (рис. 41). Он служит для откачки отработавшего и нагретого масла из всех опор роторов двигателя, центрального и главного приводов и подачи его через воздушно-масляный радиатор в маслобак двигателя. Агрегат установлен на корпусе первой опоры внизу.

Основные технические данные нижнего масляного агрегата

Тип	Шестеренный
Количество ступеней	5
Общая производительность, л/мин, не менее	108
Тип редуктора привода маслоагрегата	Цилиндрический, двухступенчатый

Нижний масляный агрегат состоит из разъемного корпуса с крышкой, ведущего и ведомых зубчатых колес откачивающих ступеней верхнего и нижнего рядов, двухступенчатого редуктора, выходного штуцера, запорного клапана, сливного крана и штуцеров подвода масла из опор.

Пять откачивающих ступеней нижнего маслоагрегата расположены в два ряда: три ступени в верхнем ряду и две — в нижнем. Три ступени верхнего ряда образованы четырьмя зубчатыми колесами, а две ступени нижнего ряда — тремя зубчатыми колесами. Внутренние зубчатые колеса являются рабочими элементами одновременно для двух соседних ступеней. При работе двигателя откачивающие ступени агрегата забирают масло из передней опоры ротора компрессора и центрального привода через окно 3, из второй опоры — через штуцер 5, из третьей опоры — через штуцер 2, из четвертой опоры — через штуцер 4, из пятой опоры и главного привода — через штуцер 1 и направляют его в полость А. В эту же полость по штуцеру 6 поступает масло от откачивающего насоса верхнего масляного агрегата. Из полости А масло, пройдя запорный клапан 7, направляется в воздушно-масляный радиатор для охлаждения, а затем поступает в масляный бак.

4.4. Система суфлирования

Система суфлирования (рис. 42) служит для обеспечения надежной работы воздушно-масляных уплотнений, сообщая воздушно-масляные полости двигателя с атмосферой и тем самым предупреждая выброс масла через уплотнения в газозвушной тракт при повышении давления в этих полостях. Давление в масляных полостях при работе двигателя может повышаться вследствие нагрева воздуха и масла, а также из-за прорыва воздуха и газа из газозвушного тракта внутрь масляных полостей через уплотнения. При выходе воздуха с маслом в газозвушной тракт двигателя масло сгорает, а на деталях конструкции двигателя отлагаются продукты сгорания, увеличивается расход масла, ухудшается его откачка из масляных полостей и растет температура масла.

Суфлирование полостей опор двигателя осуществляется двумя способами:

1. Суфлированием предмасляных полостей непосредственно в атмосферу. Предмасляные полости В, Д и Е II и III опор двигателя, в которые могут прорываться воздух и газ под повышенным давлением, суфлируются в атмосферу через каналы в корпусах и наружные трубки с выводом их к срезу выходного устройства (для сжигания просочившегося масла). В трубках установлены жиклеры, обеспечивающие перепад давления между масляными и предмасляными полостями (по прибору) в пределах $0,05 \dots 0,3 \text{ кгс/см}^2$ ($5 \dots 30 \cdot 10^4 \text{ Па}$).

2. Суфлированием масляных полостей через центробежный суфлер 8. Масляные полости II...V опор и масляная полость главного привода через каналы в корпусах и наружные трубки суфлируются через приводной центробежный суфлер.

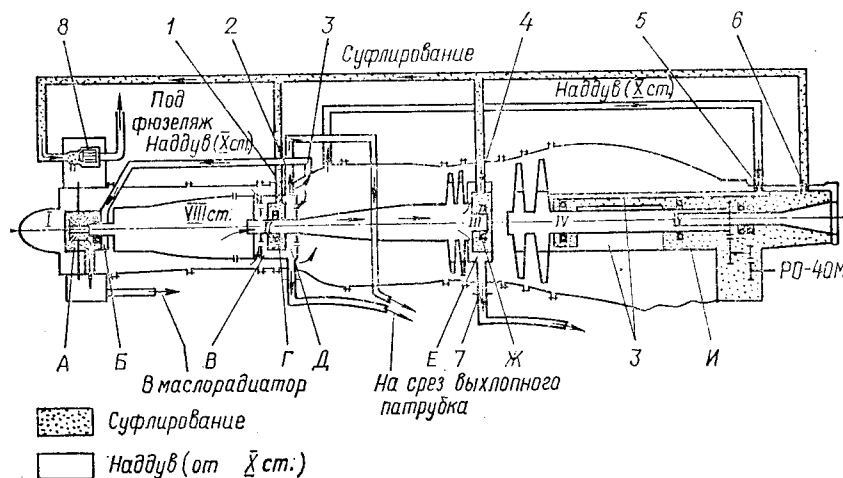


Рис. 42. Схема системы суфлирования двигателя:

1...7 — жиклеры и диафрагмы в полостях опор; 8 — центробежный суфлер; I...V — опоры двигателя; А...И — полости опор

Воздух, очищенный в суфлере от масла, выводится за борт вертолета. Масляные полости первой опоры и центрального привода сообщаются с атмосферой через откачивающую ступень нижнего маслоагрегата, маслорадиатор, маслобак и расширительный бачок. Обеспечение нормальной работы системы суфлирования достигается установкой соответствующих жиклеров и диафрагм в трубках суфлирования масляных и предмасляных полостей.

4.5. Контроль работы системы смазки

Для обеспечения надежной работы двигателя необходим тщательный уход за его системой смазки. Контроль состояния системы смазки и проверка ее работоспособности осуществляются как в процессе технического обслуживания и предполетного осмотра экипажем, так и в процессе работы двигателя на земле и в полете.

Применяемое синтетическое масло Б-3В имеет большой срок службы (до одного календарного года) и сравнительно малый расход (до 0,5 л/ч). Расход масла не стабилен и в некоторых случаях может резко увеличиваться. Например, существует возможность перетекания масла из двигателя в редуктор в случае совпадения стыков уплотнительных колец маслоуплотнительной втулки узла соединения двигателя и редуктора. Допускается перетекание в пределах нормы часового расхода масла. Поэтому, согласно руководству по легкой эксплуатации вертолета, экипаж обязан в процессе предполетного осмотра проверить уровень масла в маслобаках двигателей, который должен соответствовать нормальной заправке — 10 л. Дозаправка маслосистемы должна производиться в соответствии с требованиями «Инструкции по технической эксплуатации двигателя» только через сетку с фильтрующими ячейками не больше 0,063 мм. При обнаружении следов подтекания масла из разъемов трубопроводов в местах крепления агрегатов и т. п. необходимо выяснить причину этого подтекания и устранить ее.

Работоспособность масляной системы и отсутствие изнашивания трущихся деталей опор и зубчатых передач двигателя определяются при техническом осмотре состояния маслофильтров, который обязателен после первого полета с вновь установленным двигателем, а далее через каждые (50 ± 10) ч наработки. Дополнительный осмотр маслофильтров может производиться в случае обнаружения предпосылок к неисправностям и самих неисправностей двигателя, связанных с работой масляной системы. По состоянию маслофильтра оценивается не только эффективность работы маслосистемы, но и качество технического обслуживания. Так, в случае обнаружения на маслофильтре неметаллических отложений можно сделать вывод о нарушении инструкции заправки маслосистемы маслом; обнаружение большого количества кокса свидетельствует о применении недоброкачественного масла и об усиленном попадании газов в масляные полости через уплотнения, а наличие на маслофильтре металлической стружки — о начавшемся разрушении отдельных деталей опор или зубчатых передач двигателя.

Состояние уплотнений масляных полостей двигателя и эффективность работы системы суфлирования определяются расходом масла, который подсчитывается при техническом осмотре. Расход масла не должен превышать 0,5 л/ч.

Работоспособность масляной системы в полете, а также при работе двигателя на земле определяется путем контроля давления и температуры масла. Давление масла измеряется датчиком ИД-8 (см. поз. 14 рис. 38), устанавливаемым в нагнетающей маслomagистральной перед непосредственным поступлением его к точкам смазки. Температура масла измеряется датчиком П-2 (см. поз. 22 рис. 38), устанавливаемым в маслomagистральной отвода масла из масляных полостей в воздушно-масляный радиатор. Указатели давления и температуры масла устанавливают на правой приборной доске кабины пилотов.

Руководством по летной эксплуатации вертолета определены давления и температуры масла для всех основных рекомендуемых режимов работы двигателя.

Работоспособность системы смазки в некоторых случаях можно оценивать и по внешним признакам. Так, если в процессе запуска, прогрева или опробования двигателей в кабине появляется запах масла, то можно сделать вывод, что в компрессор попало масло через уплотнения опор. При неисправности откачивающих насосов и в начальный момент разрушения подшипников может ощущаться также запах горелого масла.

В процессе запуска двигателя, когда клапаны перепуска воздуха из компрессора открыты и в компрессор попадает масло, запах его ощущается также в пространстве вокруг вертолета. Если в полете из выходного устройства двигателя выходит шлейф белого или голубовато-серого дыма, то это свидетельствует о попадании в воздушно-газовый тракт двигателя большого количества масла.

Таким образом, с помощью инструментального контроля и органов обоняния можно достаточно объективно оценивать степень работоспособности системы смазки двигателя.

4.6. Возможные неисправности системы смазки при эксплуатации и их предупреждение

Опыт эксплуатации двигателей показывает, что наиболее вероятны следующие неисправности системы смазки и суфлирования:

1. Падение давления на выходе из нагнетающего масляного насоса. При этом резко уменьшается количество масла, поступающего на смазку подшипников опор и зубчатых передач двигателя. Падение давления масла наиболее неблагоприятно сказывается на работе подшипников, которые при недостаточной смазке могут разрушаться.

Основными причинами падения давления масла являются:

— засорение фильтра тонкой очистки масла механическими примесями, частицами нагара или другими продуктами коксования масла.

— подсос воздуха через негерметичные соединения на линии масляный бак — нагнетающий насос; в этом случае при неработающем двигателе в месте негерметичности возможно появление подтекания масла;

— недостаточное количество масла в масляном баке вследствие недостаточной заправки, утечек, большого расхода масла при работе двигателя, из-за недостаточной откачки масла (частичная закупорка маслорадиатора);

— уменьшение вязкости масла вследствие его перегрева или изменения химического состава; при этом количество масла, поступающего в двигатель, увеличивается, смазывающая способность масла ухудшается и не обеспечивается нормальная смазка трущихся поверхностей;

— заедание редукционного клапана в открытом положении, чаще всего из-за попадания под его фаску частиц нагара или случайных механических примесей; при этом давление масла на повышенных режимах работы двигателя может сохраняться в допустимых пределах, но при уменьшении режима резко уменьшается, так как через клапан непрерывно перепускается масло из линии нагнетания обратно на вход в насос;

— образование воздушной пробки в трубопроводе подвода масла к нагнетающему насосу или закупорка суфлирующей трубки маслобака; в этом случае падение давления масла (или отсутствие давления) наблюдается сразу после запуска двигателя.

Как показывает опыт эксплуатации, воздушная пробка на входе в нагнетающий насос образуется при длительной стоянке двигателя, после замены масла в маслосистеме и съемки для осмотра масляного фильтра, при заедании в открытом положении запорного клапана и при работе двигателя с недостаточным количеством масла в баке.

В зависимости от причины, вызвавшей неисправность, падение давления масла в системе смазки двигателя можно устранить: промывкой масляного фильтра (если обнаруживается значительное загрязнение масла механическими примесями или продуктами коксования, то необходима замена масла), устранением негерметичности соединений на линии маслобака — нагнетающий насос; дозаправкой маслом бака до установленного уровня; заменой масла в случае обнаружения изменения его химического состава или значительного загрязнения; промывкой редукционного клапана, а при необходимости и его регулировкой; подогревом масла перед запуском двигателя при температурах ниже -40°C ; удалением воздушной пробки из магистральной подвода масла к нагнетающему насосу обычно путем заливки небольшого количества масла на вход в насос через полость фильтра заливочным шприцем.

2. Повышение температуры масла на выходе из двигателя. При этом значительно уменьшается отвод тепла из подшипников и других

трущихся деталей двигателя, что может приводить к разрушению подшипников опор двигателя. Причинами повышения температуры масла могут быть:

- недостаточное количество масла в баке, вследствие чего уменьшается время его циркуляции и увеличивается количество тепла, отводимого маслом от смазываемых узлов; чтобы это устранить, необходимо очистить соты радиатора вручную;
- недостаточный обдув маслорадиатора вследствие неправильной установки поворотных лопаток направляющего аппарата вентилятора; устраняется дефект правильной регулировкой поворотных лопаток;
- неисправность маслорадиатора, т. е. термостатический клапан радиатора перепускает масло мимо охлаждающих сот в масляный бак; такой маслорадиатор подлежит замене.

3. Повышенный расход масла из системы двигателя. Эта неисправность может не вызывать внешних нарушений в работе двигателя и определяется практически после полета при проверке уровня масла в баке.

Однако значительный расход масла может вызвать падение давления и повышение температуры масла, т. е. нарушение нормальной работы маслосистемы. Причинами повышенного расхода масла могут быть:

- течи масла во внешних соединениях маслопроводов и агрегатов системы. Места течей масла определяются при техническом осмотре силовой установки после полета по наличию следов подтекания масла.
- Подтекание масла из внешних соединений элементов системы не допускается. При обнаружении негерметичности соединений маслопроводов или следов подтекания масла из-под фланцев крепления агрегатов неисправность устраняется путем подтяжки гаек, замены уплотнительных прокладок или замены соответствующих элементов системы;
- выброс масла из системы суфлирования. При этом не только увеличивается расход масла, но и растет его температура с последующим падением давления. Выброс масла может происходить вследствие попадания воды в масло, изменения химического состава масла, прорыва воздуха и газов внутрь масляных полостей из-за разрушения уплотнений или загрязнения жиклеров системы суфлирования предмасляных полостей. В отдельных случаях выброс масла может быть вызван неисправностью воздушно-масляного радиатора или откачивающего насоса;
- интенсивное проникновение масла в газозвдушный поток двигателя из-за повышенного изнашивания уплотнений масляных полостей или загрязнения жиклеров системы суфлирования масляных полостей.

При сгорании масла в газозвдушном потоке на деталях проточной части двигателя образуется значительный слой нагара, который ухудшает охлаждение деталей и может вызвать их перегрев. При обнаружении повышенного расхода масла вследствие проникновения

его в газозвдушный тракт двигателя проверяется состояние системы суфлирования, и при ее неисправности двигатель подлежит снятию с вертолета.

В полете, как было указано выше, неисправности системы смазки обнаруживаются по падению давления и росту температуры масла. Если давление масла уменьшается до 2 кгс/см^2 (по прибору), то во избежание разрушения подшипников опор двигатель необходимо выключить.

В некоторых случаях не исключена возможность отказа системы измерения температуры масла. Если прибор не показывает температуру масла, а давление масла нормальное и двигатель продолжает работать без внешних признаков разрушения, то это является признаком отказа прибора. Двигатель в этом случае выключать не следует, но необходимо усилить контроль за его работой.

Резкое падение давления масла может быть следствием разрушения масляных коммуникаций. Поскольку вместимость системы смазки двигателя небольшая, то все масло может выйти из системы в течение 50...60 с, а роторы двигателя могут заклинить. Поэтому необходимо внимательно контролировать давление, температуру масла и газа перед турбиной, которая в случае разрушения подшипников и торможения ротора повышается вследствие увеличения регуляторами подачи топлива. При отклонении этих параметров от установившихся для данного режима значений или при появлении постороннего шума двигатель необходимо выключить.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Система смазки — одна из основных систем двигателя, определяющих надежность и долговечность его работы. Изучение систем смазки и суфлирования начинают с основных требований, предъявляемых к ним, и ознакомления с эксплуатационными характеристиками применяемого масла. Затем изучают схемы систем смазки и суфлирования и устройство их агрегатов. Рекомендуется составить структурную схему систем.

2. Особенно внимательно изучают контроль работы системы смазки с целью умения определить неработоспособность и отсутствие изнашивания трущихся деталей опор и зубчатых передач двигателя.

3. При изучении анализа возможных неисправностей систем смазки и суфлирования необходимо обратить внимание на признаки неисправностей и их последствия, на оценку опасности проявлений неисправностей и действия экипажа при обнаружении признаков неисправностей.

Вопросы для самоконтроля

1. Какие основные требования предъявляются к системе смазки двигателя?
2. Какое масло применяется для заправки системы смазки и какова ее вместимость?
3. Какие эксплуатационные особенности имеет синтетическое масло Б-3В?
4. Какова плотность масла Б-3В при $t_H = 20^\circ\text{C}$?
5. Какие агрегаты и элементы образуют внешнюю и внутреннюю системы смазки?
6. Объяснить циркуляцию масла в системе смазки.

7. До какой чистоты фильтруется масло в системе смазки?
8. Какую опасность представляет попадание воды и топлива в масло?
9. Объяснить назначение и работу редукционного и запорного клапанов верхнего маслоагрегата.
10. Объяснить назначение и работу нижнего маслоагрегата.
11. Для какой цели общая производительность откачивающих насосов значительно превышает производительность нагнетающего насоса?
12. Объяснить назначение системы суфлирования масляных и предмасляных полостей.
13. Как контролируют работу системы смазки на земле и в полете?
14. Каковы причины падения давления масла в полете и действия экипажа?
15. Каковы причины повышения температуры масла в полете и действия экипажа?
16. Каковы причины повышенного расхода масла?

ГЛАВА 5. СИСТЕМЫ ТОПЛИВНАЯ И АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

5.1. Схема топливной системы и предъявляемые к ней требования

Топливная система вертолетной силовой установки служит для питания двигателей топливом в количестве, необходимом для их нормальной работы на всех режимах и при любых полетных условиях. С точки зрения надежности работы и эксплуатационной технологии к топливной системе предъявляются следующие требования:

1. Система должна обеспечивать надежное питание топливом в любых условиях полета при температуре топлива $-50...+60^{\circ}\text{C}$. Такой диапазон расчетных температур выбран потому, что вертолеты эксплуатируются в диапазоне температуры наружного воздуха $-50...+40^{\circ}\text{C}$.

2. Система должна быть безопасной в пожарном отношении и обладать достаточной надежностью. Под безопасностью в пожарном отношении понимаются: герметичность системы в целом и ее отдельных агрегатов; исключение возможности воспламенения при различных операциях с топливом на земле, а также в процессе заправки вертолета, при разрушении агрегатов топливной системы, имеющих электрический привод, при выходе из строя агрегатов силовой установки в полете; исключение возможности воспламенения силовых установок и топливных баков при авиационных происшествиях.

Герметичность топливной системы достигается следующим: конструктивно-технологическими мероприятиями, применением виброустойчивых и прочных трубопроводов и агрегатов, а также специальных топливостойких покрытий и уплотнений; тщательным уходом за топливной системой в процессе технического обслуживания вертолета.

Надежность топливной системы определяется ее способностью обеспечить работу двигателей при отказе или неисправности некото-

рых ее агрегатов и элементов, а также способностью противостоять воспламенению топлива в аварийной ситуации. Надежность топливной системы вертолета Ми-8 достигается дублированием и резервированием наиболее важных ее агрегатов (например, подкачивающих топливных насосов, фильтров, и т. п.), установкой противопожарных кранов, вентиляцией силовой установки, предотвращающей образование взрывоопасной смеси при внешних утечках топлива.

3. Вместимость топливных баков системы должна обеспечивать необходимый запас топлива для расчетной дальности и продолжительности полета вертолета. Невырабатываемый остаток топлива должен быть минимальным (не должен превышать 1,5 % вместимости баков). Выработка топлива из баков должна быть такой, чтобы на всем протяжении полета изменение центровки вертолета было минимальным.

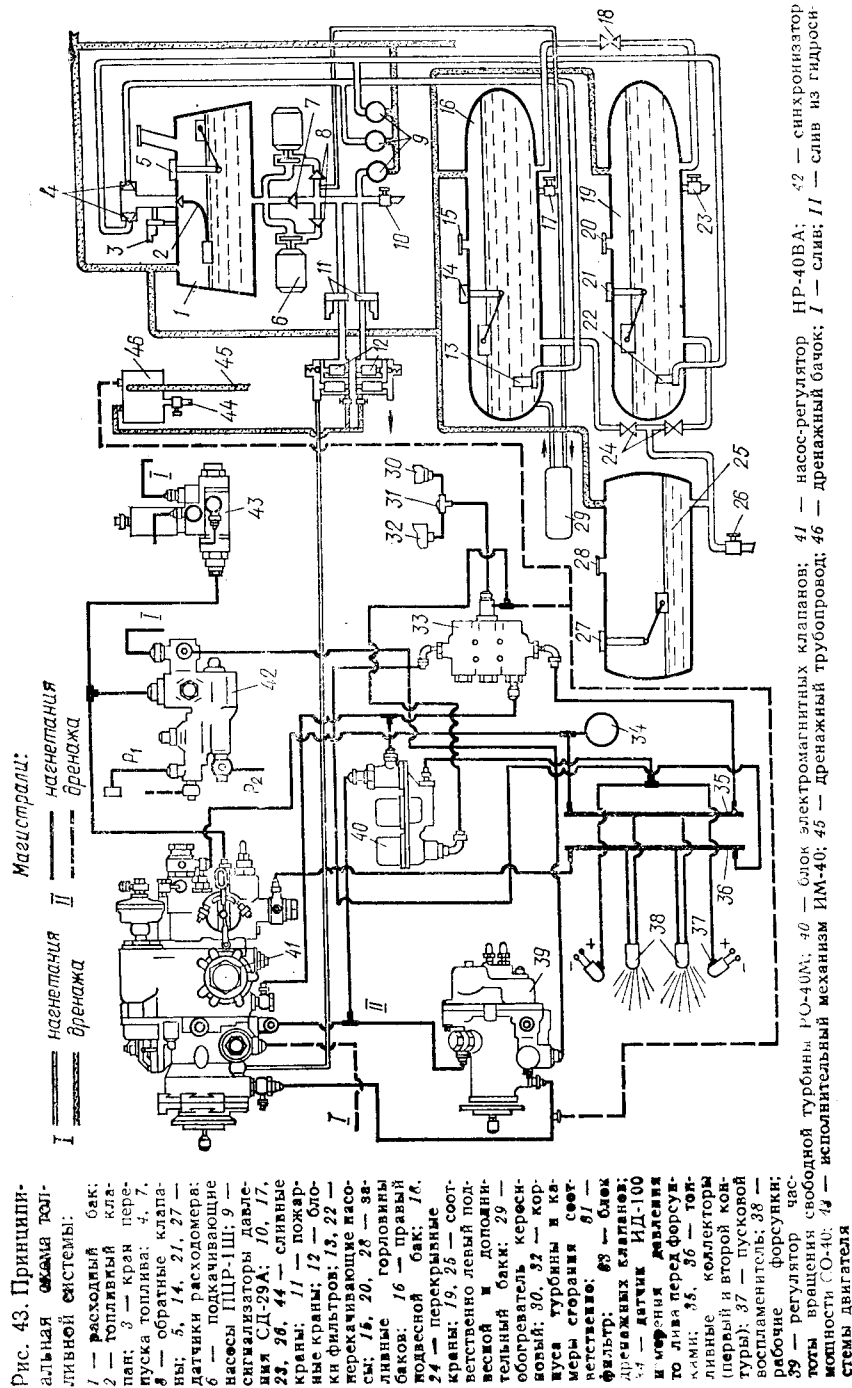
4. Система должна обеспечивать высокое качество фильтрации топлива. Механические примеси, находящиеся в топливе, оказывают существенное влияние на надежность работы насосов высокого давления, агрегатов и элементов топливрегулирующей аппаратуры, а также на срок их службы. Фильтрация топлива производится последовательно установленными фильтрами грубой очистки с диаметром ячейки до 0,1 мм и фильтрами тонкой очистки с частотой фильтрации сетки саржевого плетения 0,012...0,016 мм.

5. Дозировка топлива системой в соответствии с применяемым законом регулирования двигателя должна обеспечивать высокую

Основные параметры топливной системы

Сорт топлива (рабочее и пусковое)	T-1, TC-1 и РТ.
Разрешается при необходимости смешивать топливо различных сортов в баках вертолета	
Заправочная вместимость баков, л:	
расходного	415 или 445
левого подвесного	745 или 1140
правого подвесного	680 или 1030
дополнительного (в кабине)	915
Степень очистки топлива (размеры частиц), мм	0,12...0,016
Допустимая температура на входе в двигатель, $^{\circ}\text{C}$:	
воздуха	$-60...+60$
топлива	$-50...+60$
Расход топлива на два двигателя, кг/ч:	
при транспортных полетах	570
при учебных полетах	575
при работе двигателей на земле	220
при работе вертолета с внешней подвеской, не более	620
Давление топлива на входе в насос-регулятор НР-40ВА по прибору, кгс/см ² (Па)	0,4...1,2 [(4...12) 10 ⁴]
Максимальное давление топлива перед рабочими форсунками по прибору, кгс/см ² (Па)	60 (60 · 10 ⁴)
Давление топлива перед пусковыми форсунками по прибору, кгс/см ² (Па)	3,5...4 [(35...40) × 10 ⁴]

Рис. 43. Принципиальная схема топливной системы:



экономичность силовой установки на всех режимах двигателей во всем диапазоне возможных полетных условий.

6. Распыл топлива, подаваемого соплом в камеру сгорания, должен обеспечивать стабильность рабочего процесса двигателя при работе на всех возможных режимах и высотах полета.

7. Должна обеспечиваться простота эксплуатации и техническо- го обслуживания системы. Выполнение этого требования заклады- вается при проектировании вертолета. Как правило, все элементы топливной системы, требующие осмотра, регулировки или периоди- ческого технологического обслуживания, располагаются в легкодо- ступных местах. При этом обеспечивается возможность визуального осмотра наиболее ответственных из них.

Топливную систему вертолетной силовой установки (рис. 43) мож- но разделить на четыре системы: низкого давления, высокого давле- ния, пусковую и дренажа.

Система низкого давления предназначена для хранения на верто- лете необходимого запаса топлива, очистки от механических приме- сей и воды и подачи его под избыточным давлением к насосам- регуляторам двигателей. В состав системы низкого давления вход- ят:

расходный бак 1, левый 19 и правый 16 подвесные баки, подкачиваю- щие 6 и перекачивающие 13 и 22 топливные насосы, пожарные краны 11, блоки фильтров 12, кран 3 перепуска топлива, система трубо- проводов, обратные клапаны 4, 7 и 8, сигнализаторы давления 9, перекрывные краны 18 и 24. Для увеличения дальности и продол- жительности полета в грузовой кабине вертолета может быть установ- лен один или два дополнительных топливных бака 25.

Система высокого давления обеспечивает регулирование подачи топлива в камеру сгорания двигателя и включает в себя: насос-регу- лятор 41, регулятор частоты вращения свободной турбины 39, ис- полнительный механизм 43 системы ограничения температуры газа перед турбиной компрессора, синхронизатор мощности 42, рабочие топливные форсунки 38 и систему трубопроводов.

Пусковая топливная система предназначена для подачи в двига- тель пускового топлива. Она состоит из блока электромагнитных клапанов 40 с клапаном постоянного давления и двух пусковых фор- сунки. Пусковые форсунки установлены на пусковых воспламени- телях 37.

Система дренажа обеспечивает слив несгоревшего топлива из нижней части внутренних полостей двигателя после неудавшегося запуска и топлива из коллекторов рабочих форсунок после выклю- чения двигателя; капельный слив топлива и масла из уплотнений топливной системы и системы регулирования. Основными элементами этой системы являются блок дренажных клапанов 33, дренажный бак 46 и система трубопроводов.

Работа топливной системы заключается в следующем. Топливо из правого и левого подвесных баков перекачивающими насосами 13 и 22 подается в расходный бак 1. Для предотвращения перепол- нения расходного бака в нем установлен предохранительный поплав-

ковый клапан 2. Равномерная выработка топлива из подвесных баков обеспечивается сообщением баков между собой трубопроводами, в которых установлены перекрывные краны 18 и 24, позволяющие при необходимости вырабатывать или сливать топливо отдельно из каждого бака. При установке дополнительного бака в грузовой кабине вертолета трубопровод от него подсоединяется к соединительному трубопроводу подвесных баков между перекрывными кранами 24. Из дополнительного бака топливо перетекает в подвесные баки самотеком по мере выработки из них топлива.

Из расходного бака 1 топливо двумя подкачивающими насосами 6, имеющими электрический привод, по двум параллельным трубопроводам подается к насосам-регуляторам 41 двигателей. Система обводных трубопроводов и обратных клапанов 7 и 8, установленных на выходе топлива из подкачивающих насосов, обеспечивает надежность питания двух двигателей от одного из работающих подкачивающих насосов или самотеком в случае одновременного отказа обоих подкачивающих насосов. В трубопроводе подвода топлива от расходного бака к насосу-регулятору последовательно установлены пожарный кран 11 с электромагнитным управлением и блок фильтров 12, состоящий из фильтров грубой и тонкой очистки и перепускного клапана. Фильтр грубой очистки фильтрует топливо от механических примесей размером больше 0,04 мм, а фильтр тонкой очистки — от примесей больше 0,012...0,016 мм. При засорении фильтра тонкой очистки, когда перепад давлений на нем достигает 0,5...0,6 кгс/см² (по прибору), открывается перепускной клапан. Топливо, пройдя фильтр грубой очистки, через перепускной клапан помимо фильтра тонкой очистки поступает в систему автоматического регулирования, т. е. к насосу высокого давления НР-40ВА 41.

5.2. Схема системы автоматического регулирования и предъявляемые к ней требования

Для эксплуатации турбовального двигателя в вертолетной силовой установке необходимо знать его данные по развиваемой мощности и расходу топлива в различных полетных условиях. Эти данные определяются основными эксплуатационными характеристиками двигателя. Получение требуемых эксплуатационных характеристик связано с управлением рабочими процессами, протекающими при работе двигателя. При этом обеспечивается возможность поддержания такого режима работы, при котором наилучшим образом выполняются эксплуатационные требования для данных полетных условий.

Режим работы двигателя определяется совокупностью параметров рабочего процесса и полетных условий, при которых работает двигатель. К полетным условиям относятся высота и скорость полета, температура и давление атмосферного воздуха. Параметрами рабочего процесса являются: частота вращения турбокомпрессора и свободной турбины, температура газа перед турбиной, расход воздуха и т. д.

Параметры, которые можно изменять в полете и которые наиболее эффективно влияют на мощность и экономичность двигателя, называются *основными*.

Управление рабочим процессом для получения требуемого режима работы двигателя сводится к воздействию на основные параметры его рабочего процесса. Воздействие на основные параметры рабочего процесса с целью получения наивыгоднейшего сочетания эксплуатационных характеристик двигателя называется *регулированием*. Поскольку режим работы определяется большим количеством параметров и сложной взаимосвязью между ними, регулирование двигателя производится совокупностью автоматических устройств. Сочетание автоматических устройств с двигателем и элементами его управления образует систему автоматического регулирования и управления.

Система автоматического регулирования и управления вертолетного турбовального двигателя включает в себя: 1) топливнорегулирующую аппаратуру; 2) автоматические устройства по управлению клапанами перепуска воздуха из компрессора; 3) поворотом лопаток направляющих аппаратов компрессора; 4) систему запуска и противообледенительную систему.

Каждому режиму работы двигателя соответствует сочетание частоты вращения турбокомпрессора, параметров рабочего процесса и количества воздуха, поступающего в него. Для обеспечения наивыгоднейшего значения эксплуатационных характеристик необходимо одновременное регулирование всех этих величин. Однако практически осуществить такое регулирование трудно из-за сложности системы регулирования. Поэтому оптимальное протекание эксплуатационных характеристик обеспечивается регулированием отдельных основных величин. Величины, или параметры, которые в процессе регулирования сохраняются постоянными или изменяются по определенному закону, называются *регулируемыми*. Принятая закономерность изменения регулируемых параметров, обеспечивающая получение требуемых значений эксплуатационных характеристик, называется *программой регулирования двигателя*. Факторы, влияющие на величину регулируемых параметров, в соответствии с заданной программой регулирования называются *регулирующими факторами*.

Наиболее важными параметрами, определяющими мощность, удельный расход топлива и нагруженность деталей по силовому и температурному воздействиям в вертолетных турбовальных двигателях, являются: частота вращения турбокомпрессора и свободной турбины (несущего винта), температура газа перед турбиной. Регулирование этих параметров осуществляется путем изменения подачи топлива в камеру сгорания и шага несущего винта. Следовательно, регулирующие факторы системы регулирования двигателя — подача топлива в двигатель и шаг несущего винта.

Совершенство двигателя в значительной степени определяется системой регулирования, ее способностью реализовать заданную программу регулирования, простотой, безотказностью в работе и т. п.

К системе регулирования предъявляют следующие основные требования:

1. На любом режиме работы должен обеспечиваться устойчивый рабочий процесс двигателя. Для повышения устойчивости рабочего процесса на двигателе устанавливаются клапаны перепуска воздуха из компрессора, ограничитель минимальной подачи топлива в двигатель (для избежания неустойчивых режимов работы камеры сгорания) и т. п. Система регулирования должна обеспечить своевременное включение этих специальных устройств.

2. Для снятия с двигателя максимальной мощности система регулирования должна обеспечивать его нормальную работу при максимально допустимых значениях температуры газа перед турбиной и частоты вращения турбокомпрессора, исключая заброс этих параметров выше допустимых значений.

3. Система регулирования должна обеспечивать заданный выбранной программой регулирования закон изменения параметров рабочего процесса при переводе двигателя с одного режима на другой.

4. Система регулирования должна обеспечивать надежный и безотказный запуск двигателя во всем возможном диапазоне внешних условий на земле и в полете.

5. При переводе двигателя с режима малого газа до максимального режима система регулирования должна обеспечивать приемистость двигателя в соответствии с техническими требованиями.

6. Система автоматического регулирования и управления должна исключать возможность раскрутки винта при изменении режимов полета.

Для выполнения этих требований двигатель оборудован сравнительно сложной системой автоматического регулирования и управления, а также автоматическими устройствами, которые без вмешательства пилота могут поддерживать постоянство заданного значения какого-либо регулирующего параметра или изменять его желаемым образом. Система автоматического регулирования двигателя обеспечивает выполнение программы регулирования на всех рабочих режимах, кроме взлетного: $n_{св.т} (n_{н.в}) = \text{const}$; $(t_r^* = \text{var}, n_{тк} = \text{var})$. При работе на взлетном режиме система обеспечивает $G_r = \text{const}$; $(n_{н.в} = \text{var}, t_r^* = \text{var}, n_{тк} = \text{var})$.

На рис. 44 приведена схема системы регулирования и управления двигателя, включающая в себя обычную вертолетную систему «шаг — газ», рукоятку коррекции, рычаги раздельного управления и агрегаты объединенного управления общим шагом и двигателями, регулятор подачи топлива 13 (насос-регулятор НР-40ВА), регулятор частоты вращения свободной турбины 10 (РО-40М), синхронизатор мощности 7 (СО-40), агрегаты ограничения температуры газов перед турбиной 12 и 11 (УРТ-27 и ИМ-40), агрегаты управления поворотом лопаток компрессора 16 и 15 (командный агрегат КА-40 и гидромеханизмы).

Порядок работы системы следующий. При помощи ручки «шаг — газ» 8 и рукоятки коррекции пилот управляет одновременно работой

двигателей и шагом несущего винта. При этом по связи *a* меняется общий шаг винта, а по связи *б* — режим работы двигателей. На установленном режиме работы двигателей регулятор частоты вращения турбокомпрессора насоса-регулятора НР-40ВА поддерживает заданную частоту вращения, изменяя подачу топлива в двигатель. Частота вращения несущего винта при этом может изменяться в зависимости от изменения полетных условий. Поддержание частоты вращения несущего винта в заданных пределах в этом случае может осуществляться пилотом с помощью рукоятки коррекции, т. е. ручным изменением подачи топлива в двигатель путем перенастройки регулятора частоты вращения турбокомпрессора по связи *б*. В результате изменяется частота вращения турбокомпрессора и регулятор будет поддерживать новое ее значение, соответствующее измененным полетным условиям и заданной частоте вращения несущего винта. Таким образом, с изменением полетных условий пилот, изменяя режим работы двигателей и общий шаг несущего винта, поддерживает необходимую частоту вращения турбокомпрессора. Если при этом частота вращения несущего винта выходит за пределы рекомендуемых значений, то производится ее изменение воздействием на режим работы двигателей рукояткой коррекции. При такой работе системы «шаг — газ» регулятор частоты вращения несущего винта не работает.

Дозировку топлива, поступающего в двигатель, определяющую получение располагаемой мощности, которая равна потребной мощности несущего винта, можно производить автоматически регулятором частоты вращения несущего винта (свободной турбины) 10. Регулятор включают поворотом рукоятки коррекции в крайнее правое положение. При этом по связи *в* и *б* увеличивается подача топлива в двигатель. Частота вращения несущего винта возрастает. Регулятор частоты вращения винта настроен на поддержание наивыгоднейшей частоты, при которой КПД винта имеет максимальное значение. Одновременно с включением регулятора частоты вращения винта поворотом рукоятки коррекции в крайнее правое положение происходит перенастройка регулятора частоты вращения турбокомпрессора насоса-регулятора 13 на поддержание повышенного режима по связи *б*. При увеличении частоты вращения несущего винта до значения настройки регулятора частоты вращения последний уменьшает подачу топлива в двигатель таким образом, что происходит ограничение частоты вращения несущего винта и компрессора. При этом частота вращения несущего винта постоянна и равна оптимальному значению. Таким образом, на установленном режиме работы подачи топлива в двигатель управляет регулятор частоты вращения несущего винта. Перемещение ручки «шаг — газ» на увеличение общего шага при полной правой коррекции приводит к перенастройке регулятора частоты вращения турбокомпрессора на повышенный режим, а также к некоторому уменьшению частоты вращения несущего винта вследствие увеличения момента сопротивления. В этом случае регулятор частоты вращения несущего винта увеличивает подачу топлива в двигатель таким образом, чтобы располагаемая мощность двигателя соответствовала потребной мощности винта, и при увеличивающейся

Рис. 44. Схема автоматической системы регулирования и управления двигателем:

1 — датчик частоты вращения турбокомпрессора; 2 — приемник давления воздуха за компрессором; 3 — рабочая топливная форсунка; 4 — датчик температуры газа перед турбиной компрессора; 5 — датчик частоты вращения несущего вала (свободной турбины); 6 — несущий винт; 7 — синхронизатор СО-40; 8 — рычаг «шаг-газ»; 9 — механизм объединенного управления «шагом» и «газом»; 10 — регулятор частоты вращения несущего вала (свободной турбины); 11 — исполнительный механизм системы ограничения температуры газа перед турбиной компрессора; 12 — усилитель сигналов датчика температуры газа; 13 — топливный насос-регулятор; 14 — направляющий аппарат компрессора; 15 — гидромеханизм поворота направляющих аппаратов компрессора; 16 — командный агрегат

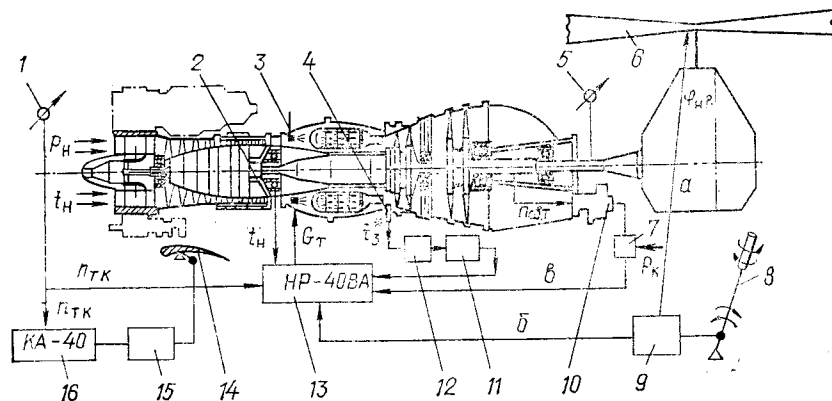
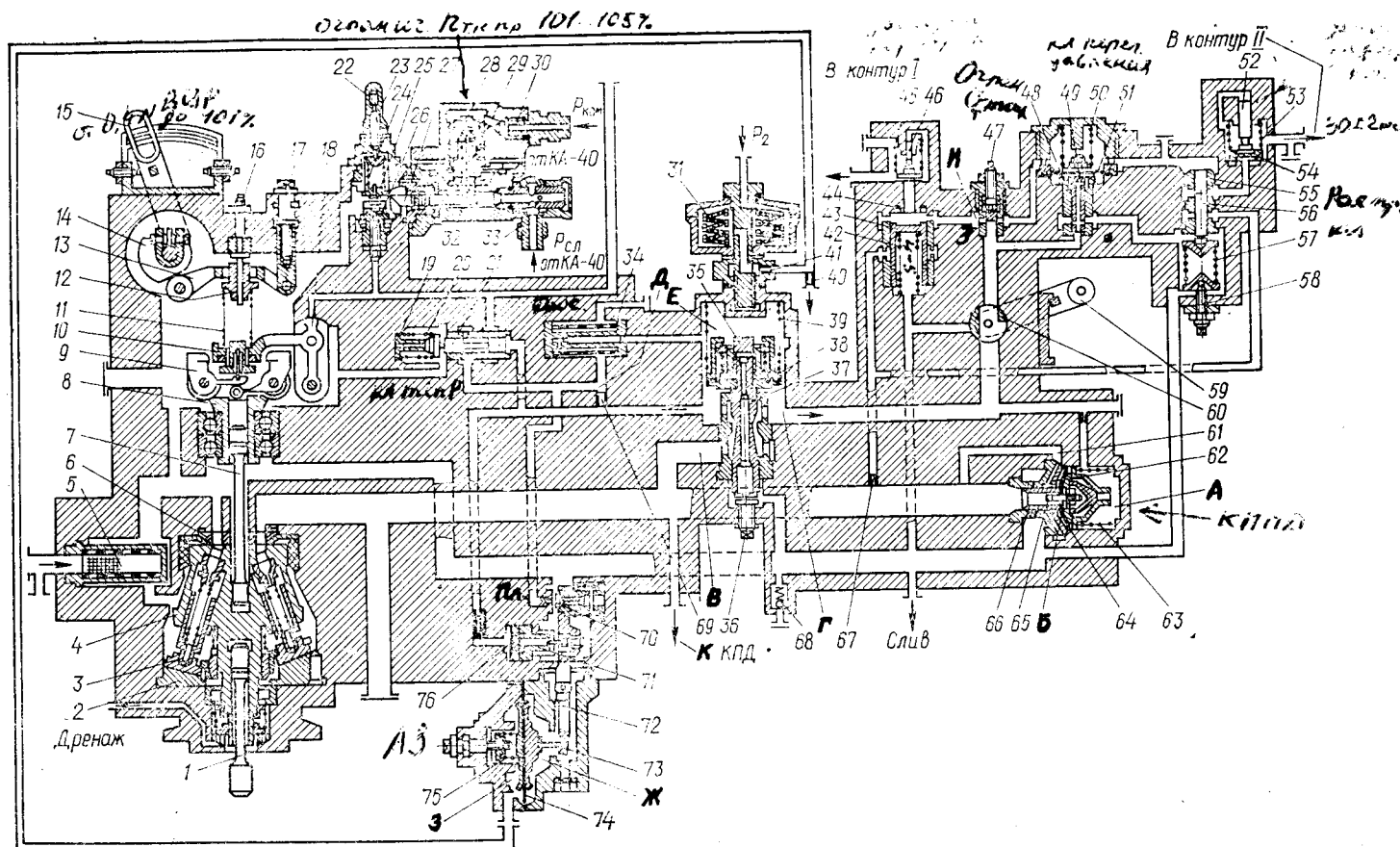


Рис. 45. Схема топливного насоса-регулятора НР-40ВА:

1 — рессора; 2 — наклонная шайба; 3 — подпятник; 4 — ротор; 5 — фильтр; 6 — плоский золотник; 7 — рессора тахометрического датчика; 8 — валик тахометрического датчика; 9 — центробежные грузики; 10 — маятник; 11, 20, 24, 29, 39, 42, 45, 50, 53, 57, 63, 75 — пружины; 12 — опора пружины; 13 — рычаг; 14 — кулачок; 15 — рычаг управления; 16, 17, 23 — соответственно регулировочные винты частоты вращения малого газа, частоты вращения максимальной и гидравлического ограничителя; 18 — сливное окно маятника; 19 — упор; 21 — золотник клапана минимального давления топлива; 22 — колпачок; 23 — клапан слива топлива; 26 — жиклер; 27 — дуплечный рычаг; 28 — золотник; 30 — штуцер подвода командного давления топлива; 31 — воздушный фильтр; 32, 73 — игла; 33 — штуцер слива топлива; 34 — дроссельный пакет; 35 — клапан дозирующей иглы; 36 — упор максимального расхода топлива; 43, 46 — соответственно золотник запорного и подпорного клапана коншени дозирующей иглы; 40, 41 — жиклеры воздушного фильтра; 43, 46 — соответственно золотник запорного и подпорного клапана коншени дозирующей иглы; 44 — седло клапана; 47 — регулировочный винт ограничителя максимального расхода топлива; 48, 55, 62 — втулки; 49 — золотник клапана максимального расхода топлива; 51, 64, 74, 76 — мембраны; 52 — запорно-подпорный клапан контура I; 54 — седло клапана; 56 — золотник распределительного клапана; 58 — винт регулировки распределительного клапана; 59 — рычаг стоп-крана; 60 — стоп-кран; 61 — канал подвода топлива из полости перед дозирующей иглой; 65 — винт; 66 — золотник клапана перепада давления на дозирующей игле; 67, 68 — соответственно жиклеры запорного клапана первого контура рабочих форсунок и перепуска дозированного топлива в полость над поршнем иглы; 69 — клапан стравливания воздуха; 70 — плоский клапан автомата запуска; 71 — шток; 72 — дуплечный рычаг



частоте турбокомпрессора частота вращения несущего винта остается постоянной.

