

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ
ВОЕННЫЙ УЧЕБНО-НАУЧНЫЙ ЦЕНТР ВОЕННО-ВОЗДУШНЫХ СИЛ
«ВОЕННО-ВОЗДУШНАЯ АКАДЕМИЯ ИМЕНИ ПРОФЕССОРА
Н.Е. ЖУКОВСКОГО И Ю.А. ГАГАРИНА»
(ФИЛИАЛ, Г. СЫЗРАНЬ, САМАРСКАЯ ОБЛАСТЬ)

В.И. ОРЛОВ, А.И. ТРОФИМЕЦ

**КОНСТРУКЦИЯ И ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ
СИЛОВЫХ УСТАНОВОК**

ДВИГАТЕЛЬ ТВЗ-117В

Учебное пособие

Сызрань 2015

УДК 623
ББК 68.8
О66

Рецензенты:

кандидат технических наук начальник учебно-методического отдела филиала ВУНЦ ВВС «ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Сызрань, Самарская обл.) *С.Ю. Кинив;*

кандидат технических наук, доцент начальник 4 кафедры КЭВД филиала ВУНЦ ВВС «ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Сызрань, Самарская обл.) *М.Ю. Патрикеев*

Орлов, В.И.

О66 Конструкция и летная эксплуатация силовых установок. Двигатель ТВ3-117В: учебное пособие для курсантов и студентов вузов летного профиля / В.И. Орлов, А.И. Трофимец. – Сызрань: филиал ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Сызрань, Самарская обл.), 2015. – 182 с.: ил. 227.

Учебное пособие адресовано курсантам и слушателям ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (филиал, г. Сызрань), обучающимся по специальностям: 161002 «Летная эксплуатация и применение авиационных комплексов»; 162103 «Летная эксплуатация летательных аппаратов»; 162105 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей».

В нём подробно изложены вопросы конструкции основных узлов двигателя ТВ3-117 В, рассмотрены принципы работы основных агрегатов его функциональных систем, особенности эксплуатации.

Подход к изучению материала, принятый в пособии, отвечает задачам подготовки летного и инженерно-технического состава строевых частей, способных грамотно эксплуатировать авиационный двигатель и быстро переучиваться на новую авиационную технику.

Утверждено Ученым советом филиала ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Сызрань) в качестве учебного пособия. Протокол № 8 от 16. 01. 2014 г. в качестве учебного пособия.

УДК 623
ББК 68.8

- © Орлов В.И., Трофимец А.И., 2015
- © ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (филиал, г. Сызрань, Самарская обл.), 2015

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список условных обозначений	5
Предисловие	7
Введение	8
Глава 1 Основные данные двигателя	15
§ 1.1 Конструктивно-компоновочная схема двигателя	15
§ 1.2 Основные технические данные и эксплуатационные ограничения двигателя	18
§ 1.3 Основные режимы работы двигателя	21
Контрольные вопросы к главе 1	24
Глава 2 Конструкция основных узлов двигателя	25
§ 2.1 Входное устройство	25
§ 2.2 Пылезащитное устройство (ПЗУ)	26
§ 2.3 Корпус первой опоры	30
§ 2.4 Компрессор	33
§ 2.5 Камера сгорания	39
§ 2.6 Турбина компрессора	43
§ 2.7 Свободная турбина	48
§ 2.8 Выходное устройство	55
§ 2.9 Приводы вспомогательных устройств двигателя	58
§ 2.10 Крепление двигателя на вертолёте	62
Контрольные вопросы к главе 2	65
Глава 3 Масляная система двигателя	66
§ 3.1 Система смазки двигателя	66
§ 3.2 Конструкция агрегатов масляной системы	68
§ 3.3 Система суфлирования	76
Контрольные вопросы к главе 3	79
Глава 4 Система топливопитания двигателя	80
§ 4.1 Система низкого давления топлива	80
§ 4.2 Система высокого давления топлива	84
§ 4.3 Система дренажа	87
Контрольные вопросы к главе 4	90
Глава 5 Система автоматического управления двигателя	91
§ 5.1 Система автоматического поддержания постоянного расхода топлива	94
§ 5.2 Система автоматического управления частотой вращения ротора турбокомпрессора	98
§ 5.3 Система автоматического управления частотой вращения ротора свободной турбины	101
§ 5.4 Система автоматического управления запуском двигателя	106