Перемещение ручки «шаг — газ» на уменьшение общего шага при полной правой коррекции приводит к перенастройке регулятора частоты вращения турбокомпрессора на пониженный режим и к увеличению частоты вращения несущего винта вследствие уменьшения момента сопротивления. При этом регулятор частоты вращения несущего винта уменьшает подачу топлива в двигатель, вследствие чего частота вращения турбокомпрессора уменьшается, а частота вращения винта сохраняется постоянной. Следовательно, при использовании автоматической системы поддержания постоянной частоты вращения несущего винта пилот управляет работой двигателя и шагом винта только ручкой «шаг — газ», при этом рукоятка коррекции вывернута в крайнее правое положение. Так же, как и для ручной системы «шаг — газ», обеспечение надежной работы автоматической системы поддержания заданной частоты вращения несущего винта производится правильной регулировкой шага несущего винта и регуляторов подачи топлива.

5.3. Устройство и работа насоса-регулятора НР-40ВА

Насос-регулятор НР-40ВА установлен на коробке приводов, получает вращение от турбокомпрессора и обеспечивает: подачу топлива к форсункам двигателя; поддержание заданной частоты вращения турбокомпрессора; подачу топлива при запуске и разгоне двигателя от минимального до максимального режима; ограничение приведенной частоты вращения турбокомпрессора, максимального расхода топлива и максимальной температуры газа; распределение топлива по двум контурам рабочих форсунок и останов двигателя.

Основными элементами НР-40ВА (см рис 45) являются: плунжерный насос высокого давления 1...6, дозирующая игла 37 с поршнем 38, золотник клапана перепада 66 с мембранным усилителем 62...64, автомат запуска 70...76, регулятор частоты вращения турбокомпрессора 7...18, клапан минимального давления топлива 19...21, ограничитель приведенной частоты вращения турбокомпрессора 22...33, ограничитель максимального расхода топлива 47...51, запорный клапан первого контура 42...44, подпорный клапан первого контура 45, 46, распределительный клапан 55...58, запорно-подпорный клапан второго контура 52...54, клапан стравливания воздуха 68, стоп-кран 59, 60.

Работа насоса-регулятора заключается в следующем. Топливо из расходного бака вертолета через пожарный кран и блок фильтров подается подкачивающими насосами к НР-40ВА. Пройдя фильтр 5, оно поступает через золотник 6 на вход в плунжерный насос. Насос повышает давление топлива и подает его к дозирующей игле 37 и клапану 62...66 постоянного перепада давления на дозирующем сечении иглы. Через дозирующее сечение иглы 37, стоп-кран 60 и винт 47 ограничителя максимального расхода по двум параллельным

клапанам топливо поступает через запорный 43 и подпорный 46 клапаны в коллектор контура I форсунок, а через распределительный 56 и запорно-подпорный 52 клапаны — в коллектор контура II форсунок.

Количество топлива, поступающего к форсункам, зависит только от положения дозирующей иглы. Дозирующей иглой последовательно управляют: автомат запуска, регулятор частоты вращения турбокомпрессора, клапан минимального давления, ограничитель приведенной частоты вращения турбокомпрессора, исполнительный механизм ИМ-40 системы ограничения температуры газа, регулятор частоты вращения свободной турбины РО-40М и синхронизатор мощности СО-40. Система управления «шаг — газ» связана с рычагом 15 регулятора частоты вращения турбокомпрессора.

В процессе запуска до частоты вращения малого газа $n_{тк} = (64 \pm 2) \%$ дозирующей иглой управляет автомат запуска. От режима малого газа до частоты вращения несущего винта $n_{нв} = (95 \pm 2) \%$ дозирующей иглой управляет регулятор частоты вращения турбокомпрессора. На всех рабочих режимах, когда $n_{нв} = (95 \pm 2) \%$, положение дозирующей иглы зависит от работы регулятора РО-40М. При достижении максимально допустимых параметров в работу вступает один из ограничителей и управляет положением дозирующей иглы.

Насос высокого давления предназначен для повышения давления топлива перед поступлением его к дозирующей игле. Он состоит из ротора 4 с приводной пружиной 1, наклонной шайбы 2, закрепленной неподвижно, семи плунжеров 3, плоского золотника 6.

Насос работает следующим образом. При вращении ротора плунжеры, вращаясь вместе с ним, скользят по наклонной шайбе, совершая одновременно поступательное движение относительно ротора. Вследствие этого со стороны всасывающей магистрали создается пониженное давление и освобождающийся объем заполняется топливом, а со стороны нагнетающей магистрали происходит уменьшение объема и вытеснение в нее топлива. Чтобы предотвратить кавитацию, топливо к насосу подают подкачивающими насосами, которые создают необходимое избыточное давление.

Сущность кавитации заключается в испарении легких фракций топлива при движении его по трубопроводу и выделении из топлива газов. При этом в потоке топлива образуются полости, заполненные парами и газом, которые с уменьшением давления увеличиваются по объему и ведут к разрыву струи топлива. Кавитация значительно ухудшает условия работы насоса. Наиболее вероятным местом возникновения кавитации являются входной участок насоса, так как здесь наиболее низкое давление.

Кавитация может наступить не только при увеличении высоты полета, но и при работе двигателя на земле, если возникают условия для значительного падения давления на входе в насос. Для обеспечения нормальной работы насоса необходимо, чтобы располагаемое давление на его входе $p_{расп}$ было больше или равно потребному $p_{пот}$, при котором исключается интенсивное выделение из топлива его

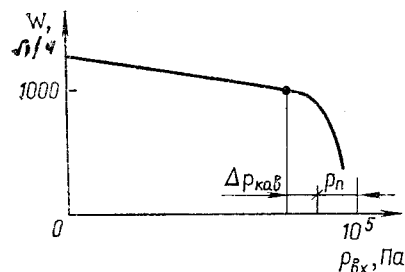


Рис. 46. Кавитационная характеристика насоса

паров или растворимых в нем газов, т. е.

$$p_{\text{расп}} \geq p_{\text{пот}} = p_n + \Delta p_{\text{кав}},$$

где p_n — давление насыщенных паров топлива, Па; $\Delta p_{\text{кав}}$ — кавитационный запас насоса, Па, который зависит от частоты вращения ротора насоса, его производительности, напора, степени износа насоса, физических свойств топлива, высотных условий.

Высотные свойства насоса и расчет высотности топливной системы

производят с использованием кавитационных характеристик. Кавитационная характеристика — зависимость между давлением, создаваемым насосом, и давлением на входе в него при постоянной производительности, или же между производительностью и давлением на входе в насос при постоянных давлении на выходе и частоте вращения (рис. 46):

$$\text{или} \quad \left. \begin{array}{l} W = f(p_{\text{вх}}) \quad \text{при} \quad p_{\text{нас}} = \text{const} \\ p_{\text{нас}} = \varphi(p_{\text{вх}}) \quad \text{при} \quad W = \text{const} \end{array} \right\} n = \text{const},$$

где $p_{\text{нас}}$ — давление, создаваемое насосом, Па; $p_{\text{вх}}$ — давление на входе в насос, Па; W — производительность, кг/с (л/ч).

При избыточном давлении на входе в насос 10^5 Па, верхнем расположении расходного бака вертолета и производительности насоса на максимальном режиме больше 1000 л/ч (при потребной подаче топлива в двигатель 560...580 л/ч) кавитационный запас насоса составляет 26,7...53,4 кПа (200...400 мм рт. ст.).

Дозирующая игла служит для регулирования подачи топлива к форсункам двигателя в соответствии с заданным режимом работы. Узел иглы (см. рис. 45) состоит из профильной иглы 37, втулки иглы, поршня 38 с пружиной 39, клапана 35 и винта-упора 36. Положением иглы управляет поршень 38. Перестановочными усилиями поршня являются давление топлива снизу и сверху на поршень и сила упругости пружины 39.

Известно, что расход топлива через любой дроссель (которым является дозирующая игла) определяется зависимостью

$$G_T = f(\Delta p, F),$$

где Δp — перепад давлений на дросселе, Па; F — площадь проходного сечения дросселя, м². Поэтому для того, чтобы подача топлива к форсункам определялась только положением иглы, перепад давлений на ее дозирующем сечении поддерживается постоянным клапаном перепада 62...66.

Клапан постоянного перепада давлений (см. рис. 45) состоит из втулки 62, золотника 66, мембраны 64 и пружины 63. Золотник 66 и полость В под мембраной 64 соединены с полостью В перед дозиру-

ющей иглой 37. Полость А над мембраной 64 соединена с полостью Г высокого давления за дозирующей иглой 37. Кроме того, на мембрану действует пружина 63, которая определяет перепад давлений топлива на дозирующей игле.

Совместная работа дозирующей иглы и клапана постоянного перепада давлений заключается в следующем. При перемещении дозирующей иглы на увеличение расхода топлива перепад давлений Δp уменьшается. Равновесие сил на мембране 64 нарушается, и она перемещает золотник 66 влево. Золотник уменьшает перепуск топлива из полости В на вход в насос. В результате этого расход топлива через дозирующую иглу увеличивается до тех пор, пока перепад на ней не восстановится. При перемещении дозирующей иглы на уменьшение подачи топлива перепад давлений на игле увеличивается, что приводит к смещению золотника 66 вправо и увеличению перепуска топлива из полости В на вход в насос. Расход топлива через иглу уменьшается, пока перепад давлений на ней не восстановится до заданного значения. Значение Δp определяется силой затяжки пружины 63 и составляет $2,5 \cdot 10^5$ Па (2,5 кгс/см²).

Автомат запуска предназначен для подачи топлива в камеру сгорания в процессе запуска в зависимости от давления воздуха за компрессором и окружающей среды. Потребная подача топлива при запуске двигателя ограничивается предельным значением t_r^* перед турбиной компрессора, а также условиями обеспечения надежного воспламенения и устойчивого сгорания топлива в различных полетных условиях. Оптимальная предельно допустимая подача топлива и изменение ее по частоте вращения в процессе запуска двигателя обеспечиваются работой автомата запуска.

Автомат запуска (см. рис. 45) состоит из плоского клапана 70, сухаря штока 71 с мембраной 76, пружины 75, мембраны 74, рычага 72 и иглы 73. Плоский клапан сообщен с полостью Д перед дроссельным пакетом 34. К мембране 76 подводится топливо из полости Г высокого давления за дозирующей иглой 37. В полость З перед мембраной 74 подводится воздух, взятый за Х ступеню компрессора, с давлением, редуцированным стравливающим жиклером 40 фильтра 31. Полость Ж за мембраной сообщена с атмосферой.

На неработающем двигателе дозирующая игла 37 пружиной 39 удерживается на нижнем упоре 36 (максимальная подача топлива). Полость Е над поршнем 38 через клапан 35 и внутреннюю полость дозирующей иглы сообщена с линией низкого давления. При запуске двигателя поршень 38 под давлением топлива перемещает дозирующую иглу в крайнее верхнее положение. Клапан 35 закрывается и давлением топлива удерживается в закрытом положении при работе двигателя. В начальный момент запуска давление топлива увеличивается быстрее давления воздуха, поэтому мембрана 76 через сухарь штока 71 поворачивает рычаг 72 и открывает плоский клапан 70. Полость Д перед дроссельным пакетом 34 (а также полость Е над поршнем 38 дозирующей иглы) сообщается с линией слива. Дозирующая игла удерживается в положении минимальной подачи топлива.

По мере роста частоты вращения увеличивается давление воздуха за компрессором p_k и мембрана 74, поворачивая рычаг 72, постепенно закрывает плоский клапан 70. Давление топлива в полости над поршнем дозирующей иглы увеличивается, и игла перемещается на увеличение подачи топлива. При достижении $n_{тк} = (64 \pm 2) \%$ мембрана 74 полностью закрывает плоский клапан 70 и автомат запуска выключается из работы. При нормальной работе автомата запуска двигатель выходит на режим малого газа за время не более 50 с, а заброс температуры газа перед турбиной компрессора не превышает 600 °С. Подача топлива автоматом запуска при забросе температуры газа перед турбиной компрессора выше допустимого или при прекращении нарастания частоты вращения до $n_{тк} \leq 40 \%$ регулируется регулировочным винтом пружины 75, а на $n_{тк} \geq 40 \%$ — подбором диаметра срабатывающего жиклера 40.

Регулятор частоты вращения турбокомпрессора предназначен для поддержания заданной частоты вращения от режима малого газа до 0,4 номинального и ограничения максимальной физической частоты вращения турбокомпрессора 101 %. В качестве управляемого параметра для двигателя ТВ2-117А на режимах от малого газа до 0,4 номинального используется частота вращения ротора турбокомпрессора $n_{тк}$, на режимах в пределах от 0,4 номинального до взлетного — частота вращения свободной турбины $n_{св.т}$ (несущего винта — $n_{ш.в}$). При этом в качестве управляющего фактора используется расход топлива $G_{т.д.н}$ через дозирующую иглу:

$$G_{т.д.н} = \mu_{д.н} F_{д.н} \sqrt{2\rho_t \Delta p_{д.н}},$$

где $\mu_{д.н}$, $F_{д.н}$ — соответственно коэффициент расхода и площадь проходного сечения дозирующей иглы; ρ_t — плотность топлива; $\Delta p_{д.н}$ — перепад давлений топлива на дозирующем сечении иглы. Поскольку $\Delta p_{д.н} = \text{const}$, изменение режима работы двигателя осуществляется изменением $F_{д.н}$. Регулятор состоит (см. рис. 45) из тахометрического датчика 8 с грузиками 9, маятника 10, пружины 11, дозирующей иглы 37 с пружиной 39, дроссельного пакета 34 и жиклера 69.

На установившемся режиме центробежная сила грузиков 9 равна силе натяжения пружины 10; сливное окно 18 маятника имеет постоянное сечение; количество топлива, поступающего через жиклер 69, равно количеству топлива, сливаемого через окно маятника в линию низкого давления; дозирующая игла неподвижна ($F_{д.н} = \text{const}$) и подача топлива в двигатель постоянна. При уменьшении $n_{тк}$ по сравнению с заданным значением пружина 11 перемещает маятник 10 на уменьшение сечения сливного окна 18. Это приводит к перемещению дозирующей иглы на увеличение подачи топлива, и частота вращения турбокомпрессора восстанавливается до заданного значения. При увеличении $n_{тк}$ система работает в обратном порядке. Изменение режима производится изменением натяжения пружины 11 с помощью системы «шаг — газ» и рычага раздельного управления. Скорость перемещения дозирующей иглы при изменении режима (приемистость) регулируется подбором дроссельного пакета 34 по проливке.

Регулятор вступает в работу на частоте вращения малого газа $n_{тк} = (64 \pm 2) \%$. По достижении частоты вращения свободной турбины $n_{св.т} = (95 \pm 2) \%$ (правая коррекция) вступает в работу регулятор частоты вращения свободной турбины РО-40М и регулятор частоты вращения турбокомпрессора из работы выключается (сливное окно маятника закрыто). При достижении $n_{тк} = 101 \%$ регулятор снова вступает в работу — уже как ограничитель предельной частоты вращения компрессора. Регулятор имеет винты 16 и 17 регулировки минимального и максимального значений $n_{тк}$.

Клапан минимального давления топлива предназначен для предотвращения подачи топлива в двигатель ниже минимально допустимого по устойчивости горения в камере сгорания. Устойчивость работы камеры сгорания двигателя обеспечивается при качественном распыле топлива рабочими форсунками. Качество распыла топлива определяется техническими характеристиками форсунок и давлением топлива, подаваемого к ним. Уменьшение подачи топлива может происходить при подъеме на высоту и при быстром уменьшении режима работы. Уменьшение подачи топлива при наборе высоты производится автоматически для сохранения постоянной частоты вращения турбокомпрессора. Клапан (см. рис. 45) состоит из золотника 21, перемещающегося во втулке, пружины 20 и упора 19.

На всех режимах работы от малого газа до максимального золотник 21 под давлением топлива прижат к упору 19, сообщая своей проточкой полость Д за жиклером 69 со сливным окном 18 маятника и ограничителя $n_{тк.пр}$, t_t^* и с регулятором РО-40М. Если давление топлива за дозирующей иглой станет меньше натяжения пружины $(21 \pm \pm 0,5) 10^5 \text{ Па}$ [$(21 \pm 0,5) \text{ кгс/см}^2$], то золотник, перемещаясь вправо, прикроет своей кромкой канал подвода топлива к этим устройствам, прекратит слив топлива из полости над поршнем иглы и перемещение иглы в сторону уменьшения подачи топлива в двигатель прекратится. На установившемся режиме перенос топлива на слив через клапан минимального давления компенсируется подводом его через жиклер 69. Игла удерживается в положении, обеспечивающем минимальную подачу топлива из условия устойчивой работы камеры сгорания.

Ограничитель приведенной частоты вращения турбокомпрессора предназначен для уменьшения подачи топлива в двигатель в случае, когда $n_{тк.пр}$ превысит максимально допустимое значение. Ограничение $n_{тк.пр}$ производится для повышения стабильности работы системы ограничения по $p_{к.макс}$, а также для предотвращения неустойчивых режимов работы компрессора («верхнего помпажа»). Значение $n_{тк.пр}$ определяют по выражению

$$n_{тк.пр} = n_{тк.физ} \sqrt{T_0/T_H}.$$

Ограничитель (см. рис. 45) состоит из клапана 25, поршня 28, двуплечего рычага 27, иглы 32, пружин 24 и 29 и регулировочного винта 23. Сверху на поршень 28 действует сила $p_{ком}$ от командного давления топлива $p_{ком}$, подведенного от командного агрегата КА-40

через штуцер 30. Снизу на поршень действуют силы от пружин 24 и 29 и давление слива топлива.

Если $n_{\text{тк пр}}$ меньше максимально допустимого значения, то клапан 25 под действием пружин 24 и 29 закрыт и ограничитель не работает. При достижении частоты вращения ограничения сила от $\Delta p_{\text{ком}} = p_{\text{ком}} - p_{\text{сл}} = f(I_n, n_{\text{тк}})$ переместит поршень 28 вниз и через иглу 32, двуплечий рычаг 27 и клапан 25 откроет перепуск части топлива из полости за жиклером 69 на слив. Это приведет к перемещению дозирующей иглы 37 на уменьшение подачи топлива в двигатель, $n_{\text{тк}}$ уменьшится и система придет в равновесие при новом положении дозирующей иглы и уменьшенной частоте вращения турбокомпрессора. Срабатывает ограничитель при $p_{\text{ком}} = (9,7 \pm 1) \cdot 10^5$ Па, что соответствует $n_{\text{тк пр}} = 101...105$ %. Настройка ограничителя $n_{\text{тк пр}}$ производится с помощью регулировочного винта 23 в соответствии с руководством по эксплуатации и техническому обслуживанию двигателя ТВ2-117А.

Ограничитель максимального расхода топлива предназначен для ограничения мощности, развиваемой двигателем в диапазоне температур наружного воздуха $-50...+30$ °С. Ограничитель (см. рис. 45) состоит из регулировочного винта 47, которым устанавливается величина отверстия на выходе топлива к форсункам, и клапана перепада давлений 49 с мембранным усилителем 51, поддерживающим постоянный перепад давлений на дозирующем отверстии.

Ограничитель вступает в работу на максимальном режиме, когда перепад давлений на дозирующем отверстии II достигает $3 \cdot 10^5$ Па (3 кгс/см^2). При этом часть топлива через отверстие золотника клапана 49 перепускается в линию низкого давления. Если расход топлива меньше допустимого, то перепад давлений на дозирующем отверстии II меньше расчетного значения и пружина 50 удерживает золотник клапана 49 в нижнем положении, так что топливо в линию низкого давления не перепускается и все топливо, проходящее через дозирующую иглу, поступает в двигатель. Максимальный расход топлива выбран таким, чтобы при температуре наружного воздуха $+15$ °С мощность двигателя на взлетном режиме была равна 1102 кВт. Его значение находится в пределах (440 ± 7) кг/ч и регулируется винтом 47.

Запорный клапан (см. рис. 45) предназначен для открытия и герметичного закрытия доступа топлива в коллектор контура I форсунок в зависимости от положения стоп-крана. Он состоит из золотника 43, перемещающегося во втулке, пружины 42 и резинового седла 44.

При закрытом стоп-кране золотник пружинной прижат к седлу и канал выхода топлива закрыт. В момент запуска (стоп-кран открыт) при достижении $n_{\text{тк}} = 19...21$ % давление топлива перед запорным клапаном увеличивается до $(4...5) \cdot 10^5$ Па ($4...5 \text{ кгс/см}^2$) и клапан открывается. Момент открытия клапана определяется по появлению рабочего давления на приборе и регулируется подбором диаметра жиклера 67, через который из линии высокого давления часть топлива перепускается на слив при закрытом клапане.

Подпорный клапан предназначен для подъема давления топлива за дозирующей иглой, чтобы обеспечить необходимые перестановочные усилия на поршень иглы в момент запуска двигателя. Клапан (см. рис. 45) представляет собой дополнительное сопротивление на выходе топлива в контур I рабочих форсунок и состоит из золотника 46 и пружины 45. Давление открытия клапана $(4...5) \cdot 10^5$ Па ($4...5 \text{ кгс/см}^2$).

Распределительный клапан (см. рис. 45) предназначен для перепуска топлива в контур II в зависимости от давления в контуре I форсунок. Применение двух контуров обеспечивает высококачественный распыл топлива форсунками. Контур I (вспомогательный) форсунок работает при запуске. Контур II включается распределительным клапаном, состоящим из золотника 56, втулки 55, пружины 57 и регулировочного винта 58. К золотнику 56 клапана подводится топливо из ограничителя максимального расхода. При достижении давления топлива по прибору $p_t = (30 \pm 2) \text{ кгс/см}^2$ ($(30 \pm 2) \cdot 10^5$ Па) золотник, преодолевая натяжение пружины 57 и давление слива, открывает доступ топлива к запорно-подпорному клапану контура II . При работе двигателя на взлетном режиме расход топлива через контур II форсунок в 10...11 раз больше расхода через контур I , давление по прибору равно: 56 кгс/см^2 ($56 \cdot 10^5$ Па) в контуре II и 60 кгс/см^2 ($60 \cdot 10^5$ Па) в контуре I .

Запорно-подпорный клапан контура II (см. рис. 45) установлен на выходе топлива из агрегата НР-40ВА к коллектору контура II и представляет собой тарельчатый клапан 52, нагруженный пружинной 53. Назначение и работа аналогичны запорному и подпорному клапанам. Клапан открывается при давлении топлива по прибору $p_t = 4...5 \text{ кгс/см}^2$ ($(4...5) \cdot 10^5$ Па).

Стоп-кран (см. рис. 45) служит для прекращения подачи топлива в двигатель. При переводе рычага 59 стоп-крана 60 в положение «Закрыт» магистраль за дозирующей иглой сначала сообщается с линией слива топлива, а затем перекрывается. В процессе выбега ротора качающийся узел насоса-регулятора по инерции через стоп-кран работает на себя, а дозирующая игла смещается до упора максимальной подачи. Запорный, подпорный, распределительный и запорно-подпорный клапаны закрываются под действием пружин и обеспечивают герметичность на выходе топлива из насоса-регулятора.

Клапан стравливания воздуха служит для выпуска воздуха и паров топлива из внутренних полостей насоса-регулятора. Наличие воздуха или паров топлива во внутренних полостях топливного насоса нарушает нормальную работу агрегата. Это может привести к «раскачке» частоты вращения турбокомпрессора и к появлению «вилки» в показаниях на приборе. Клапан 68 (см. рис. 45) установлен на крышке дозирующей иглы и состоит из седла, шарика и пружины. Воздух выпускается нажатием на шарик клапана с помощью специального приспособления на неработающем двигателе при включенных подкачивающих насосах расходного бака. Клапан стравливания воздуха используется также при консервации и расконсервации двигателя.

5.4. Устройство и работа регулятора РО-40М

На режимах выше 0,4 номинального система автоматического регулирования работает по программе поддержания $n_{св.т} = \text{const}$ ($n_{н.в} = \text{const}$). На этих режимах положением дозирующей иглы и соответственно подачей топлива управляет регулятор частоты вращения свободной турбины (несущего винта) РО-40М, который работает совместно с насосом-регулятором НР-40ВА.

Регулятор РО-40М предназначен для ограничения частоты вращения свободной турбины (несущего винта) при воздействии на поршень дозирующей иглы агрегата НР-40ВА в сторону уменьшения подачи топлива в двигатель. Регулятор (рис. 47) состоит из датчика частоты вращения с грузиками 9 и приводной рессорой 12, плоского клапана 13, закрепленного в рычаге 15 и нагруженного пружиной 4, и клапана 6 стравливания воздуха. Он установлен на корпусе главного привода и получает вращение от вала свободной турбины через приводную рессору 12.

К плоскому клапану 13 подводится топливо из канала Е агрегата НР-40ВА (см. рис. 45). До $n_{н.в} = (95 \pm 2) \%$ пружина 4 (рис. 47) удерживает плоский клапан 13 в закрытом положении, т. е. РО-40М не работает. Если $n_{н.в} > 95 \%$, то центробежные силы грузиков открывают плоский клапан 13, часть дозированного топлива идет на слив, дозирующая игла 37 (см. рис. 45) перемещается на уменьшение подачи топлива и раскрутка свободной турбины и несущего винта прекращается.

На всех рабочих режимах (при правой коррекции) управление подачей топлива в двигатель осуществляет РО-40М, всегда настроенный на повышенный режим (сливное окно маятника 18 насоса-регулятора НР-40ВА постоянно закрыто). Повышение режима работы двигателя достигается затяжением несущего винта. Это приводит к уменьшению $n_{н.в}$, уменьшению слива топлива через плоский клапан 13 и увеличению подачи топлива в двигатель. При работе на взлетном режиме ($n_{н.в} = 92...93 \%$) плоский клапан 13 закрыт и в работу вступает регулятор частоты вращения агрегата НР-40ВА или один из ограничителей. Настройка регулятора РО-40М производится регулировочным винтом 1.

Система защиты турбины винта от раскрутки (СЗТВ) служит для предотвращения раскрутки ротора свободной турбины в случае нарушения кинематики передачи мощности от турбины к несущему винту (например, при проскальзывании муфты свободного хода, разрушении зубчатых передач и т. п.). Эта система обеспечивает автоматическое выключение двигателя, если произойдет раскрутка ротора турбины до критической частоты вращения $n_{св.т} = (126 \pm 3) \%$ или если в полете произойдет раскрутка несущего винта до этой частоты вращения по причине, не зависящей от двигателя и редуктора. При этом повторный запуск выключенного двигателя в полете невозможен.

Элементы СЗТВ расположены в регуляторе РО-40М и в насосе-регуляторе НР-40ВА. К ним относятся: рычаг 7 (рис. 47), закреп-

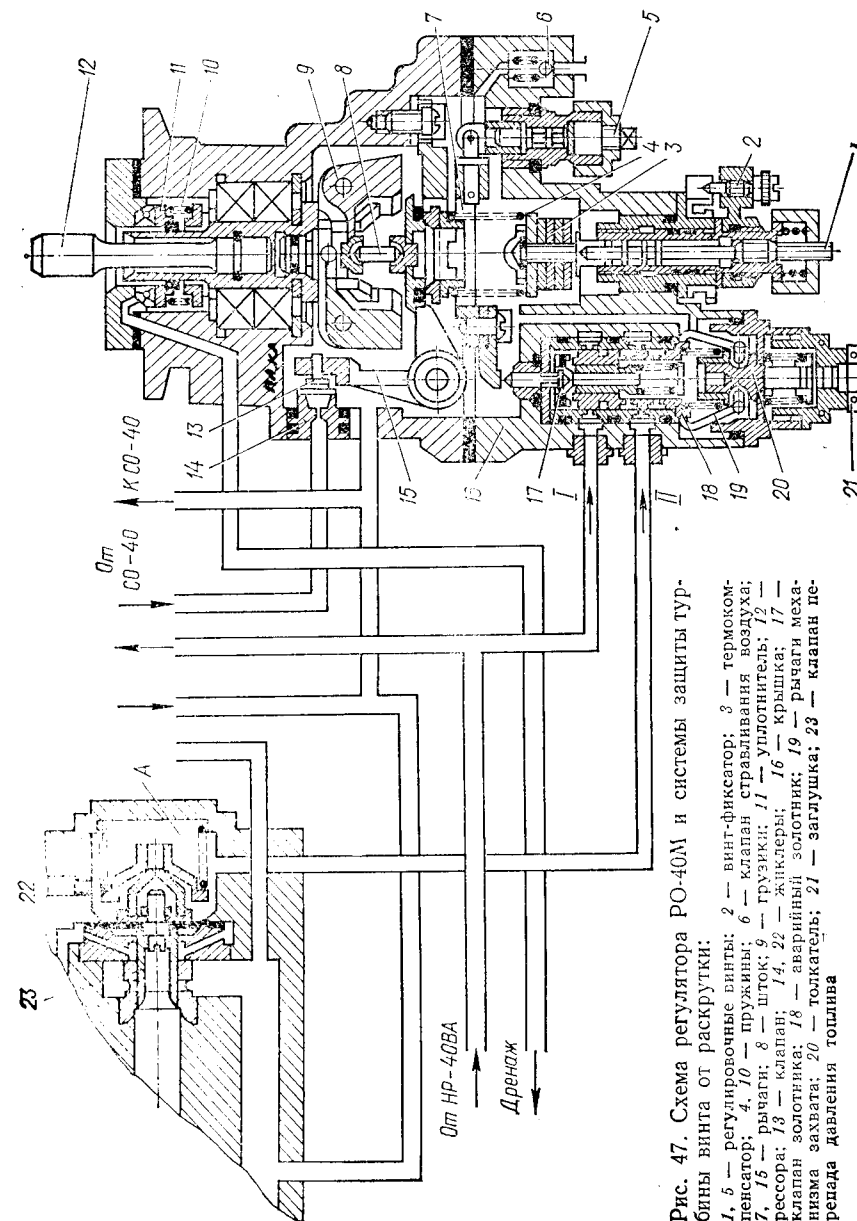


Рис. 47. Схема регулятора РО-40М и системы защиты турбины винта от раскрутки:
1, 5 — регулировочные винты; 2 — винт-фиксатор; 3 — термомом-
пенсатор; 4, 10 — пружины; 6 — клапан стравливания воздуха;
7, 15 — рычаги; 8 — шток; 9 — грузики; 11 — уплотнитель; 12 —
рессора; 13 — клапан; 14, 22 — жиклеры; 16 — крышка; 17 —
клапан золотника; 18 — аварийный золотник; 19 — рычаг меха-
низма захвата; 20 — толкатель; 21 — заглушка; 23 — клапан пе-
редады давления топлива

ленный шарнирно на регулировочном винте 5, клапан 17 золотника 18, рычаги 19 механизма захвата, толкатель 20, а также клапан постоянного перепада давления топлива 23 на проходном сечении дозирующей иглы агрегата НР-40ВА.

В случае нарушения кинематической связи ротора свободной турбины с валом несущего винта и последующей неуправляемой его раскрутки на заданной настройкой частоте вращения ротора автоматически срабатывает СЗТВ, т. е. под действием центробежных сил грузики 9 через шток 8 передают усилие на рычаг 7, который перемещает клапан 17 золотника до упора в седло. При этом прекращается утечка на слив топлива, подводимого через штуцер 1 из полости за насосом высокого давления агрегата НР-40ВА. Вследствие создавшегося высокого давления топлива золотник 18 перемещается вниз (по схеме) до упора в толкатель 20, который вместе с золотником фиксируется рычагами 19 в данном положении. При положении золотника 18 в крайнем нижнем положении топливо, подводимое к штуцеру 11 из полости А клапана постоянного перепада давлений 23 агрегата НР-40ВА, по проточке и каналу в золотнике 18 пойдет на слив. При этом клапан постоянного перепада давлений резко переместится на полное открытие и топливо из линии нагнетания насоса высокого давления будет сливаться на вход в насос-регулятор НР-40ВА. Подача топлива к форсункам резко уменьшится, и двигатель выключится.

Для снятия блокировки рычагами 19 золотника 18 аварийного останова после срабатывания системы необходимо вывернуть заглушку 21, завернуть до упора винт-приспособление, который, нажимая на толкатель 20, освободит золотник 18 от захвата рычагами 19. При этом золотник 18 займет исходное положение. Затем необходимо вывернуть винт-приспособление, завернуть и законтрить заглушку 21.

Чтобы проверить надежность работы СЗТВ, в агрегате РО-40М предусмотрено специальное устройство с двухпозиционной фиксацией винтом 2 на рабочий режим с частотой срабатывания $n_{с.т} = (126 \pm 3) \%$ (предел раскрутки) и контрольный режим с частотой срабатывания $n_{к.т} = (94 \pm 4) \%$. При проверке системы винт 2 переводится из рабочего положения в фиксированное положение контрольного режима, вследствие чего пружина 4 расслабляется и золотник 18 срабатывает при более низкой частоте вращения. Для повышения точности срабатывания по частоте вращения как регулятора частоты вращения свободной турбины (несущего винта), так и СЗТВ при изменении температурных условий в агрегате РО-40М установлен термокомпенсатор 3.

5.5. Система синхронизации режимов работы двигателей в вертолетной силовой установке

Особенностью работы турбовальных двигателей в двухдвигательной силовой установке вертолета является то, что они имеют общую нагрузку — несущий винт. Для обеспечения равномерной нагрузки

на двигатели необходимо равенство крутящих моментов на выводных валах свободных турбин, т. е. чтобы двигатели на всех режимах работы имели одинаковые мощности. Разнорежимность работы двигателей объясняется практической невозможностью настройки регуляторов на одинаковую подачу топлива.

Синхронизация режима работы двигателей с ручной системой управления «шаг — газ» и наличием в системе регулирования регулятора частоты вращения турбокомпрессора достигается тем, что пилот, воздействуя на шаг винта, одновременно изменяет режим работы обоих двигателей. При необходимости, например, когда неправильно отрегулирована система «шаг — газ», пилот, используя рычаги раздельного управления, может корректировать режимы работы каждого двигателя в отдельности. Такой метод синхронизации режимов работы двигателей затрудняет работу пилота.

В системе автоматического поддержания заданной частоты вращения несущего винта на вертолетной силовой установке синхронизация режима работы двигателей осуществляется применением на каждом двигателе регуляторов частоты вращения винта РО-40М, имеющих небольшую степень статизма (около 4...6 % по частоте вращения свободной турбины). Если регуляторы подобраны с очень близкими характеристиками, то различие в расходе топлива и соответственно мощности при данной частоте вращения несущего винта определяется разницей в настройке регуляторов. Характеристика статических регуляторов РО-40М приведена на рис. 48. Небольшая разница в настройке регуляторов достигается их специальной проверкой и регулировкой.

Поскольку с помощью статических регуляторов не удастся достичь требуемой синхронизации режима работы двигателей, применяется дополнительная коррекция режима по давлению воздуха за компрессорами. Эту коррекцию производит устройство, называемое синхронизатором мощности. Синхронизатор мощности СО-40 (рис. 49) состоит из золотникового механизма, мембранного механизма и рычага, связывающего эти механизмы. Золотник 29 каждого синхронизатора включается последовательно в топливную магистраль, соединяющую полость между жиклером 20 и дроссельным пакетом 19 регулятора частоты вращения турбокомпрессора с клапаном слива топлива 38 регулятора частоты вращения несущего винта РО-40М. Камеры мембранных элементов соединены с воздушными полостями за компрессорами двигателей: верхняя полость А соединена

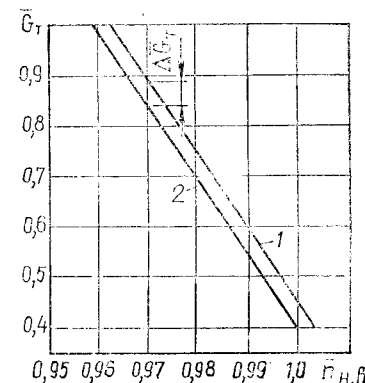
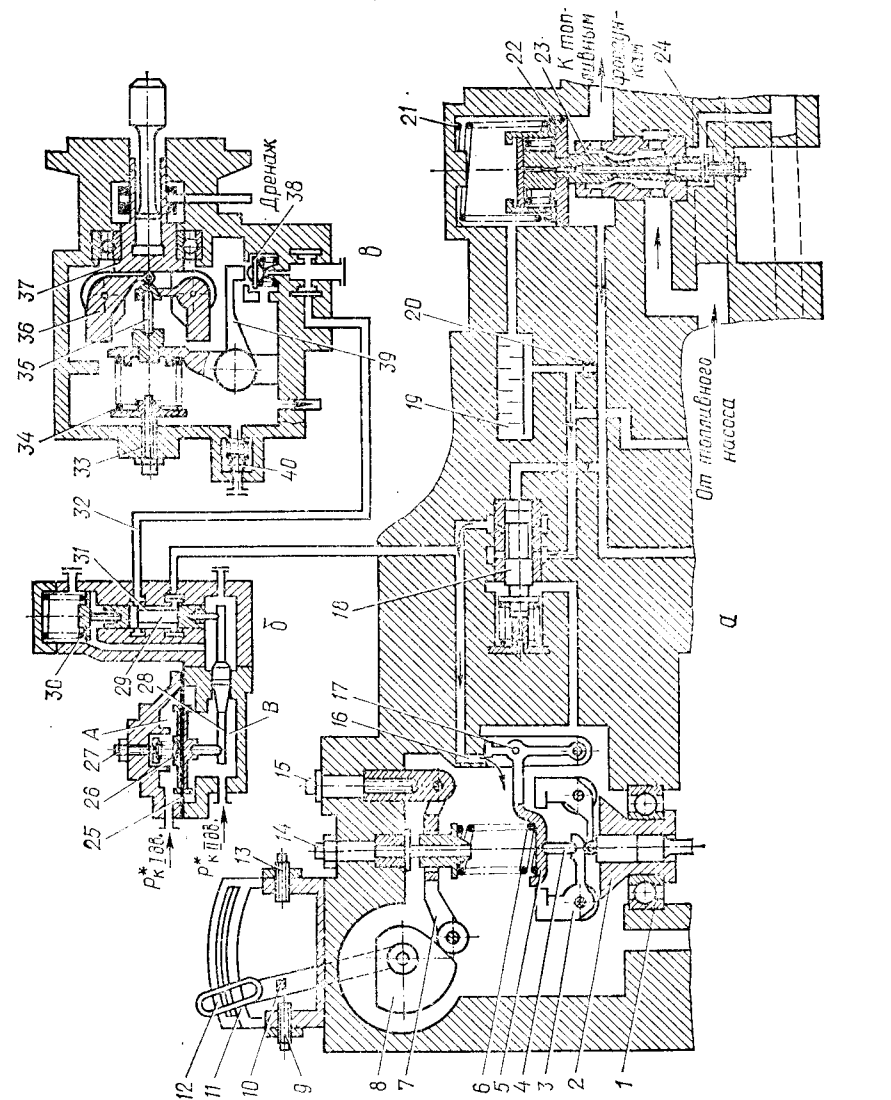


Рис. 48. Возможная характеристика статического регулятора частоты вращения свободной турбины (несущего винта) со степенью статизма 4 %:

1, 2 — регулятор левого и правого двигателя соответственно

Рис. 49. Схема регуляторов для обеспечения синхронизации режимов работы двигателей:



а — регулятор частоты вращения турбокомпрессора; б — синхронизатор мощности; в — регулятор частоты вращения несущего винта (свободной турбины); 1 — сопловый датчик; 2 — тахометрический датчик; 3 — игла; 4 — клапан; 5 — маятник; 6 — рычаг; 7 — ось маятника; 8 — упор «Мин и кулачок»; 9 — упор «Мин и кулачок»; 10 — упор рычага управления; 11 — упор рычага управления; 12 — лимб; 13 — упор «Максимальные обороты»; 14 — маятниковые обороты; 15 — регулировочные винты минимальной и максимальной частоты вращения соответственно; 16 — сливное окно маятника; 17 — ось маятника; 18 — клапан минимального давления; 19 — дроссельный пакет; 20 — жиклер; 21 — пружина на поршне дозирующей иглы; 22 — поршень; 23 — дозирующая игла; 24 — упор максимального расхода топлива; 25 — мембрана; 26 — пружина; 27 — регулировочный винт; 28 — дозирующий рычаг; 29 — сопловый датчик; 30 — окно выхода топлива к регулятору частоты вращения винта; 31 — топливный канал; 32 — регулировочный винт; 33 — пружина; 34 — игла; 35 — тахометрический датчик; 36 — клапан слива топлива; 37 — упор; 38 — упор; 39 — упор; 40 — клапан страивания воздуха

с полостью за компрессором двигателя, в систему регулирования которого включен данный синхронизатор, а нижняя полость В — с полостью за компрессором другого двигателя.

Принцип работы синхронизатора основан на сравнении давления воздуха за компрессорами двух двигателей и на устранении разности между этими давлениями при подаче команды на повышение режима двигателя, у которого давление воздуха за компрессором меньше. Положение золотника 29 синхронизатора задано пружиной 30 так, что при равенстве давлений в камерах А и В золотник не перекрывает выходное отверстие 31, и регулятор частоты вращения свободной турбины РО-40М управляет положением дозирующей иглы 23.

Если частота вращения турбокомпрессора одного двигателя уменьшается по сравнению с частотой вращения другого (при направлении ветра, противоположном направлению выхода отработавших газов, статической ошибке регулятора и т. п.), то мембранный механизм синхронизатора двигателя, имеющего меньшую частоту вращения, переместит золотник 29 вниз (по схеме). Перемещение золотника вниз приводит к дросселированию отверстия 31 подвода топлива к регулятору РО-40М. Перепуск топлива на слив через клапан 38 регулятора уменьшается, и дозирующая игла переместится на увеличение подачи топлива в данный двигатель. Перемещение золотника в верх синхронизатора двигателя, имеющего большую частоту вращения турбокомпрессора, не вызывает дросселирование отверстия и выхода топлива к регулятору частоты вращения несущего винта. Поэтому синхронизатор не оказывает воздействия на систему регулирования подачи топлива в двигатель, который имеет большую частоту вращения. Процесс регулирования закончится и система синхронизаторов возвратится в исходное нейтральное положение тогда, когда выравняются частоты вращения турбокомпрессоров и давления воздуха в полостях А и В синхронизаторов. Принципиальная схема соединения синхронизаторов двух двигателей вертолета приведена на рис. 50.

При нормальной работе синхронизаторов допустимая разность частоты вращения турбокомпрессоров двигателей на рабочих режимах, на которых работают регуляторы частоты вращения несущего винта, составляет 2,5 %. Эта разность определяется степенью статизма (ошибкой) синхронизаторов или ошибкой измерительной системы частоты вращения турбокомпрессоров. Если двигатели переводятся на режим ручного управления (поворотом рукоятки коррекции влево), когда регуляторы частоты вращения несущего винта РО-40М из работы выключаются, то работа синхронизаторов становится неэффективной. В этом случае разность частоты вращения турбокомпрессоров определяется статической ошибкой регуляторов частоты вращения турбокомпрессоров. Разность частот вращения в данном случае «Руководством по летной эксплуатации вертолета» не лимитируется.

При установке двигателям взлетного режима регуляторы частоты вращения несущего винта выключаются из работы. Поэтому синхро-

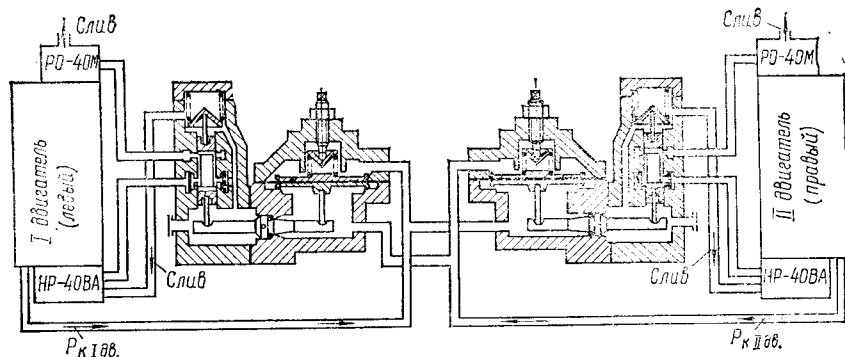


Рис. 50. Схема установки агрегатов СО-40 на спаренных двигателях вертолета:
 $P_{к1дв.}$, $P_{к2дв.}$ — давление воздуха за компрессором левого и правого двигателя соответственно

низация режимов работы двигателей в этом случае предусматривается ограничением максимальной мощности, а при срабатывании ограничителя $n_{тк.пр}$ допускается «Руководством по летной эксплуатации вертолета» разность частот вращения турбокомпрессоров двигателей до 4 %.

Если начинает работать один из ограничителей основных параметров (по температуре газа, приведенной или максимальной физической частоте вращения), то происходит слив топлива из полости над поршнем дозирующей иглы, в результате чего уменьшается подача топлива в двигатель. Регуляторы частоты вращения РО-40М прекращают слив топлива, т.е. выключаются из работы. Синхронизаторы мощности также теряют эффективность, и разность частот вращения турбокомпрессоров может увеличиваться. В этом случае пилоту рекомендуется уменьшить режим работы двигателей до момента вступления синхронизаторов в работу. Если по условиям полета требуется выдерживать установленный шаг несущего винта, то «Руководством по летной эксплуатации вертолета» оговариваются время работы на режимах срабатывания ограничителей и допускаемая разность частот вращения турбокомпрессоров.

5.6. Система ограничения температуры газа перед турбиной компрессора

В системе регулирования и управления двигателем на режимах с автоматическим поддержанием постоянной частоты вращения свободной турбины (несущего винта) применяется ограничение максимального расхода топлива, физической и приведенной частот вращения турбокомпрессора, поэтому в случае увеличения t_H или уменьшения P_H температура газа перед турбиной увеличивается и может превысить расчетное значение. Максимальное значение температуры газа перед турбиной компрессора ограничивается автоматическим уменьшением подачи топлива к форсункам.

В систему ограничения (рис. 51) входят: комплект термодатчиков Т-80Т (17 шт.), усилитель сигналов термодатчиков УРТ-27, исполнительный

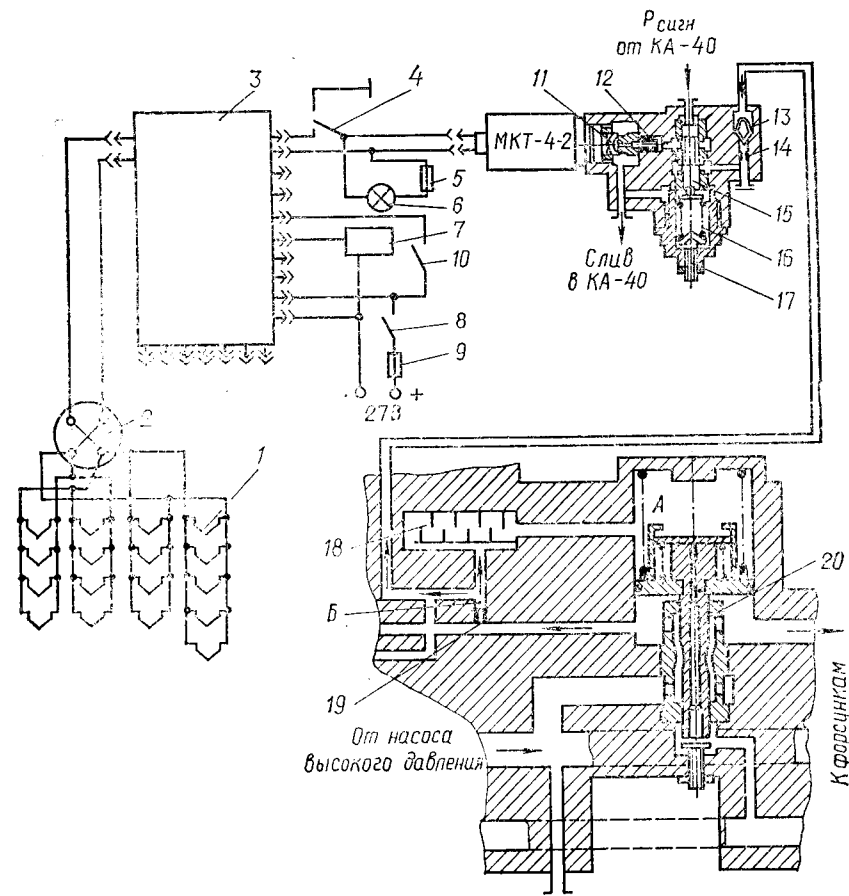


Рис. 51. Схема системы ограничения температуры газа перед турбиной компрессора:

1 — батарея термодатчиков Т-80Т; 2 — колодка К-82; 3 — УРТ-27; 4, 8 — выключатели; 5, 9 — предохранители; 6 — сигнальная лампа; 7 — индикатор отказа; 10 — переключатель проверки; 11 — электромагнитный клапан; 12, 13, 14, 19 — жиклеры; 15 — золотник клапана блокировки; 16 — пружина; 17 — регулировочный винт; 18 — дроссельный пакет; 20 — дозирующая игла

механизм ИМ-40, сигнальная лампа, индикатор отказа, переключатель проверки и арматура. Термодатчики Т-80Т установлены на корпусе соплового аппарата первой ступени турбины компрессора, а механизм ИМ-40 — на кронштейне корпуса компрессора. Остальные элементы системы расположены на вертолете и в кабине экипажа.

Основными элементами агрегата ИМ-40 являются: электромагнитный клапан 11 (рис. 51), жиклер 12, клапан блокировки с золотником 15, постоянный жиклер 13 с фильтром и сменный жиклер 14. Клапан 11 жестко связан с подвижным сердечником электромагнита МКТ-4-2 и через жиклер 12, золотник 15, жиклеры 13 и 14 соединен с полостью Б сервомеханизма насоса-регулятора НР-40ВА. На торец

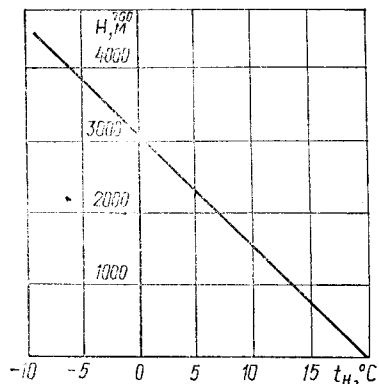


Рис. 52. Зависимость температуры наружного воздуха начала работы системы ограничения температуры газа перед турбиной компрессора от барометрической высоты полета

золотника 15 подается от КА-40 топливо с сигнальным давлением $p_{\text{сигн}}$, пропорциональным $n_{\text{тк}}$; с другого конца золотник поджат пружиной 16, натяжение которой регулируется винтом 17. Клапан блокировки предотвращает срабатывание ИМ-40 от ложных сигналов УРТ-27 на малой частоте вращения турбокомпрессора. До частоты $n_{\text{тк}} = (93 \pm 1) \%$ золотник 15 клапана пружиной 16 прижат к упору и прикрывает доступ топлива к клапану 11. При $n_{\text{тк}} > (93 \pm 1) \%$ сигнальным давлением, поступающим от командного агрегата КА-40, золотник 15 перемещается и полость А сервомеханизма насоса-регулятора НР-40ВА сообщается с клапаном 11.

При повышении температуры газа свыше $(865 \pm 5)^\circ\text{C}$ усилитель УРТ-27 (поз. 3) по сигналам термопар 1 включает исполнительный механизм ИМ-40. Электромагнит МКТ-4-2 срабатывает на открытие клапана 11 с частотой, пропорциональной забросу температуры газа. При этом часть дозированного топлива перепускается на слив, дозирующая игла 20 перемещается на уменьшение подачи топлива к форсункам, что приводит к уменьшению температуры газа перед турбиной. Срабатывание ИМ-40 контролируется по загоранию сигнальной лампы 6, предупреждающей об опасном повышении температуры газа. В процессе срабатывания системы допускается температура газа до 880°C . При забросе температуры газа на 100°C выше настройки задатчика УРТ-27 [до $(965 \pm 5)^\circ\text{C}$], когда даже полное включение электромагнита МКТ-4-2 не способно снизить температуру, срабатывает защита и загорается табло индикатора отказа 7 «Отказал левый УРТ» или «Отказал правый УРТ». Дальнейшее повышение температуры газа недопустимо, и двигатель необходимо выключить.

Исправность системы проверяют при работе двигателя на взлетном режиме, включая переключатель проверки 10. При включении переключателя должна загореться сигнальная лампа 6 и уменьшаться температура газа. Разрешается проверять работу системы при температуре наружного воздуха не ниже -15°C . Перерегулировка системы в случае необходимости использовать повышенный взлетный режим производится перенастройкой усилителя УРТ-27.

Срабатывание системы ограничения температуры газа перед турбиной компрессора обычно происходит в процессе набора вертолетом высоты вследствие потребности увеличить мощность двигателей. Температура начала работы системы зависит от барометрической высоты полета (рис. 52). Это необходимо учитывать при предварительном расчете полета.

5.7. Рабочая топливная форсунка

Закрывающим элементом систем топливопитания и автоматического регулирования двигателя является *топливная форсунка* (рис. 53). Для получения равномерного поля температур газа перед турбиной компрессора на двигателе установлено восемь рабочих форсунок, которые обеспечивают распыл топлива, подаваемого в камеру сгорания. Поскольку расход топлива в камеру сгорания изменяется в широких пределах, то для обеспечения такого распыла топлива форсунки выполнены двухканальными, двухсопловыми, центробежными. Первый канал (контур) форсунок обеспечивает подачу топлива в камеру сгорания в процессе запуска и работы двигателя на режиме малого газа. Он включается в работу при открытии запорного клапана 43 (см. рис. 45) агрегата НР-40ВА при достижении $n_{\text{тк}} = 19...21 \%$. Второй канал (контур) включается в работу при выводе двигателя на повышенный режим открытием распределительного клапана 56, когда давление топлива за дозирующей иглой по прибору достигает 30 кгс/см^2 ($30 \cdot 10^5 \text{ Па}$).

Основным элементом распыливающего устройства форсунки является завихритель, который имеет тангенциальные каналы 1 (рис. 54), завихрительную камеру 2 и сопло 3. Топливо по тангенциальным каналам 1 поступает в завихрительную камеру 2 и движется по спиральной траектории от периферии к центру. Выйдя из сопла 3, частицы топлива движутся по траекториям, образующим полный конус распыленного топлива.

Производительность форсунки G_f , кг/ч, зависит от площади тангенциальных каналов, радиуса камеры закручивания и диаметра сопла:

$$G_f = \mu F_c \sqrt{2g\gamma_t \Delta p_{\text{ф}}}$$

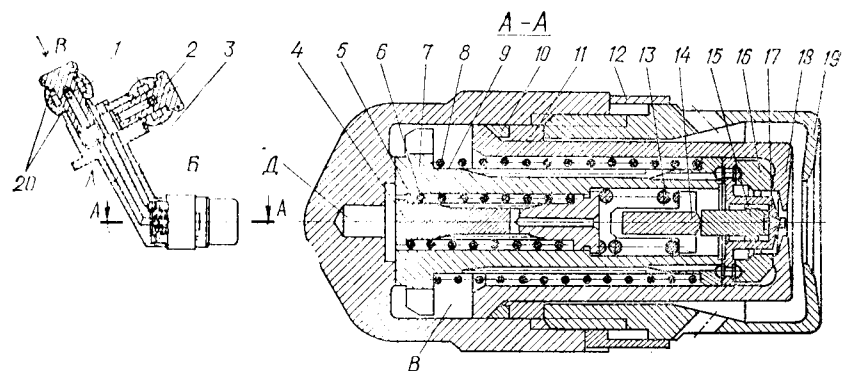


Рис. 53. Рабочая топливная форсунка:

1, 2 — штуцеры; 3 — корпус; 4 — стержень фильтрующий; 5, 9 — сетки фильтрующие; 6, 8 — проволока поддерживающая; 7 — фильтрующая гильза; 10, 11, 12, 20 — кольца уплотнительные; 13 — пружина; 14 — опора пружины; 15 — завихритель; 16 — обойма; 17 — сопло-завихритель; 18 — сопло; 19 — гильза; А, Б, В, Д — топливные каналы

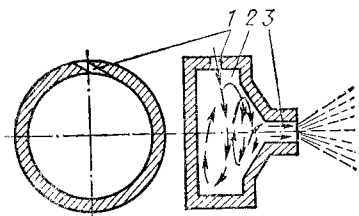


Рис. 54. Принцип работы форсунки:

1 — тангенциальный канал; 2 — завихрительная камера; 3 — сопло

ограничение минимального давления топлива перед форсунками клапаном минимального давления агрегата НР-40ВА. Если на неработающем двигателе в форсунках, а также в коллекторных трубопроводах находится топливо, то это может привести к закоксованности форсунок вследствие испарения топлива. Поэтому форсунки и коллекторные трубопроводы соединены с дренажной системой.

Дренажная система (рис. 55) — составная часть систем топливопитания и регулирования двигателя. Она обеспечивает слив в дренажный бачок топлива из внутренних полостей двигателя, коллекторов рабочих форсунок, пусковой топливной системы и уплотнений агрегатов.

Для предупреждения попадания топлива через уплотнения агрегатов систем, установленных на двигателе, в масляные по-

где μ — коэффициент расхода, зависящий от геометрических размеров форсунки; F_c — площадь сечения сопла, м^2 ; γ_t — плотность топлива, кг/м^3 ; Δp_{ϕ} — разность давлений топлива перед форсунками и воздуха в камере сгорания, т. е. перепад давлений, Па. При перепаде давлений на форсунке меньше $3 \cdot 10^5$ Па топливо плохо распыляется, что может привести к срыву пламени и выключению двигателя. Поэтому производится

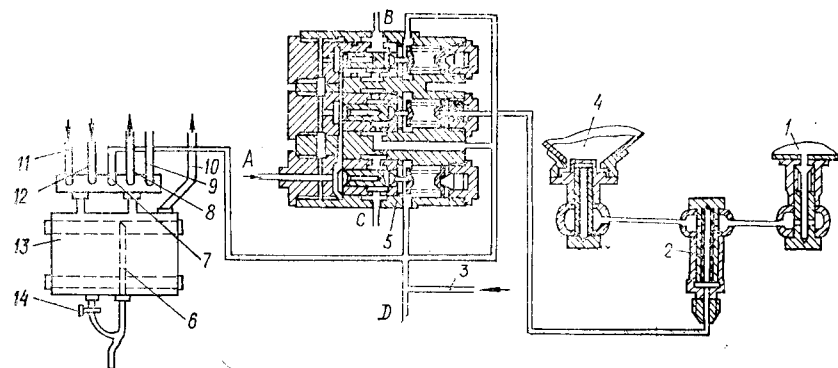


Рис. 55. Схема дренажной системы:

1 — корпус турбины; 2 — фильтр дренажный; 3 — отвод дренажного топлива из шестой опоры роторов двигателя и выходного патрубка; 4 — камера сгорания; 5 — блок дренажных клапанов; 6 — соединение дренажного бачка с атмосферой; 7 — слив дренажного топлива из блока дренажных клапанов; 8 — слив дренажного топлива из уплотнений агрегатов НР-40ВА, КА-40, ПН-40Р, РО-40М соседнего двигателя; 9 — слив дренажного топлива из уплотнений агрегатов НР-40ВА, КА-40, ПН-40Р, РО-40М; 10 — слив масла из магистрали суфлирования маслосистемы; 11 — слив топлива из блока фильтров топливной системы; 12 — слив дренажного топлива из блока дренажных клапанов, камеры сгорания, корпуса турбины, четвертой опоры ротора и выходного патрубка соседнего двигателя; 13 — дренажный бачок; 14 — сливной кран; А — подвод топлива к дренажным клапанам от насоса высокого давления агрегата НР-40ВА; В, С, D — слив топлива соответственно из 1, 11 контуров рабочих топливных форсунок и из пусковой топливной системы

лости двигателя предусмотрен слив просочившегося топлива в дренажный бачок 13. В этот же бачок сливается топливо из внутренней полости корпуса камеры сгорания 4, полостей корпусов турбин 1 и коллекторов форсунок. Топливо, просочившееся через уплотнения агрегатов, сливается непрерывно, а топливо из внутренних полостей двигателя и коллекторов форсунок — только на неработающем двигателе, когда дренажные клапаны 5 пружинами удерживаются в открытом положении.

Дренажные клапаны закрываются и соответственно прекращается слив топлива в момент запуска двигателя под действием давления топлива, поступающего к торцам золотников клапанов, когда оно достигает $(2,5...3) \cdot 10^5$ Па. Количество топлива, поступающего в дренажный бачок на работающем двигателе, определяется состоянием уплотнений агрегатов топливной и гидравлической систем, установленных на двигателе.

5.8. Контроль и управление работой систем топливной и автоматического регулирования

При подготовке к полету, а также в процессе полета необходимо тщательно контролировать работу топливной системы. Наличие топлива в баках, а также его расход в полете контролируется поплавковым топливометром СКЭС-2027А, датчики которого установлены на топливных баках, а указатель — на приборной доске правого пилота. Топливометр позволяет измерить суммарное количество топлива в баках и количество топлива отдельно в каждом баке.

В полете топливо поступает в двигатель из расходного бака, который пополняется из топливных баков, а подвесные баки пополняются топливом из дополнительных баков (в случае их установки). Расход топлива контролируется по указателю топливометра. Если запас топлива в расходном баке уменьшится до аварийного остатка (300 л), то загорается световое табло «Осталось топлива 300 л».

Включение подкачивающих и перекачивающих насосов производится выключателями, расположенными на левой панели верхнего электронульта кабины экипажа. Работу этих насосов контролируют сигнализаторы давления, включающие световые табло «Лев. бак», «Прав. бак» и «Расход. бак». Управление пожарными кранами также дистанционное. При включении переключателей пожарных кранов, расположенных на щитке управления противопожарной системы, загораются световые табло сигнализации открытого положения кранов.

В процессе полета необходимо вести непрерывный контроль за давлением топлива на основных участках системы для определения условий питания двигателей топливом и исправности системы. Давление топлива на различных участках системы определяют по манометрам, указывающим избыточное давление

(в кгс/см²), либо по световому табло, работающему параллельно с сигнализаторами давления.

Работа системы низкого давления контролируется сигнализаторами с нормально разомкнутым положением контактов, но при достижении давления, создаваемого подкачивающими насосами расходного бака, 0,4...0,8 кгс/см² (по прибору) замыкаются контакты сигнализатора и загорается световое табло зеленого цвета.

Работа системы высокого давления проверяется измерением давления топлива перед рабочими форсунками. Датчик ИД-100 устанавливается в коллекторе первого контура рабочих форсунок, а трехстрелочный измеритель УИЗ-3 — на правой приборной доске кабины пилотов.

Управление работой системы высокого давления осуществляется через насос-регулятор, рычаг управления которого связан с системой «шаг — газ». Подача топлива к форсункам прекращается при останове двигателя пилотом через рычаг стоп-крана. При переводе рычага стоп-крана в положение «Закрыт» магистраль за дозирующей иглой насоса регулятора сначала сообщается с линией всасывания насоса высокого давления, а затем перекрывается. В процессе выбега ротора насос высокого давления регулятора через стоп-кран работает на себя, вследствие чего обеспечивается его смазка. Перекрытием пожарного крана останавливать двигатель запрещается, так как в этом случае в процессе выбега насос высокого давления работает без смазки, что приводит к разрушению плунжерных пар. При этом металлическая стружка может попасть во все элементы топливной системы и вызвать их отказ. Поэтому если двигатель выключен закрытием пожарного крана, то необходимо специально рассмотреть вопрос о допустимости его (или в крайнем случае — насоса-регулятора) к дальнейшей эксплуатации на вертолете. Аналогичное явление может произойти при попытке экипажа произвести запуск двигателя с закрытым пожарным краном.

5.9. Возможные неисправности систем топливной и автоматического регулирования

Нарушение нормальной работы топливной системы приводит к изменению подачи топлива в камеру сгорания, что влияет на работу двигателя. Другими признаками нарушения нормальной работы системы топливопитания могут быть: изменение давления топлива, определяемое по указателю манометра УИЗ-3, подтекание топлива из-за негерметичности системы, определяемое визуально или по запаху. Наиболее вероятны следующие неисправности системы топливопитания:

1. Отказ подкачивающих насосов расходного бака (практически отказ электрического привода насосов). В этом случае гаснет табло «Расход. бак» и частота вращения турбокомпрессоров двигателей падает на 2...5 %, а несущего винта — на 1...3 %, а также возможно падение давления топлива перед рабочими форсунками по измерителю УИЗ-3. Отказ подкачивающих насосов при

полете на высотах более 1000 м может сопровождаться выключением одного или двух двигателей. Это происходит вследствие того, что на больших высотах подача топлива в двигатель дросселируется регуляторами до минимального значения по устойчивости горения в камере сгорания. Кроме того, пространство над топливом в баках сообщается с атмосферой и при уменьшении атмосферного давления снижается гидростатический подпор топлива на входе в насос высокого давления. В этом случае даже незначительное уменьшение давления топлива на входе в насос и перед рабочими форсунками может приводить к срыву пламени и самовыключению двигателя. Поэтому, если отказ топливоподкачивающих насосов сопровождается только падением частоты вращения турбокомпрессоров двигателей и несущего винта, то необходимо снизиться до высоты 400...500 м над рельефом местности, уменьшить общий шаг несущего винта до рекомендуемой частоты вращения винта и продолжать полет до места возможного выполнения нормальной посадки. Если отказ насосов сопровождается отказом одного из двигателей, то необходимо снизиться до высоты порядка 500 м и произвести запуск выключившегося двигателя. Полет с отказавшими насосами небезопасен, и поэтому необходимо совершить посадку на ближайшей посадочной площадке. При отказе обоих двигателей попытку запуска их рекомендуется производить в том случае, если время запуска двигателя и выхода на рабочий режим меньше времени снижения вертолета в режиме авторотации. Так, для вертолета Ми-8 время запуска и выхода двигателя на рабочий режим соответствует времени снижения вертолета в режиме авторотации с высоты порядка 1000 м.

2. Заедание клапана дренажа второго контура рабочих форсунок в открытом положении. Основная причина этой неисправности — попадание под фаску клапана твердых частиц смолы или продуктов механического износа насоса высокого давления. В этом случае двигатель не увеличивает частоту вращения с режима примерно 66 % при повороте рукоятки коррекции вправо (при переключении рычага управления насосом-регулятором на увеличение режима работы двигателя) вследствие недостаточного поступления топлива к форсункам. Неисправность определяют по наличию большого количества топлива в дренажном бачке. При длительной работе с такой неисправностью дренажный бачок переполняется топливом, которое сливается из бачка в атмосферу через дренажную трубку. Дефект устраняют заменой блока дренажных клапанов.

3. Засорение рабочих топливных форсунок. Эта неисправность возникает при наличии большого количества механических примесей в топливе и засорении фильтра тонкой очистки. В этом случае топливо поступает в систему двигателей через фильтр грубой очистки и перепускной клапан. Механические примеси топлива засоряют фильтрующую часть форсунок, которые могут засоряться также продуктами изнашивания плунжерных пар насоса высокого давления при выключении двигателя пожарным краном или смолистыми веществами, осаждающимися на деталях топливо-

регулирующей аппаратуры при применении недоброкачественного топлива. Опасность засорения форсунок заключается в неравномерной подаче ими топлива в камеру сгорания и получении неравномерного поля температур газа перед турбиной. Это может приводить к разрушению турбины, а в отдельных случаях — к прогару жаровой трубы камеры сгорания. Неисправности обнаруживают по увеличению давления топлива перед форсунками и одновременно «зависанию» или уменьшению температуры газа. В случае, если давление топлива по прибору превысит 60 кгс/см^2 ($60 \cdot 10^5 \text{ Па}$), двигатель следует выключить и перейти на однодвигательный полет.

Неисправности системы автоматического регулирования вызывают нарушение нормальной работы двигателей и определяются по отклонениям от установленных значений основных параметров, характеризующих работу силовой установки вертолета. Опыт эксплуатации вертолета Ми-8 показывает, что основные неисправности системы регулирования двигателей вызывают следующие нарушения работы силовой установки:

1. Двигатель в процессе запуска самопроизвольно выходит на повышенный режим. Явление это чрезвычайно опасное и недопустимое, так как сопровожающее его резкое повышение температуры газа перед турбиной может вызвать разрушение или деформацию ее основных узлов. Неисправность возникает вследствие неправильной установки рычагов управления (рычага «шаг — газ», рукоятки коррекции или рычага раздельного управления) в исходное положение перед запуском двигателя, неправильной регулировки насоса регулятора или заедания золотниковых пар регуляторов. Наиболее частой причиной этой неисправности является залипание золотника клапана минимального давления в закрытом положении. Такое явление замечается при заправке топливом, не обладающим высокой химической стабильностью или содержащим большое количество водной эмульсии. Особенно способствуют залипанию золотников смолистые вещества, образующиеся в топливе при длительной стоянке двигателя. При обнаружении такой неисправности необходимо запуск двигателя прекратить и решить вопрос о возможности дальнейшей эксплуатации топливного насоса-регулятора или его замене. В случаях крайней необходимости дефект можно попытаться устранить повторением запуска. При этом переменное давление, действующее на торце золотника (см. 21 на рис. 45), может сдвинуть его с места, и в дальнейшем он будет работать нормально.

2. Несинхронная работа двигателей на установившихся режимах. При работе автоматической системы поддержания постоянным заданного значения $n_{н.в}$ разность частот вращения компрессоров двигателей («вилка») не должна превышать 2,5 %. Основными причинами разнорежимности работы двигателей являются следующие:

— неправильная регулировка системы управления «шаг — газ». При этом заведомо насосы-регуляторы настраиваются на различ-

ную подачу топлива в двигатели. Неисправность устраняется проверкой и регулировкой системы «шаг — газ»;

— негерметичность соединительных шлангов воздушной системы синхронизаторов мощности или замерзание конденсата в них. Последняя неисправность наиболее характерна для эксплуатации вертолета при температурах атмосферного воздуха, близких к нулю. Неисправность устраняется заменой поврежденных соединительных шлангов и трубок подвода воздуха к мембранным устройствам синхронизаторов, подтяжкой мест их подсоединения, а также удалением замерзшего конденсата путем прогрева и продувки шлангов воздухом. С целью профилактики образования и замерзания конденсата перед полетом вертолета необходимо проверять отстойники шлангов и удалять из них скопившуюся влагу или продувать шланги, если отстойники не установлены.

— Несинхронность работы двигателей необходимо выявлять в процессе опробования двигателей на земле. Если при опробовании на основных режимах обнаруживается разность в частотах вращения турбокомпрессоров более 2,5 %, двигатели следует выключить и устранить неисправность. При появлении «вилки» более 2,5 % в полете необходимо изменением общего шага подобрать такой режим работы двигателей, при котором разнорежимность будет в пределах допуска. Несинхронность двигателей может расти вследствие неисправности проточной части одного из двигателей (например, чрезмерной вытяжки турбинных лопаток, разрушения подшипников) или разрушения топливопроводов системы регулирования. Поэтому, когда изменение режима работы двигателей не устраняет несинхронность, а наоборот, приводит к ее увеличению, необходимо выявить неисправный двигатель и выключить его.

3. Раскачка частоты вращения турбокомпрессора. Эта неисправность может быть вызвана следующими причинами:

— неустойчивой работой системы автоматического поддержания постоянства $n_{н.в}$ или регулятора частоты вращения турбокомпрессора вследствие образования во внутренних топливных полостях регуляторов воздушных пробок или паров топлива; обычно эта неисправность имеет место после замены топлива в системе или осмотра топливных фильтров;

— неустойчивой работой системы синхронизации мощности вследствие разгерметизации воздушных соединительных шлангов синхронизаторов, образованием конденсата в этих шлангах или заедания золотников;

— падением давления топлива в магистрали перед насосами высокого давления, что возможно при засорении топливных фильтров механическими примесями или при попадании в них воды (особенно в условиях низких температур), а также при отказе подкачивающих насосов;

— неустойчивой работой системы ограничения температуры газа перед турбиной при работе на режиме с максимально допустимой температурой газа.

Раскачка частоты вращения турбокомпрессора не допускается, так как при этом возникают переменные механические и тепловые нагрузки на детали проточной части и возможность их разрушения. При появлении раскачки в полете необходимо изменением общего шага подобрать такой режим работы двигателей, на котором раскачка отсутствует или уменьшается до минимума. Если изменение режима не устраняет раскачки, необходимо выключить автоматическую систему поддержания $n_{н.в} = \text{const}$ поворотом коррекции влево и ручным управлением подобрать устойчивый режим работы двигателей. При невозможности поддержания устойчивого режима необходимо выключить неисправный двигатель или произвести посадку.

4. Велико время приемистости двигателя (больше 15 с). Как правило, неисправность обнаруживается в процессе раздельного опробования двигателей или совместного рычагом «шаг — газ». Приемистость двигателей считается достаточной, если при установленном темпе перемещения рычага «шаг — газ» на увеличение режима недоход $n_{н.в}$ не превышает допустимого значения. Например, для вертолета Ми-8 с нормальной взлетной массой при перемещении рычага «шаг — газ» в положение, соответствующее взлетному режиму работы двигателей, за время 10 с не должно происходить падение $n_{н.в}$ ниже 89 %. Время приемистости, если не производилась замена дроссельных пакетов системы регулирования, может расти вследствие износа проточной части двигателя, а также смолоотложения на элементах топливной автоматики и на дроссельных пакетах. Выполнение полетов с двигателями, имеющими увеличенное время приемистости, опасно, так как возможно перегрузление винта, особенно в случаях вертикального взлета и посадки, а также на переходных режимах полета. Для предупреждения перегрузления винта и помпажа компрессора темп перемещения рычага «шаг — газ» на увеличение режима необходимо согласовать со временем приемистости двигателей. Регулировка приемистости производится на неработающих двигателях подбором пропускной способности (проливки) дроссельных пакетов системы регулирования (см. 34 на рис. 45).

5. Заброс температуры газа перед турбиной в процессе приемистости превышает допустимое значение (875 °C на земле). Как было показано выше, заброс температуры газа приводит к тепловым ударам и может вызвать разрушение турбины. Поэтому при обнаружении заброса температуры необходимо уменьшить темп затягивания винта (или, что в системе «шаг — газ» то же самое, повышения режима работы двигателя). Уменьшение заброса температуры газа при приемистости достигается установкой дроссельных пакетов с меньшей проливкой.

6. Самопроизвольная раскрутка несущего винта, которая может возникнуть на режимах работы автоматической системы поддержания заданной частоты вращения винта. Причинами неисправности являются: заедание клапана слива топлива регулятора частоты вращения свободной турбины (несущего винта) в закрытом

положении, замерзание конденсата в соединительных воздушных шлангах синхронизаторов, заедание золотника одного из синхронизаторов в положении дросселирования подачи топлива и т. п. Поскольку в системах регулирования, оборудованных синхронизаторами мощности, самопроизвольный выход одного из двигателей на повышенный режим приводит к синхронному увеличению режима второго двигателя, выявить неисправный двигатель довольно трудно. Поэтому необходимо поворотом коррекции влево выключить автоматическую систему поддержания частоты вращения несущего винта и установить вручную $n_{н.в}$, соответствующее взлетному режиму. При самопроизвольном снижении $n_{н.в}$ ниже 92...93 % необходимо уменьшить шаг винта до значения $n_{н.в}$, соответствующего взлетному режиму, и дальнейшее выполнение задания прекратить. В случае затруднения выполнения посадки (полеты над водой, пересеченной местностью и т. п.) необходимо плавным поворотом коррекции вправо и затягиванием винта подобрать режимы, необходимые для продолжения полета до места безопасной посадки.

7. Велик заброс частоты вращения несущего винта при уборке шага со взлетного режима до режима малого газа при темпе сброса, соответствующем времени приемистости двигателя. Заброс $n_{н.в}$ не должен превышать 103 % (при темпе сброса шага не быстрее 10 с). Превышение этих значений может приводить к разрушению трансмиссии силовой установки и поэтому недопустимо. Заброс обычно вызывается неправильной регулировкой синхронизаторов мощности, регуляторов частоты вращения несущего винта или системы управления поворотом лопаток компрессора одного из двигателей. Темп сброса шага пилот должен выдерживать таким, чтобы была исключена возможность заброса частоты вращения несущего винта.

8. Раскрутка несущего винта в процессе планирования вертолета с работающими двигателями. «Руководством по летной эксплуатации вертолета» допускается увеличение частоты вращения несущего винта при планировании с работающими двигателями на режиме малого газа до $n_{н.в} = 105\%$ в течение не более 5 с, а при работе двигателей на режимах выше малого газа — до $n_{н.в} = 103\%$ в течение не более 30 с. Превышение этих значений может быть вызвано ненормальной работой регулятора частоты вращения несущего винта или синхронизатора мощности, которые дросселируют слив топлива из полости сервомеханизма дозирующей иглы насоса-регулятора ПР-40ВА. Неисправность устраняется регулировкой этих элементов. При обнаружении раскрутки несущего винта необходимо увеличением общего шага установить рекомендуемое значение $n_{н.в}$.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. При изучении систем топливопитания и автоматического регулирования двигателя сначала необходимо рассмотреть, какие элементы и устройства они включают, их назначение, требования, предъявляемые к ним, порядок управления и

контроля, основные технические параметры систем. Далее изучают работу топливной системы и системы автоматического регулирования двигателя. Для закрепления материала составляют структурные схемы систем с указанием способов управления и контроля работы элементов экипажем вертолета.

2. При изучении системы автоматического регулирования двигателя особенно обращают внимание на взаимосвязь положения рычагов управления работы соответствующих регуляторов и элементов системы и показаний измерительных приборов. Для оценки индивидуальных особенностей системы и индивидуальных особенностей летных характеристик вертолета необходимо произвести анализ этих характеристик в случае, если система настроена на поддержание нижнего предела рекомендуемого значения $n_{н.в}$ (93 %) и верхнего предела (97 %), т. е. необходимо дать оценку системе при выполнении полетов с ограниченных площадок, в горных условиях, в нормальных условиях. Увязать эту оценку с требованиями «Руководства по летной эксплуатации вертолета».

3. Изучая работу системы автоматического регулирования на режимах ограничения, необходимо увязать этот материал с правилами подготовки экипажа к полету. Например, экипаж перед полетом должен рассчитать высоту, на которой возможно срабатывание системы ограничения t_r^* , и предпринять меры, исключающие образование дефицита мощности на взлете.

4. При изучении возможных неисправностей систем топливной и автоматического регулирования необходимо обратить внимание на знание признаков этих неисправностей и действий в случае их проявления. Например, при появлении неустойчивого режима работы двигателя, сопровождающегося раскруткой $n_{н.в}$, раскачкой $n_{тк}$, появлением большого значения $\Delta n_{тк}$, экипажу вертолета необходимо перейти на ручное управление частотой вращения роторов поворотом рукоятки коррекции влево до прекращения проявления неисправности.

Вопросы для самоконтроля

1. Каково назначение систем топливной и автоматического регулирования двигателя?
2. Какие основные требования предъявляются к топливной системе и системе автоматического регулирования?
3. Какие сорта топлива разрешается применять для заправки топливной системы?
4. Каков часовой расход топлива на два двигателя в зависимости от вида полетов вертолета?
5. Какие элементы входят в системы низкого давления, высокого давления, пусковую топливную и дренажа?
6. Объяснить работу системы низкого давления.
7. Объяснить принципиальную схему системы автоматического регулирования двигателя.
8. Дать определение программы регулирования двигателя на различных режимах его работы.
9. Какие основные элементы образуют насос-регулятор НР-40ВА и их назначение?
10. Объяснить работу насоса высокого давления агрегата НР-40ВА.
11. Объяснить физическую сущность кавитации, ее последствия и причины возникновения.
12. Объяснить работу дозирующей иглы и клапана постоянного перепада давлений.
13. Объяснить работу автомата запуска.
14. Объяснить работу регулятора частоты вращения турбокомпрессора.
15. Указать назначение клапана минимального давления топлива. Когда он срабатывает?
16. Дать определение приведенной частоты вращения турбокомпрессора. Каким образом производится ее ограничение?
17. Объяснить работу регулятора РО-40М.
18. Объяснить работу системы защиты турбины винта от раскрутки.

19. На какой частоте вращения и каким образом производится проверка исправности СЗТВ?

20. Для какой цели и каким образом производится синхронизация режимов работы двигателей?

21. Объяснить работу системы ограничения температуры газа перед турбиной.

22. Каким образом перед полетом на земле можно определить возможность срабатывания системы ограничения t_r^* в полете?

23. На каком режиме работы двигателя и при каких атмосферных условиях возможна проверка системы ограничения t_r^* ?

24. Объяснить устройство и работу топливной форсунки.

25. Объяснить устройство и работу дренажной системы.

26. Каким образом осуществляется контроль работы систем топливной и регулирования?

27. Каким образом осуществляется управление работой систем топливной и регулирования?

28. К каким последствиям приводит отказ подкачивающих насосов? Объяснить действия экипажа вертолета.

29. По какой причине двигатель не увеличивает частоту вращения с режима $n_{тк} = 66\%$ при повороте рукоятки коррекции вправо?

30. По какой причине может расти давление топлива перед работающими форсунками по прибору более 60 кгс/см^2 ($60 \cdot 10^5 \text{ Па}$)? Объяснить действия экипажа вертолета.

31. Объяснить причины самопроизвольного выхода двигателя на повышенный режим после запуска. Каковы при этом должны быть действия экипажа вертолета?

32. Объяснить причины несинхронной работы двигателей на установившихся режимах и действия экипажа вертолета при этом.

33. Объяснить причины раскачки частоты вращения турбокомпрессоров и действия экипажа вертолета при этом.

34. По каким причинам может увеличиваться время приемистости двигателя?

35. По каким причинам возможен заброс температуры газа перед турбиной в процессе приемистости и каковы при этом должны быть действия экипажа вертолета?

36. Объяснить причины самопроизвольной раскрутки несущего винта вертолета и действия экипажа вертолета при этом.

37. Объяснить причины самопроизвольного увеличения $n_{н.в}$ при уборке шага и действия экипажа вертолета при этом.

ГЛАВА 6. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

6.1. Схема гидравлической системы

Гидравлическая система входит в состав системы регулирования и выполняет следующие функции:

а) обеспечивает поворот лопаток входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов I, II и III ступеней компрессора по заданной программе в зависимости от $n_{тк}$ и температуры воздуха на входе в двигатель;

б) вырабатывает электрические сигналы, которые подаются на отключение пусковой топливной системы, включение регулятора тока генератора, отключение стартера и выключение блокировки автоматического включения противообледенительной системы двигателя;

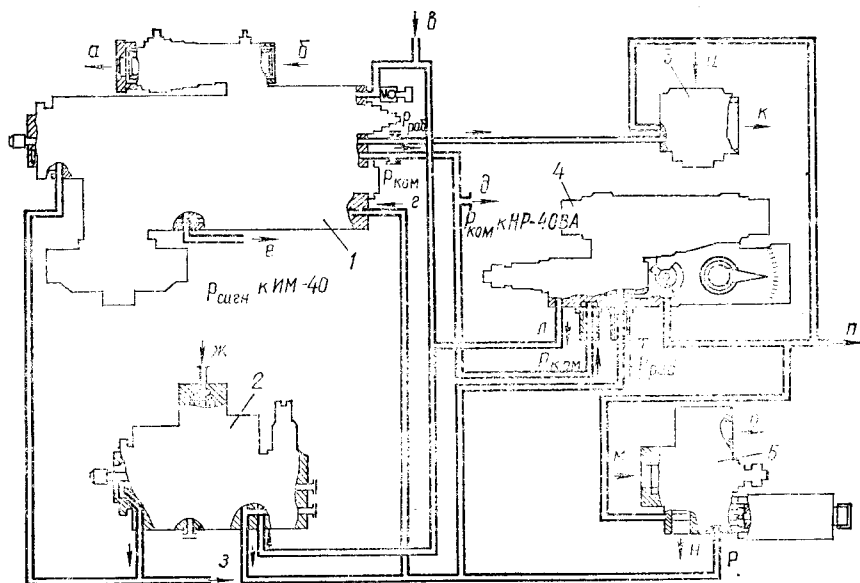


Рис. 56. Схема гидравлической системы:

1 — командный агрегат КА-40; 2 — плунжерный насос ПН-40Р; 3 — клапан перепуска воздуха; 4 — гидромеханизм поворота направляющих лопаток; 5 — клапан противообледенения; а, к, н, о — отвод воздуха; б, и, м — подвод воздуха; в — слив топлива из агрегата ИМ-40; р, з — подвод топлива от ПН-40Р; д — давление командное к НР-40ВА; ж — давление сигнальное к агрегату ИМ-40; жс — подвод топлива от входа в НР-40ВА; г — дренаж; л — слив топлива в КА-40; п — слив топлива в НР-40ВА; т — подвод рабочего топлива к гидромеханизму

в) обеспечивает закрытие клапанов перепуска воздуха за VI ступенью компрессора на заданной частоте вращения в процессе запуска;

г) вырабатывает сигнальное давление, управляющее клапаном блокировки исполнительного механизма ИМ-40 и командное давление, управляющее работой гидравлического ограничителя агрегата НР-40ВА.