§ 5.5	Система автоматического управления приёмистостью двигателя	109
§ 5.6	Система автоматического управления синхронизацией мощности совместно работающих двигателей	118
§ 5.7	Система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора	123
§ 5.8	Система автоматического управления ограничением максимальной температуры газов перед турбиной компрессора	128
§ 5.9	Система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора свободной турбины	129
§ 5.10	Система автоматического управления механизмом поворота лопаток входного направляющего аппарата и первых четырёх ступеней направляющих аппаратов	132
§ 5.11	Система автоматического управления клапанами перепуска воздуха	139
	Контрольные вопросы к главе 5	142
Глава 6 Система запуска двигателя		144
§ 6.1	Система раскрутки	145
§ 6.2	Система зажигания	163
§ 6.3	Автоматическая панель запуска двигателя АПД-78	164
	Контрольные вопросы к главе 6	166
Глава 7 Противообледенительная система двигателя		167
§ 7.1	Обогрев воздухозаборника двигателя	169
§ 7.2	Обогрев пылезащитного устройства двигателя	170
	Контрольные вопросы к главе 7	173
Глава 8 Приборы контроля работоспособности двигателя		174
§ 8.1	Приборы контроля работоспособности двигателя ТВЗ-117В	174
§ 8.2	Приборы контроля работоспособности двигателя АИ-9В	177
	Контрольные вопросы к главе 8	178
Заключение		179
Библиографический список		179

СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

Сокращения

АВТ	– автомат (положение выключателя, переключателя)
АЗ	– автомат запуска
АП	– автомат приемистости
АПД	– автоматическая панель запуска двигателя
АЭР	– аэродром
ВЗЛ	– взлетный режим
ВМР	– воздушно-масляный радиатор
ВНА	– входной направляющий аппарат
ВСК	– встроенная система контроля
ВСУ	– вспомогательная силовая установка
ВУ	– выхлопное устройство
ГТД	– газотурбинный двигатель
ДИАП	– дозирующая игла автомата приемистости
ДЦН	– дополнительный центробежный насос
ДЧВ	– датчик частоты вращения
ИВ	– измеритель вибрации
ИМ	– исполнительный механизм
ИТ	– указатель тахометра электрический
КМД	– клапан минимального давления
КПВ	– клапан перепуска воздуха
КПД	– клапан постоянного давления, коэффициент полезного действия
КППД	– клапан поддержания постоянного перепада давления
КР	– крейсерский режим
МГ	– режим малого газа
МСА	– международная стандартная атмосфера
МСХ	– муфта свободного хода
НА	– направляющий аппарат
НВ	– несущий винт
НОМ	– номинальный режим
НР	– насос-регулятор
ОДИ	– основная дозирующая игла
ОК	– обратный клапан
ОУ	– органы управления
ОШ	– общий шаг
ПЗУ	– пылезащитное устройство
ПОС	– противообледенительная система
ППС	– противопожарная система
РИ	– речевой информатор
РК	– редуционный клапан
РРУД	– рычаг раздельного управления двигателем
РТ	– регулятор температуры
САС	– система аварийной сигнализации
САР	– система автоматического регулирования
СКП	– система контроля параметров
СМУ	– сложные метеоусловия
СМ	– синхронизатор мощности
ТВад	– турбовальный двигатель
ТК	– турбокомпрессор
ТФ	– топливный фильтр
ЭВУ	– экранно-выхлопное устройство

ЭГК	– электрогидравлический клапан
ЭРД	– электронный регулятор двигателя

Символы

H	– барометрическая высота, м
V	– скорость приборная, км/ч
V_y	– вертикальная скорость вертолёта, м/сек
$n_{нв}$	– частота вращения несущего винта, %
$n_{тк}$	– частота вращения турбокомпрессора, %
$T_{г}$	– температура газов перед турбиной, °С
$T_{м}$	– температура масла, °С
$T_{н}$	– температура воздуха, °С
$P_{м}$	– давление масла, кгс/см ²
$P_{в}$	– давление воздуха, кгс/см ²
P_3	– давление на уровне аэродрома, кгс/см ²
φ _ш	– угол установки лопастей несущего винта (общий шаг), град