Рабочей жидкостью гидравлической системы является керосин, который подается из топливной системы вертолета. Гидравлическая система (рис. 56) состоит из следующих агрегатов и механизмов: плунжерного насоса ПН-40Р, командного агрегата КА-40, двух гидромеханизмов, двух клапанов перепуска воздуха из компрессора, противообледенительного клапана и системы трубопроводов.

Гидравлическая система работает следующим образом. Топливо из расходного бака вертолета подкачивающими насосами подается под избыточным давлением к входному штуцеру насоса-регулятора НР-40ВА и от него по внешнему трубопроводу на вход жс плунжерного насоса ПН-40Р (поз. 2). От плунжерного насоса топливо под рабочим давлением подается на вход з командного агрегата КА-4 (поз. 1), на вход т гидромеханизма 4 и на вход р противообледенительного клапана 5.

Командный агрегат КА-40 (поз. 1), используя рабочее топливо, управляет работой клапанов перепуска воздуха 3, а вырабатывая командное и сигнальное давления — работой гидромеханизмов, гидравлического ограничителя $n_{тк.пр}$ агрегата НР-40ВА и клапана блокировки агрегата ИМ-40. Кроме того, вырабатывая электрические сигналы, командный агрегат управляет работой элементов системы запуска двигателя и блокировкой автоматического включения противообледенительной системы двигателя.

Слив топлива из командного агрегата КА-40, исполнительного механизма ИМ-40 и из полости золотника гидромеханизма (канал л) производится на вход в плунжерный насос ПН-40Р. Слив топлива из клапана противообледенения, полостей поршня гидромеханизма и просочившегося топлива из клапанов перепуска воздуха осуществляется на вход в насос-регулятор НР-40ВА (канал п).

6.2. Плунжерный насос ПН-40Р

Плунжерный насос ПН-40Р (рис. 57) служит для создания рабочего давления топлива и подачи его к агрегатам и механизмам потребителей гидросистемы двигателя. Он установлен впереди шправа на коробке приводов и представляет собой насос высокого давления, состоящий из ротора 4, наклонной шайбы 2, закрепленной неподвижно, семи плунжеров 3, плоского золотника 6, редукционного клапана 9 с клапаном стравливания воздуха 7.

Основные технические данные ПН-40Р

Тип насоса	Плунжерный
Количество плунжеров	7
Давление топлива, 10^5 Па:	
на входе	0,4...1,2
на выходе	27,5±2,5
Пропускная способность насоса, л/ч, не менее	700
Передающее число по воде	0,1338

В процессе работы двигателя топливо подкачивающими насосами подается в канал А насоса. Пройдя топливный фильтр 5, оно поступает к плоскому золотнику 6, т. е. на вход к ротору. Ротор 4 насоса получает вращение от коробки приводов через реессору 1. При его вращении плунжеры 3, прижимаясь пружинами к наклонной неподвижной шайбе 2, совершают возвратно-поступательные движения в своих гнездах. Перемещаясь вниз, каждый плунжер в течение примерно полуоборота засасывает топливо через всасывающее окно золотника 6, а затем при перемещении вверх в течение второго полуоборота выталкивает его через нагнетательное окно золотника в магистраль подвода давления к агрегатам и механизмам гидросистемы двигателя.

При отклонении давления топлива на выходе из агрегата от заданного значения вступает в работу редукционный клапан 9. Слева клапан нагружен пружинной 8 и давлением слива, а справа — давлением топлива на выходе из качающего узла. Пружина 8

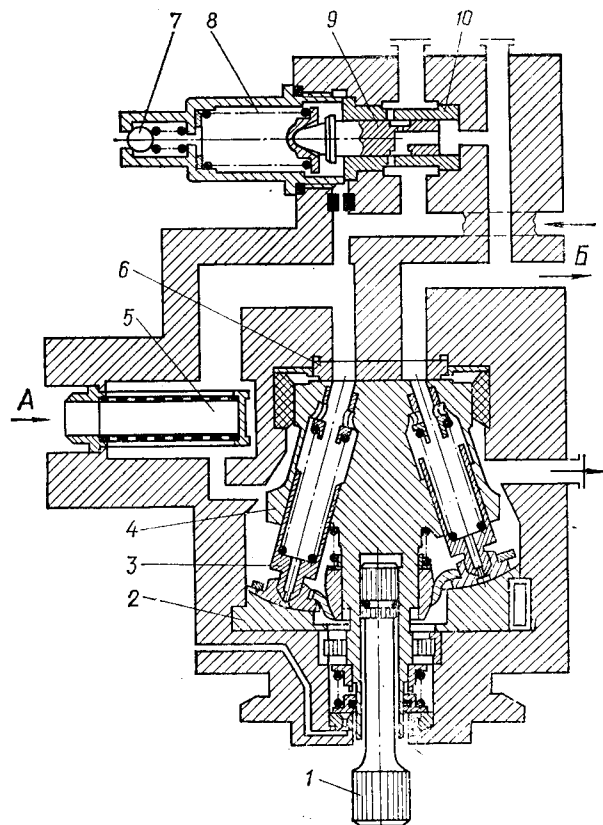


Рис. 57. Схема плунжерного насоса ПН-40Р:

1 — рессора; 2 — шайба наклонная; 3 — плунжер; 4 — ротор; 5 — фильтр; 6 — золотник плоский; 7 — клапан стравливания воздуха; 8 — пружина; 9 — клапан редукционный; 10 — втулка клапана

отрегулирована на натяжение, соответствующее $p_{плб} = (27,5 \pm 2,5) 10^5$ Па. Если давление на выходе из насоса начинает падать ниже данного значения, то клапан 9 под действием пружины и давления слива перемещается вправо, перепуск топлива на слив уменьшается и давление восстанавливается до заданного. При увеличении давления на выходе клапан 9 смещается на увеличение перепуска топлива на слив и давление на выходе восстанавливается до заданного.

6.3. Командный агрегат КА-40

Командный агрегат КА-40 установлен впереди слева на коробке приводов. В процессе работы командный агрегат вырабатывает:

а) электрические сигналы на включение регулятора тока генератора, отключение пускового топлива и стартера и выключение

блокировки противообледенительной системы при заданных значениях $n_{тк}$;

б) гидравлические сигналы под рабочим давлением для управления клапанами перепуска воздуха из компрессора при заданных значениях $n_{тк}$;

в) гидравлические сигналы под командным давлением для управления гидромеханизмами поворота направляющих лопаток и гидравлическим ограничителем частоты вращения агрегата ИР 40ВА;

г) гидравлические сигналы для управления клапаном блокировки агрегата ИМ-40.

Основные технические данные КА-40

Тип агрегата	Гидравлический
Передаточное число привода	0,1886
Давление топлива на входе в агрегат, 10^5 Па	$27,5 \pm 2,5$
Диапазон изменения командного давления, 10^5 Па	2,0...11,5
Питание блока контактов (при напряжении (27 ± 3) В и силе тока 0,3 А)	Постоянным электротоком

Командный агрегат (рис. 58) состоит из датчиков: центробежного частоты вращения с грузиками 2 и золотником 3; температуры воздуха на входе в двигатель с биметаллической пластиной 5 и толкателем 7; двухпозиционного с золотником 10 и регулировочным винтом 12; командного давления с сильфоном 16; клапана стравливания воздуха 11; фильтра 13 с предохранительным шариковым клапаном; блока электрических контактов с микровыключателями 20 и 25.

В командный агрегат топливо подается под постоянным давлением от агрегата ПН-40Р (в канал Г) и по двум параллельным каналам поступает к двухпозиционному датчику и к сетчатому фильтру 13, а затем через жиклер 15 — в наружную полость сильфона 16 датчика командного давления и к золотнику 3 центробежного датчика частоты вращения. Из наружной полости сильфона 16 топливо частично перепускается на слив по отверстиям в золотник 8 и частично в виде командного давления $p_{ком}$ по каналу В подается в гидромеханизм и к ограничителю $n_{тк,пр}$ агрегата ИР-40ВА. Одновременно от золотника 3 топливо под давлением p_3 , пропорциональным квадрату частоты вращения привода, подается к мембране 21 блока электроконтактов и под золотник 10 двухпозиционного датчика и через жиклеры 19, 27 и 28 — внутрь сильфона 16. В зависимости от $n_{тк}$ золотник 10 двухпозиционного датчика перепускает топливо по каналу Б под рабочим давлением под поршни клапанов 3 (см. рис. 56) перепуска воздуха из компрессора.

Центробежный датчик частоты вращения служит для выдачи топлива под давлением, пропорциональным квадрату частоты вращения привода, в блок электроконтактов, в двухпозиционный датчик, датчик командного давления, к агрегату ИМ-40. Он состоит (см. рис. 58) из вращающегося золотника 3, перемещающегося во втулке, центробежных грузиков 2 и приводной рессоры

так, что увеличение температуры из-за разности коэффициентов линейного расширения металлов, составляющих пластину, приводит к изгибу пластины вверх, уменьшение — вниз. Сигнал от датчика полной температуры воздуха передается датчику командного давления, где суммируется с сигналом от центробежного датчика частоты вращения. Суммарный сигнал в виде командного давления подается в гидромеханизмы поворота направляющих лопаток компрессора и в гидравлический ограничитель $n_{\text{тк.пр.}}$.

С помощью регулировочного винта 4 датчика регулируются углы поворота направляющих лопаток компрессора. При заворачивании винта лопатки прикрываются, и наоборот; при этом стрелка лимба гидромеханизма перемещается в сторону соответственно на 30° или на 0. Один оборот винта изменяет углы поворота лопаток на 4° . Регулировка производится с помощью специального графика, помещенного в «Инструкции по эксплуатации двигателя ТВ2-117А», и по характеристике, прикладываемой к формуляру двигателя.

Датчик командного давления предназначен для выдачи командного давления в гидромеханизмы поворота лопаток ВНА и НА I, II, III ступеней компрессора по заданной программе в зависимости от температуры наружного воздуха и частоты вращения компрессора. Кроме того, он управляет работой гидравлического ограничителя частоты вращения в агрегате НР-40ВА. Датчик состоит из сильфона 16, связанного со стаканом и поршнем, ползуна 9, золотника 8 и пружин 17 и 18. Сильфон 16 снизу нагружен давлением $p_3 = An^2$ (редуцированным жиклерами 19, 27 и 28) и силой пружины 18, сверху — командным давлением $p_{\text{ком}}$ и силой пружины 17. При увеличении $n_{\text{тк}}$ давление p_3 внутри сильфона растет. Золотник при $t_H = \text{const}$ неподвижен. Сильфон, расширяясь, перемещает ползун 9, который уменьшает сливные окна золотника 8. Командное давление увеличивается до тех пор, пока не уравнивает силу, действующую на сильфон снизу. Если температура воздуха t_H на входе в двигатель увеличивается, то биметаллическая пластина 5 прогнется вверх, золотник 8 под действием пружины 17 также поднимется вверх и увеличит слив топлива через канал А, а командное давление $p_{\text{ком}}$ уменьшится. При уменьшении $n_{\text{тк}}$ или t_H датчик командного давления работает в обратном порядке.

Диапазон изменения командного давления в зависимости от температуры воздуха на входе в двигатель регулируется изменением рабочего плеча пластины 5 с помощью регулировочного винта 4.

Двухпозиционный датчик предназначен для управления с помощью рабочего давления закрытием и открытием клапанов перепуска воздуха из компрессора. Он состоит из золотника 10, перемещающегося во втулке, и регулировочного винта 12 с пружиной.

При неработающей системе золотник 10 пружиной отжат в крайнее левое положение; клапаны перепуска воздуха под действием своих пружин закрыты. При работе системы золотник 10

слева нагружается давлением $p_3 = An^2$ (поступающим от центробежного датчика частоты вращения) и постепенно перемещается вправо; канал В рабочего давления сообщается с линией Г высокого давления (от ПН-40Р); клапаны перепуска воздуха открываются давлением топлива, поступающим от ПН-40Р с момента начала запуска. При достижении $n_{\text{тк}} = (53 \pm 3) \%$ давлением топлива p_3 золотник устанавливается в крайнее правое положение, что приводит к сообщению рабочего канала В со сливным каналом А, и клапаны перепуска воздуха закрываются.

При необходимости разрешается проверять и регулировать частоту вращения, на которой происходит закрытие клапанов перепуска. Момент закрытия клапанов определяется по резкому падению давления топлива перед клапанами. Для проверки используются датчик давления топлива перед форсунками соседнего двигателя и специальный шланг. Если частота вращения закрытия не укладывается в пределы $n_{\text{тк}} = (53 \pm 3) \%$, то она регулируется регулировочным винтом 12.

6.4. Гидромеханизм поворота направляющих аппаратов компрессора

Гидромеханизмы предназначены для поворота лопаток ВНА и НА I, II и III ступеней в зависимости от командного давления, поступающего от агрегата КА-40. На двигателе установлены два гидромеханизма: левый и правый. Они размещены по обе стороны двигателя и прикреплены к кронштейнам, расположенным на фланцах переднего корпуса компрессора. Основными узлами и деталями гидромеханизма (рис. 59) являются корпус 12, сервомеханизм с сервопоршнем 13, силовой цилиндр с двумя поршнями 1, соединенными ползуном 2, ведущий рычаг 14 и кулачок 5.

При работе гидромеханизма силовые поршни 1 перемещаются и через ползун 2 поворачивают ведущий рычаг 14, установленный на оси рычага поворота лопаток НА II ступени. Рычаги направляющих аппаратов связаны между собой тягами. Следовательно, при повороте ведущего рычага 14 поворачиваются все рычаги поворотных лопаток в одну сторону. Углы поворота лопаток каждого ряда различны и зависят от соотношения длин плеч рычагов. Лопатки ВНА поворачиваются в диапазоне от $-39^\circ \pm 1^\circ$ до 0, лопатки НА I и II ступеней — от $-30^\circ \pm 1^\circ$ до 0 и лопатки НА III ступени — от $-25^\circ \pm 1^\circ$ до 0. Стрелка 4 указателя показывает на шкале 3 положение лопаток НА I и II ступеней.

При работе двигателя топливо от насоса ПН-40 под давлением $p_{\text{раб}} = (27,5 \pm 2,5) 10^5$ Па подводится к сервозолотнику 7 и «дежурит» там. Одновременно с этим от датчика командного давления топливо поступает с давлением $p_{\text{ком}} = (5 \dots 10) 10^5$ Па через штуцер 10 в полость сервопоршня 13. Командное давление прижимает сервопоршень влево. Если $p_{\text{ком}} = \text{const}$, то сервопоршень остается неподвижным и полости силовых поршней 1 перекрыты гильзой 8 обратной связи. При увеличении $n_{\text{тк}}$ или понижении

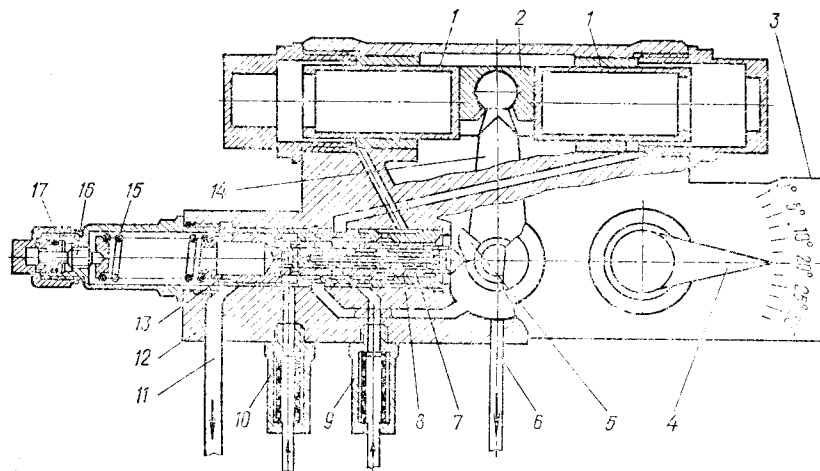


Рис. 59. Схема гидромеханизма:

1 — поршень; 2 — ползун; 3 — шкала; 4 — стрелка; 5 — кулачок; 6 и 11 — каналы слива; 7 — сервозолотник; 8 — гильза обратного слива; 9, 10 — штуцера подвода рабочего и командного давления соответственно; 12 — корпус; 13 — сервопоршень; 14 — ведущий рычаг; 15 — пружина; 16 — винт регулировочный; 17 — контргайка

t_H возрастает командное давление топлива $p_{ком}$. Сервопоршень 13 вместе с золотником 7 движется влево, рабочее давление поступает в полость правого силового поршня 1, полость же левого силового поршня 1 сообщается с линией слива. Силловые поршни под давлением топлива перемещаются вместе с ползуном 2 влево, поворачивая рычаги поворотных лопаток на их открытие. Как только прекратится рост $n_{тк}$ или понижение t_H и командное давление установится постоянным, гильза 8 обратной связи догонит золотник 7 и установит новое равновесное положение. Силловые поршни 1 встанут в положение, при котором углы поворотных лопаток будут соответствовать вновь установленным $n_{тк}$ и t_H . При уменьшении $n_{тк}$ или повышении t_H гидромеханизм срабатывает в обратном порядке. С момента запуска до $n_{тк} = (76.5 \pm 1.5) \%$ поворотные лопатки находятся под минимальными установочными углами — 30° по лимбу. Когда $n_{тк} = 100 \%$ и $t_H = 15^\circ\text{C}$, поворотные лопатки имеют расчетные установочные углы 0° по лимбу.

Для регулирования гидромеханизма на угол открытия ВНА в соответствии с изменением командного давления предусмотрен регулировочный винт 16. При отворачивании винта лопатки открываются (стрелки лимба перемещаются в сторону нуля), и наоборот.

6.5. Клапаны перепуска воздуха из компрессора и противообледенительный

Клапан перепуска воздуха предназначен для перепуска части воздуха, отбираемого за VI ступенью компрессора, в атмосферу с целью повышения газодинамической устойчивости двигателя

на низких режимах работы, т. е. для устранения помпажа. Двигатель имеет два клапана перепуска воздуха, расположенные на кольцевой коробке перепуска среднего корпуса компрессора. Клапаны управляются автоматически гидросистемой двигателя.

На неработающем двигателе, когда нет давления топлива в подводящей магистрали, клапан 1 перепуска воздуха закрыт силой пружины 3 (рис. 60). При запуске двигателя вступает в работу плунжерный насос ПН-40Р, который мгновенно повышает давление в гидросистеме двигателя. При этом топливо, пройдя двухпозиционный датчик командного агрегата, поступает в полость под поршнем 2 клапана и, воздействуя на поршень, перемещает его вверх. Клапан 1 открывается и сообщает полость за VI ступенью компрессора с атмосферой. При достижении $n_{тк} = (53 \pm 3) \%$ двухпозиционный датчик командного агрегата сообщает полость под поршнем клапана со сливом, и под действием пружины 3 он закрывается. На протяжении всего времени работы двигателя клапаны перепуска остаются закрытыми.

Противообледенительный клапан предназначен для перепуска горячего воздуха из полости корпуса камеры сгорания в каналы корпуса первой опоры двигателя на обогрев элементов конструкции его передней части. Он установлен на среднем корпусе компрессора и состоит из корпуса 7 (рис. 61), цилиндра 6, поршня

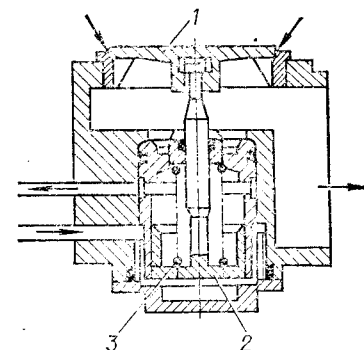


Рис. 60. Схема клапана перепуска воздуха:
1 — клапан; 2 — поршень; 3 — пружина

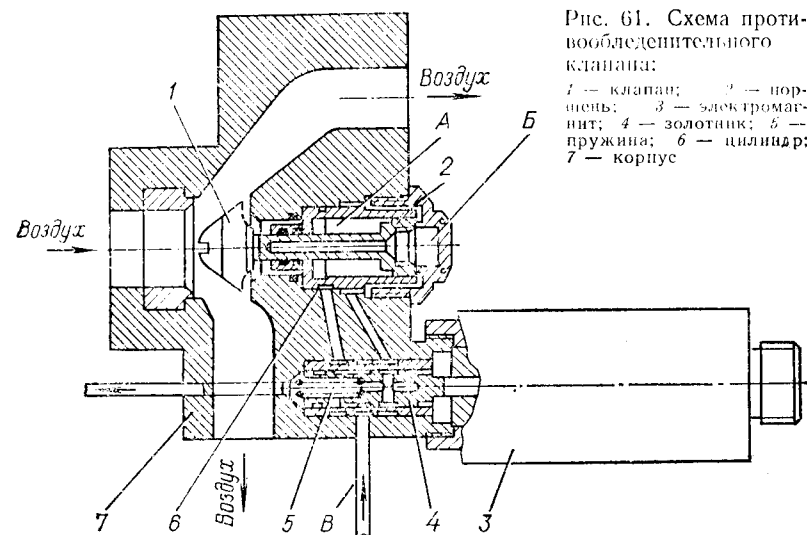


Рис. 61. Схема противообледенительного клапана:
1 — клапан; 2 — поршень; 3 — электромагнит; 4 — золотник; 5 — пружина; 6 — цилиндр; 7 — корпус

2 со штоком, клапана 1, золотникового механизма 4 с пружиной 5 и электромагнита 3.

При включении противообледенительной системы электрический ток подается на обмотку электромагнита 3 и сердечник его перемещает золотник 4 в крайнее левое положение. При этом топливо под рабочим давлением $p_{\text{раб}} = (27,5 \pm 2,5) 10^5 \text{ Па}$ от плунжерного насоса ПН-40Р через канал В поступает в полость А поршня 2, а полость Б сообщается со сливом. Под действием давления топлива поршень 2 вместе с клапаном 1 передвигается вправо и открывает доступ горячему воздуху из полости корпуса камеры сгорания в корпус первой опоры двигателя. При отключении электромагнита золотник 4 под действием пружины 5 перемещается в крайнее правое положение. При этом топливо под рабочим давлением поступает в полость Б поршня 2, а полость А сообщается со сливом. Поршень 2, передвигаясь влево, плотно прижимает клапан 1 к седлу и удерживает его в закрытом положении.

6.6. Возможные неисправности гидравлической системы

Неисправности гидравлической системы нарушают нормальную работу ее агрегатов и двигателя в целом. Они определяются по отклонению от установленных значений основных параметров, характеризующих работу силовой установки, т. е. вызывают следующие нарушения работы силовой установки:

1. Слишком раннее (при $n_{\text{тк}} < 57 \%$) или позднее (при $n_{\text{тк}} > 63 \%$) отключение электростартера. При раннем отключении стартера двигатель может не выходить на режим малого газа; при позднем отключении возможно превышение допустимой температуры газа перед турбиной в процессе запуска, что уменьшает надежность турбины. Обычно причиной раннего или позднего отключения стартера является неправильная регулировка блока электроконтактов агрегата КА-40. Неисправность устраняется регулировкой моментов срабатывания микровыключателей.

2. Несинхронную работу двигателей на установившихся режимах. Неисправность возможна вследствие неудовлетворительной работы агрегата КА-40. Например, при попадании посторонних предметов в трубопровод датчика полной температуры воздуха нарушаются нормальная работа датчика командного давления и синхронность поворота лопаток компрессоров двух двигателей. Аналогичное явление возможно при засорении топливного фильтра агрегата КА-40, образовании воздушных пробок и т. д. При обнаружении несинхронной работы двигателей в полете (когда разность по частоте вращения турбокомпрессоров превышает 2,5 % на рабочих режимах) необходимо изменением режима работы двигателей устранить эту разность. Если это не удастся и разность увеличивается, необходимо определить неисправный двигатель и выключить его. Неисправность устраняется проверкой работы агрегатов гидросистемы и при необходимости их регулировкой или заменой.

3. Раскачку частоты вращения ротора турбокомпрессора, возникающую вследствие раскачки командного давления за агрегатом КА-40, пульсации силового давления за агрегатом ПН-40Р и неисправности гидромеханизмов. При возникновении неисправности в полете необходимо изменением режима работы двигателей уменьшить раскачку до минимального значения. Если она не прекращается, необходимо определить неисправный двигатель и выключить его. Неисправность устраняется проверкой работы агрегатов гидросистемы и при необходимости их заменой.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Изучение гидравлической системы необходимо начинать с составления структурной схемы и выяснения выполняемых системой функций. Далее необходимо усвоить устройство и работу агрегатов и механизмов системы. Изучение работы командного агрегата КА-40 целесообразно сопровождать составлением простых функциональных схем его элементов с указанием связей этих элементов с агрегатами и механизмами двигателя.

2. При изучении работы датчика температуры воздуха на входе в двигатель и датчика командного давления необходимо увязать их работу с физическими процессами и характеристиками двигателя. Рассматривая совместную работу датчика командного давления и гидромеханизмов поворота лопаток НА компрессора, необходимо обратить внимание на зависимость углов поворота лопаток НА от $n_{\text{Н}}$ и $n_{\text{тк}}$. На базе знаний, полученных в § 3.1 учебника, выяснить, почему углы поворота лопаток каждого ряда НА различны.

3. Необходимо установить взаимосвязь между работой клапанов перепуска воздуха за VI ступенью компрессора и работой гидромеханизмов поворота лопаток НА компрессора, увязать эту работу с газодинамической устойчивостью двигателя.

4. Рекомендуется особое внимание обратить на возможные неисправности агрегатов и механизмов системы. Например, рассматривая фазированность работы двигателей на установившихся режимах вследствие неудовлетворительной работы командного агрегата КА-40 или гидромеханизмов поворота лопаток НА компрессора следует на основании знаний, полученных в § 5.5, сделать вывод, что незначительные отклонения в их работе компенсируются синхронизатором мощности СО-40, что скажется на разности температур газов двигателей. Разноличность двигателей, выражающаяся в появлении $\Delta n_{\text{тк}} > 2,5 \%$, бывает тогда, когда синхронизатор мощности СО-40 не в состоянии компенсировать значительные отклонения в работе гидросистемы.

5. Изучение действий экипажа при появлении нарушений в работе гидросистемы необходимо увязать с технологией работы экипажа, приведенной для этих и аналогичных случаев в «Руководстве по летной эксплуатации вертолета».

Вопросы для самоконтроля

1. Какие функции выполняет гидравлическая система двигателя?
2. Перечислить, какие агрегаты входят в состав гидравлической системы двигателя и каких потребителей она обслуживает?
3. Что является рабочей жидкостью в гидравлической системе двигателя?
4. Объяснить принцип работы гидравлической системы двигателя.
5. Объяснить назначение, основные технические данные и работу плунжерного насоса ПН-40Р.
6. Какую функцию выполняет в плунжерном насосе ПН-40Р редукционный клапан?
7. Объяснить назначение и основные технические данные командного агрегата КА-40.
8. Из каких основных элементов состоит командный агрегат КА-40?

9. Объяснить, каким образом командный агрегат вырабатывает сигнальное давление и в какие элементы и агрегаты оно подается?

10. Какие электрические сигналы вырабатывает командный агрегат и в какие элементы и агрегаты они подаются?

11. Объяснить работу датчика температуры воздуха на входе в двигатель и датчика командного давления.

12. Каким образом командный агрегат управляет работой клапанов перепуска воздуха из компрессора?

13. Объяснить работу гидромеханизма поворота направляющих лопаток компрессора.

14. Почему при повышении t_H гидромеханизмы поворачивают лопатки направляющих аппаратов на закрытие, и наоборот?

15. Объяснить работу клапана перепуска воздуха из компрессора.

16. Объяснить работу противообледенительного клапана.

17. По какой причине, зависящей от гидросистемы двигателя, возможно раннее и позднее отключение стартера при запуске двигателя?

18. Какие неисправности гидросистемы двигателя могут вызвать несинхронную работу двигателей на режимах? Объяснить действия экипажа вертолета при этом.

19. Какие неисправности гидросистемы двигателя могут вызвать раскочку частоты вращения турбокомпрессора? Объяснить действия экипажа вертолета при этом.

ГЛАВА 7. ПУСКОВАЯ СИСТЕМА

7.1. Общие сведения о запуске двигателя

Для запуска турбовального двигателя необходимо довести его рабочее тело до состояния, при котором возможно устойчивое протекание рабочего процесса. Рабочий процесс двигателя характерен непрерывным устойчивым горением топливовоздушной смеси в камере сгорания. Надежное протекание рабочего процесса обеспечивается после вывода двигателя на минимальный режим устойчивой работы. Запуск представляет собой процесс раскрутки роторов двигателя от неподвижного состояния или режима вращения авторотации до выхода двигателя на режим малого газа.

Особенностью работы турбовального двигателя является то, что устойчивое горение топливовоздушной смеси возможно только при непрерывном поступлении в камеру сгорания воздуха в необходимом количестве и с избыточным давлением. Мощность, затрачиваемая на привод ротора компрессора, в общем случае зависит от расхода воздуха, степени повышения давления в компрессоре и КПД компрессора (рис. 62, а, б). Примерная зависимость потребляемой мощности для запуска двигателя от частоты вращения турбокомпрессора приведена на рис. 62, в. Из нее следует, что в процессе запуска по мере увеличения частоты вращения турбокомпрессора потребляемая мощность возрастает. Непрерывность раскрутки ротора в процессе запуска обеспечивается только в том случае, когда располагаемая мощность пускового устройства превышает потребляемую мощность для вращения ротора турбокомпрессора. Избыток мощности пускового устройства определяет ускорение раскрутки ротора и время выхода двигателя на режим малого газа. Мощ-

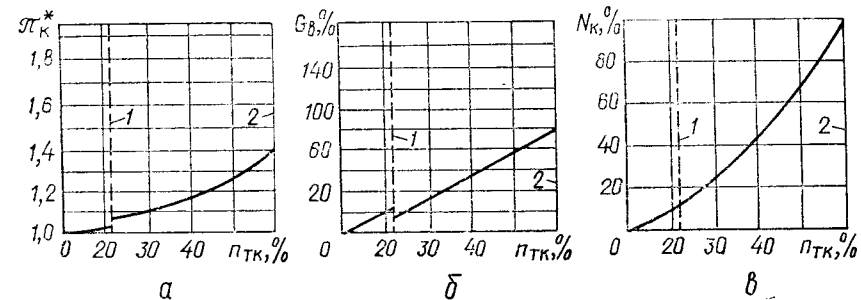


Рис. 62. Зависимость основных параметров, характеризующих работу компрессора двигателя, от частоты вращения на пусковых режимах:

а — степень повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* ; б — расход воздуха G_b ; в — мощность, потребляемая для вращения ротора компрессора, N_k ; 1 — момент воспламенения рабочего топлива; 2 — режим малого газа

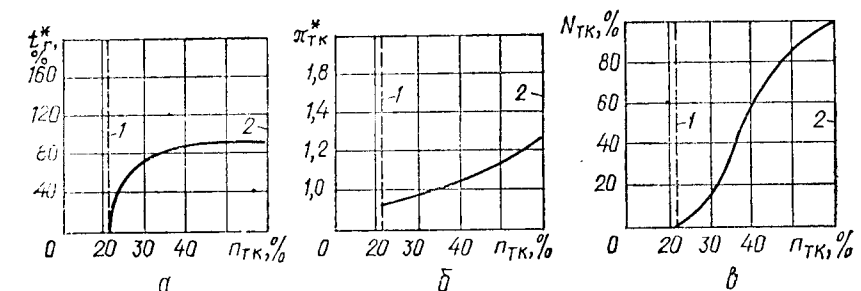


Рис. 63. Зависимость основных параметров, характеризующих работу турбины компрессора, от частоты вращения на пусковых режимах:

а — температура газа перед турбиной $t_{г}^*$; б — степень расширения газа $\pi_{тк}^*$; в — мощность, развиваемая турбиной, $N_{тк}$; 1 — момент воспламенения рабочего топлива; 2 — режим малого газа

ность, расходуемая на ускорение раскрутки ротора, зависит от момента инерции его вращающихся узлов и ускорения. Мощность, развиваемая турбиной, зависит от температуры газа, поступающего из камеры сгорания, и теплоперепада, срабатываемого в ней. Время запуска в общем случае определяется коэффициентом динамичности k_t (для двигателя $k_t \approx 0,6$), диапазоном раскрутки до $n_{м.г.}$, степенью увеличения температуры газа перед турбиной и относительным крутящим моментом стартера $\bar{M}_{ст} = M_{ст}/M_{т.мах.}$

Как видно из характеристики, приведенной на рис. 63, в, в начальный момент запуска турбина компрессора не только не создает мощности, а наоборот, требует затраты мощности для своего вращения. Таким образом, для того чтобы осуществить запуск вертолетного турбовального двигателя, необходимо: посторонним источником энергии раскрутить ротор турбокомпрессора до такой частоты вращения, при которой компрессор будет в

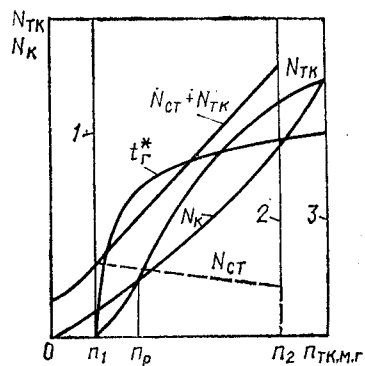


Рис. 64. Пусковая характеристика двигателя:

$N_{ст}$ — мощность, развиваемая стартером; $N_{тк}$ — мощность, развиваемая турбиной компрессора; N_k — потребляемая мощность для вращения ротора компрессора; t_r^* — температура газа перед турбиной компрессора; $1 \rightarrow$ момент воспламенения рабочего топлива ($n_1 = 19...21\%$); $2 \rightarrow$ момент отключения стартера ($n_2 = (57 \pm 3)\%$); $3 \rightarrow$ режим малого газа ($n_{тк.м.г} = 63...66\%$)

состоянии всасывать, сжимать и подавать в камеру сгорания количество воздуха, необходимое для устойчивого горения топливовоздушной смеси, а турбина компрессора будет

развивать мощность, потребную для вращения ротора компрессора; обеспечить подачу необходимого количества топлива в камеру сгорания, воспламенение топливовоздушной смеси и устойчивость ее горения.

Раскрутка ротора турбокомпрессора двигателя в процессе запуска на земле и в полете осуществляется электрическим стартером-генератором, а воспламенение топливовоздушной смеси — электрической системой зажигания. Подача топлива в камеру сгорания в соответствии с заданным законом изменения температуры газа перед турбиной регулируется автоматом запуска.

Зависимость мощности, потребной для вращения компрессора, и мощности, развиваемой турбиной компрессора, от частоты вращения $n_{тк}$ в процессе запуска при заданном законе изменения температуры газа t_r^* перед турбиной компрессора показывает пусковую характеристику двигателя (рис. 64). В соответствии с ней процесс запуска двигателя состоит из трех основных этапов. Первый этап начинается с момента включения стартера ($n_{тк} = 0$) и продолжается до момента подачи в камеру сгорания и воспламенения в ней рабочего топлива ($n_{тк} = n_1 = 19...21\%$). Раскрутка ротора турбокомпрессора на этом этапе запуска осуществляется только стартером. Второй этап начинается с момента, когда вступает в работу турбина компрессора ($n_{тк} = n_1 = 19...21\%$), а также развивается положительный крутящий момент, и заканчивается в момент отключения стартера ($n_{тк} = n_2 = 57...63\%$). Раскрутка ротора турбокомпрессора на этом этапе запуска осуществляется совместно стартером и турбиной компрессора. Поскольку избыточная мощность турбины компрессора с увеличением $n_{тк}$ растет, то стартер на этом этапе запуска работает в режиме сопровождения и мощность его уменьшается. При достижении $n_{тк} = n_2 = 57...63\%$ турбина компрессора развивает мощность, достаточную как для собственного вращения, так и для вращения компрессора, т. е. частота вращения турбокомпрессора, при которой отключается стартер, выбирается такой, чтобы при ее достижении мощность турбины была достаточна для вывода двигателя на режим малого газа. Третий этап начинается с момента отключения

стартера ($n_{тк} = n_2 = 57...63\%$) и заканчивается в момент выхода двигателя на режим малого газа [$n_{тк} = n_{м.г} = (64 \pm 2)\%$]. Раскрутка ротора турбокомпрессора на этом этапе осуществляется только турбиной компрессора.

Особенности запуска двигателя определяются наличием на нем свободной турбины, не имеющей кинематической связи с турбиной компрессора. Так, в начальный момент запуска, когда степень повышения давления воздуха в компрессоре и степень подогрева его в камере сгорания незначительны, весь теплоперепад срабатывается в турбине компрессора. При этом ротор свободной турбины и связанный с ним несущий винт практически не поворачиваются. С увеличением $n_{тк}$ растут π_k и t_r^* . Это приводит к увеличению теплоперепада, срабатываемого в свободной турбине, и плавной раскрутке трансмиссии вертолета.

7.2. Схема пусковой системы и предъявляемые к ней требования

Совокупность устройств, предназначенных для принудительной раскрутки роторов двигателей при запуске, составляет пусковую систему. Для запуска двигателя применяется электрическая система, в которой в качестве стартера используется мощный высокооборотный электродвигатель постоянного тока. В процессе работы двигателя такой стартер используется в качестве генератора постоянного тока, обеспечивающего питание бортовой электросети вертолета. Источниками питания электростартера в процессе запуска двигателя являются бортовые аккумуляторные батареи или наземные устройства.

К пусковой системе предъявляют следующие основные требования:

1. Должен обеспечиваться надежный запуск двигателя на земле и в воздухе во всем диапазоне возможных полетных условий.
2. Система должна обеспечивать холодную прокрутку и ложный запуск двигателя.
3. Система должна быть простой в эксплуатации и в управлении.

Пусковая система состоит: из электрической системы; системы подачи пускового топлива; автомата запуска, управляющего подачей рабочего топлива; элементов управления; приборов контроля, расположенных в кабине экипажа.

Электрическая система. Она включает в себя стартер-генератор ГС-18ТО, пусковую панель ПСГ-15, систему зажигания, шесть аккумуляторных батарей 12САМ-26, аэродромную розетку ШРА-500, переключающие контакторы и блокировочные реле. Из перечисленных агрегатов на двигателе установлен только стартер-генератор.

Стартер-генератор ГС-18ТО (рис. 65) представляет собой шестиполусную электрическую машину постоянного тока с шунтовым возбуждением и принудительным охлаждением от вентилятора

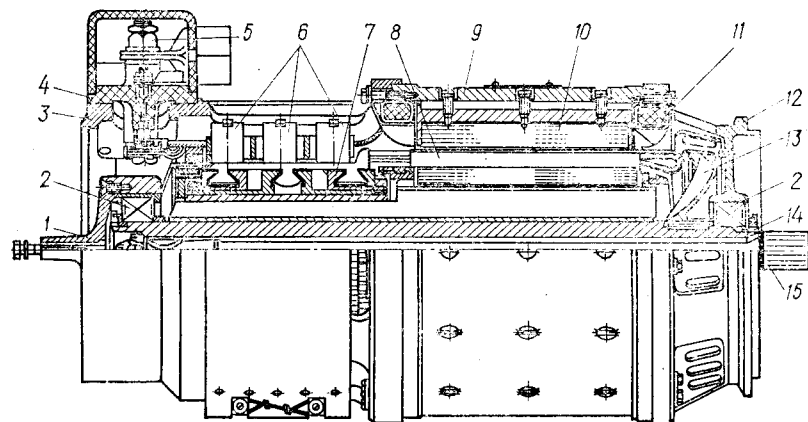


Рис. 65. Стартер-генератор ГС-18ТО:

1 — крышка; 2 — подшипники шариковые; 3 — щит со стороны патрубка; 4 — клеммная панель; 5 — клеммовый болт; 6 — щетки; 7 — коллектор; 8 — якорь; 9 — корпус; 10 — полюс; 11 — шунтовая обмотка возбуждения; 12 — переходник; 13 — крыльчатка вентилятора; 14 — вал якоря; 15 — приводной вал

вертолета. Он предназначен для раскрутки ротора турбокомпрессора при запуске (стартерный режим) и для питания бортсети вертолета (генераторный режим).

Основные технические данные ГС-18ТО

А. Генераторный режим

Режим работы	Продолжительный
Номинальное напряжение, В	28,5
Развиваемая мощность, кВт	18
Передаточное число привода	0,41
Направление вращения ротора генератора	Левое

Б. Стартерный режим

Режим работы	Повторно-кратковременный: 40 с работы — 3 мин перерыв, после пяти запусков полное охлаждение (30 мин)
Напряжение питания, В	24/28
Развиваемая стартером мощность, кВт	До 26
Потребляемый ток, А	1000...1200
Переключение ГС-18ТО в процессе запуска с 24 на 48 В, с частоты вращения отключения ГС-18ТО в процессе запуска, %	9
	57...63

Пусковая панель ПСГ-15 обеспечивает автоматическое управление процессом запуска двигателя на земле и в полете, холодную прокрутку, ложный запуск и прекращение (при необходимости) процесса запуска или прокрутки. Она состоит из программного механизма, регулятора тока генератора, пусковых сопротивлений, контакторов и реле.

Система зажигания обеспечивает поджог пускового топлива в процессе запуска двигателя и состоит из агрегатов зажигания и электрической свечи.

Агрегат зажигания (рис. 66) преобразует постоянный ток низкого напряжения в пульсирующий ток высокого напряжения, который используется для образования электрического разряда между электродами запальной свечи. Он представляет собой низковольтную конденсаторную систему с двумя выводами высокого напряжения для одновременной подачи его на две запальные свечи. Конструктивно агрегат зажигания состоит из двух одинаковых блоков, выполненных в общем корпусе. Каждый блок включает в себя индукционные катушки L_1 и L_2 , прерывательный механизм F с искрогасящим конденсатором C_n , блок селеновых выпрямителей BC , накопительный конденсатор C_n с шунтирующим сопротивлением R_n , газонаполненный разрядник P и активизатор, представляющий собой колебательный контур с конденсаторами C_{1a} и C_{2a} , индукционными катушками L_{1a} и L_{2a} и сопротивлением R_a . В процессе запуска при нажатии кнопки «Запуск» подается питание на первичную обмотку L_1 . Поскольку контакты прерывателя F замкнуты, то ток, проходя через витки обмотки, создает электромагнитное поле, намагничивающее сердечник катушки. Намагниченный сердечник, преодолевая силу упругости пружины подвижного контакта, притягивает его и разрывает первичную цепь. При размыкании цепи ток в ней исчезает и сердечник катушки размагничивается. Пружина возвращает подвижной контакт в исходное положение, цепь замыкается, и процесс повторяется. Таким образом, по первичной обмотке катушки проходит пульсирующий ток, который наводит в сердечнике переменный магнитный поток. Этот магнитный поток, пересекая витки индукционной катушки L_2 , наводит в них электродвижущую силу e_2 , которая пропорциональна коэффициенту трансформации и электродвижущей силе катушки L_1 :

$$e_2 = e_1 (L_2/L_1).$$

Процесс размыкания и замыкания контактов прерывателя F повторяется с частотой 600...1000 циклов в секунду. В результате наведения в индукционной катушке L_2 ЭДС по ней через блок селеновых выпрямителей BC течет ток, который заряжает накопительный конденсатор C_n . Через каждые 50...150 циклов прерывателя F индукционной катушки L_1 накопительный конденсатор C_n заряжается до напряжения 1500...2000 В, которое достаточно для пробоя разрядника P . В процессе разряда конденсатора C_n в цепи активизатора возбуждаются высокочастотные колебания и в индукционной катушке L_{2a} трансформируется напряжение, достаточное для пробоя искрового промежутка свечи.

Электрическая свеча (рис. 67) является разрядником тока высокого напряжения и предназначена для воспламенения топливо-воздушной смеси при запуске двигателя. В системе зажигания двигателя применяются неразборные экранированные полупроводниковые свечи СП-18УА с емкостным разрядом высокой мощности, протекающим между электродами по полупроводниковому слою. Для обеспечения надежности запуска на двигателе устанавлива-

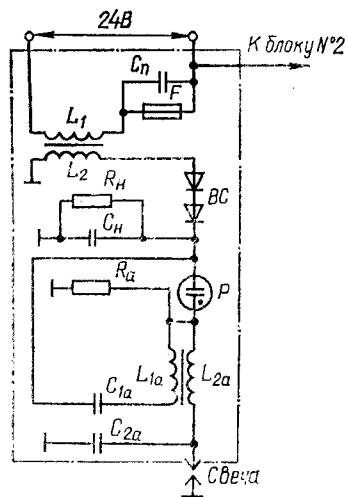


Рис. 66. Принципиальная схема агрегата зажигания:

C_n — конденсатор прерывательного механизма; F — прерывательный механизм; L_1 и L_2 — первичная и вторичная индукционные катушки; BC — выпрямитель селеновый; R_n и C_n — резистор и конденсатор накопительного устройства; P — разрядник; L_{1a} и L_{2a} — первичная и вторичная индукционные катушки активизатора; C_{1a} , C_{2a} , R_a — конденсаторы и резистор активизатора

ют две свечи. В процессе работы свечи возможно выгорание полупроводникового слоя, наносимого на изолятор между электродами с центрального электрода. Это приводит к увеличению сопротивления межэлектродного промежутка и ухудшению условий работы свечи. Поэтому на двигателях применяется импульсная подача пускового топлива или «подтренировка» свечей. Поверхностный слой полупроводника восстанавливается в процессе подтренировки под действием электроэрозии полупроводникового центрального электрода при отсутствии подачи пускового топлива.

Система подачи пускового топлива. Для обеспечения запуска двигателя поджигание топливовоздушной смеси производится пусковыми воспламенителями, установленными на корпусе камеры сгорания. Пусковой воспламенитель (рис. 68) состоит из корпуса 8 с переходником 5 и дефлектором 7, топливной форсунки 9 и электрической свечи 10. Топливо к форсунке поступает от клапана постоянного давления. Управление подачей топлива осуществляется электромагнитным клапаном 2.

В процессе запуска топливо от насоса высокого давления агрегата НР-40ВА подводится к золотнику 3 клапана постоянного давления. Вследствие дросселирования при входе топлива внутрь золотника давление его уменьшается до значения $(3,5...4) \cdot 10^5$ Па,

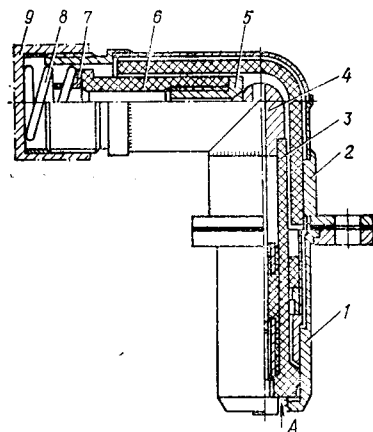


Рис. 67. Электрическая свеча СП-18УА:

1 — корпус свечи; 2 — корпус угольного электрода; 3 — изолятор центрального электрода; 4 — контактная головка; 5 — контактная втулка; 6 — контактное устройство; 7 — втулка; 8 — пружина; 9 — защитный колпачок

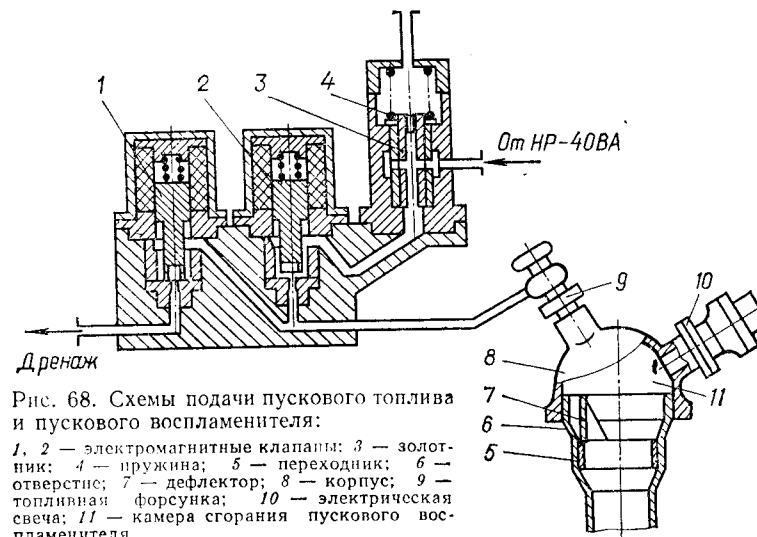


Рис. 68. Схемы подачи пускового топлива и пускового воспламенителя:

1, 2 — электромагнитные клапаны; 3 — золотник; 4 — пружина; 5 — переходник; 6 — отверстие; 7 — дефлектор; 8 — корпус; 9 — топливная форсунка; 10 — электрическая свеча; 11 — камера сгорания пускового воспламенителя

определенного натяжением пружины 4, и поддерживается постоянным в течение запуска. Электромагнитный клапан 2 открывается в начальный момент запуска при подаче пусковой панелью питания на его обмотку. Для обеспечения надежной работы электрической свечи и надежности запуска двигателя питание на электромагнитный клапан подается импульсами при включении импульсатора. Пусковое топливо, подводимое к воспламенителю, распыляется форсункой 9 и смешивается с воздухом, поступающим в камеру сгорания воспламенителя через отверстие 6. Топливо поджигается электрической искрой, вырабатываемой свечой 10. Факел пламени из пускового воспламенителя переходником 5 направляется внутрь жаровой трубы камеры сгорания двигателя, где поджигает топливо, выходящее из рабочих форсунок. Закрывается электромагнитный клапан 2 и прекращается подача топлива к пусковой форсунке пусковой панелью или по сигналам от агрегата КА-40 гидросистемы двигателя при достижении $n_{TK} = 34...36\%$. При закрытии клапана 2 на 2...3 с открывается электромагнитный клапан 1. За это время давлением газов из камеры сгорания двигателя через пусковую форсунку 9 продувается пусковая система в дренаж для предотвращения коксования топлива в топливопроводах.

7.3. Управление и контроль работы пусковой системы

Для управления и контроля работы пусковой системы в кабине вертолета размещаются:

автоматы защиты сети «Запуск двигателя», «Зажигание», подкачивающих и перекачивающих топливных насосов, приборов контроля;

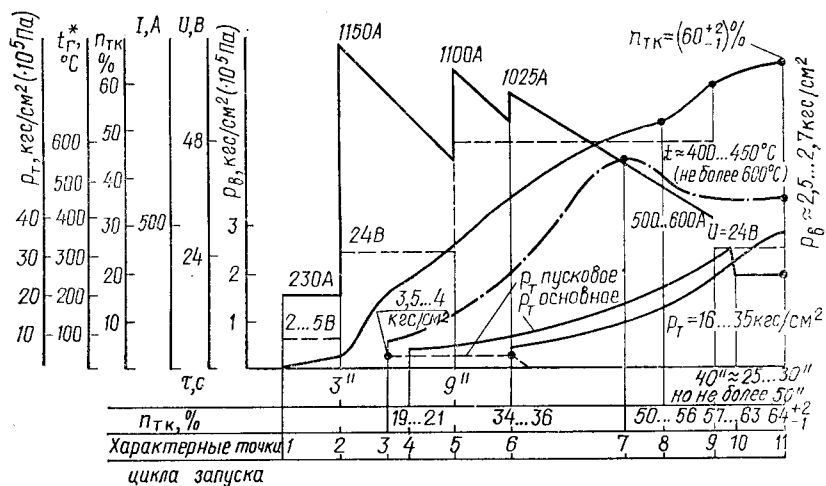


Рис. 69. Схема работы системы автоматического запуска двигателя

элементы управления и приборы контроля энергетики постоянного тока: выключатель бортовых аккумуляторов, переключатель «Аккумуля.—Аэрод. пит.», амперметры, табло «1 розетка включена», «2 розетка включена», выключатель «Сеть на аккумулятор», выключатели генераторов постоянного тока, табло «Отказал левый генератор» и «Отказал правый генератор»;

элементы управления и контроля работы стартера: переключатель выбора запускаемого двигателя «Лев.—Прав.», переключатель «Прокрутка — Запуск», кнопки «Запуск» и «Прекращ. запуска», табло «Автомат включен»;

приборы контроля работы стартера и топливной системы: измеритель температуры газа перед турбиной компрессора, двойной указатель измерителей частоты вращения турбокомпрессоров, указатель измерителя частоты вращения несущего винта.

Для включения пусковой системы необходимо установить переключатель «Прокрутка — Запуск» в положение «Запуск», переключатель выбора двигателя — в положение «Лев.» или «Прав.» и на 2...3 с нажать на кнопку «Запуск». Чтобы обеспечить подачу топлива в двигатель, после загорания табло «Автомат включен» необходимо перевести рычаг стоп-крана в положение «Открыто» (вперед). Работа системы автоматического запуска двигателя ТВ2-117А приведена на рис. 69. Характерными точками цикла запуска являются следующие:

1. При нажатии на кнопку «Запуск» (1-я секунда) питание через автомат защиты сети «Зажигание» и контакты кнопки «Запуск» подается на поляризованное реле включения программного механизма. В цепи питания реле установлена кнопка, которая исключает возможность запуска двигателя при включенном тормозе несущего винта. Программный механизм пусковой панели обеспечивает

включение агрегатов и элементов системы запуска в соответствии с заданной циклограммой. Так, на 1-й секунде срабатывает контактор, подающий питание на якорь стартера-генератора через пусковое сопротивление, и контактор, подключающий обмотку возбуждения генератора на шину запуска. При этом напряжение на зажимах стартера равно 2...3 В, а пусковой ток — 200...250 А. Начинается медленная раскрутка двигателя (выборка люфтов в передачах). Одновременно контактор пусковой панели подает питание на агрегат зажигания и блок электромагнитных клапанов пускового топлива. Через 2 с с момента нажатия кнопки «Запуск» кулачок программного механизма блокирует кнопку от повторного случайного нажатия.

2. На 3-й секунде кулачок программного механизма подает питание на контактор, который обеспечивает шунтирование пускового сопротивления, и на якорь стартера подается питание 24 В (при параллельном соединении групп аккумуляторных батарей). В результате ток, потребляемый стартером, увеличивается до 1100...1200 А и начинается энергичная раскрутка двигателя.

3. По достижении давлением топлива после насосов высокого давления $p_t = (3...4) \cdot 10^5$ Па открывается клапан постоянного давления. Топливо поступает в пусковые воспламенители и поджигается. На указателе ИТГ-1 показаний температуры газа нет.

4. При достижении $n_{тк} = 19...21$ % открывается запорный клапан насоса-регулятора и в камеру сгорания поступает рабочее топливо. Воспламенение рабочего топлива сопровождается появлением и резким ростом температуры газа по указателю ИТГ-1; частота вращения турбокомпрессора начинает возрастать интенсивнее.

5. На 9-й секунде кулачок программного механизма подает питание на контакторы, которые переключают группы аккумуляторных батарей на последовательную работу. Это приводит к увеличению напряжения на клеммах стартера с 24 до 48 В, увеличению силы тока источников питания до 1100 А и к интенсивному увеличению $n_{тк}$.

6. По достижении $n_{тк} = 34...36$ % по сигналам агрегата КА-40 подается питание на контактор регулятора тока пусковой панели. Вследствие этого ток на обмотку возбуждения стартера будет подаваться через угольный столб регулятора тока, сопротивление которого зависит от силы тока обмотки якоря стартера. С увеличением $n_{тк}$ сила тока, поступающего на обмотку якоря, уменьшается. Это приводит к уменьшению усилия, сжимающего угольный столб, и к увеличению его сопротивления, что обеспечивает плавное падение силы тока, потребляемого стартером в процессе раскрутки ротора турбокомпрессора до частоты вращения малого газа.

Одновременно с включением регулятора тока отключаются подача пускового топлива и система зажигания и включается продувка пусковой топливной системы в дренаж. Если вышеуказанные переходы не реализуются по достижении $n_{тк} = 34...36$ %, они

будут выполнены на 30-й секунде программным механизмом пусковой панели.

7. На частоте вращения турбокомпрессора $n_{\text{тк}} = 40...50\%$ возможен кратковременный заброс температуры газа (до 600°C). Это объясняется тем, что автомат запуска резко уменьшает пере-пуск топлива на слив, а регулятор частоты вращения турбоком-прессора еще не вступил в работу. Точка заброса температуры газа может быть перемещена по линии $n_{\text{тк}}$ в зависимости от регу-лировки автомата запуска.

8. По достижении $n_{\text{тк}} = 50...56\%$ гидравлическая система дви-гателя закрывает клапаны перепуска воздуха из компрессора в атмосферу.

9. При $n_{\text{тк}} = 57...63\%$ агрегат КА-40 выдает команду на от-ключение пусковой панели и переключение стартера в генератор-ный режим. Если они не отключаются, то на 40-й секунде кулачок программного механизма включает ускоренную доработку цикла и отключает все элементы запуска. Программный механизм устанав-ливается в исходное положение, а обмотки возбуждения стартера подключаются к регулятору напряжения, и стартер переходит на генераторный режим работы. Для включения генератора в борто-вую сеть необходимо включить переключатель на панели постоян-ного тока.

10. При достижении $n_{\text{тк}} \approx 56...58\%$ открывается распредели-тельный клапан второго контура рабочих форсунок и рабочее топливо поступает во второй контур. Давление топлива по указате-лю (измеряемое в первом контуре форсунок) при этом несколько снизится вследствие уменьшения гидравлических сопротив-лений.

11. Двигатель выходит на режим малого газа. После отключения стартера турбокомпрессор раскручивается до устойчивого режима работы избыточной мощностью турбины. Время выхода двигателя на режим малого газа контролируется по секундомеру и не должно превышать 50 с. После выхода двигателя на режим малого газа экипажу вертолета необходимо проверить параметры двигателя и вертолетного редуктора.

Параметры работы двигателя и вертолетного редуктора на режиме малого газа по приборам контроля

$n_{\text{тк}}, \%$	64_{-1}^{+2}
$n_{\text{п.в.}}, \%$	50...55
Температура газа перед турбиной компрессора, $^\circ\text{C}$, не вы-ше	600
Давление масла в двигателе (по прибору), $\text{кгс}/\text{см}^2$, не ме-нее	2
Температура масла, $^\circ\text{C}$, не менее	40
Давление (по прибору), $\text{кгс}/\text{см}^2$ (Па):	
масла в вертолетном редукторе, не менее	0,5 ($5 \cdot 10^4$)
топлива перед рабочими форсунками	$18...35 [(18...35) \times 10^5]$

7.4. Факторы, влияющие на надежность работы пусковой системы

В процессе запуска двигатель работает на довольно сложном неустановившемся режиме. Надежность запуска зависит от следую-щих факторов: надежности и устойчивости протекания рабочих процессов в двигателе и в элементах системы запуска; диапазона устойчивой работы компрессора; мощности стартера; выполнения оптимального закона подачи топлива в камеру сгорания.

На первом этапе запуска возможно уменьшение надежности вследствие *недостаточной мощности стартера*, возникающей из-за неисправности отдельных элементов пусковой системы либо в результате ухудшения характеристик источников питания.

Второй этап запуска является наиболее ответственным и в основном определяет надежность выхода двигателя на режим мало-го газа. Как правило, неудавшиеся попытки запуска являются результатом *отклонений от оптимальных программ подвода топли-ва в камеру сгорания и мощности от стартера*. Подача повышен-ного количества топлива в камеру сгорания на втором этапе запуска приводит к неустойчивой работе компрессора; в нем возника-ют помпажные явления, приводящие к значительному росту тем-пературы газа перед турбиной компрессора и к зависанию частоты вращения турбокомпрессора на промежуточных режимах. Устой-чивость разгона двигателя может нарушиться и при *задержке воспламенения топлива в камере сгорания* из-за плохого распыла топлива форсунками (например, при запуске в условиях низких температур атмосферного воздуха) или из-за чрезмерной задержки открытия стоп-крана. *Преждевременное отключение стартера* при-водит к увеличению времени запуска, температуры газа перед турбиной компрессора и снижению надежности запуска двигателя.

Устойчивость разгона двигателя на третьем этапе запуска, после отключения стартера, зависит от *избыточного крутящего момента*, развиваемого турбиной компрессора. Соответственно ограничение температуры газа в процессе запуска с помощью ре-гулирующих устройств, ухудшение характеристик компрессора, камеры сгорания и турбин (например, при эксплуатации вертоле-та в пыльных условиях) уменьшают избыточный крутящий момент турбины и надежность запуска двигателя.

Из внешних факторов на надежность запуска наибольшее влия-ние оказывает *температура атмосферного воздуха*. Независимо от нее двигатель должен выходить на установившуюся частоту вращения режима малого газа за время не более 50 с и при тем-пературе газа перед турбиной, не превышающей 600°C . При по-стоянной мощности стартера характер разгона двигателя в про-цессе запуска на земле при различных температурах атмосферно-го воздуха зависит от превышения мощности турбины над мощно-стью, потребляемой турбокомпрессором. Эта избыточная мощность определяется превышением температуры газа перед турбиной при запуске над температурой газа при работе двигателя на равных

установившихся режимах. Практически для запуска двигателя при разных температурах наружного воздуха за одно и то же время необходимо равное превышение температуры газа перед турбиной на неуставившихся режимах над температурой газа, соответствующей данному установившемуся режиму.

При работе двигателя с $n_{\text{тк}} = \text{const}$ изменение температуры атмосферного воздуха приводит к изменению расхода воздуха, в то время как расход топлива остается постоянным. В связи с этим изменяется температура газа перед турбиной при работе двигателя на режимах, ниже режима малого газа: температура газа повышается при росте и уменьшается при понижении температуры атмосферного воздуха.

Если исходная регулировка топливной аппаратуры системы запуска не изменяется, то запуск двигателя при повышенных температурах атмосферного воздуха дает более высокую температуру газа перед турбиной, которая при температуре атмосферного воздуха более 30°C может достигать максимально допустимого значения. В этих случаях вывод двигателя на режим малого газа возможен путем уменьшения подачи топлива в камеру сгорания регулировкой автомата запуска. При этом время выхода двигателя на режим малого газа увеличивается, что требует в некоторых случаях также перерегулировки момента отключения стартера на большую частоту вращения. Кроме того, с повышением температуры атмосферного воздуха неустойчивая работа компрессора имеет место при меньших избытках подачи топлива в камеру сгорания, что также требует регулировки топливной аппаратуры системы запуска на меньшую подачу топлива.

В случае понижения температуры атмосферного воздуха (при неизменной регулировке топливной аппаратуры) уменьшается значение $n_{\text{тк}}$, до которого он раскручивается стартером вследствие увеличения мощности, потребляемой компрессором. Однако турбина компрессора при низких температурах вступает в работу при меньшей частоте вращения, так как массовый расход воздуха через двигатель повышается. Увеличение избыточной мощности турбины приводит к тому, что она в большей степени участвует в раскрутке ротора в конце второго этапа и помогает пусковому устройству обеспечить запуск двигателя.

При отрицательных температурах атмосферного воздуха пусковые качества двигателя ухудшаются, так как уменьшается избыточная мощность стартера, ухудшается качество подготовки топливовоздушной смеси к воспламенению в пусковых устройствах и в камере сгорания двигателя; кроме того, увеличивается вязкость и уменьшается испарение топлива, а это еще в большей степени приводит к уменьшению надежности воспламенения топливовоздушной смеси. Таким образом, высокие положительные и низкие отрицательные температуры атмосферного воздуха ухудшают надежность запуска двигателя и требуют для обеспечения запуска двигателя регулировки топливной аппаратуры системы запуска; кроме того, низкие внешние температуры заставляют при-

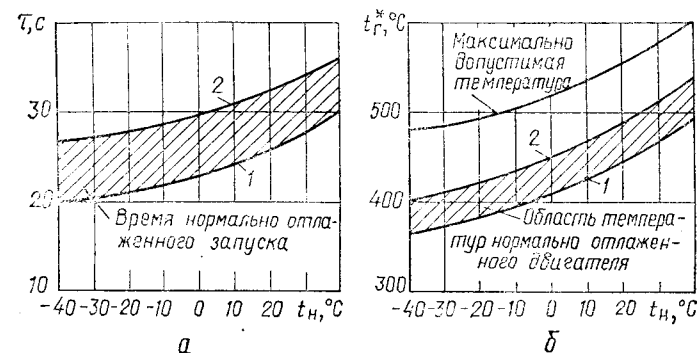


Рис. 70. Зависимость параметров нормально отлаженного вертолетного двигателя ТВ2-117А от температуры атмосферного воздуха: а — время τ выхода двигателя на режим малого газа; б — температура газа перед турбиной t_g ; 1, 2 — запуск двигателя от аэродромного источника питания и бортовой аккумуляторной батареи соответственно

нимать меры по сохранению работоспособности аккумуляторных батарей, подогревать двигатель и его системы (например, пускорегулятор подачи топлива) от аэродромного подогревателя и т. п. Время нормально отлаженного запуска и температура газа перед турбиной (рис. 70) зависят от температуры атмосферного воздуха.

7.5. Возможные неисправности пусковой системы

Надежность работы пусковой системы двигателя в значительной степени определяется строгим выполнением положений «Инструкции по техническому обслуживанию двигателей» и «Руководства по летной эксплуатации вертолета». Опыт эксплуатации двигателей показывает, что уменьшение надежности работы пусковой системы вызывается преимущественно эксплуатационными причинами. В процессе запуска двигателя могут возникать следующие характерные нарушения его нормальной работы:

1. При нажатии на кнопку «Запуск» не загорается табло «Автомат включен» и ротор турбокомпрессора не раскручивается стартером. Обычно причинами этой неисправности являются: неполное проведение подготовки к запуску (например, не расторможен несущий винт), повреждение электропроводки или отсутствие замыкания левого микровыключателя блока контактов агрегата КА-40. Подготовку к запуску двигателя необходимо проводить в соответствии с контрольной картой обязательных проверок оборудования кабины экипажа. Если подготовка к запуску проведена согласно «Руководству по летной эксплуатации вертолета», а автоматика пусковой панели не включается, необходимо проверить электропроводку, командный агрегат КА-40 и устранить неисправность.

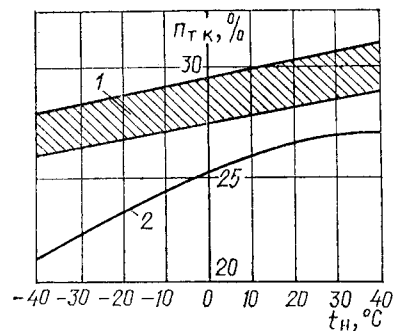


Рис. 71. Зависимость допустимой частоты вращения раскрутки ротора турбокомпрессора в конце ложного запуска от температуры наружного воздуха:

1 — область допустимой частоты вращения раскрутки от наземного источника тока; 2 — линия минимально допустимой частоты вращения раскрутки от бортовых аккумуляторных батарей

устранения неисправности необходимо проверить работу свечей, агрегата зажигания и подачу питания к агрегату зажигания и от него к свечам. При необходимости рекомендуется последовательно заменить свечи, высоковольтный провод или агрегат зажигания; отсутствие подачи топлива к пусковым воспламенителям или неудовлетворительный распыл топлива пусковыми форсунками. Чтобы более точно определить причины неисправности, необходимо проверить давление пускового топлива во время ложного запуска с открытым стоп-краном. Если давления пускового топлива нет и исправна электрическая цепь управления электромагнитными клапанами, необходимо заменить блок электрических клапанов. Если давление пускового топлива нормальное, то заменяют пусковой воспламенитель.

3. Малая частота вращения при раскрутке турбокомпрессора от бортовых аккумуляторных батарей. Нормальная частота при раскрутке турбокомпрессора как от бортовых аккумуляторов, так и от аэродромного источника питания должна соответствовать значениям, определяемым по графику рис. 71. Обычно причиной этой неисправности является разрядка аккумуляторных батарей. Если при «зависании» $n_{тк}$ во время запуска напряжение в бортовой сети упадет ниже 16 В или при неподжоге топлива установившаяся частота вращения раскрутки будет меньше допустимой, то аккумуляторные батареи необходимо заменить.

4. Малая частота вращения при раскрутке турбокомпрессора от аэродромного источника питания. Характерными причинами неисправности являются недостаточное напряжение на аэродромном источнике питания или большая сила тока в цепи якоря старте-

2. Не воспламеняется пусковое топливо. Неисправность определяют по отсутствию температуры газа на указателе ИГТ-1. Если после подачи в камеру сгорания рабочего топлива (определяется по появлению давления на указателе) воспламенение его не происходит, запуск необходимо прекратить во избежание поступления большого количества топлива в двигатель и опасности пожара. Возможными причинами этой неисправности являются: неисправность свечи или агрегата зажигания. В некоторых случаях работу свечи можно прослушивать по характерному треску, создаваемому в момент искробразования. Отсутствие такого треска свидетельствует об отказе свечи или агрегата зажигания. Для

ра. Начальное напряжение аэродромного источника питания должно быть 24...30 В. В случае несоответствия нормальному значению его необходимо отрегулировать. При большой силе тока в цепи якоря стартера (более 900 А в конце ложного запуска) необходимо проверить: легкость вращения турбокомпрессора при ручной прокрутке; исправность стартера-генератора; сопротивление цепи согласно электросхеме запуска двигателя.

5. Слишком раннее или позднее отключение электростартера. При раннем отключении стартера возможны зависание частоты вращения ротора турбокомпрессора и прекращение запуска. Позднее выключение стартера может приводить к забросу частоты вращения турбокомпрессора и к срыву пламени в камере сгорания вследствие уменьшения подачи топлива топливной автоматикой, настроенной на поддержание $n_{тк} = \text{const}$ (в соответствии с положением рычагов управления). Причина неисправности — неправильная регулировка автоматических устройств отключения стартера. Неисправность устраняют соответствующей регулировкой.

6. Зависание частоты вращения турбокомпрессора в начальный период запуска. Обычно причинами указанной неисправности являются:

неправильная регулировка автомата запуска, вследствие чего слив дозированного топлива через его клапан не дросселируется и соответственно не растет подача топлива в двигатель;

засорение воздушного фильтра или входного воздушного жиклера автомата запуска, что особенно характерно при эксплуатации вертолета на пыльных площадках;

неисправность клапана дренажа первого контура рабочих форсунок; при этом значительная часть топлива сливается через дренажный клапан в дренажный бачок вертолета; для устранения неисправности необходимо проверить количество топлива в дренажном бачке (чем определяется исправность дренажного клапана), проверить и при необходимости промыть воздушный фильтр и входной жиклер автомата запуска; в случае исправности дренажного клапана, чистоты фильтра и жиклера следует отрегулировать автомат запуска.

7. Зависание частоты вращения турбокомпрессора в конечный период запуска. Неисправность вызывается негерметичностью в воздушном тракте автомата запуска или его неудовлетворительной регулировкой; устраняют после соответствующей проверки и при необходимости после регулировки.

8. Интенсивный рост температуры газа при запуске, что происходит в случае неправильной регулировки автомата запуска или засорения выходного жиклера воздушной системы автомата запуска; устраняется промывкой воздушного жиклера и при необходимости регулировкой автомата запуска.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Двигатель рассчитан на эксплуатацию в различных климатических условиях, в том числе и на высокогорных площадках, что и определяет требования, предъявляемые к системе запуска. Пусковые характеристики двигателя выражаются зависимостью основных параметров, характеризующих работу компрессора и турбины компрессора от частоты вращения на пусковых режимах. Для реализации пусковых характеристик двигатель оборудован устройствами, которые во взаимосвязи образуют пусковую систему. Необходимо изучить принципы этой взаимосвязи, состав общей схемы пусковой системы и схемы подсистем.

2. Изучая пусковые характеристики двигателя, необходимо обратить внимание на поэтапный контроль работы пусковой системы. Для закрепления этого материала рекомендуется построить график зависимости основных параметров двигателя от $n_{\text{тк}}$.

3. Изучение управления и контроля работы пусковой системы должно базироваться на знании кабины вертолета Ми-8 и размещения оборудования в ней.

4. Особое внимание следует уделить факторам, влияющим на надежность работы пусковой системы двигателя. Необходимо изучить анализ влияния на надежность запуска двигателя температуры, давления и влажности атмосферного воздуха, напряжения источников питания стартера, технического состояния агрегатов и элементов пусковой системы.

5. Важно знать возможные неисправности пусковой системы и уметь их анализировать. Так, если в процессе запуска происходит частичное зависание $n_{\text{тк}}$, но двигатель выходит на режим малого газа, то это может являться следствием разгерметизации воздушной системы автомата запуска агрегата НР-40ВА или засорения его фильтра. С такой неисправностью эксплуатировать двигатель опасно, так как более интенсивное проявление неисправности в полете может привести к отказу двигателя. Интенсивный рост температуры газа при запуске чрезвычайно опасен, так как может вызвать появление в деталях камеры сгорания и турбины больших тепловых напряжений, а также обгорание лопаток соплового аппарата I ступени турбины компрессора.

Вопросы для самоконтроля

1. Какие основные требования предъявляют к пусковой системе двигателя?
2. Объяснить зависимость основных параметров, характеризующих работу компрессора, от $n_{\text{тк}}$ на пусковых режимах.
3. Объяснить зависимость основных параметров, характеризующих работу турбины компрессора, от $n_{\text{тк}}$ на пусковых режимах.
4. Дать определение пусковой характеристики двигателя.
5. Каким образом осуществляется раскрутка ротора турбокомпрессора на I, II и III этапах запуска двигателя?
6. В какой момент процесса запуска начинается раскрутка свободной турбины (несущего винта)?
7. Перечислить, какие устройства и агрегаты входят в схему пусковой системы двигателя?
8. Объяснить работу электрической части пусковой системы двигателя.
9. Объяснить работу системы подачи пускового топлива.
10. Как обеспечивается управление и контроль работы пусковой системы двигателя?
11. Объяснить работу пусковой системы двигателя.
12. Какие основные факторы влияют на надежность работы пусковой системы двигателя?
13. От каких факторов зависит время нормально отлаженного запуска двигателя?
14. Какие внешние и внутренние факторы влияют на температуру газа перед турбиной в процессе запуска двигателя?
15. Указать основные причины, следствием которых является невключение в работу пусковой системы при нажатии на кнопку «Запуск».

16. Перечислить причины невоспламенения пускового топлива в процессе запуска двигателя. Объяснить действия экипажа вертолета при этом.

17. Перечислить причины «зависания» $n_{\text{тк}}$ при запуске двигателя. Объяснить действия экипажа вертолета при этом.

18. Какие последствия может вызвать раннее отключение стартера? Объяснить действия экипажа вертолета при этом.

19. Какие последствия может вызвать позднее отключение стартера? Объяснить действия экипажа вертолета при этом.

20. Какие причины могут вызвать интенсивный рост температуры газа перед турбиной при запуске двигателя? Объяснить действия экипажа вертолета при этом.

ГЛАВА 8. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

8.1. Общие сведения и предъявляемые к противобледенительной системе требования

При работе двигателей в условиях пониженных температур и повышенной влажности атмосферного воздуха возможно обледенение воздухозаборника, входного канала двигателя и лопаток ВНА.

Вода в атмосферном воздухе может находиться в твердом (град, снег), жидком (дождь, туман) и газообразном состояниях. В переохлажденном состоянии вода встречается в атмосферном воздухе при температурах $0...-20^{\circ}\text{C}$. Вода в переохлажденном состоянии может находиться в слоистых облаках до -4°C , в высокослоистых — до -10°C и в кучевых — до -30°C . Мощные кучевые облака практически при температуре $-20...-30^{\circ}\text{C}$ состоят на 70...80 % из переохлажденной воды. Чем плотнее облачность, тем интенсивнее обледенение. При обледенении на деталях входной части двигателя может образоваться лед в виде прозрачной корки или в виде шероховатой изморози. Более опасным является прозрачный лед, для которого характерна мелкокристаллическая твердая структура. Наибольшая вероятность обледенения существует в кучевых облаках при температуре $0...-10^{\circ}\text{C}$ на высоте примерно 1000 м. Шероховатый лед образуется преимущественно в слоистых облаках при температуре $0...-20^{\circ}\text{C}$. Шероховатая изморозь чаще всего появляется при стоянке вертолета.

Образование льда на деталях входной части двигателя возможно в условиях положительной температуры атмосферного воздуха ($5...7^{\circ}\text{C}$) вследствие большой скорости течения воздуха в воздухозаборнике. При этом происходит понижение температуры воздуха до отрицательного значения. В результате обледенения входной части двигателя происходят следующие изменения:

а) увеличение входных потерь. При обледенении входного канала двигателя нарушаются форма и размеры его проточной части, вследствие чего изменяются параметры воздуха на входе в компрессор и характер течения воздуха во входном канале и появляются большие гидравлические сопротивления;

б) уменьшение мощности. Увеличение гидравлических сопротивлений на входе воздуха в двигатель в процессе обледенения приводит к уменьшению расхода воздуха и степени повышения давления воздуха в компрессоре, т. е. к уменьшению основных параметров, определяющих развиваемую двигателем мощность;

в) повышение температуры газа перед турбиной. Двигатели вертолета регулируются на поддержание постоянной частоты вращения несущего винта. Уменьшение мощности двигателя в процессе обледенения требует увеличения регуляторами подачи топлива в камеру сгорания. Поэтому увеличение подачи топлива в сочетании с уменьшением расхода воздуха приводит к повышению температуры газа перед турбиной. Повышение температуры газа может привести к перегреву двигателя и в конечном итоге к разрушению лопаток турбины;

г) ухудшение экономичности двигателя. Увеличение температуры газа перед турбиной в сочетании с уменьшением расхода воздуха в процессе обледенения двигателя приводит к увеличению тепловых потерь (нагрев конструкции) и потерь тепла (в виде несгоревшего топлива) с выходящим газом. Это вызывает увеличение удельного расхода топлива;

д) помпаж компрессора вследствие уменьшения расхода воздуха, изменения геометрической формы профилей лопаток ВНА и увеличения температуры газа перед турбиной;

е) увеличение уровня вибрации и тряски вследствие образования льда на рабочих лопатках I ступени компрессора, что вызывает неуравновешенность ротора и изменяет характер обтекания лопаток потоком воздуха;

ж) попадание внутрь компрессора льда, что может вызвать забоины на рабочих лопатках ротора, вращающихся с большой частотой. При действии на лопатку ротора больших центробежных сил и наличии забоин может происходить разрушение лопатки.

Экспериментально установлено, что наиболее интенсивно обледенение входной части двигателя происходит при содержании в воздухе переохлажденных капель воды достаточно большого размера и больших скоростях движения воздуха с такими каплями. От обледенения прежде всего необходимо защищать воздухозаборник, центральный обтекатель и входной направляющий аппарат, которые обтекаются потоком воздуха с большими скоростями, причем на обтекатель и входной направляющий аппарат не действуют вибрации и центробежные силы. Небольшие опасные отложения льда на других деталях двигателей разрушаются от вибрации, центробежных сил и сил сопротивления.

Противообледенительная система двигателя должна удовлетворять следующим *основным требованиям*:

1. Обеспечивать достаточную эффективность, надежность и безотказность действия при любых погодных условиях полета.

2. Сохранять заданную мощность двигателей.

3. Иметь минимальную массу и габариты, потреблять минимум энергии и быть простой в эксплуатации.

8.2. Устройство и работа противообледенительной системы

Противообледенительное устройство (рис. 72) воздухозаборника 2 состоит из коллектора 1, трубопроводов 12 и 16 подвода горячего воздуха и переключателя (крана) 13 с электромеханизмом 14. Коллектор 1 представляет собой полое кольцо из трубы, в стенках которой выполнены отверстия для выхода горячего воздуха. Электромеханический переключатель воздуха предназначен для перекрытия проходного сечения воздухопровода подачи горячего воздуха. Он состоит из воздушного крана 13 и электромеханизма 14, управляющего работой воздушного крана.

Противообледенительное устройство двигателя состоит из трубы 11, противообледенительного клапана (крана) 10, двух труб 8 и 15 подвода горячего воздуха в корпус передней опоры ротора компрессора, системы каналов и отверстий для прохода горячего воздуха в обогреваемых деталях. Работой противообледенительного клапана управляет электромеханизм 9.

При включении противообледенительной системы подается питание на электромеханизмы 9 и 14 воздушных кранов 10 и 13. При открытии воздушного крана 13 горячий воздух, забираемый из компрессора, по трубопроводам 12 и 16 поступает в коллектор 1. Через отверстия в коллекторе воздух выходит в полость А между обшивкой носка воздухозаборника и обогревает воздухозаборник 2. При открытии противообледенительного клапана 10 горячий воздух (вторичный воздух камеры сгорания) по двум трубам 8 и 15 проходит к горизонтальным стойкам корпуса передней опоры ротора компрессора, в каждой из которых он идет в двух направлениях:

1. По каналам 5 в передних кромках стоек горячий воздух поступает в кольцевую полость, образованную внутренней поверхностью втулки опоры и крышкой 3. Из этой полости часть воздуха поступает по каналам в вертикальных стойках опоры на обогрев передних их кромок и через отверстия в стойках выходит в поток воздуха, поступающего в двигатель. Из этой же полости часть воздуха поступает в полость Б обтекателя 4 двигателя. Из полости Б обтекателя через отверстия в его внутреннем дефлекторе часть горячего воздуха проходит в кольцевую полость В между стенками. Через ряд отверстий, выполненных в передней части наружной стенки обтекателя, горячий воздух выходит в поток воздуха, поступающего в двигатель, обогревая наружную поверхность обтекателя 4. Часть горячего воздуха через радиальные отверстия в крышке 3 опоры и через осевые отверстия в шпильке 17 крепления обтекателя 4 выходит в проточную часть, обогревая носок обтекателя.

2. По наклонным каналам 6 в горизонтальных стойках корпуса передней опоры ротора компрессора горячий воздух поступает в воздушный коллектор Г, откуда он проходит через полые цапфы во внутреннюю полость лопаток 7 входного направляющего аппарата, где установлены дефлекторы, обеспечивающие циркуляцию горячего воздуха по всей площади лопаток, что способствует более

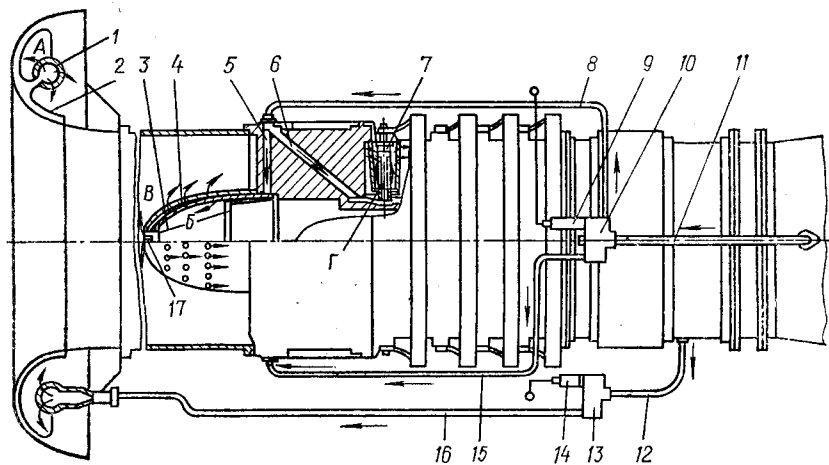


Рис. 72. Схема противообледенительной системы двигателя:

1 — коллектор; 2 — воздухозаборник; 3 — крышка опоры; 4 — обтекатель; 5, 6 — каналы; 7 — лопатки входного направляющего аппарата компрессора; 8, 11, 12, 15, 16 — трубопроводы; 9, 14 — электромеханизмы; 10, 13 — воздушные краны; 17 — отверстия для выхода воздуха

эффективному обогреву. Через щели (торцевые и в задних кромках лопаток) воздух уходит в проточную часть двигателя.

Работой противообледенительной системы можно управлять вручную или с помощью автомата. Для этого в электрической цепи противообледенительной системы двигателей вертолета устанавливают переключатель «Ручное», «Автомат». Для подачи сигнала экипажу о начале обледенения и автоматическом включении в работу противообледенительной системы в туннеле воздухозаборника вентилятора устанавливают сигнализатор обледенения РИО-3, который срабатывает при толщине льда на его чувствительной части ($0,3 \pm 0,1$) мм.

При начавшемся обледенении управляющий сигнал датчика замыкает цепь лампы табло «Включи противообледенительную систему». Одновременно включается электронагревательный элемент сигнализатора для удаления льда с его чувствительной поверхности. Обогрев сигнализатора обеспечивает удаление льда с его чувствительной поверхности и работу сигнального табло с периодичностью уменьшающейся с увеличением интенсивности обледенения. Если интенсивность обледенения превышает $0,5 \dots 1$ мм/мин, то сигнальное табло горит непрерывно. Управляющий сигнал через систему реле включает также противообледенительную систему правого двигателя, при этом загорается табло «Обогрев входа в двигатель включен» и «Обогрев двигателя работает». Противообледенительная система левого двигателя включается пилотом вручную и остается включенной даже после выхода вертолета из зоны обледенения и прекращения работы сигнального табло «Включи противообледенительную систему». Система выключается вручную нажатием кнопки «Выключение противообледенительной системы». В некоторых

случаях (например, при проверке исправности системы, отказе автоматического управления) противообледенительную систему двигателя можно включить вручную совместно для обоих двигателей вертолета или отдельно для каждого двигателя.

Включение системы обогрева неблагоприятно влияет на мощность и экономичность двигателя. Так, при включении системы обогрева вследствие значительного отбора воздуха от двигателя мощность его уменьшается, а удельный расход топлива увеличивается. При одновременном включении обогрева обоих двигателей вертолета значительно уменьшается мощность, передаваемая несущему винту, что может привести к резкому уменьшению тяги винта и к потере вертолетом высоты. Поэтому управляющий сигнал от сигнализатора обледенения при автоматическом управлении системой включает обогрев только правого двигателя. В этом случае автоматическая система синхронизации мощности двигателей увеличением подачи топлива в правый двигатель сохраняет его мощность постоянной. При включении обогрева правого двигателя вертолета и загорании табло «Включи противообледенительную систему» пилот вручную производит включение системы обогрева левого двигателя.

8.3. Эксплуатационные меры борьбы с обледенением входного устройства двигателя

При подготовке двигателей к запуску в зимнее время необходимо, сняв заглушки, убедиться в отсутствии во входных и выходных каналах снега, воды или льда. Как было указано выше, обледенение входного канала компрессора может привести к поломке деталей двигателя. Наибольшая опасность обледенения существует при температуре окружающего воздуха в диапазоне $+5 \dots -10^\circ\text{C}$ и наличии при этой температуре осадков в виде морозящего дождя, мокрого снега или тумана. Перед запуском двигателей необходимо проверить роторы компрессоров и свободных турбин вручную, чтобы убедиться в отсутствии примерзания лопаток роторов к корпусам. В случае примерзания лопаток или при наличии обледенения на деталях двигателя его необходимо подогреть горячим воздухом от аэродромного обогревателя и убедиться в легкости вращения роторов.

Перед полетом, в котором возможно обледенение, необходимо проверить исправность работы противообледенительной системы и состояние обогреваемых поверхностей. Наличие вмятин и забоин на обогреваемых поверхностях способствует более интенсивному обледенению. При запуске двигателей в условиях возможного обледенения необходимо включать противообледенительную систему после запуска. Если система включается до запуска или в процессе запуска двигателя, то, поскольку забор горячего воздуха компрессора приводит к уменьшению мощности турбины, запуск может не получиться (особенно при автономном запуске от аккумуляторов с недостаточным напряжением).

Эффективность противообледенительной системы зависит от температуры воздуха, забираемого от компрессора для обогрева деталей двигателя. Поскольку температура воздуха определяется режимом работы двигателя, в условиях возможного обледенения необходимо после запуска и прогрева двигателя на режиме малого газа выводить его на повышенный режим.

При полете вертолета и условиях обледенения исправность противообледенительной системы контролируется по загоранию сигнальных табло и по основным параметрам, характеризующим работу двигателя. Включение противообледенительной системы приводит к повышению температуры газа перед турбиной компрессора примерно на 20...30 °С вследствие увеличения автоматически регуляторами подачи топлива для сохранения постоянной мощности.

Обеспечение надежности работы двигателя и безопасности полета вертолета в условиях обледенения достигается следующими мероприятиями:

1. При опробовании двигателя на земле в условиях обледенения необходимо после выхода его на режим малого газа вручную включить противообледенительную систему.

2. После прогрева двигателя до температуры масла на выходе из двигателя не менее 30 °С и температуры масла на входе в редуктор не ниже -15 °С необходимо далее работать при $n_{тк} \geq 80\%$.

3. В случаях работы двигателя на земле в условиях обледенения при $n_{тк} \leq 80\%$ более 5 мин необходимо остановить двигатель, осмотреть воздухозаборник, стойки и ВНА двигателя и удалить лед при его обнаружении.

4. В случае самовыключения двигателя при полете в сложных метеорологических условиях, если оно не сопровождается забросом температуры газа выше максимально допустимой и ротор турбокомпрессора продолжает вращаться, разрешается запуск двигателя согласно разделу «Руководства по летной эксплуатации вертолета» «Запуск двигателя в воздухе». В случае незапуска двигателя с первого раза разрешается повторить запуск. После посадки вертолета необходимо осмотреть состояние двигателя и решить вопрос о его дальнейшей эксплуатации.

5. При отказе или неэффективности работы противообледенительной системы двигателя в полете необходимо немедленно выходить из зоны обледенения.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Вероятность обледенения входной части двигателя является причиной оборудования его противообледенительной системой. Условия обледенения деталей двигателя и входного устройства усугубляются тем, что увеличение скорости воздуха на входе в компрессор приводит к уменьшению его температуры.

Изучение противообледенительной системы начинают с условий обледенения, последствий, вызываемых обледенением, и требований, предъявляемых к противообледенительной системе. Затем рассматривают принципиальную схему системы. Для закрепления материала составляют структурную схему системы, показывают взаимосвязь между ее элементами. Необходимо обратить внимание на

порядок включения противообледенительных систем двух двигателей. Раздельное включение систем (ручным и автоматическим способом) повышает надежность силовой установки, исключает возможность кратковременного уменьшения мощности двигателя.

2. Особое внимание необходимо обратить на контроль за своевременным включением противообледенительной системы и ее работой. Производят анализ причин повышения $i_{г^*}$, уменьшения C_e и $N_{e \max}$ при включении системы. Изучение этих вопросов увязывают с требованиями «Руководства по летной эксплуатации вертолета» в части, касающейся подготовки к полету в условиях возможного обледенения входной части двигателя и в процессе полета в этих условиях.

3. При изучении эксплуатационных мер борьбы с обледенением входного устройства необходимо увязать основные мероприятия, направленные на исключение обледенения, с технологией работы экипажа вертолета как в процессе подготовки двигателей к запуску, так и в процессе его работы на земле и в полете. Затем следует произвести анализ эффективности работы противообледенительной системы в различных полетных условиях и анализ обледенения входной части двигателя в полете.

Вопросы для самоконтроля

1. Объяснить физическую сущность обледенения деталей входного устройства двигателя.
2. Почему возможно обледенение входного устройства двигателя при положительной температуре наружного воздуха?
3. К каким последствиям приводит обледенение входного канала двигателя?
4. Какие требования предъявляются к противообледенительной системе двигателя?
5. Объяснить принципиальную схему противообледенительной системы двигателя.
6. Перечислить признаки обледенения входного канала двигателя.
7. Каким образом производится управление работой противообледенительной системы?
8. С какой целью включение противообледенительных систем двигателей производится раздельно?
9. Каким образом влияет включение противообледенительной системы на мощность и экономичность двигателя?
10. Какие мероприятия необходимо проводить перед запуском двигателя в условиях возможного обледенения?
11. Когда включается противообледенительная система при запуске двигателя в условиях возможного обледенения?
12. Каким образом изменяются параметры контроля работы двигателя при включении противообледенительной системы?
13. От каких факторов зависит эффективность противообледенительной системы?
14. Какими мероприятиями достигается обеспечение надежности работы двигателя в условиях обледенения?

ГЛАВА 9. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ

9.1. Общие сведения и предъявляемые к системе пожаротушения требования

Возможность возникновения пожара на вертолетной силовой установке определяется наличием на вертолете топлива, масла и других веществ, способных гореть, а также высокотемпературных источников, способствующих их поджогу. Основными причинами возникновения пожара являются:

а) небрежность технического обслуживания, вследствие чего в подкапотном пространстве двигателей, редуктора, обогревателя остаются легковоспламеняющиеся предметы (например, ветошь), или недостаточная затяжка соединений топливных и масляных коммуникаций с нарушением их герметичности;

б) разрушение топливopроводов и маслopроводов в аварийной ситуации с последующим контактом топлива и масла с горячими частями двигателя, которые даже после его выключения длительное время сохраняют высокую температуру;

в) удары молний. Практика показала, что наиболее опасны удары молний в пластмассовые детали воздушного судна, так как они сопровождаются сильными разрушениями и высоким местным нагревом;

г) обрыв турбинных или компрессорных лопаток с последующим разрушением топливных или масляных коммуникаций;

д) прогар жаровой трубы и корпуса камеры сгорания или разрушение выходного устройства двигателя;

е) электрическое замыкание проводников вследствие разрушения изоляции (например, при попадании на изоляцию проводника большого количества синтетической смазки).

Чтобы уменьшить возможность возникновения распространения пожара, в любой силовой установке вертолета предусмотрены следующие меры: разделение внутреннего объема силовой установки на несколько изолированных в пожарном отношении отсеков; вентиляция отсеков силовой установки, в которых возможно образование взрывоопасных смесей; надежное охлаждение взрывоопасных смесей; надежное охлаждение сильно нагреваемых частей двигателя и его отдельных агрегатов; наиболее рациональное размещение агрегатов, механизмов и коммуникаций топливных, масляных и гидравлических систем, металлизация всех частей силовой установки и вертолета. Применение всех этих мер значительно уменьшает возможность возникновения пожара, но полностью не исключает его вероятность. Поэтому силовая установка вертолета оборудуется эффективной системой пожаротушения.

Система пожаротушения силовой установки обеспечивает обнаружение и ликвидацию пожара в отсеках двигателей, главного редуктора, расходного топливного бака и обогревателя. Она относится к одной из основных систем обеспечения безопасности полета. К системе пожаротушения предъявляются следующие требования:

1. Должна обеспечивать тушение пожара во всем диапазоне возможных полетных условий.

2. Должны обеспечиваться надежность сигнализации о ее работе и дублирование управления.

3. Время срабатывания системы в условиях возникновения пожара должно быть минимальным (не более 5...7 с).

4. Запас огнегасящего состава должен быть рассчитан не менее, чем на двукратное тушение пожара.

5. Должны обеспечиваться простота и удобство проверки исправности и технического обслуживания.

Система пожаротушения, применяемая на силовой установке вертолета Ми-8, в основном удовлетворяет перечисленным требованиям.

9.2. Схема системы пожаротушения

Каждый двигатель силовой установки и вертолетный редуктор находятся в своем отсеке, отделенном друг от друга противопожарными перегородками. В систему пожаротушения входят (рис. 73): огнетушители 2 с огнегасящей жидкостью, обратные клапаны 3, блоки противопожарных клапанов 6 и 7, подводящие трубопроводы 8 и распыливающие коллекторы 11, а также система сигнализации и управления. Огнетушители, обратные клапаны и блоки противопожарных клапанов расположены в отсеке вертолетного редуктора. Распыливающие коллекторы установлены в защищаемых отсеках, в местах наибольшей вероятности возникновения пожара.

Огнетушитель 2 представляет собой баллон, заполненный жидкостью «Фреон 114В2» или другим огнегасящим средством и заряженный сжатым азотом до давления $(100 \pm 5) 10^5$ Па $[(100 \pm 5) \text{ кгс/см}^2]$ при температуре атмосферного воздуха $+15^\circ\text{C}$.

Обратные клапаны 3 предотвращают перетекание огнегасящего состава из работающих огнетушителей ручной очереди срабатывания в использованные огнетушители автоматической очереди. Блоки противопожарных клапанов 6 и 7 выполнены в виде совокупности двух электромагнитных распределительных кранов, подающих огнегасящий состав только в тот отсек подкапотного пространства, где возник пожар. Распыливающие коллекторы 11 представляют собой кольцевые трубки, изготовленные из стали с перфорацией для выхода огнегасящего состава.

Система сигнализации о пожаре и управления противопожарной системой состоит из сигнализаторов температуры, исполнительных блоков и щитка управления и контроля за работой системы пожаротушения. Сигнализаторы температуры группами размещены в каждом защищаемом от пожара отсеке. Для надежности срабатывания в каждую группу включается по три сигнализатора. Чувствительным элементом сигнализатора температуры является дифференциальная термopара, собранная из семи последовательно соединенных термopар. При быстром нагреве чувствительного элемента на выходных контактах сигнализатора появляется термоэлектродвижущая сила.

Надежное срабатывание сигнализаторов обеспечивается при скорости нарастания температуры среды, в которой он размещается, $2^\circ\text{C}/\text{с}$ ~~4~~ ⁶ одновременном нагреве до температуры не ниже ~~100~~ ¹⁷⁰ $^\circ\text{C}$. При большей скорости нарастания температуры происходит уменьшение температуры срабатывания сигнализаторов. Сигнализаторы сохраняют работоспособность при температуре окружающей среды — $60... + 350^\circ\text{C}$ и при охвате пламенем в течение 20 с.

Исполнительные блоки представляют собой поляризованные реле, которые при определенном значении ЭДС, поступающих от групп

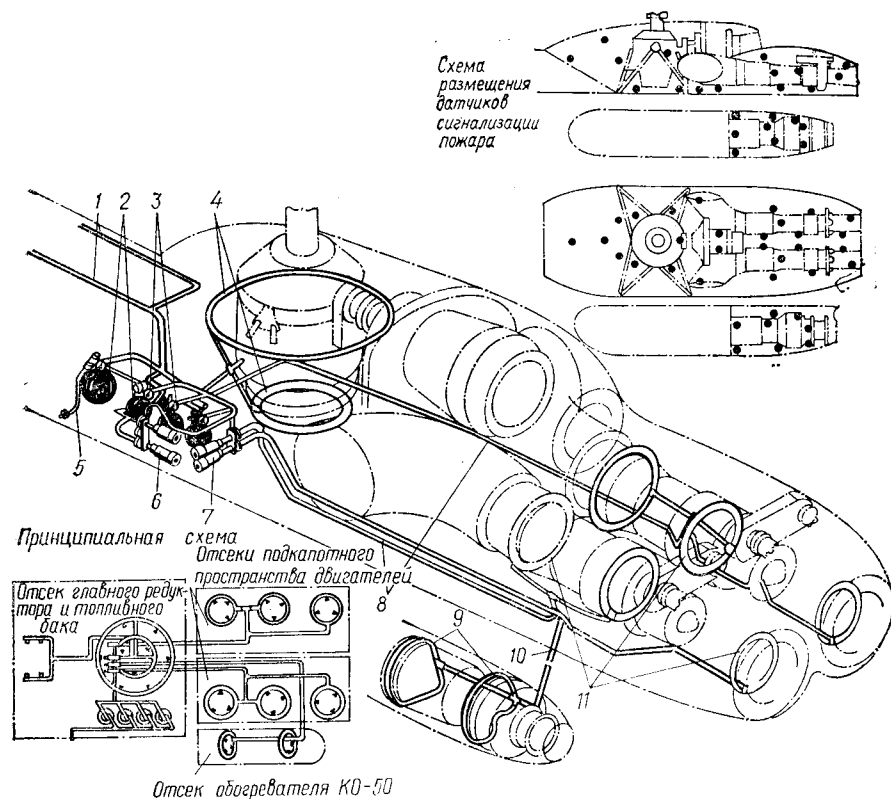


Рис. 73. Схема системы пожаротушения:

1 — распылительные трубки над контейнером бака; 2 — огнетушители; 3 — обратные клапаны; 4 — распыляющие коллекторы в отсеке редуктора; 5 — трубка отвода заряда за борт при саморазряде огнетушителя; 6, 7 — блоки противопожарных клапанов; 8 — трубопровод подвода огнетушащей жидкости в отсеке двигателей; 9 — распыляющие коллекторы в отсеке керосинового обогревателя КО-50; 10 — трубопровод подвода огнетушащей жидкости в отсеке обогревателя КО-50; 11 — распыляющие коллекторы в отсеках двигателей

датчиков, замыкают цепь питания обмотки электромагнитного распределительного клапана отсека, в котором возник пожар.

Щиток управления и контроля за работой системы пожаротушения расположен в кабине экипажа. Для управления и контроля работы системы в кабине вертолета имеются (рис. 74): переключатели пожарных кранов топливной системы двигателей 1, 2; переключатель «Включение системы» 3; переключатель 2ППГ-15К контроля исправности системы 4, имеющий два положения: «Контроль датчиков» и «Огнетушен.»; световое табло 5 с красным светофильтром и надписью «Контроль датчиков»; переключатель 2-ПИН-К13 контроля датчиков 6 со шкалой, на которой указаны отсеки и номера групп датчиков в каждом из них; кнопка 7 снятия сигнала о пожаре в отсеках двигателей; кнопка 8 ручного включения огнетушителей второй очереди срабатывания; кнопки 9...12 ручного включения

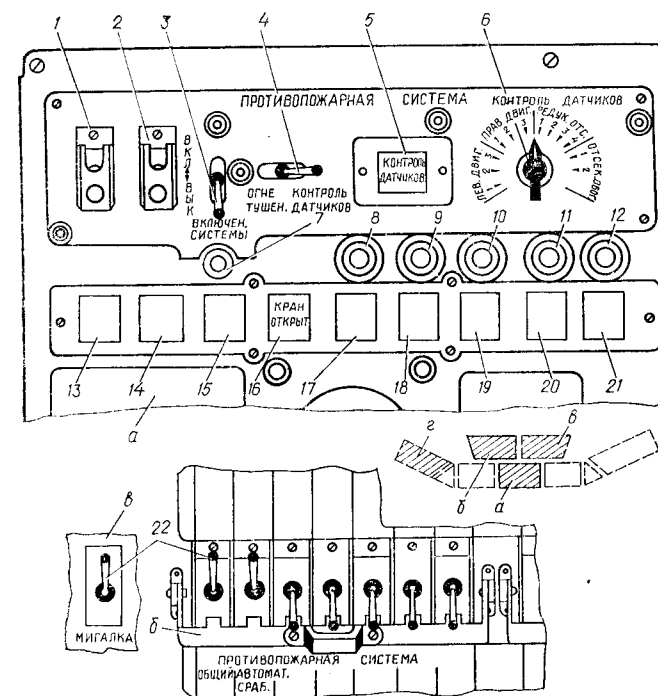


Рис. 74. Расположение элементов управления и контроля работы системы пожаротушения в кабине вертолета:

а — центральная панель электропульты; б — левая панель АЗС; в — правая панель АЗС; г — левая боковая панель электропульты

огнетушителей первой очереди срабатывания для тушения пожара в каждом из четырех отсеков вертолета; два табло 13, 14 с зелеными светофильтрами и надписями «Левый кран открыт», «Правый кран открыт» контроля открытого положения пожарных кранов; три табло 15, 16, 17 с желтыми светофильтрами и надписями «Сработали баллоны автоматической очереди», «Кран открыт» и «Сработали баллоны ручной очереди»; четыре табло 18...21 с красными светофильтрами и надписями «Пожар в отсеке обогревателя»; «Пожар в отсеке левого двигателя», «Пожар в отсеке правого двигателя»; АЗС системы «Общий», «Автомат. сраб.» и «Мигалка», расположенные на общей панели АЗС вертолета.

Проверку исправности сигнализации системы пожаротушения экипаж производит для предупреждения запуска двигателей и выполнения полета с неисправной системой пожаротушения. Для выполнения проверки необходимо:

1) убедиться в том, что выключатель 3 (рис. 74) включения системы пожаротушения находится в положении «Выкл.»; на панели АЗС включить АЗС системы 22 «Общий», «Автомат. сраб.» и «Мигалка»;

2) переключатель 4 «Огнетушен.— Контроль датчиков» перевести в положение «Контроль датчиков», а выключатель 3 «Включе-

чение системы» — в положение «Вкл.». При исправности электрических цепей пиропатронов лампочки табло сигнализации 18... 21 срабатывания огнетушителей не должны гореть. При этом должна мигать лампочка 5 табло «Контроль датчиков»;

3) установить последовательно переключатель 6 «Контроль датчиков» в положение 1, 2, 3 («Лев. двиг.»); 1, 2, 3 («Прав. двиг.»); 1, 2, 3 и 4 («Редук. отсек»), 1 и 2 («Отсек обог.»). При исправных цепях системы должно мигать соответствующее табло контроля датчиков. При мигании лампочек сигнализации о пожаре каждый раз должна загораться лампочка 16 «Кран открыт», что свидетельствует об открытии распределительного пожарного крана для каждого из отсеков. Исправность цепей сигнализации каждого отсека необходимо проверять с выдержкой по времени в каждом положении переключателя не менее 1 с, при этом табло 16 «Кран открыт» в пределах каждого проверяемого отсека должно гореть непрерывно, а при установке переключателя в нейтральное положение (конечные) должно гаснуть. Если при установке переключателя 6 в нейтральное положение мигает лампа табло 16 «Кран открыт», необходимо на 5 с выключить АЗС «Автомат. сраб.» и затем снова включить его. Повторное мигание лампочки табло «Кран открыт» означает, что распределительный пожарный кран вследствие «залипания» электромагнита неисправен. Подготовку к запуску двигателей необходимо прекратить и устранить неисправность согласно «Инструкции по эксплуатации вертолета»;

4) установить переключатель 6 контроля датчиков в крайнее левое положение и убедиться в том, что табло 16 «Кран открыт» сигнализации открытого распределительного пожарного крана не горит;

5) установить переключатель 4 «Огнетушен. — Контроль датчиков» из положения «Контроль датчиков» в положение «Огнетушен.»; при этом должна погаснуть лампочка 5 табло «Контроль датчиков».

Для предупреждения срабатывания огнетушителей автоматической очереди в случае горения лампочки табло «Кран открыт» запрещается устанавливать переключатель 4 «Огнетушен. — Контроль датчиков» в положение «Огнетушен.», поворачивать ручку переключателя 6 в исходное положение, если переключатель 4 находится в положении «Огнетушен.», и включать блок противопожарных клапанов на время более 20 мин во избежание длительного нахождения под током их электромагнитов. По окончании проверки АЗС 22 и выключатель 3 установить в положение «Вык.».

Необходимо иметь в виду, что огнегасительный состав, которым заправляются огнетушители, является довольно агрессивной средой, способной вызвать коррозию металлических поверхностей деталей силовой установки. Поэтому во всех случаях срабатывания системы применяют специальные меры по удалению из соответствующего отсека силовой установки остатков огнегасящего состава.

9.3. Эксплуатация системы пожаротушения при возникновении пожара

При возникновении пожара в двигательном отсеке от сигнализаторов температуры в исполнительный блок поступает электрический сигнал. Из него подается напряжение на сигнальную лампу табло «Пожар в отсеке левого двигателя» или «Пожар в отсеке правого двигателя» и на электромагнит блока противопожарных клапанов, который открывает клапан подачи огнегасящего состава в отсек с очагом пожара. При срабатывании противопожарного клапана микровыключатели, установленные в одном корпусе с электромагнитом клапана, замыкают цепь питания сигнальной лампы (загорается табло «Кран открыт») и одновременно замыкают цепь подрыва пиропатронов огнетушителей автоматической очереди (загорается табло «Сработали баллоны автоматической очереди»). Огнегасящий состав из огнетушителей по трубопроводам через открытый клапан блока противопожарных клапанов поступает к распыляющим коллекторам отсека двигателя с очагом пожара. При выходе из коллекторов огнегасящий состав испаряется, и отсек заполняется инертным газом, вследствие чего ограничивается приток атмосферного кислорода к очагу пожара. Кроме того, испарение огнегасящего состава вызывает резкое снижение температуры в отсеке, что также способствует прекращению пожара.

Одновременно с горением табло «Пожар в отсеке левого двигателя» или «Пожар в отсеке правого двигателя» необходимо выключить краном останова соответствующий двигатель и закрыть его пожарный кран. При этом загорается сигнальная лампа табло «Левый кран закрыт» или «Правый кран закрыт».

Для проверки ликвидации пожара нажимают кнопку «Выкл. сигн. пожар». Если пожар потушен, то табло, сигнализирующее о пожаре, гаснет. После ликвидации пожара необходимо систему сигнализации и электромагнитный клапан привести в исходное положение, для чего основной выключатель 3 (см. рис. 74) системы поставить в положение «Выкл.», а затем в положение «Вкл.». Эту операцию производят не ранее чем через 20 с после срабатывания огнетушителей для того, чтобы давление в трубопроводе сравнялось с атмосферным, так как при наличии давления в системе электромагнитные клапаны после их закрытия не открываются.

После возникновения пожара в полете может произойти:

1. Срабатывание автоматической очереди огнетушителей не ликвидировало очага пожара, т. е. табло «Пожар в отсеке левого двигателя», «Пожар в отсеке правого двигателя» продолжает гореть. В этом случае необходимо нажать кнопку 8 включения второй очереди пожаротушения, и тогда огнегасящий состав будет снова подан в тот же отсек. При срабатывании пиропатронов второй очереди загорается сигнальная лампа табло 17 «Сработали баллоны ручной очереди».

2. Автоматическая очередь огнетушителей не сработала, т. е. пожарный клапан соответствующего отсека не открылся и не за-

горелась сигнальная лампа табло 16 «Кран открыт». В этом случае необходимо нажать на кнопку ручного управления краном, расположенную над табло, которая сигнализирует о возникновении пожара. При этом электромагнитный клапан данного отсека открывается, включаются баллоны автоматической очереди и загораются сигнальные табло «Кран открыт» и «Сработали баллоны автомат. очереди».

3. Если при пожаре в одном из отсеков израсходована автоматическая очередь огнетушителей, а в дальнейшем понадобилось использовать огнетушители для тушения пожара в другом отсеке, то необходимо общий выключатель системы поставить в положение «Вык.», а затем снова в положение «Вкл.». При выключении системы обмотка электромагнитного клапана, который был открыт, обесточивается и клапан закрывается, а при включении система приходит в исходное положение. После этого необходимо нажать на кнопку ручного включения второй очереди огнетушителей.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Систему пожаротушения рекомендуют изучать после ознакомления с компоновочной схемой силовой установки вертолета, его спецоборудования и кабины вертолета. После общих сведений и требований, предъявляемых к системе пожаротушения, необходимо рассмотреть ее принципиальную схему и для закрепления изучаемого материала составить структурную схему с указанием взаимосвязей между ее элементами. Особое внимание обращают на контроль и управление работой системы.

2. Поскольку в процессе эксплуатации двигателя должна быть исключена вероятность возникновения пожара, необходимо четко уяснить причины пожара в отсеках силовой установки вертолета и профилактические мероприятия, направленные на устранение этих причин.

3. Изучение правил эксплуатации системы пожаротушения необходимо увязывать с требованиями «Руководства по летной эксплуатации вертолета» в части, касающейся особых случаев в полете.

4. Для закрепления изучаемого материала рекомендуют составить логические схемы по следующему принципу: возможная причина пожара; его профилактика; признаки пожара; работа автоматической части системы пожаротушения; действия экипажа по управлению системой пожаротушения, управлению работой силовой установки и вертолетом.

Вопросы для самоконтроля

1. Перечислить основные причины возможности возникновения пожара на вертолетной силовой установке.
2. Какие конструктивные меры предусмотрены для уменьшения возможности возникновения пожара в силовой установке вертолета?
3. Какие основные требования предъявляются к системе пожаротушения?
4. Объяснить принципиальную схему системы пожаротушения.
5. Какой материал применяется в качестве огнегасящего состава?
6. Каким образом и в каких местах размещены датчики-сигнализаторы системы пожаротушения?
7. Что является чувствительным элементом датчика-сигнализатора системы пожаротушения и каков принцип его работы?
8. При каких условиях окружающей среды происходит срабатывание датчиков-сигнализаторов системы пожаротушения?
9. Какие элементы управления и контроля работы системы пожаротушения расположены в кабине вертолета?

10. Каким образом производится проверка исправности сигнализации системы пожаротушения перед запуском двигателя?

11. Какие меры необходимо предпринять для предупреждения ложного срабатывания системы пожаротушения?

12. Объяснить принцип работы системы пожаротушения при возникновении пожара в отсеках силовой установки вертолета.

13. Объяснить действия экипажа при возникновении пожара в отсеках силовой установки вертолета.

14. Какие действия необходимо предпринять для проверки ликвидации пожара системой пожаротушения?

15. Какие действия необходимо предпринять, если срабатывание автоматической очереди системы пожаротушения не ликвидировало очага пожара?

16. Какие действия необходимо предпринять, если при возникновении пожара в отсеках силовой установки не сработала автоматическая очередь огнетушителей?

17. Объяснить действия экипажа вертолета, если при пожаре в одном из отсеков была израсходована автоматическая очередь огнетушителей, а в дальнейшем понадобилось использовать огнетушители для тушения пожара в другом отсеке.

ГЛАВА 10. ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ

10.1. Подготовка и запуск двигателя

Перед выполнением предполетной подготовки двигателей вертолета необходимо по формулярам проверить соответствие проведенных регламентных работ наработке и по бортовой документации уточнить, какие работы производились на вертолете и двигателях и каков их ресурс. По журналу передачи необходимо проверить устранение неисправностей, отмеченных в предыдущем полете.

В процессе предполетной подготовки необходимо тщательно проверить: наличие около вертолета необходимых противопожарных средств, а на вертолете — переносных огнетушителей; отсутствие около вертолета посторонних предметов, особенно легких, которые могут попасть на лопасти винтов или в двигатели; отсутствие в зимнее время на воздухозаборниках двигателей льда, снега и инея и примерзания лопаток ротора компрессора к корпусу; уровень масла в баках двигателей (8...10 л), отсутствие протекания масла и топлива, надежность закрытия крышек заливных горловин топливных и масляных баков; снятие заглушек входных каналов двигателей, вентиляторов, датчика РИ-3 и выхлопных труб; наличие бортовых аккумуляторов на вертолете с напряжением под нагрузкой не ниже 24 В; закрытие капотов двигателей и редуктора.

Перед запуском двигателей необходимо установить связь с диспетчером, запросить разрешение на запуск и выполнить следующие операции в соответствии с картой обязательных проверок перед запуском двигателей:

1) растормозить несущий винт, опустив рычаг тормоза 6 (рис. 75) полностью вниз;

2) убедиться, что рычаг 3 «шаг — газ» находится на нижнем упоре; рукоятка коррекции 2 повернута полностью влево; рычаги раздельного управления двигателями 1 находятся в нейтральном

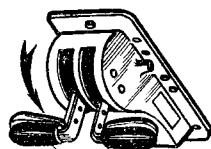
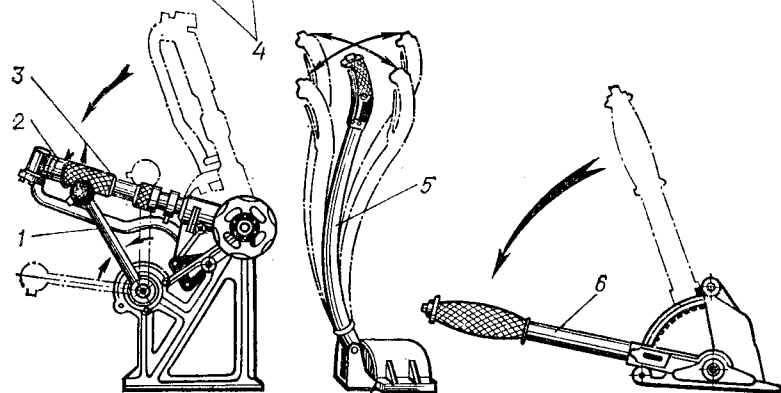


Рис. 75. Положения рычагов управления при запуске двигателей:

1 — рычаг раздельного управления двигателем; 2 — рукоятка коррекции; 3 — рычаг «шаг — газ»; 4 — рычаги стоп-кранов; 5 — ручка управления вертолетом; 6 — рычаг тормоза



положении на защелках; ручка управления 5 находится в положении, близком к нейтральному; рычаги управления стоп-кранами 4 находятся в закрытом положении;

3) поставить переключатель 1 «Прокрутка — Запуск» (см. рис. 78) в положение «Запуск»;

4) установить переключатель 7 «Аэрод. пит. — Аккумуля.» в положение, соответствующее роду питания, а выключатель 8 «Сеть на аккумуля.» — в положение «Вкл.»;

5) включить все АЗС (рис. 76), необходимые для запуска и опробования двигателей: систем запуска и зажигания, генератора переменного тока, преобразователя 115 В, триммеров, приборов контроля и указателей основной и дублирующей гидросистем, насосов топливных баков, топливомера, УРТ-27, пожарных кранов, противопожарной системы;

6) включить противопожарную систему (4, 2, 3 на рис. 77);

7) убедиться, что переключатели 9, 10 гидросистем находятся в положении «Вкл.»;

8) убедиться, что выключатели генераторов постоянного тока 6 находятся в положении «Вык.»;

9) открыть пожарные краны 1 двигателей;

10) включить подкачивающие и перекачивающие насосы топливных баков 11;

11) переключатель 8 «Преобразователь — Генератор 115 В» поставить в положение «Преобразователь».

Запуск двигателя разрешают производить при скорости ветра, м/с: встречного — 25; бокового слева — 15; бокового справа — 10; попутного — 8 (5 м/с — при опробовании на висении). Очередность запуска двигателей определяют в зависимости от направления

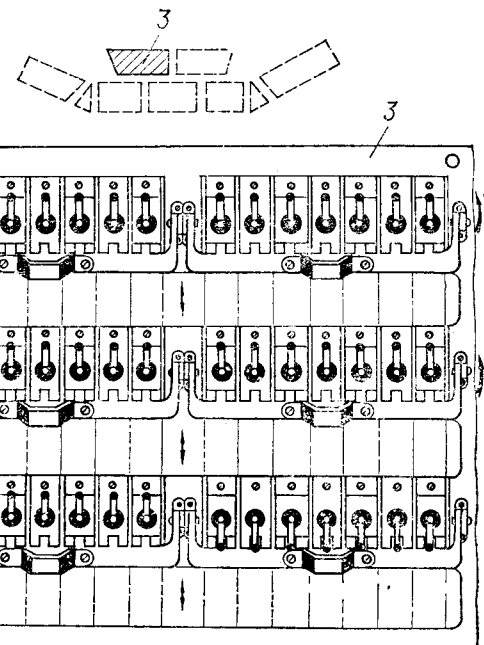


Рис. 76. Положения АЗС для запуска двигателей (левая панель верхнего электропульты):

1 — гребенки для перевода автоматов защиты в положение «Вкл.»; 2 — автоматы защиты АЗС; 3 — левая панель АЗС

ветра и равномерности выработки ресурсов. Первым запускают двигатель с подветренной стороны. При сильном боковом или попутном ветре перед запуском необходимо развернуть вертолет против ветра. Перед запуском двигателя начальное напряжение в бортовой сети должно быть 24...30 В от наземного источника питания и не ниже 24 В — от аккумуляторных батарей. После подачи команды «От винтов» и проверки ее исполнения выключатель выбора двигателя 3 (рис. 78) ставит в положение левого или правого двигателя и на 2...3 с нажимают кнопку 2 «Запуск». После этого рычаг стоп-крана 5 запускаемого двигателя переводят в положение «Открыто». Двигатель должен выйти на режим малого газа за 40 с при запуске от аэродромного источника питания и не более чем за 50 с при запуске от бортовых аккумуляторных батарей.

Запуск двигателя является одним из самых напряженных этапов его работы, поэтому экипаж должен тщательно контролировать параметры, характеризующие его работу, и прекращать запуск закрытием стоп-крана с последующим нажатием на кнопку «Прекращение запуска», если: температура газа перед турбиной возрастает выше 500 °С (по указателю 3 рис. 79) при $n_{тк} < 40\%$ или выше 600 °С при $n_{тк} > 40\%$; прекращается нарастание $n_{тк}$ на время более 3 с по указателю 2 (при зависании частоты вращения с забросом

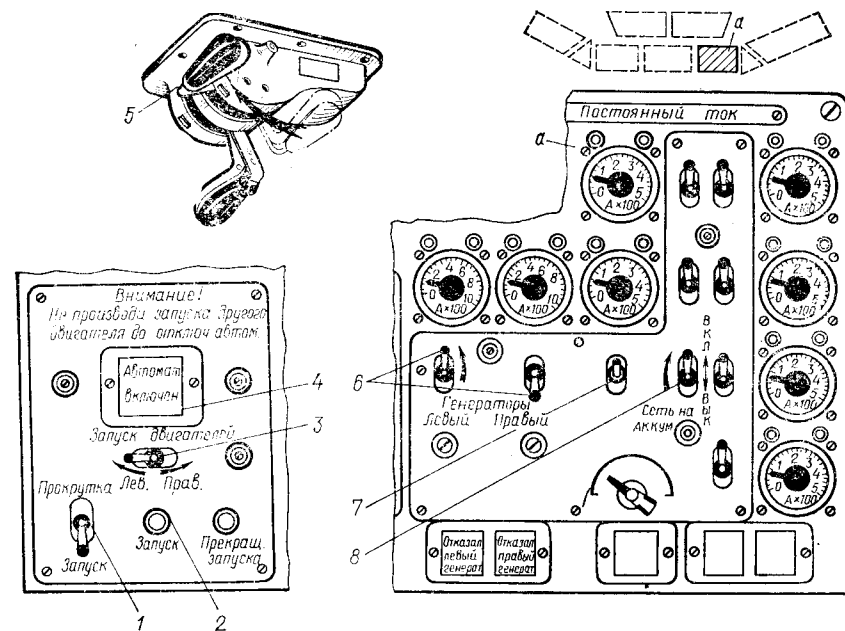
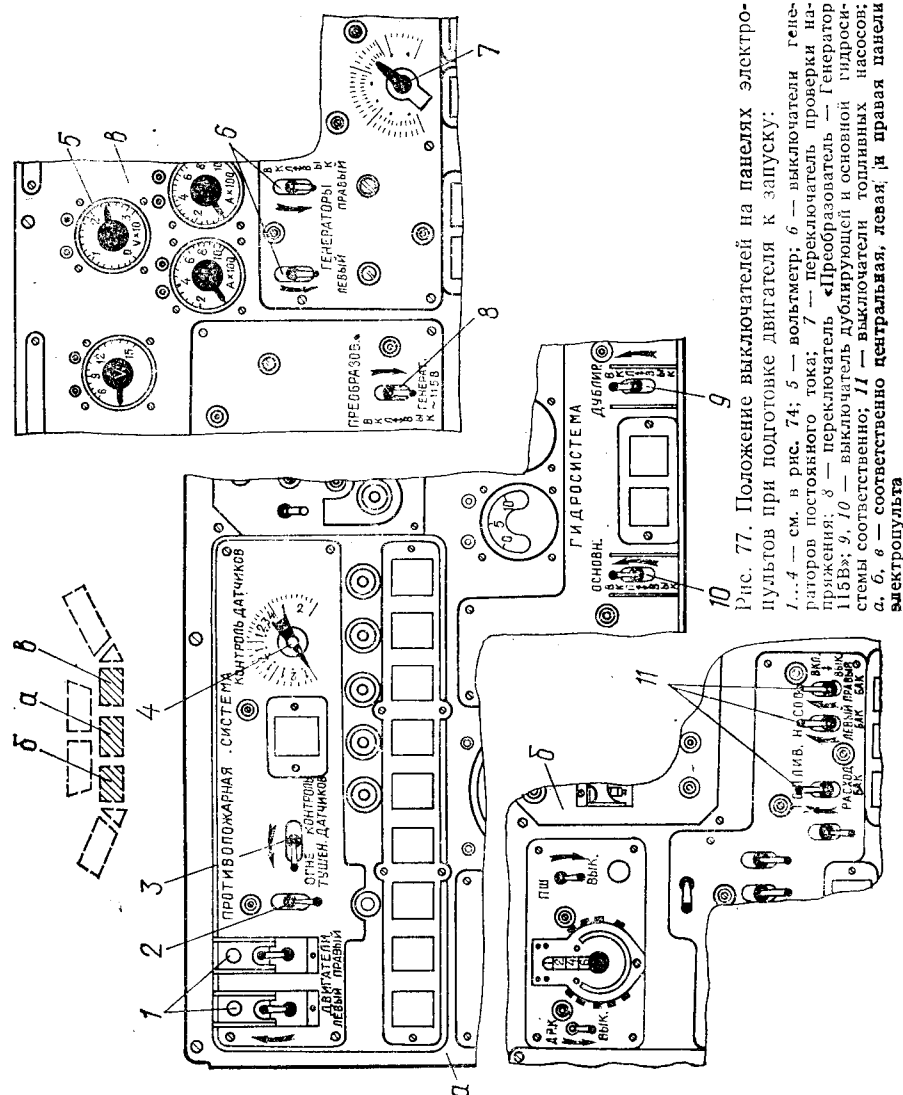


Рис. 78. Положения выключателей на панелях электропультов и рычага стоп-крана при включении в работу пусковой системы:

1 — переключатель «Прокрутка-Запуск»; 2 — кнопка «Запуск»; 3 — переключатель «Левый — Правый»; 4 — табло «Автомат включен»; 5 — стоп-краны; 6 — выключатели генераторов постоянного тока; 7 — переключатель «Аэродромное питание — Аккумулятор»; 8 — выключатель «Сеть на аккумулятор»; а — правая панель электропульта

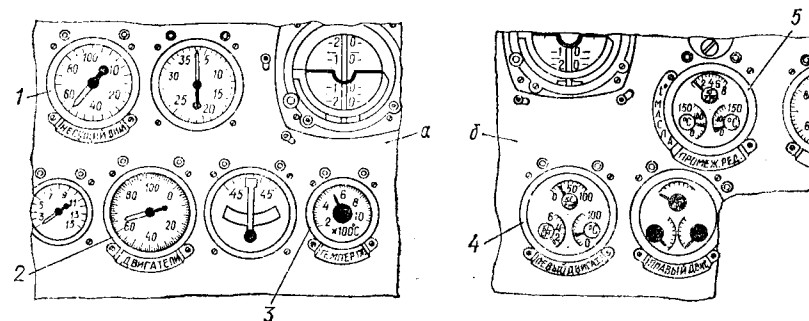


Рис. 79. Контроль работы двигателя в процессе запуска:

1 — указатель частоты вращения свободной турбины (несущего винта); 2 — указатель частоты вращения турбокомпрессора; 3 — указатель температуры газов; 4 — указатель давления масла, топлива и температуры масла; 5 — указатель давления и температуры масла в редукторах вертолета; а, б — соответственно левая и правая приборные доски

температуры газа пользоваться кнопкой «Прекращение запуска» запрещается, так как это приводит к еще большему забросу температуры газа вследствие ухудшения продувки двигателя); отсутствует давление масла в двигателе по указателю 4 или вертолетном редукторе по указателю 5 или давление масла в двигателе по прибору

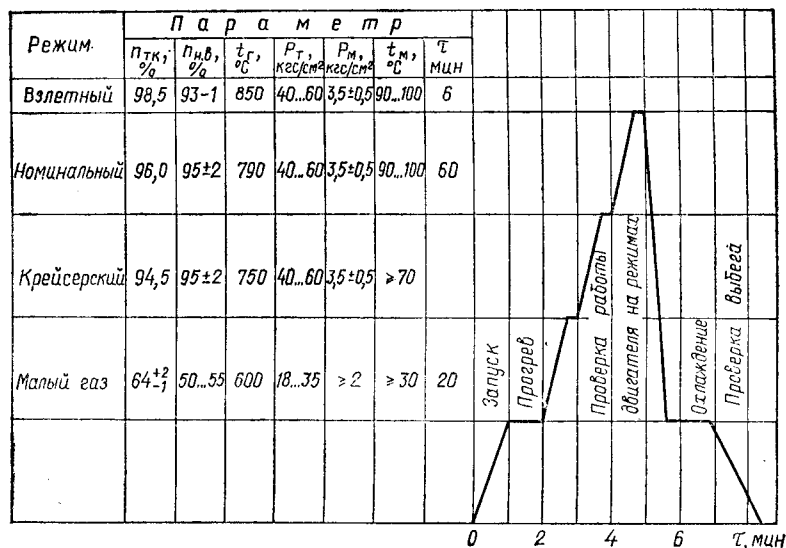


Рис. 80. График прогрева и опробования двигателя ($H = 0$; $V = 0$, СА)

менее $1,0 \text{ кгс/см}^2$ ($1 \cdot 10^5 \text{ Па}$) при $n_{TK} > 45 \%$; не происходит воспламенение топлива (не появляется показание по указателю 3); обнаруживается течь топлива или масла; напряжение в бортсети в начале запуска падает ниже 16 В (по указателю 5 рис. 77); из выхлопной трубы выбрасываются длинные языки пламени; подана команда от техника, наблюдающего за вертолетом, о прекращении запуска.

Повторные запуски для обеспечения надежности работы пусковой системы разрешается производить только после полной остановки турбокомпрессора двигателя. От бортовых аккумуляторных батарей разрешается производить подряд пять запусков одного или двух двигателей с перерывами между запусками не менее 3 мин. После проведения подряд пяти запусков с перерывами между запусками не менее 3 мин или трех запусков без перерыва (после прекращения вращения ротора турбокомпрессора) необходимо охладить генератор ГС-18ТО и агрегат зажигания в течение не менее 30 мин.

Экипаж вертолета должен знать, что запускать двигатель с неисправными приборами, контролирующими его работу, запрещается; повторные запуски разрешается проводить только после выявления и установления причины ненормального запуска, при этом перед последующим запуском необходимо провести холодную прокрутку двигателя.

После выхода запускаемого двигателя на режим малого газа необходимо проверить параметры его работы, которые должны соответствовать техническим условиям (см. рис. 80). Если запущенный двигатель работает нормально, то необходимо установить пере-

ключатель 3 «Лев.— Прав.» (см. рис. 78) в положение запуска второго двигателя и произвести его запуск в аналогичном порядке. После запуска двух двигателей и выхода их на режим малого газа частота вращения несущего винта должна быть в пределах 50...55 %. Затем необходимо отключить аэродромный источник электроэнергии, включить генераторы постоянного тока 6 и проверить их напряжение (оно должно быть 27...29 В), выключить выключатель 8. «Сеть на аккумуляторы». При запуске двигателя от бортовых источников электропитания после запуска первого двигателя необходимо включить его генератор и запуск второго двигателя производить от бортовых батарей при помощи работающего генератора, для чего рычагом раздельного управления работающего двигателя увеличить его частоту вращения до 80 %.

10.2. Прогрев силовой установки, опробование и останов двигателя

Прогрев силовой установки производят на режиме малого газа: рычаг «шаг — газ» при этом находится на нижнем упоре, рукоятка коррекции повернута полностью влево. Вывод двигателя с режима малого газа на повышенный режим разрешается при достижении температуры масла на выходе из двигателя не ниже 30°C , а на входе в главный редуктор ВР-8 — не ниже 15°C . При этом время прогрева во всех случаях должно быть не менее 1 мин.

Опробование двигателей производят поочередно рычагами раздельного управления, при этом вертолет должен быть загружен до взлетной массы не менее 8500 кг (без полезного груза, но полной заправкой основных топливных баков). Двигатели поочередно необходимо опробовать в следующем порядке:

- 1) рукоятку коррекции повернуть в крайнее правое положение;
- 2) рычаг раздельного управления неопробуемого двигателя перевести вниз до упора, поддерживая работу двигателя на режиме малого газа;
- 3) рычаг раздельного управления опробуемого двигателя перевести вверх до упора;
- 4) перемещением рычага «шаг — газ» вверх вывести опробуемый двигатель на заданный режим;
- 5) при опробовании на крейсерском, номинальном и взлетном режимах в течение 10...15 с на каждом из них проверить соответствие параметров работы двигателя техническим условиям согласно графику рис. 80;
- 6) перевести опробованный двигатель на режим малого газа и произвести опробование второго двигателя;
- 7) после опробования двигателей установить рычаги раздельного управления на среднюю защелку и убедиться, что они зафиксированы; установить рычаг «шаг — газ» в нижнее положение, повернуть рукоятку коррекции полностью влево и убедиться, что у обоих двигателей установился режим малого газа.

Если не было замечаний по работе двигателей в предыдущих полетах, не проводилась замена агрегатов или их регулировка, а также не предполагается в предстоящем полете использовать взлетный режим, то можно ограничиться проверкой двигателей на режиме, при котором вертолет зависает на высоте 3...5 м. Для этого рукоятку коррекции необходимо повернуть полностью вправо и переводом рычага «шаг — газ» вверх установить необходимый режим работы двигателей. При этом $n_{н.в}$ должна поддерживаться в пределах $(95 \pm 2) \%$.

При опробовании двигателей необходимо проверить следующее: устойчивость сохранения $n_{тк} = \text{const}$ на установленном режиме; синхронность работы турбокомпрессоров обоих двигателей, причем на всех установившихся режимах от крейсерского и выше разнорежимность не должна превышать 2,5 %; плавность хода (без рывков и заеданий) рычага «шаг — газ» и рукоятки коррекции газа. Работу противообледенительной системы двигателей проверяют при температуре наружного воздуха не выше 15 °С.

Экипаж вертолета должен знать, что при необходимости опробования только одного двигателя пожарный кран неработающего двигателя для исключения попадания в него топлива должен быть закрыт.

Экстренный останов двигателя при опробовании производят в таких случаях: при резком падении давления масла в двигателе и главном редукторе; при резком росте температуры газа перед турбиной выше допустимой; при появлении течи топлива или масла; при сильном выбивании пламени из выхлопной трубы; при появлении значительной тряски двигателя или посторонних шумов; при резком падении или увеличении $n_{тк}$; по команде техника, наблюдающего за вертолетом, о выключении двигателя.

Экстренный останов двигателя производят переводом рычага управления краном останова в положение «Закрыто» с любого режима работы двигателя. Если опробование производилось на висении, то двигатель необходимо выключить после приземления вертолета.

Нормальный останов двигателя производят с режима малого газа. Перед остановом необходимо охладить двигатель на режиме малого газа (рычаг «шаг — газ» на нижнем упоре, коррекция левая, рычаги раздельного управления в среднем положении на защелках) в течение 2 мин, а затем проделать следующее:

установить ручку управления циклическим шагом в положение, близкое к нейтральному, для исключения ударов лопастей по ограничителям свеса;

остановить двигатель переводом рычага стоп-крана в положение «Закрыто» (обычно останов двигателей вертолета производится одновременно);

прослушать, нет ли в двигателе посторонних шумов, и проверить выбег, который должен быть не менее 40 с, считая с момента закрытия стоп-крана (на частоте вращения малого газа) до полной остановки ротора турбокомпрессора (полный останов турбокомпрессора определять на слух);

затормозить несущий винт так, чтобы ни одна из лопастей не находилась над хвостовой балкой и стабилизатором.

После полного останова двигателей необходимо: закрыть топливные пожарные краны; выключить топливные подкачивающие и перекачивающие насосы, все АЗС и выключатели.

Останавливать двигатель закрытием пожарного крана разрешается только в случае неисправности стоп-крана. В этом случае запрещается дальнейшая эксплуатация агрегатов НР-40ВА и ПН-40Р.

10.3. Холодная прокрутка и ложный запуск двигателя

Холодная прокрутка двигателя необходима для удаления топлива из камеры сгорания и корпусов турбин и для охлаждения двигателя. Обычно холодную прокрутку производят: перед запуском после перерыва в работе двигателя более 5 сут; при подозрении на неисправность двигателя; после замены масла в маслосистеме; после неудавшегося запуска, если не произошло загорание топлива, или после ложного запуска; перед первым запуском вновь установленного двигателя; перед запуском после стоянки вертолета в течение дня или ночи и температуре наружного воздуха —5 °С и ниже.

Порядок прокрутки следующий:

1) подготовить двигатели к запуску (см. § 10.1);

2) переключатель рода работ поставить в положение «Прокрутка»;

3) нажать кнопку «Запуск» (стоп-кран закрыт).

Время цикла пусковой панели при холодной прокрутке составляет 27 с, при этом нет подачи электропитания на свечи и электромагнитный клапан пускового топлива, а также не включается регулятор тока и не происходит переключение питания стартера на 48 В.

Ложный запуск двигателя (запуск без поджога топливовоздушной смеси) производят для проверки функционирования систем, участвующих в запуске, а также при проведении консервации и расконсервации двигателя.

Порядок проведения ложного запуска следующий:

1) подготовить двигатели к запуску (см. § 10.1);

2) отсоединить питание катушки системы зажигания (низковольтный провод);

3) произвести запуск двигателя.

В зависимости от источника электропитания и температуры окружающего воздуха частота вращения турбокомпрессора двигателя при ложном запуске должна составлять 21...31 %.

10.4. Полетные режимы двигателя

Взлет и набор высоты разрешается производить на взлетном или номинальном режимах. Режим необходимо повышать рычагом «шаг — газ» при правой коррекции и среднем положении рычагов раздельного управления. Перед взлетом по графику (см. рис. 5)

определяют $n_{\text{тк}}$ для взлетного и номинального режимов в зависимости от температуры наружного воздуха. На номинальный режим при нормальной взлетной массе вертолета необходимо выходить не менее чем за 10 с, а при максимальной взлетной массе — не менее чем за 15 с, чем обеспечивается сохранение $n_{\text{н.в}}$ в пределах 89...95 %. Для перехода на взлетный режим ручку «шаг — газ» плавно перемещают вверх до уменьшения $n_{\text{н.в}}$ с $(95 \pm 2) \%$ до 92...93 % и установления $n_{\text{тк}}$, определенного по графику (см. рис. 5). Увеличение общего шага несущего винта менее чем за 10 с или дальнейшее его увеличение после выхода на взлетный режим может привести к перетяжелению несущего винта, падению $n_{\text{н.в}}$ ниже 89 % и просадке вертолета вплоть до земли.

При наборе высоты на взлетном режиме $n_{\text{тк}}$ может достигать до 101 %. Если $n_{\text{тк}} > 101 \%$ (что свидетельствует о ненормальной настройке регулятора $n_{\text{тк}}$ агрегата НР-40ВА), то рычагом «шаг — газ» необходимо уменьшить мощность двигателей. С подъемом на высоту в зависимости от атмосферных условий может падать $n_{\text{тк}}$ и появиться разница между $n_{\text{тк.лев}}$ и $n_{\text{тк.прав}}$ двигателей. Это объясняется законом регулирования $n_{\text{тк}}$ двигателей и вступлением в работу гидравлического ограничителя частоты вращения турбокомпрессора. Если $n_{\text{тк}}$ обоих двигателей уменьшаются синхронно и становятся ниже значения, определяющего номинальный режим при фактических атмосферных условиях в месте взлета, то необходимо перемещением рычага «шаг — газ» установить $n_{\text{н.в}} = 93 \%$. При несинхронном снижении $n_{\text{тк}}$ двигателей, когда «вилка» будет более 2,5 %, необходимо небольшим перемещением рычага «шаг — газ» вниз уменьшить режим работы двигателей до значения, при котором «вилка» будет находиться в пределах допуска (не более 2,5 %). При наборе высоты необходимо учитывать, что на взлетном режиме разрешается непрерывно работать не более 6 мин, а на номинальном — не более 60 мин.

Горизонтальный полет разрешается производить на любом режиме работы двигателя. Работа двигателя на крейсерском режиме по времени не ограничивается. Непрерывная работа на номинальном режиме не должна превышать 60 мин, частота вращения турбокомпрессора номинального и крейсерского режимов должна выдерживаться в соответствии с графиком зависимости $n_{\text{тк}}$ от $t_{\text{н}}$ или контролироваться по тахометрической аппаратуре КТА-5. При полете вертолета на одном двигателе работа двигателя по времени не ограничивается (кроме времени работы по режимам).

Планировать разрешается на любом режиме работы двигателя. Планирование с работающими двигателями является основным режимом снижения вертолета. При планировании на режиме малого газа допускается повышение $n_{\text{н.в}}$ до 105 % в течение 5 с. При планировании на любом другом режиме работы двигателей допускается повышение $n_{\text{н.в}}$ до 103 % в течение 30 с. Если планирование выполняется с убранной влево коррекцией, то перед выводом из снижения вначале необходимо ввести полностью правую коррекцию, а затем увеличить общий шаг.

10.5. Останов и запуск двигателя в полете

Выключение одного двигателя в полете с учебной целью допускается на высотах 500...1000 м с полетным весом не более 11 т.

Выключение двигателя в учебных целях необходимо производить в такой последовательности:

- 1) установить скорость полета 120...130 км/ч;
- 2) перевести рычаг раздельного управления выключаемого двигателя вниз до упора, при этом второй двигатель должен автоматически выйти на более высокий режим (при среднем положении рычага раздельного управления этим двигателем на защелке);
- 3) перевести рычаг раздельного управления работающего двигателя вверх до упора;
- 4) поддерживать изменением общего шага $n_{\text{н.в}}$ в пределах 92...93 %;
- 5) перевести двигатель на малый газ и через одну минуту выключить краном останова.

При необходимости экстренный останов двигателя в полете можно производить с любого режима его работы. Обычно выключение одного двигателя в учебных полетах имитируют дросселированием его до режима малого газа рычагом раздельного управления.

Запуск двигателя в полете разрешается в учебных целях и если известна причина его остановки (например, отказ подкачивающих насосов и т. д.). Запуск рекомендуется производить на высоте менее 3000 м и на скорости 120...170 км/ч в такой последовательности:

- 1) убедиться в том, что рычаг раздельного управления запускаемого двигателя находится на нижнем упоре;
- 2) произвести запуск двигателя по методике, указанной для запуска на земле (см. § 10.1);
- 3) установить рычаг раздельного управления запущенного двигателя в среднее положение на защелку;
- 4) установить рычаг раздельного управления двигателя, на котором совершается полет, в среднее положение на защелку;
- 5) установить требуемый режим полета изменением общего шага.

Экипаж вертолета должен знать: запуск в полете отказавшего двигателя запрещается; непрерывный полет на одном двигателе, работающем на режиме, выше номинального, не должен превышать 6 мин; общий полет на одном двигателе за время эксплуатации с данным установленным главным редуктором не должен превышать 10 % ресурса редуктора (по 5 % от каждого двигателя) и в учебных однодвигательных полетах следует не допускать охлаждения масла выключенного двигателя ниже 30 °С.

10.6. Особые случаи в полете

При внезапном отказе одного из двигателей экипажу вертолета необходимо:

- 1) отклонением рычага «шаг — газ» вниз не допустить падения $n_{\text{н.в}}$ ниже 89 %;

2) одновременно перевести оба рычага раздельного управления двигателями в крайнее верхнее положение;

3) определить по показаниям приборов, какой из двигателей отказал, и выключить его закрытием соответствующего крана останова;

4) закрыть пожарный кран отказавшего двигателя;

5) рычагом «шаг — газ» установить работающему двигателю взлетный режим ($n_{н.в} = 92...93\%$) или режим, обеспечивающий продолжение полета. При полете с одним двигателем, работающем на взлетном режиме, в течение 6 мин необходимо подобрать площадку и произвести посадку. Если выполнить посадку невозможно (полет над морем, горами), то необходимо использовать взлетный режим работы без учета ограничений по времени. При работе рычагом «шаг — газ» в полете на одном двигателе рычаг раздельного управления работающего двигателя может сдвинуться с верхнего упора. В этом случае перед посадкой рычаг необходимо поставить на верхний упор.

При отказе в полете двух двигателей (резкое падение $n_{тк}$ и $n_{н.в}$) необходимо:

1) уменьшить общий шаг несущего винта до минимального и удерживать рычагом «шаг — газ» $n_{н.в} = 95...100\%$;

2) выключить двигатели кранами останова и закрыть пожарные краны; произвести посадку на режиме авторотации несущего винта.

Если причина отказа двигателей известна (отказ подкачивающих насосов, срыв пламени из-за помпажа и т. д.) и имеется запас высоты, то необходимо попытаться запустить поочередно двигатели по методике, изложенной в § 10.5. Если до высоты 1000 м двигатели не запустились, то необходимо дальнейшие попытки запуска прекратить и идти на посадку.

Пожар в двигательном отсеке определяется по следующим признакам:

1) загорание красного табла «Пожар в отсеке левого двигателя» («Пожар в отсеке правого двигателя»); появление дыма, пламени или запаха гари в кабине; резкий рост температуры газа перед турбиной выше допустимой. При этом одновременно с загоранием красного табла автоматически включается подача огнегасящего состава из двух баллонов, а также загорается красное табло «Кран открыт» и желтое табло «Сработ. баллоны автомат. очереди».

Действие экипажа при пожаре в двигательном отсеке:

1) выключить двигатель, в отсеке которого возник пожар, краном останова;

2) закрыть пожарный кран этого двигателя;

3) перейти на однодвигательный полет;

4) выполнить посадку вертолета.

Если нет уверенности, что пожар ликвидирован, включить противопожарные баллоны ручного срабатывания, для чего нажать кнопку, расположенную над таблом «Сработ. баллоны ручн. очереди». После ликвидации очага пожара запрещается запускать

двигатель, в отсеке которого был пожар, вследствие отсутствия информации о его техническом состоянии.

Неисправность системы автоматического поддержания $n_{н.в} = \text{const}$ вызывает самопроизвольную раскрутку несущего винта выше 98 %, появляется «вилка» в показаниях $n_{тк.лев}$ и $n_{тк.пр}$ более 4 % и происходит раскрутка ротора турбокомпрессора одного из двигателей. В этом случае необходимо поворотом коррекции влево установить $n_{н.в} = 92...93\%$ и поддерживать их в этих пределах системой «шаг — газ». При самопроизвольном падении $n_{н.в}$ ниже 92 % необходимо уменьшить общий шаг до значения, соответствующего $n_{н.в} = 92...93\%$, и произвести посадку вертолета.

При отказе в полете подкачивающих насосов расходного бака гаснет табло «Расход. бак». При этом $n_{тк}$ двигателей могут уменьшиться на 2...5 %, а $n_{н.в}$ — на 1...3 %. Отказ может сопровождаться выключением одного или обоих двигателей. Если отказ подкачивающих насосов сопровождается только падением $n_{тк}$ и $n_{н.в}$, то необходимо уменьшить шаг до значения, соответствующего $n_{н.в} = 92...93\%$, и дальнейшее выполнение задания прекратить. Если отказ сопровождается выключением одного двигателя, то необходимо снизиться до высоты 500 м и попытаться запустить выключившийся двигатель. При неудаче дальнейшее выполнение задания следует прекратить и идти на посадку на одном двигателе. В случае, когда отказ сопровождается выключением обоих двигателей, необходимо вертолет перевести на режим авторотации несущего винта и попытаться запустить двигатели. Если до высоты 1000 м двигатели не запустились или запустился только один, дальнейшие попытки запуска необходимо прекратить, выбрать площадку и произвести посадку на одном двигателе или на режиме авторотации несущего винта. При отказе одного из подкачивающих насосов расходного бака полет можно продолжать, так как другой работающий насос полностью обеспечивает питание двигателей на всех режимах.

При отказе одного из приборов, контролирующих работу двигателей (тахометра, термометра замера температуры газа перед турбиной, термометра масла, указателя давления топлива), если при этом показания других приборов соответствуют ТУ, разрешается продолжать полет, усилив контроль за работой двигателей. В случаях, когда давление масла по прибору падает ниже 2 кгс/см² ($2 \cdot 10^5$ Па) или увеличивается давление топлива выше 60 кгс/см² ($6 \cdot 10^6$ Па) (что свидетельствует о возможном засорении форсунок), двигатель необходимо выключить. При повышении температуры газа выше максимально допустимой необходимо перевести двигатель на пониженный режим работы. Если при этом температура газа будет в пределах допустимой для данного режима, можно продолжать полет. В случае повышения температуры выше допустимой двигатель необходимо выключить и произвести посадку на одном двигателе, пользуясь раздельным управлением.

10.7. Особенности эксплуатации двигателя в условиях зимы и запыленного воздуха

Эксплуатация двигателя в зимних условиях. Для того чтобы избежать попадания в двигатель снега, входной канал компрессора и выходное устройство должны быть надежно закрыты заглушками. Перед запуском двигателя на стоянке заглушки необходимо снять и убедиться, что нет обледенения поверхности входного канала и примерзания лопаток компрессора и турбин. Для этого осторожно, не прикладывая больших усилий (во избежание поломки лопаток), поворачивают ротор компрессора рукояткой ручной прокрутки. В случае примерзания лопаток компрессора или при обледенении на деталях двигателя его прогревают горячим воздухом и убеждаются в легкости вращения ротора и отсутствии льда. Горячий воздух подводят в газоздушный тракт двигателя.

В зимних условиях разрешается запускать двигатели без подогрева при температуре масла в двигателе и редукторе не ниже -40°C . При более низких температурах двигатели прогревают горячим воздухом с температурой не выше 80°C . Воздух должен подаваться в подкапотное пространство двигателей, пока температура масла не достигнет -15°C в поддоне редуктора, но не менее 20 мин. После продолжительной стоянки (в течение ночи или дня) и при температуре наружного воздуха ниже -5°C перед запуском необходимо произвести холодную прокрутку (для повышения надежности запуска).

При опробовании двигателя на земле в условиях обледенения необходимо включить систему противообледенения. Опасность обледенения особенно велика, если при температуре наружного воздуха в диапазоне $+5\ldots-10^{\circ}\text{C}$ выпадают осадки в виде мокрого снега, морозящего тумана или дождя. Включение системы противообледенения приводит к повышению температуры газа перед турбиной на $10\ldots15^{\circ}\text{C}$ при $n_{\text{тк}} < 80\%$ и на $20\ldots30^{\circ}\text{C}$ при $n_{\text{тк}} > 80\%$. Однако при включении системы противообледенения температура газа перед турбиной не должна превышать предельно допустимого значения.

В зимних условиях необходимо охлаждать двигатель перед его выключением во избежание коробления деталей горячей части. Охлаждение производится на режиме малого газа в течение 2...3 мин. Если предполагается длительная стоянка вертолета при температуре наружного воздуха ниже -50°C , масло из маслосистемы необходимо сливать. Масло сливают из маслобака, радиатора и передней части двигателя сразу после подогрева двигателя или его останова. Перед заливкой масла в бак оно обязательно должно быть подогрето до температуры $60\ldots70^{\circ}\text{C}$.

Эксплуатация двигателя в условиях запыленного воздуха. Значительное влияние на работоспособность вертолетных турбовальных двигателей оказывает загрязнение атмосферного воздуха пылью. Наибольшая концентрация пыли наблюдается при работе двигателя

на земле под ротором несущего винта на расстоянии 15...30 м от его оси; для песчаных площадок она доходит до 5 г/м^3 . При работе вертолета на режиме висения на высоте 2...2,5 м концентрация пыли уменьшается и не превышает $0,5\text{ г/м}^3$. При этом у земли грубые частички пыли (размером более $0,02\text{ мм}$) составляют примерно 20 % массы, а на высоте 2...2,5 м — 2...3 % массы. Если расстояние между вертолетами на посадочной площадке равно менее 50 м, то в результате воздушных потоков пыль, поднятая одним вертолетом, оказывает существенное влияние на работу двигателей другого вертолета. Таким образом, при работе двигателя у земли на максимальном режиме через его проточную часть проходит большое количество пыли. Так, при работе вертолета Ми-8 на максимальном режиме двигателей у земли над песчаной посадочной площадкой в каждый двигатель попадает примерно 3 кг пыли в минуту. Двигаясь с большой скоростью по проточной части двигателя, эта пыль вызывает сильное изнашивание деталей.

Наиболее сильно изнашиваемым элементом двигателя является компрессор. Камера сгорания изнашивается незначительно. Однако в отдельных случаях могут быть засорение щелей для прохода охлаждающего воздуха и изнашивание жаростойких эмалевых покрытий внутри жаровой трубы. Турбины двигателя изнашиваются значительно меньше компрессора. При этом в основном изнашиваются выходные кромки лопаток сопловых аппаратов. Особую опасность представляет пыль, поступающая с воздухом в двигатель для системы охлаждения турбины, так как, засоряя дросселирующие отверстия и щели, она уменьшает расход охлаждающего воздуха, что приводит к перегреву деталей и увеличению вероятности их разрушения. Не исключена возможность проникновения пыли через лабиринты уплотнений в масляные полости. Увеличенное количество пыли в масле является причиной частой замены масла и досрочной съемки двигателя с вертолета из-за разрушения подшипников.

Попадание пыли в воздушный фильтр автомата запуска двигателя приводит к увеличению времени запуска, а в отдельных случаях к «зависанию» частоты вращения турбокомпрессора, прекращению запуска или к отказу двигателя в полете. Способами предохранения двигателей от вредного влияния пыли являются фильтрация воздуха, поступающая в двигатель, пылезащитным устройством и эксплуатационные мероприятия.

При эксплуатации вертолета в пыльных условиях при $t_H > 5^{\circ}\text{C}$ в воздухозаборники двигателей может быть установлено ПЗУ. Однако его установка приводит к существенному уменьшению N_e и увеличению C_e . Кроме того, при эксплуатации вертолета в условиях возможного обледенения двигателей ПЗУ должно быть демонтировано с воздухозаборников, так как оно не оборудовано противообледенительной системой.

Для уменьшения попадания пыли в двигатели, не оборудованные ПЗУ, осуществляют следующие *эксплуатационные мероприятия*:

1) тщательно подбирают посадочную площадку с более плотным грунтом или травяным покровом. При базировании на одной площадке нескольких вертолетов расположение их должно быть таким, чтобы исключить попадание в двигатель пыли или песка от воздушного потока другого работающего вертолета (или самолета);

2) запуск и опробование двигателей производят на площадках с твердым покрытием или площадках с деревянными настилами;

3) перед запуском двигателей очищают площадку под вертолетом от песка и пыли;

4) двигатели запускают при встречном ветре;

5) избегают руления на пыльных площадках при отсутствии ветра, попутного или бокового, а также при встречном ветре, скоростью которого менее 5 м/с;

6) висение на пыльных площадках выполняют только против ветра; при скорости ветра менее 5 м/с висения необходимо избегать;

7) взлет и посадку на пыльных площадках производят с коротким разбегом и пробегом против ветра;

8) чтобы предупредить возникновение помпажа компрессора и отказа двигателя при эксплуатации вертолета в пыльных условиях, выполняют периодический контроль изнашивания лопаток компрессора.

10.8. Распространение газового потока, выходящего из двигателя под несущим винтом, и влияние его на состояние воздуха вокруг вертолета

Одна из особенностей эксплуатации вертолета с турбовальными двигателями — возможность загрязнения воздуха газами, выходящими из выходных устройств двигателей. Это явление обычно наблюдается при работе вертолета на земле, в режимах висения и вертикального полета. Наибольшее размывание газовой струи и наибольшее повышение температуры в пространстве вокруг вертолета происходят при обдуве вертолета со стороны хвоста или против газового потока, выходящего из двигателя. Повышение температуры воздуха вокруг вертолета и его загрязнение газами, а также парами масла при неисправности системы суфлирования масляных и предмасляных полостей опор двигателя значительно ухудшают условия работы экипажа, вызывают быструю утомляемость. Кроме того, неравномерность температуры воздуха, поступающего в воздухозаборник двигателя, с неблагоприятным сочетанием других факторов (например, изнашивание лопаток компрессора, недостаточное напряжение источников питания при запуске двигателя, резкое изменение нагрузки на двигатель и т. п.) могут приводить к нарушению нормальной работы двигателя. Экспериментально установлено, что максимальные значения избыточных температур и концентрация газов в областях, непосредственно не примыкающих к газовой струе двигателя, составляют 4...5 % от избыточной температуры и концентрации газа в сечениях газовой струи.

Таким образом, при работе двигателя в условиях температуры

атмосферного воздуха 25...30 °С на взлетном режиме и неблагоприятном направлении ветра температура воздуха перед воздухозаборником может достигать 50...60 °С. Поскольку распространение зон повышения температуры нестабильно, массовое количество воздуха, поступающего в двигатель, изменяется, что может привести к потере компрессором устойчивости и возникновению помпажа. Кроме того, уменьшение поступления воздуха в двигатель приводит к понижению его мощности, что выражается падением частоты вращения несущего винта. При этом автоматически увеличивается подача топлива в двигатель, мощность двигателя сохраняется постоянной, но значительно повышается температура газа перед турбиной. При работе двигателя на максимальном режиме (режим висения вертолета, работа с внешней подвеской) производят ограничение максимальных параметров ограничителями. Поэтому заброс температуры воздуха перед воздухозаборником двигателя приводит к уменьшению располагаемой мощности. Несущий винт становится «тяжелым», частота вращения его уменьшается, и может произойти снижение вертолетом высоты.

Размывание газовой струи и повышение избыточной температуры в области воздухозаборника двигателя происходят особенно интенсивно при наличии препятствий на пути распространения струи, которые могут повернуть значительную часть струи в нежелательном направлении. Это необходимо учитывать экипажу при подборе посадочных площадок в горной местности. При работе двигателя на земле со встречным ветром более 10 м/с практически размывание струи газа на работу двигателя не влияет. При поступательном движении вертолета со скоростью, превышающей скорость ветра, пространство под несущим винтом продувается воздушным потоком, и температура перед воздухозаборником двигателя не повышается. Следовательно, влияние распространения газового потока необходимо учитывать при запуске двигателя с боковым или попутным ветром, при работе вертолета в режиме висения и особенно при выполнении работ с внешней подвеской, требующих снятия с двигателя максимальной мощности.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. При освоении технологии летной эксплуатации двигателя экипажем вертолета в первую очередь необходимо изучить меры безопасности при подготовке двигателя к запуску, обратив внимание на техническую подготовку двигателя и подготовку посадочной площадки.

2. Далее необходимо изучить порядок подготовки двигателя к запуску, порядок запуска от различных источников питания и порядок контроля за работой двигателя в процессе запуска.

3. При рассмотрении причин незапуска двигателя (или прекращения запуска экипажем), анализ их необходимо производить с учетом основных положений § 7.5. Например, увеличение температуры газа перед турбиной выше 600 °С при $n_{TK} > 40\%$ возможно вследствие засорения выходного срабатывающего жиклера автомата запуска, неправильной регулировки автомата запуска, а также вследствие неправильного положения рычагов управления двигателем в кабине вертолета. Отсутствие воспламенения топлива может являться следствием отказа сис-

темы зажигания, неисправности пусковой топливной системы, отказа импульсатора и т. п.

4. В порядке прогрева и опробования двигателя особое внимание необходимо обратить на проверку контролируемых параметров в части соответствия их техническим условиям.

5. Полетные режимы двигателя необходимо увязать с его эксплуатационными характеристиками, балансом мощностей вертолета, экономической и наиболее выгоднейшей скоростями полета.

6. Технологию работы экипажа в полете в случаях возникновения пожара в отсеках силовой установки, помпажа, отказа отдельных систем и приборов необходимо увязать с соответствующими разделами «Руководства по летной эксплуатации вертолета».

7. В параграфах книги, освещающих вопросы эксплуатации двигателя в условиях запыленного воздуха и низких температур атмосферного воздуха, необходимо обратить внимание на качественное влияние этих условий на прочностные, мощностные и экономические характеристики двигателя.

Вопросы для самоконтроля

1. Какие меры безопасности необходимо выполнять при подготовке двигателя к запуску?
2. Каков порядок подготовки двигателя к запуску?
3. В чем заключается опасность запуска двигателя при неправильном положении рукоятки коррекции, рычага «шаг — газ», рычага раздельного управления двигателя?
4. Объяснить порядок запуска двигателя от наземного источника, бортовых аккумуляторов, генератора работающего двигателя.
5. Какие параметры необходимо контролировать в процессе запуска двигателя?
6. В каких случаях и каким образом прекращается запуск двигателя?
7. В каких случаях разрешается производить повторный запуск двигателя?
8. Указать значение основных параметров двигателя при работе на режиме малого газа.
9. При каких параметрах двигатель считается прогретым и его можно выводить на режим выше малого газа?
10. Каков порядок раздельного опробования двигателей?
11. Каков порядок совместного опробования двигателей?
12. Указать значение основных параметров двигателя на крейсерском, номинальном и взлетном режимах при СА.
13. В каких случаях и каким образом производится экстренный останов двигателя?
14. Каков порядок нормального останова двигателя?
15. В каких случаях и каким образом производится холодная прокрутка двигателя?
16. Дать характеристику ложного запуска двигателя.
17. На каких режимах работы двигателя производится взлет и набор высоты вертолетом?
18. Какие предельные значения $n_{тк}$, $\Delta n_{тк}$, $t_{г}^*$, $n_{н.в}$ допускаются в процессе набора высоты? Каковы действия экипажа вертолета при повышении этих значений?
19. Какие режимы двигателя целесообразно использовать при полете вертолета на дальность, на продолжительность?
20. Какие предельные значения $n_{н.в}$ допускаются при планировании вертолета?
21. Каков порядок останова двигателя в полете с учебной целью?
22. Каков порядок запуска двигателя в полете?
23. Объяснить действия экипажа вертолета при отказе одного и двух двигателей.

24. Какие действия должен выполнить экипаж вертолета при самопроизвольном увеличении $n_{н.в}$, отказе подкачивающих насосов, отказе одного из приборов, контролирующих работу двигателя?

25. В чем заключается особенность подготовки двигателя к запуску в зимних условиях?

26. Какое изменение параметров двигателя вызывает включение противообледенительной системы?

27. Какое влияние на техническое состояние двигателя оказывает эксплуатация в пыльных условиях?

28. В каких случаях возможно попадание в двигатель большого количества пыли?

29. При каких атмосферных условиях возможна установка во входное устройство двигателя ПЗУ?

30. К каким последствиям приводит установка на вход в двигатель ПЗУ?

31. Какие эксплуатационные мероприятия необходимо выполнять для уменьшения попадания пыли в двигатель?

32. В каких случаях возможно попадание газов, выходящих из выходного устройства, на вход в двигатель?

33. В чем заключается опасность попадания газов, выходящих из выходного устройства, на вход в двигатель?

34. Какие эксплуатационные мероприятия необходимо выполнять, чтобы уменьшить влияние выходящих из двигателя газов на его работу?

ГЛАВА 11. МЕТОДЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

11.1. Поддержание эксплуатационной надежности двигателя и оценка его технического состояния

Одним из основных параметров двигателя, определяющим безопасность полетов, является надежность работы. *Под надежностью понимается свойство двигателя выполнять заданные функции, сохраняя свои эксплуатационные показатели в заданных пределах в течение требуемой наработки.* Критерий надежности двигателя — безотказность его работы в пределах установленных норм, которая оценивается количеством отказов на единицу времени наработки (обычно на 1000 ч).

Отказом называется событие, заключающееся в нарушении работоспособности двигателя. Оно выражается в отклонении параметров контроля его работы от установленных норм и выявляется как в полете, так и на земле. Обычно отказу двигателя предшествуют дефекты или неисправности.

Дефектом называется всякое повреждение или разрегулировка узлов агрегатов и механизмов двигателя, не приведшее к потере их работоспособности.

Под *неисправностью* понимается состояние двигателя, при котором его параметры не соответствуют хотя бы одному требованию технической документации.

Поддержание эксплуатационной надежности двигателя на уровне, обеспечивающем безопасность полетов, достигается тщательной технической подготовкой его к полету, своевременным выявлением

неисправностей на ранней стадии их развития и предупреждением отказов в полете.

Анализ эксплуатации показывает, что в двигателе по мере выработки ресурса неизбежно происходит накопление повреждений, интенсивность развития которых зависит от воздействия полетных условий (внешних факторов). Наиболее опасными являются: абразивное изнашивание деталей проточной части двигателя; эрозия и изнашивание деталей турбин; вытяжка рабочих лопаток компрессора и турбин; изнашивание и разрушение подшипников и т. п. Эти повреждения, постепенно накапливаясь, могут достигать критического состояния, при котором происходит частичный или полный отказ в работе узла, агрегата и двигателя в целом.

В практике эксплуатации периодически возникает необходимость оценки работоспособности двигателей при нарушении ими технических условий. Взлет вертолета без достаточного прогрета двигателей, длительная их работа на форсированном режиме, работа с повреждениями в системах могут приводить к прогрессивному росту уровня не выявленных ранее повреждений. В экстремальных условиях эксплуатации может произойти внезапный отказ двигателя. Обеспечение безопасности полета в этих случаях в значительной мере зависит от своевременности обнаружения экипажем вертолета предпосылок неисправностей и правильности оценки степени работоспособности двигателя, т. е. при владении экипажем вертолета методами оперативного диагностирования технического состояния двигателя.

Подготовка двигателя к полету. Для подготовки двигателя к полету установлены следующие виды технического обслуживания: предварительная подготовка; предполетная подготовка; подготовка к повторному полету; послеполетная подготовка.

Предварительная подготовка двигателя производится, как правило, накануне дня полетов и действительна на два летных дня. Она включает: контрольный осмотр; проверку заправки топлива и масла; устранение неисправностей, выявленных при осмотре; оформление технической документации.

При контрольном осмотре двигателя определяют состояние и готовность двигателя и редуктора к предстоящим полетам.

Контрольный осмотр производят в соответствии с табл. 5.

Таблица 5. Работы для подготовки двигателя к полету

Вид работы	Вид подготовки			
	Предварительная	Предполетная	К повторному полету	Послеполетная

Осмотреть входной канал двигателя и убедиться в его чистоте и отсутствии посторонних предметов в канале и между лопатками ВНА

+

Осмотреть лопатки ВНА и лопатки I ступени компрессора двигателя и убедиться в отсутствии на них трещин, забоин и вмятин

+

Продолжение табл. 5.

Вид работы	Вид подготовки			
	Предварительная	Предполетная	К повторному полету	Послеполетная
Проверить положение стрелки лимба гидромеханизма поворота лопаток компрессора. Стрелка должна находиться в положении 30 °С	+			
Осмотреть гидромеханизмы и проверить, нет ли течи топлива у штуцеров и регулировочного винта. Течь топлива не допускается	+			
Осмотреть выходной канал и лопатки свободной турбины в пределах видимости, убедиться в отсутствии механических повреждений, трещин, забоин в корпусе камеры сгорания и кожухе выходного патрубка	+	+		+
Осмотреть крепление и контровку агрегатов двигателя	+			
Осмотреть узлы крепления двигателя к вертолету и крепление задней опоры к редуктору	+			+
Убедиться в отсутствии повреждений электропроводов	+			
Осмотреть крепление и состояние трубопроводов топливной, масляной и гидравлической систем двигателя, убедиться в отсутствии течей, потертостей, касаний трубопроводов между собой или соседних деталей	+			+
Осмотреть соединение тяг вертолета с рычагами насоса НР-40ВА и проверить управление двигателем из кабины пилотов. Тяги должны перемещаться без заеданий	+	+		+
Проверить состояние контрольно-измерительных приборов двигателя (при включении приборов стрелки манометров должны устанавливаться на 0, а стрелки термометров должны показывать температуру окружающей среды)		+		
Проверить уровень масла в баке, при необходимости — дозаправить	+	+	+	+
Подсчитать часовой расход масла, который должен быть не более 0,5 л/ч	+			
Слить дренажное топливо двигателя из бака вертолета. В дренажном баке может скопиться небольшое количество масла (конденсат из системы суфлирования масляных баков)	+			+
Слить из каждого топливного бака по 0,5...1,0 л отстоя и убедиться в его чистоте		+		+

Перед заправкой топливом и маслом проверяют наличие заключения о годности топлива и масла для эксплуатации. При заправке необходимо следить за чистотой заправочных средств, а также исключить возможность попадания в топливо и масло воды, снега, песка и пыли. Заправку баков двигателей маслом производят через заправочный фильтр с размером ячеек не крупнее 0,063 мм, а топлива — 0,012...0,016 мм. Нормальная заправка масляного бака каждого двигателя составляет 10 л (до верхней риски на маслостойкой линейке) без учета маслостойкой системы (6 л).

Работы по устранению неисправностей, выявленных при осмотре, выполняют только после окончания осмотра. Если при устранении неисправностей производили регулировочные работы или устраняли течи масла или топлива, то осуществляют запуск и опробование двигателей на тех режимах, на которых можно определить устранение неисправности.

После выключения двигателя проверяют отсутствие течи масла и топлива.

Предполетная подготовка двигателя производится в начале летного дня (ночи) совместно с предполетной подготовкой вертолета и включает: предполетный осмотр; проверку заправки топливом и маслом; запуск и опробование двигателя.

Подготовка двигателей к повторному полету осуществляется перед каждым повторным полетом в течение летного дня (ночи) и включает: стартовый осмотр (табл. 7); устранение неисправностей, выявленных в предыдущем полете и при осмотре; проверку заправки топливом и маслом.

Послеполетная подготовка двигателя производится в конце каждого летного дня (ночи) с целью приведения вертолета в исправное состояние. Она включает: предполетный осмотр; устранение неисправностей; дозаправку топливом и маслом.

Послеполетный осмотр двигателя выполняют для выявления неисправностей и дефектов, которые могли появиться во время полетов в течение летного дня. Он производится в соответствии с табл. 7.

Регламентные работы на двигателе. Регламентные работы на двигателе назначаются по их параболке в полете и ведут с начала эксплуатации или после последнего ремонта, при этом отсчет времени выполнения последующих периодических работ (50 и 100-часовых) ведут от базовых цифр, кратных 50 и 100 ч, независимо от того, с каким допуском производили предыдущие работы.

Регламентные работы после первой пробы вновь установленного двигателя. После отработки силовой установки на вертолете выполняют работы в объеме предварительной подготовки и дополнительно: сливают масло из маслобака и радиатора; снимают, осматривают и промывают маслофильтр верхнего маслоагрегата; заливают свежее масло в двигатель; снимают, осматривают и промывают топливные фильтры агрегатов НР-40ВА, ПН-40Р и КА-40; стравливают воздух из топливной и гидравлической систем; проводят запуск и опробование двигателя.

Регламентные работы после первого полета (облета). После полета выполняют работы в объеме предварительной подготовки и дополнительно: снимают, осматривают и промывают маслофильтр верхнего маслоагрегата; проверяют соосность двигателя с главным редуктором.

Регламентные работы через каждые (50 ± 10) ч работы двигателя в полете. После данной наработки двигателя выполняют работы в объеме предварительной подготовки и дополнительно: производят осмотр и промывку маслофильтра; проверяют работу ограничителя температуры газов, проверяют срабатывание клапанов противообледенения; осматривают лопасти компрессора в пределах видимости.

Регламентные работы через каждые (100 ± 10) ч работы двигателя в полете. Выполняют работы в объеме 50-часовых регламентных работ и дополнительно: проверяют соосность двигателя с редуктором; прочищают отверстия кока-обтекателя; производят осмотр и промывку топливных фильтров агрегатов НР-40ВА, ПН-40Р, КА-40; производят осмотр и промывку воздушного фильтра и воздушных жиклеров автомата запуска агрегата НР-40ВА; производят работы на стартере-генераторе ГС-1810; проверяют общее сопротивление цепи терморпар; производят проверку и настройку агрегата УРТ-27; проверяют изнашивание лопаток компрессора.

Регламентные работы через каждые (300 ± 10) ч работы двигателя в полете. Выполняют работы в объеме 100-часовых регламентных работ и производят замену резиновых уплотнительных колец на трубке суфлирования и на трубке препарирования полостей II опоры двигателя.

Регламентные работы через (750 ± 10) ч работы двигателя в полете. Выполняют работы в объеме 50-часовых регламентных работ и производят замену фильтрующих элементов маслофильтра верхнего маслоагрегата.

Анализ эксплуатации двигателей показывает, что возникновение неисправностей — следствие многих трудноопределяемых причин, что усложняет их поиск и оценку технического состояния двигателя экипажем вертолета. Так, одной из распространенных в

эксплуатации неисправностей силовой установки вертолета Ми-8 является несинхронное положение стрелок (вилка) комбинированного указателя частоты вращения турбокомпрессоров двигателей на установившихся рабочих режимах (более 2,5 %). Неисправность может быть вызвана: неправильной регулировкой вертолетной системы управления двигателями; негерметичностью соединительных шлангов пневматических синхронизаторов мощности двигателей; неудовлетворительной регулировкой синхронизаторов мощности, ограничителя частоты вращения свободной турбины, насоса-регулятора подачи топлива в двигатель; некоторыми повреждениями деталей проточной части двигателя.

При возникновении неисправности в полете оценка степени работоспособности двигателя и принятые решения экипажем должны базироваться на объективном установлении причины неисправности. Если данная неисправность вызвана нарушением герметичности воздушной системы синхронизаторов мощности, то она не может вызвать отказ двигателя. В то же время эта неисправность может явиться следствием разрушения отдельных деталей или узлов двигателя и привести к разрушению двигателя. Таким образом, при установлении объективной причины проявления неисправности в виде отклонения от нормы контролируемого параметра экипажу предоставляется возможность принятия оптимального решения.

11.2. Принципы построения алгоритмов диагностирования технического состояния двигателя

Поиск неисправностей в системах двигателя и оценка его технического состояния требуют выполнения целого комплекса операций. Уменьшение затрат времени на выполнение этих операций и повышение качества диагностирования возможно путем применения оптимальной последовательности выполнения логических и измерительных операций. *Совокупность преобразований и логических условий, действующих в определенном порядке и направленных на отыскание неисправностей, представляет собой алгоритм диагностирования.*

В системах диагностирования технического состояния двигателя алгоритмы диагностирования представляют собой совокупность элементарных проверок, последовательность их реализации и правила обработки результатов этих проверок. Результатом применения составленного алгоритма диагностирования является получение заключения о техническом состоянии двигателя.

При составлении алгоритмов диагностирования технического состояния двигателя в условиях эксплуатации выбор и последовательность реализации элементарных проверок производят в соответствии с рабочим алгоритмом функционирования двигателя. Для оперативного определения неисправного состояния двигателя используют алгоритмы диагностирования с условной остановкой.

Построение алгоритмов диагностирования непрерывных объектов связано с предварительным построением их логических моделей. Поскольку двигатель как объект диагностирования не имеет явно

выраженных функциональных блоков, построение его логической модели вызывает практические неудобства. Кроме того, точные аналитические зависимости между параметрами двигателя, работающего в конкретных условиях, не всегда известны, а известно только, что один параметр оказывает влияние на другой. Поэтому анализ такого вида взаимного влияния параметров рассматривается как причинно-следственные связи, а при решении задач анализа работы и диагностирования технического состояния двигателя используют графы причинно-следственных связей.

Граф причинно-следственных связей — это ориентированный граф, вершины которого представляют параметры двигателя или его систем, а дуги отражают причинно-следственные связи между соответствующими вершинами (параметрами). При построении графа причинно-следственных связей используют не все входные, внутренние и выходные параметры (или события, отражающие предельно допустимые значения этих параметров) двигателя, а только те, которые доступны для измерения. Под возможной неисправностью, анализируемой данным способом, понимается любая физическая неисправность, которая приводит к появлению недопустимого выхода (параметра) любого блока логической схемы двигателя.

В качестве примера рассмотрим построение графа причинно-следственных связей и использование его для диагностирования, технического состояния системы смазки двигателя.

Выходными параметрами, подлежащими инструментальному контролю системы смазки, являются давление p_m и температура масла t_m на выходе из двигателя. Для построения логической модели контроля состояния системы смазки при работе двигателя и представления ее в виде графа причинно-следственных связей выберем следующие события: температуру масла на выходе $t_m > t_{m \max}$; давление $p_m < p_{m \min}$; уровень масла в маслобаке $V_m < V_{m \min}$; качество масла K_m , соответствующее условию $K_m < K_{m \min}$; неудовлетворительную работу воздушно-масляного радиатора p_n . Перечисленные события можно принять за вершины графа. Причинно-следственные связи между выбранными событиями определяют исходя из следующих соображений. Повышение температуры масла на выходе из двигателя может быть вызвано ненормальной работой воздушно-масляного радиатора или недостаточным давлением в системе. Причинами понижения давления масла в системе могут быть недостаточный уровень масла в баке и ухудшение качества масла, выражающееся в уменьшении его кинематической вязкости, и т. д. Схема полученного графа причинно-следственных связей приведена на рис. 81, а. Вершины графа показаны прямоугольниками с обозначениями соответствующих событий. Дуги причинно-следственных связей между вершинами графа обозначены символами Z_i . Для решения задач диагностирования технического состояния системы смазки приведенный в § 4.6 перечень неисправностей необходимо наложить на граф причинно-следственных связей. Это делается путем рассмотрения каждой неисправности из перечня (как причины) и определения вызываемых из-за возникновения отклонений параметров или со-

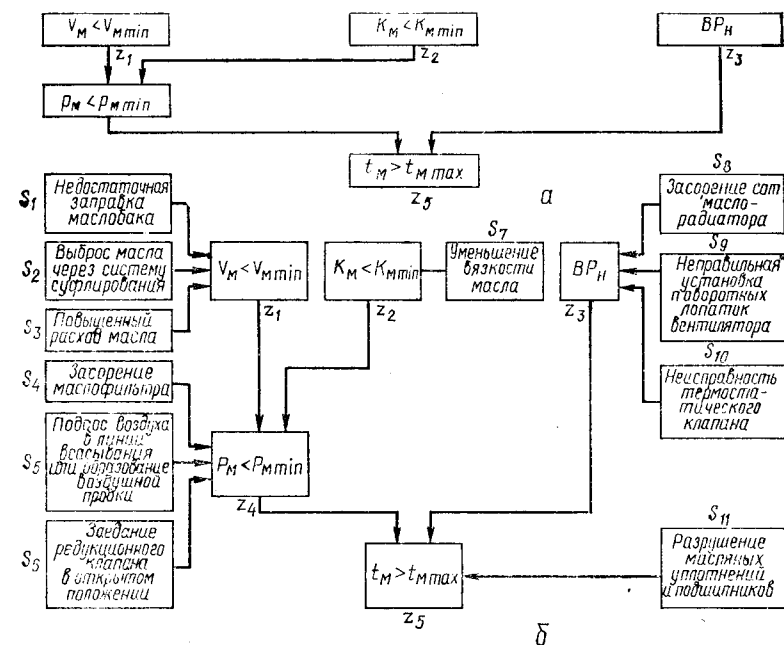


Рис. 81. Граф причинно-следственных связей анализа работы системы смазки двигателя

бытий (как следствий) из числа включенных в граф причинно-следственных связей.

На рис. 81, б приведен граф причинно-следственных связей с неисправностями, которые указаны в прямоугольниках и обозначены символами S_i , где $i = 1, 2, \dots, 11$. Дуги, исходящие из прямоугольников, заходят в вершины, являющиеся следствием возникновения соответствующих неисправностей. Анализ графа причинно-следственных связей целесообразно производить путем построения таблицы функций неисправностей, столбы которой представляют неисправные состояния S_i , наложенные на граф (включая исправное состояние S_0), а строки — выходы Z_i графа, различающие неисправности. Функции неисправностей масляной системы двигателя, построенные по графу причинно-следственных связей, приведены в табл. 6.

Анализ графа причинно-следственной связи с наложенными неисправностями и таблицы функций неисправностей показывают, что для определения степени работоспособности и правильности функционирования системы смазки в полете достаточно контролировать температуру масла на выходе из двигателя за нагнетающим насосом. Однако такой контроль недостаточен для проверки исправности и выявления неисправностей системы смазки на ранней стадии их появления. Так, разрушение масляных уплотнений и подшипников вызывает повышение температуры масла только в состоянии, пред-

Таблица 6. Функции неисправностей масляной системы двигателя

Z_i	S_j											
	S_0	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5	S_6	S_7	S_8	S_9	S_{10}	S_{11}
Z_1	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0
Z_2	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0
Z_3	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	0
Z_4	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0
Z_5	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1

шествующем отказу двигателя; уменьшение давления при значительном расходе масла компенсируется работой редукционного клапана и появляется при разрыве масляной струи, т. е. при отказе системы, и т. п. Следовательно, встроенные средства контроля, определяющие работоспособность и правильность функционирования системы смазки, не могут служить единственным источником информации о ее техническом состоянии.

11.3. Характеристика функциональных параметров двигателя для технического диагностирования

Определение технического состояния двигателя в процессе его эксплуатации может осуществляться методами функционального диагностирования, основанными на использовании результатов измерения отклонений основных функциональных параметров (признаков). Для двигателя можно указать множество параметров и признаков, характеризующих его техническое состояние. Если значения диагностических параметров двигателя не поддаются непосредственному измерению, то они определяются обработкой значений других параметров, связанных с искомыми известными функциональными зависимостями.

Ценность параметрического метода диагностирования двигателя заключается в его оперативности, т. е. он позволяет определить техническое состояние двигателя экипажем вертолета как в процессе предполетной подготовки, так и в полете.

При оценке значения контролируемых параметров необходимо учитывать особенности работы двигателя на вертолете. Эти особенности заключаются в том, что при работе вертолета на земле и в режиме висения на параметры воздуха, поступающего в двигатель, оказывает влияние распространение газового потока из выходного устройства, размываемого потоком воздуха от несущего винта. Кроме того, в двухдвигательной вертолетной установке двигатели работают на общую нагрузку, которой является несущий винт. Для обеспечения равномерной нагрузки на двигатели необходима синхронизация их режимов работы. При выполнении полетов на малых высотах двигатели работают в условиях запыленного воздуха. Часто при работе двигателей используют форсированные режимы.

На вертолетной силовой установке непрерывному контролю подлежат следующие функциональные параметры: частота вращения турбокомпрессора $n_{тк}$; частота вращения свободной турбины (несущего винта $n_{н.в}$); температура газа перед турбиной t_g^* ; давление топлива перед форсунками p_f ; давление масла в нагнетающей магистрали p_m ; температура масла на выходе из двигателя t_m ; инерционность вращения роторов (выбег); уровень вибрации. Контроль этих параметров при работе силовой установки осуществляется по приборам, указатели которых находятся на приборной доске пилота.

Частота вращения турбокомпрессора. По указателю $n_{тк}$ можно судить о развиваемой двигателем мощности, нормальном протекании теплового процесса в двигателе и исправности подшипников и деталей проточной части двигателя.

При рассмотрении $n_{тк}$ в качестве диагностического параметра учитывают зависимость ее от работы системы регулирования двигателя и от атмосферных условий. Система автоматического регулирования двигателя для сохранения постоянной мощности при изменении атмосферного давления $p_{ат}$, температуры $t_{ат}$ и влажности φ может корректировать значение физической частоты вращения турбокомпрессора $n_{тк.физ}$.

Частота вращения свободной турбины. Частота вращения $n_{св.т}$ имеет аналогичную зависимость от состояния деталей проточной части двигателя и трансмиссии вертолета.

Поскольку вертолетная силовая установка оборудована САР с программой $n_{н.в} = \text{const}$, начинающийся процесс разрушения (накопления неисправностей) деталей проточной части двигателя и трансмиссии вертолета не приводит к уменьшению $n_{св.т}$ и $n_{н.в}$. Кроме того, вращение несущего винта осуществляется с помощью двух двигателей, поэтому незначительное уменьшение N_e одного из них компенсируется увеличением N_e другого двигателя, и падение $n_{н.в}$ не происходит. Уменьшение суммарной N_e , передаваемой на несущий винт, может быть замечено при работе на взлетном режиме или в процессе предкритического состояния двигателя, когда происходит значительное уменьшение N_e , выдаваемой свободной турбиной одного из двигателей.

Таким образом, абстрактное использование параметра $n_{св.т}$ ($n_{н.в}$), так же как и параметра $n_{тк}$, в качестве диагностического для определения степени накопления постепенных неисправностей двигателя в процессе выработки им установленного ресурса затруднительно.

Температура газа перед турбиной t_g^* . Тепловой режим двигателя оценивается в основном температурой газа перед турбиной t_g^* .

Температура газа характеризует процесс сгорания топливовоздушной смеси и тепловое состояние деталей газозвдушного тракта двигателя. Величина температуры газа перед турбиной является одним из основных параметров, определяющих значение мощности, развиваемой турбиной. Нормальное значение t_g^* на данном режиме свидетельствует о том, что тепловой режим двигателя

соответствует расчетному. Самопроизвольное повышение (уменьшение) температуры газа перед турбиной с одновременным повышением (уменьшением) $n_{тк}$ и $n_{н.в}$ сигнализирует о нарушении работы топливотрегулирующей аппаратуры. Повышение t_r^* при сохранении постоянной эффективной мощности (сохранение постоянного значения $n_{н.в}$ в стандартных полетных условиях и исправности системы измерения t_r^*) может быть вызвано неисправностью проточной части двигателя, а также является следствием помпажных явлений в компрессоре, обледенения входной части двигателя, нарушения нормального процесса функционирования системы поворота НА компрессора или клапанов перепуска воздуха.

По мере изнашивания деталей проточной части двигателя (накопления постепенных отказов) происходит разрегулировка его систем и появляется тенденция к увеличению t_r^* на всех режимах работы вследствие увеличения подачи топлива в двигатель системой автоматического регулирования. Практическое состояние двигателя в процессе начавшегося разрушения деталей проточной части, опор роторов характеризуется «забросом» t_r^* выше допустимого значения.

При использовании функционального параметра t_r^* для технического диагностирования необходимо учитывать его зависимость от отбора воздуха для системы обогрева двигателя и вертолета, внешних полетных условий и программы регулирования подачи топлива. Данные значений температуры газа, полученные в процессе эксплуатации, необходимо приводить к стандартным условиям.

Результаты анализа возможных неисправностей двигателя показывают, что функциональный параметр «температура газа перед турбиной» может реагировать на большое количество неисправностей, вызывающих изменение параметров рабочего процесса и технического состояния двигателя. Следовательно, параметр t_r^* обладает высокой диагностической ценностью определения работоспособности двигателя, но не выявляет конкретной неисправности. Поэтому для процесса диагностирования технического состояния двигателя с глубиной до узла или отдельного элемента функциональный параметр t_r^* необходимо использовать в совокупности с другими параметрами, характеризующими техническое состояние узлов системы.

Давление топлива перед рабочими и топливными форсунками. Давление p_t определяет исправность системы топливопитания двигателя. При нормальной работе двигателя его значение изменяется при изменении режима работы, полетных условий и ограничивается в определенных пределах. Значит, этот параметр самостоятельно не может определять техническое состояние двигателя, особенно при работе его на промежуточных режимах, однако в сочетании с другими функциональными параметрами он представляет определенную диагностическую ценность. Так, увеличение p_t с одновременным «зависанием» t_r^* при работе двигателя на постоянном режи-

ме при неизменных полетных условиях обычно определяет засорение рабочих топливных форсунок. Поэтому сочетание зависимости параметров p_t и t_r^* представляет определенную диагностическую ценность.

Диагностирование состояния ГТД по функциональным параметрам маслосистемы. Функциональными параметрами маслосистемы двигателя, подлежащих непрерывному контролю, являются давление масла p_m в нагнетающей части маслосистемы и температура масла t_m на выходе из двигателя. Падение давления масла ниже установленных пределов способствует значительному увеличению изнашивания сопряженных деталей, а также повышению теплового состояния, что уменьшает их механическую прочность. Поэтому параметр p_m косвенно определяет техническое состояние двигателя в данный момент его работы, но не указывает на наличие какой-то определенной неисправности.

Изменение технического состояния двигателя в процессе работы им технического ресурса оказывает незначительное влияние на p_m , так как массовая подача нагнетающего насоса значительно превышает потребную прокачку масла через систему и редукционный клапан поддерживает постоянную величину p_m . Поэтому параметр «давление масла» не имеет большой диагностической ценности для определения накопления двигателем постепенных отказов. Он может определить только критическое состояние двигателя, когда вследствие недостаточности смазки происходит разрушение его трущихся узлов.

Температура масла на выходе из двигателя ограничивается температурным режимом двигателя и оценивает температурный режим смазываемых деталей и узлов. Однако температура масла на выходе из двигателя в значительной степени определяется температурой масла, поступающего в двигатель. Поэтому этот параметр самостоятельно не может оценивать техническое состояние двигателя.

Инерционность вращения роторов (выбег). Одним из важных способов определения исправности проточной части двигателя является определение его выбега (времени инерционного вращения роторов после выключения двигателя). По времени выбега можно определить вытяжку компрессорных и турбинных лопаток, попадание в двигатель посторонних предметов, разрушение опор и т. п. Его можно определить, начиная от частоты вращения малого газа до полной остановки.

Опыт эксплуатации двигателей показывает, что на новых двигателях, когда не произошла приработка трущихся пар, время выбега турбокомпрессора минимальное и увеличивается постепенно с возрастанием наработки двигателя. Уменьшение времени выбега происходит с увеличением накопления постепенных отказов, связанных с увеличением трения. Большую диагностическую ценность представляет не выбег, а его тенденция к уменьшению.

Уровень вибрации. В практике эксплуатации двигателя встречаются неисправности, которые можно обнаружить по вибрации. Причиной повышенной вибрации могут быть: помпажные явления

в компрессоре; изнашивание деталей газозвдушного тракта; разрушение компрессорных и турбинных лопаток, подшипников опор; нарушение соосности валов двигателя и вертолетного редуктора. Диагностика состояния двигателя по уровню вибрации обеспечивает обнаружение неисправностей на основе анализа вибраций, генерируемых работающим двигателем и связанными с ним агрегатами и системами. Таким образом, параметр «уровень вибрации» имеет достаточно высокую диагностическую ценность. Неисправности, вызывающие изменение вибрации, могут характеризоваться также изменением уровня шума.

11.4. Методы оперативного диагностирования технического состояния двигателя экипажем вертолета

Выбор системы функциональных параметров для оперативного диагностирования технического состояния двигателя. Результаты анализа функциональных параметров и способов контроля состояния двигателя показывают, что из большого количества параметров, с помощью которых осуществляется контроль работоспособности двигателя, существенной диагностической ценностью обладают лишь некоторые. Так, из всех фиксируемых в настоящее время (непрерывно и периодически) параметров двигателя для оценки его технического состояния эффективно могут быть использованы: частота вращения турбокомпрессора $n_{\text{тк}}$; разность частот турбокомпрессоров двух двигателей вертолетной силовой установки $\Delta n_{\text{тк}}$; частота вращения свободной турбины (несущего винта) $n_{\text{н.в.}}$; температура газа перед турбиной $t_{\text{г}}$; давление топлива перед рабочими форсунками $p_{\text{г}}$; давление масла в маслосистеме $p_{\text{м}}$; приемистость двигателя τ ; выбег ротора турбокомпрессора τ' .

Необходимую информацию о взаимосвязи между различными неисправными состояниями двигателя и внешними признаками их проявления получают посредством анализа карточек учета отказов и неисправностей двигателя, из дневников эксплуатационных испытаний и из материалов стендовых испытаний. На основании анализа и обработки методом математической статистики полученной информации составляют таблицу, которая наглядно раскрывает взаимосвязь между различными неисправными состояниями двигателя и их внешними признаками. Из всего числа рассматриваемых признаков, характеризующих выбранные неисправные состояния двигателя, исключают признаки, которые не имеют большой информативности. Так, небольшой информативностью при определении работоспособности двигателя ТВ2-117А обладают такие параметры, как расход масла, чистота, цвет масла и топлива, выброс масла из системы суфлирования, посторонний шум в двигателе и т. п. Достаточно высокой информативностью обладают такие признаки, как $t_{\text{г}}$, $n_{\text{тк}}$, $n_{\text{н.в.}}$, уровень вибрации. Их применяют для различных методов оперативного диагностирования технического состояния двигателя экипажем вертолета.

Определение степени работоспособности двигателя по изменению температуры газа перед турбиной. Вследствие специфики применения вертолетов, заключающейся в длительной работе на большом удалении от базового аэропорта, большой эргономической загрузки экипажа в полете и соответственно недостаточно объективного контроля за работой двигателей существует необходимость использования экипажем вертолета простых методов определения степени работоспособности двигателя. К этим методам относится метод анализа изменения основных функциональных параметров двигателя.

Из характеристики функциональных параметров следует, что в наибольшей мере техническое состояние двигателя оценивает параметр «температура газа перед турбиной». Выбор этого параметра обуславливается еще и тем, что пилоту для наблюдения за ним не требуется переключать внимание, так как это является профессиональным навыком. Однако бессистемный контроль за температурой газа не дает представления о степени работоспособности двигателя, так как значение рабочих температур газа отражает изменение температуры наружного воздуха. С повышением температуры наружного воздуха растет температура газа перед турбиной, и система несущего винта медленно реагирует на увеличение загрузки из-за низкой плотности воздуха. При работе в условиях низких температур значение рабочей температуры газа перед турбиной занижено, а система несущего винта вертолета хорошо реагирует на загрузку вследствие большей плотности воздуха. Если в этом случае в двигателе имеется неисправность, вызывающая повышение температуры газа перед турбиной, то пилот может это не заметить, так как значение температуры находится в допустимых пределах. Примерное влияние температуры окружающего воздуха на температуру газа перед турбиной и частоту вращения турбокомпрессора можно рассчитать по формулам:

$$T_{\text{г.пр}} = T_{\text{г.зам}} (T_0/T_H);$$

$$n_{\text{тк.пр}} = n_{\text{тк.зам}} \sqrt{T_0/T_H}.$$

Однако такой метод учета мало приемлем для условий эксплуатации, так как определенные сочетания значения температуры газа перед турбиной и частоты вращения турбокомпрессора изменяются при изменении полетных условий. Перспективной в этом вопросе диагностики является разработка устройства, которое смогло бы фиксировать исходные значения температуры газа перед турбиной и частоты вращения турбокомпрессора, вносить необходимые поправки на температуру окружающего воздуха, производить сравнение параметров, приведенных к стандартным условиям, и выдавать информацию пилоту о состоянии двигателя в данный момент.

На современном этапе эксплуатации двигателя, когда автоматические диагностические устройства находятся практически в стадии разработки, замену их производят ручной фиксацией (записью) параметров в процессе полета в специальную таблицу. По оконча-

Таблица 7. Общий вид карты для контроля технического состояния двигателя по изменению температуры газа перед турбиной

$t_H, ^\circ\text{C}$	$n_{\text{тк}}, \%$	$\Delta t_r, ^\circ\text{C}$	$t_{\text{г.пр}}^*, ^\circ\text{C}$	$\Delta t_r', ^\circ\text{C}$	$t_H, ^\circ\text{C}$	$n_{\text{тк}}, \%$	$t_{\text{г.исх}}^*, ^\circ\text{C}$
1	2	3	4	5	6	7	8
—50	86	85		+85	—50	86	665
—45	86,5	80		+80	—45	86,5	670
—40	87	70		+70	—40	87	680
—35	88	65		+65	—35	88	685
—30	88,5	60		+60	—30	88,5	690
—25	89	52		+52	—25	89	698
—20	89,5	45		+45	—20	89,5	705
—15	90,5	36		+36	—15	90,5	714
—10	91	32		+32	—10	91	718
—5	91,5	28		+28	—5	91,5	722
0	92,5	20		+20	0	92,5	730
5	93	14		+14	5	93	736
10	93,5	6		+6	10	93,5	744
15	94,5	0	750	0	15	94,5	750
20	95	8		—8	20	95	758
25	95,5	15		—15	25	95,5	765
30	96,5	20		—20	30	96,5	770
35	96,5	28		—28	35	96,5	778
40	96,5	32		—32	40	96,5	782
45	96,5	40		—40	45	96,5	790

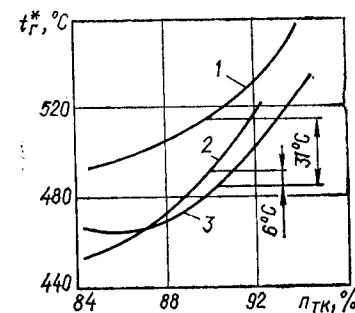
нии полетов эти параметры приводят к условиям СА с использованием таблиц, графиков или специально разработанной линейки и сравнивают полученные результаты с предыдущими данными. Этот метод прост, но недостаточно оперативен, так как не обеспечивает оценки степени работоспособности двигателя в данный момент времени.

Оперативный контроль степени работоспособности двигателя экипажем вертолета основан на использовании специальной карты и записей в формуляре двигателя, отражающих изменение его основных параметров при выработке ресурса.

В основу построения контрольной карты положена приведенная частота вращения турбокомпрессора, равная 94,5 % и соответствующая верхнему пределу крейсерского режима работы (при $t_H = 15^\circ\text{C}$). Такое значение $n_{\text{тк}}$ облегчает проверку состояния двигателя на земле или на висении вертолета у земли при его средней загрузке.

Общий вид карты для контроля технического состояния двигателя по изменению температуры газа перед турбиной приведен в табл. 7. При составлении данной карты за исходные значения частоты вращения турбокомпрессора приняты $n_{\text{тк}} = 94,5 \%$ и $t_{\text{г}}^* = 750^\circ\text{C}$ при $t_H = 15^\circ\text{C}$. В столбцы карты занесены: значения возможного диапазона температур наружного воздуха t_H ($^\circ\text{C}$); частота вращения турбокомпрессора $n_{\text{тк}}$ (%), соответствующая данному значению t_H ; вычисленные поправки к значению температуры газа

Рис. 82. Зависимость приведенной температуры газа перед турбиной от частоты вращения турбокомпрессора и наработки двигателя:
1, 2, 3 — наработка двигателя соответственно 600; 570; 400 ч



перед турбиной Δt_r ($^\circ\text{C}$) и $\Delta t_r'$ ($^\circ\text{C}$); приведенное значение температуры газа $t_{\text{г.пр}}^*$ ($^\circ\text{C}$) и исходное значение температуры газа $t_{\text{г.исх}}^*$ ($^\circ\text{C}$).

Исходное значение температуры газа перед турбиной $t_{\text{г.исх}}^*$ определяют после установки двигателя на вертолет. Для этого при вращающемся несущем винте экипаж определяет значение t_H по прибору в кабине вертолета и в столбце 1 карты находит значение, близкое к измеренному. Рядом в столбце 2 приведена величина $n_{\text{тк}}$ и поддерживая необходимо выдержать. Установив данное значение $n_{\text{тк}}$ и подерживая постоянное значение $n_{\text{н.в}} = 95 \%$, после стабилизации параметров экипаж определяет температуру газа по прибору. Складывая или вычитая поправки столбца 3 с замеренной температурой газа, он получает $t_{\text{г.пр}}^*$ и заносит ее значение в столбец 4. Аналогичным образом, складывая и вычитая поправки столбца 5 и значения температуры столбца 4, получают значения исходных температур газа, которые заносятся в столбец 8.

Для того чтобы определить степень работоспособности двигателя с помощью данной карты, необходимо:

- после запуска и прогрева двигателя определить температуру наружного воздуха по прибору в кабине с учетом повышения температуры вблизи вертолета при размывании газовой струи несущим винтом;
- найти в первом столбце карты значение температуры окружающего воздуха, ближайшее к определенному;
- установить частоту вращения турбокомпрессора в соответствии со значением, помещенным в столбце 2 таблицы рядом с определенным значением температуры окружающего воздуха;
- выдержать частоту вращения свободной турбины (несущего винта), равной 95 %;
- определить температуру газа перед турбиной по прибору в кабине. Если вертолет находится в режиме висения, то для уменьшения влияния ветра на показания температуры его разворачивают против ветра;
- сравнить полученное значение температуры газа перед турбиной со значением исходной температуры, приведенным в столбце 8 рядом с соответствующим значением температуры окружающего воздуха;
- в специальную таблицу, прилагаемую к формуляру двигателя, записать наработку двигателя и разницу между полученным и исходным значениями температуры газа.

Критериями для принятия решения экипажа при обнаружении повышения температуры газа могут быть:

1. Увеличение температуры газа перед турбиной по сравнению с исходным значением примерно на 20°C , о чем необходимо известить технический состав в конце летного дня.

2. Увеличение температуры газа более чем на 30°C по сравнению с исходным значением. В этом случае полеты прекращают и производят углубленную проверку технического состояния двигателя.

Увеличение температуры газа перед турбиной может быть следствием неисправности системы измерения температуры газа или частоты вращения турбокомпрессора, а также признаками неисправности клапанов перепуска воздуха из компрессора, загрязнения компрессора, эрозии деталей компрессора или турбины, повреждения этих узлов посторонними предметами. Изменение температуры газа перед турбиной по сравнению с исходным значением на $\pm 10^{\circ}\text{C}$ в расчет брать не следует, как как это может явиться следствием ошибок измерения и отсчета по прибору. Истинную причину повышения температуры газа перед турбиной можно определить специальными проверками двигателя. Для удобства пользования картой контроля работоспособности двигателя экипажем правую часть карты со столбцами 6, 7 и 8 (см. табл. 6), а также инструкцию по ее использованию и оценочные критерии помещают на приборной панели вертолета. Чтобы получить достоверную информацию о техническом состоянии двигателя по исследуемому параметру «температура газа перед турбиной» при смене двигателя, а также замене любого элемента системы измерения температуры газа или частоты вращения турбокомпрессора, необходимо рассчитать новые значения исходных температур газа.

Контроль тенденции изменения температуры газа и технического состояния двигателя можно осуществлять путем составления специальной таблицы, в которой регистрируется температура газа в двигателе в процессе выработки им технического ресурса. Данные этой таблицы могут облегчить выбор момента для технического обслуживания двигателя. Кроме того, экипаж, проанализировав данную таблицу перед полетом, может иметь конкретное представление о техническом состоянии двигателя, если даже раньше не летал на данном вертолете.

На рис. 82 видно, что для частоты вращения турбокомпрессора, равной 90 %, приращение температуры газа составило 31°C при наработке 400...600 ч. Как показали специальные исследования двигателя, это увеличение температуры — следствие интенсивного растрескивания лопаток соплового аппарата турбины. Оно было выявлено в результате ежедневных наблюдений за изменением исследуемого параметра.

МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ

1. При изучении методов диагностирования технического состояния двигателя сначала знакомятся с общими сведениями о техническом диагностировании, с такими понятиями, как отказ, дефект, неисправность, работоспособность двига-

теля. Особое внимание обращают на то, что наиболее достоверную информацию о техническом состоянии двигателя можно получить только в полете и что обеспечение безопасности полетов имеет тесную связь с поддержанием эксплуатационной надежности двигателя и с оценкой его степени работоспособности экипажем вертолета. Изучая принципы построения алгоритмов диагностирования технического состояния двигателя на примере анализа рассмотренного графа причинно-следственных связей технического состояния масляной системы двигателя, самостоятельно рассматривают анализ работы других систем и узлов двигателя (гидравлической системы, противообледенительной системы, пусковой системы и т. п.).

2. В характеристиках функциональных параметров двигателя, используемых для технического диагностирования, необходимо обратить внимание на технические допуски, возможности изменения параметров в пределах допусков. Для этого используют «Руководство по летной эксплуатации вертолета».

3. При анализе таких параметров, как выбег роторов, уровень вибрации, уровень шума, необходимо учитывать, что изменение этих параметров происходит вследствие отклонений от нормальной работы конструктивных узлов двигателя. Поэтому необходимо повторить § 3.1...3.5.

4. При изучении метода диагностирования технического состояния двигателя по изменению t_{Γ}^* , задаваясь значениями t_{Γ}^* и t_H , самостоятельно производят анализ возможного технического состояния двигателя. Для этой цели эффективно используют формуляр двигателя, имеющего большую наработку.

Вопросы для самоконтроля

1. Дать определение эксплуатационной надежности двигателя.
2. Какие события предшествуют отказу двигателя?
3. Какие эксплуатационные факторы уменьшают надежность двигателя?
4. Дать определение алгоритма диагностирования технического состояния двигателя.
5. Какие существуют способы поддержания эксплуатационной надежности двигателя?
6. Какие существуют способы оценки технического состояния двигателя?
7. Объяснить принцип построения алгоритмов оперативного диагностирования технического состояния двигателя.
8. Какие причинно-следственные связи существуют между параметрами двигателя?
9. Перечислить возможные способы определения степени работоспособности двигателя в полете.
10. Перечислить основные функциональные параметры двигателя, подлежащие непрерывному контролю.
11. Дать характеристику диагностической ценности параметров: $n_{\text{тк}}$, $n_{\text{св.т}}$, t_{Γ}^* , $p_{\text{т}}$, $p_{\text{м}}$, $t_{\text{м}}$, время выбега, уровень вибрации, уровень шума.
12. Какие функциональные параметры двигателя имеют наиболее высокую информативность?
13. Объяснить метод оперативного технического диагностирования двигателя по изменению температуры газов перед турбиной.

- Алексеев К. П. Эксплуатационная надежность авиационных силовых установок. — М.: Транспорт, 1976. — 156 с.
- Акимов В. М. Основы надежности ГТД. — М.: Машиностроение, 1982. — 207 с.
- Володко А. М., Литвинов А. Л. Основы конструкции технической эксплуатации одновинтовых вертолетов. — М.: Воениздат, 1986. — 200 с.
- Василенко В. Т., Черненко Ж. С. Влияние эксплуатационных факторов на топливную систему. — М.: Машиностроение, 1986. — 177 с.
- Давиденко М. Ф. Летная эксплуатация силовых установок и систем воздушных судов. — К.: КИИГА, 1986. — 144 с.
- Данилов В. А., Другов А. Г., Тетерин И. В. Вертолет Ми-8. — М.: Транспорт, 1979. — 246 с.
- Дорошко С. М. Контроль и диагностирование технического состояния ГТД по вибрационным параметрам. — М.: Транспорт, 1984. — 125 с.
- Казанджан П. К., Тихонов И. Д., Янко А. К. Теория авиационных двигателей. — М.: Машиностроение, 1983. — 216 с.
- Кеба И. В. Летная эксплуатация вертолетных ГТД. — М.: Транспорт, 1976. — 274 с.
- Кеба И. В. Авиационный газотурбинный двигатель ТВ2-117А. — М.: Машиностроение, 1977. — 172 с.
- Кисточкин В. В. Надежность авиационных двигателей и силовых установок. — М.: Машиностроение, 1976. — 247 с.
- Микинелов А. Л., Чепига В. Е., Шахвердов В. Г. Летная эксплуатация. — М.: Машиностроение, 1986. — 215 с.
- Скубачевский Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели. — М.: Машиностроение, 1981. — 549 с.
- Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неуставившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1975. — 216 с.

А

- Автомат запуска 122, 123
- Агрегат 99
 - верхний 99
 - зажигания 166
 - командный 116, 148, 150
 - масляный 99, 103
 - нижний 103
- Алгоритм диагностирования 213
- Аппарат направляющий 47

Б

- Бандаж 87
- Бачок расширительный 98
- Блок 10, 98
 - дренажных клапанов 10
 - исполнительный 185
 - сливных кранов 98
 - электрических контактов 153
- Болт стяжной 72, 74, 87, 88

В

- Вал-рессора 74, 92, 90, 91
- Вентильатор 9
- Винт 9
 - крепления 87
 - несущий 9
 - регулировочный 118, 125, 156
 - рулевой 9

Г

- Гидромеханизм поворота направляющих 10, 155
- Граф причинно-следственных связей 214, 215

Д

- Давление топлива 111, 125, 149, 151, 170, 218
- Датчик 151
 - двухпозиционный 154
 - командного давления 154

- температуры воздуха 153
- центробежный 151
- Дефект 209
- Диагностирование состояния ГТД 219
- Дренаж 10

Ж

- Жиклер — 45, 93, 118, 125, 129, 130—136, 151, 153

З

- Завихритель 64
- Запуск двигателя 160, 192
 - в полете 201
 - ложный 199
- Золотник 118—123, 129—136, 150—153

И

- Игла дозирующая 122, 123, 126, 135
- Инерционность вращения роторов 219

К

- Камера сгорания 13, 61 — Назначение 61—63 — Неисправности 68—70 — Работа 66, 67 — Устройство 63
- Карта контроля двигателя 222
- Клапан 100
 - запорный 100, 126
 - запорно-подпорный 118, 127
 - обратный 185
 - перепада давления 122, 125
 - перепуска воздуха 156
 - подпорный 127
 - противообледенительный 157
 - распределительный 127
 - сопротивления воздуха 127
 - топливный 112, 113
- Кожух патрубка 88
- Кок профилированный 45, 46
- Колесо 45, 89
 - зубчатое 89, 91
 - рабочее 45, 47, 72

Коллектор 10
 — противопожарный 10
 — термпар 10
 Кольцо 10, 64
 — «плавающее» 64, 65
 — уплотнительное 10, 72
 Компрессор 13, 41 — Назначение 41—44 — Неисправности 59—61
 — Работа 47—49 — Устройство 44—47
 Конструкция 91
 — главного привода 91, 93
 — выходного устройства 87
 — камеры сгорания 64
 — компрессора 45
 — свободной турбины 74
 — турбины компрессора 72
 Контроль 16
 — двигателя 16, 195
 — инструментальный 16
 — по вибрации 18
 — по выбегу 18
 — по давлению масла и топлива 17, 18
 — по загоранию 18
 — по запаху 18
 — по звуку 18
 — по температуре газа и масла 17
 — системы 105
 — — смазки 105
 — — топливной и автоматического регулирования 139
 КПД 13, 15, 28, 29, 32, 42, 46, 52—55, 70, 71, 78, 79, 117, 160
 Коробка приводов 92
 Корпус диффузора 63
 — внутренний 63
 — наружный 63

Л

Лабиринты гребешковые 45, 46, 72, 74
 Лента стяжная 88
 Линия рабочих режимов 43

М

Маслобак 97
 Мероприятия эксплуатационные 205
 Методы диагностирования 220 224
 Момент 27
 — изгибающий 49
 — крутящий 27, 90
 — скручивающий 49
 Мощность 25
 — движения 25, 26
 — индуктивная 25, 26
 — потребная для полета 25
 — профильная 25, 26
 — сжатия 26
 — эффективная 27

Н

Нагрузки 79
 — динамические 79, 80
 — статические 79, 80
 Надежность 209
 Насос 121
 — высокого давления 121
 — плунжерный 148, 149, 150
 Насос-регулятор 113, 116—120
 Неисправности 209
 — выходного устройства 88
 — камеры сгорания 68
 — компрессора 59
 — регулирования 142—145
 — системы 158
 — — автоматического поддержания 203
 — — гидравлической 158, 159
 — — пусковой 173—175
 — топливопитания 140—142
 — турбин 83

О

Обледенение выходного устройства 181, 182
 Обтекатель 64
 — внутренний 64, 65, 87
 — наружный 64, 65
 Огнетушитель 185
 Ограничитель 125
 — расхода топлива 126
 — частоты вращения 125
 Опоры 45, 46, 73
 Опробование двигателя 197
 Останов двигателя 198
 — нормальный 198
 — экстренный 198
 Отказ 209
 — двух двигателей 202
 — одного двигателя 201
 — подкачивающих насосов 203
 — приборов контроля 203
 Охлаждение турбин 81

П

Панель пусковая 164
 Параметры 111
 — работы двигателя 170
 — топливной системы 111
 Патрубок выходной 87
 Подвеска радиальная 64, 65
 Пожар в двигательном отсеке 202
 Положение 192, 193
 — АЗС для запуска 193
 — выключателей 165, 194
 — рычагов при запуске 192
 Помпаж 50 — Влияние на работоспособность двигателя 53
 — Возникновение 53 — Методы борьбы 53

Привод 45

— главный 91
 — генератора 93
 — датчика 89, 90
 — маслоагрегата 89, 90
 — насоса-регулятора 93
 — коробки приводов 45
 — регулятора частоты вращения 92
 — свободный 89, 90
 — суфлера 90
 Программа регулирования 25, 115
 Прогрев силовой установки 197
 Прокрутка холодная 199

Р

Работы на двигателе 210, 212
 — подготовки к полету 210
 — регламентные 212
 Радиатор воздушно-масляный 98
 Разрушение 59
 — лопаток ротора 59
 — подшипников опор 61
 Расположение двигателей на вертолете 9
 Рассекатель 63, 64
 Расход топлива удельный 28
 Регулятор частоты вращения 116, 124
 Редуктор 9
 — вертолетный 9
 — промежуточный 9
 — хвостовой 9
 Режим 29, 30
 — малого газа 29, 30
 — максимальный 29, 30
 — номинальный 29, 90
 — крейсерский 29, 30
 — оптимальный 38
 — полетный 199
 Рекомендации методические 40, 94, 109, 145, 159, 176, 182, 190, 207, 224
 Рессора привода 45
 Роликподшипник 45, 72, 73, 74
 Ротор свободной турбины 73

С

Свеча электрическая 165
 Синхронизатор мощности 112, 113, 116, 131, 132
 Система 13
 — гидравлическая 13, 147
 — дренажная 138
 — зажигания 164
 — ограничения температуры газа 134 135
 — пожаротушения 14, 183—185
 — передач и приводов 13, 89
 — противообледенительная 13, 177, 178
 — пусковая 13, 160

— регулирования 13, 114
 — синхронизации режимов 130
 — СЗТВ 128
 — смазки 13, 95
 — суфлирования 104
 — топливная 13, 110
 — электрическая 163

Скорость экономическая 39
 Стартер-генератор 165
 Стоп-кран 127
 Ступени 75
 — газовой турбины 75
 — компрессора 48

Схема 9

— гидромеханизма 156
 — двигателя 14
 — кинематическая 90
 — командного агрегата 52
 — крепления двигателей 10
 — обтекания рабочих лопаток 52
 — охлаждения турбин 82
 — плунжерного насоса 150
 — подачи пускового топлива 167
 — процесса горения 65
 — пускового воспламенителя 167
 — регулирования 116
 — системы 104
 — — гидравлической 148
 — — пожаротушения 186
 — — противообледенительной 180
 — — суфлирования 104
 — — топливной 112
 — трансмиссии 9
 — управления 116

Т

Труба жаровая 65
 Турбина 70, 83
 — компрессора 13, 72, 73
 — свободная 73

У

Узел 92
 — соединения 92
 — фюзеляжа 10
 Уплотнения контактно-кольцевые 45, 74
 Уровень вибрации 219—220
 Усилия 49
 — действия сжатого воздуха 99
 — инерционных сил 49
 — собственной массы 49
 — температурные 49
 Условия полетные наружные 33—36
 Устройство двигателя 12, 13
 — входное 12
 — выходное 13, 86

Ф

Фактор регулирующий 115
 Фланец 10, 64, 65, 88

Форсунка 45, 64, 116
Функции неисправностей 216

Х

Характеристики 20
— высотные 30
— дроссельные 27
— технические 20, 44, 71, 97, 99, 100, 103, 149, 151, 164
— эксплуатационные 20, 25
— физико-химические 96

Ч

Частота вращения 71
— ротора 71, 174
— свободной турбины 217
— стартера-генератора 164
— турбокомпрессора 124, 125, 174, 217

Ш

Шарикоподшипник 45, 47, 72
Штуцер 10
— выхода масла 10, 91
— измерения давления 93, 156
— подвода 10, 91
— — масла 10, 91
— топлива 10, 91
— суфлирования 10, 91, 93, 118, 137

Щ

Щиток управления и контроля 186

Э

Эксплуатация двигателя 204
— в зимних условиях 204
— при запыленном воздухе 204
Элемент упругий 74, 75

Учебник

Кеба Иван Есильевич

Конструкция и летная эксплуатация вертолетного двигателя ТВ2-117А

Переплет художника В. С. Жиборова
Художественный редактор С. П. Духленко
Технический редактор Г. Б. Верник
Корректор Л. М. Байбородина

ИБ № 13439

Сдано в набор 18.01.89. Подписано в печать 19.10.89. БФ 05155. Формат 60×90/16. Бум. тип. № 2. Гарнитура литературная. Высокая печать. Усл. печ. л. 14,5. Усл. кр.-отт. 14,81. Уч.-изд. л. 17,23. Тираж 3000 экз. Изд. № 8305. Заказ 8—1892. Цена 75 к.

Издательство «Выща школа», 252054, Киев-54, ул. Гоголевская, 7

Отпечатано с матриц Головного предприятия республиканского производственного объединения «Полиграфкнига», 252057, Киев-57, ул. Довженко, 3 в Киевской книжной типографии научной книги, 252004, Киев-4, ул. Репина, 4. Зак. 9-925.

- Handwritten notes on the left margin of the page, including the number "100" and the word "Handwritten".

- Вылет разрешаю без сопровождения
СФ. А. НГ. Воряков Ф.Ф

75 к.

Конструкция
и летная
эксплуатация
вертолетного
двигателя
ТВ2-117А