Индексы

в	– воздух
вх	– вход
вых	– выход
дв	– двигатель
к	– компрессор
кр	– крутящий, критический
кс	– камера сгорания
макс	– максимальный
мин	– минимальный
нв	– несущий винт
пр.	– приведенный;
с.т.	– свободная турбина
т	– турбина, топливо
тк	– турбина компрессора, турбокомпрессор
уд	– удельный

ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие «Конструкция и летная эксплуатация силовых установок. Двигатель ТВЗ-117В» имеет целью формирование системных знаний, обеспечивающих подготовку к грамотной эксплуатации авиационного двигателя, принятие правильных решений при возникновении особых случаев в полёте, связанных с нарушением работоспособности двигателя и его систем. Это достигается созданием целостного представления о принципе работы узлов, агрегатов и систем турбовального двигателя, характеристиках вертолётного двигателя, а также о принципах управления двигателем.

Содержание учебного пособия обеспечивает изучение дисциплин в рамках учебной программы филиала ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» по специальностям: 161002 «Летная эксплуатация и применение авиационных комплексов»; 162103 «Летная эксплуатация летательных аппаратов»; 162105 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей». Книга отражает многолетний опыт преподавания дисциплины авторами учебного пособия. Авторы пособия стремились сделать это с максимальной степенью детализации и наглядности.

Подход к изучению материала, принятый в учебном пособии, отвечает задачам подготовки летного и инженерно-технического состава строевых частей, способных грамотно эксплуатировать вертолёт и быстро переучиваться на новую авиационную технику. В учебном пособии описаны вопросы конструкции вертолётного турбовального двигателя ТВЗ-117В и его основных систем.

Содержание учебного пособия состоит из глав, которые в свою очередь, подразделяются на параграфы. В конце каждой главы приведены контрольные вопросы для самостоятельного закрепления знаний.

Поскольку конструкция двигателя вертолётного турбовального двигателя в процессе производства совершенствуется и претерпевает изменения, описание некоторых систем и агрегатов, приведенное в учебном пособии может не соответствовать реальной конструкции.

Отзывы и пожелания по содержанию учебного пособия просьба отправлять по адресу: 446007, Самарская обл., г. Сызрань-7, ул. Маршала Жукова, 1, филиал ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина».

ВВЕДЕНИЕ

Силовая установка вертолётa предназначена для создания мощности, необходимой для привода несущего и рулевого винтов, а также агрегатов вертолётных систем на всех режимах полёта. В состав силовой установки вертолётa Ми-24 входят: два турбовальных двигателя ТВЗ-117В; трансмиссия вертолётa; бортовая вспомогательная установка (газотурбинный двигатель АИ-9В); системы и устройства, обеспечивающие работу двигателей, трансмиссии и вспомогательной бортовой силовой установки.

Вертолётный газотурбинный двигатель ТВЗ-117В конструкции С.П. Изотова разработан на основе модификации двигателя ТВЗ-117 III серии для вертолетов типа Ми-24 и серийно выпускается с 1980 года. Двигатель ТВЗ-117В турбовальный со свободной турбиной, кинематически не связанной с ротором турбокомпрессора. Мощность, развиваемая свободной турбиной двигателя, передается через трансмиссию на несущий винт, рулевой винт и на привод вертолётных агрегатов. Особенностью конструкции турбовального двигателя является наличие свободной турбины. Мощность, вырабатываемая свободной турбиной, передается главному редуктору и составляет эффективную мощность двигателя.

Эта особенность имеет ряд конструктивных и эксплуатационных преимуществ:

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

Двигатели ТВЗ-117В (рис. 1) расположены симметрично относительно продольной оси вертолётa на расстоянии 600мм друг от друга с наклоном вперед вниз под углом $4^{\circ}10'$ к строительной горизонтали фюзеляжа.

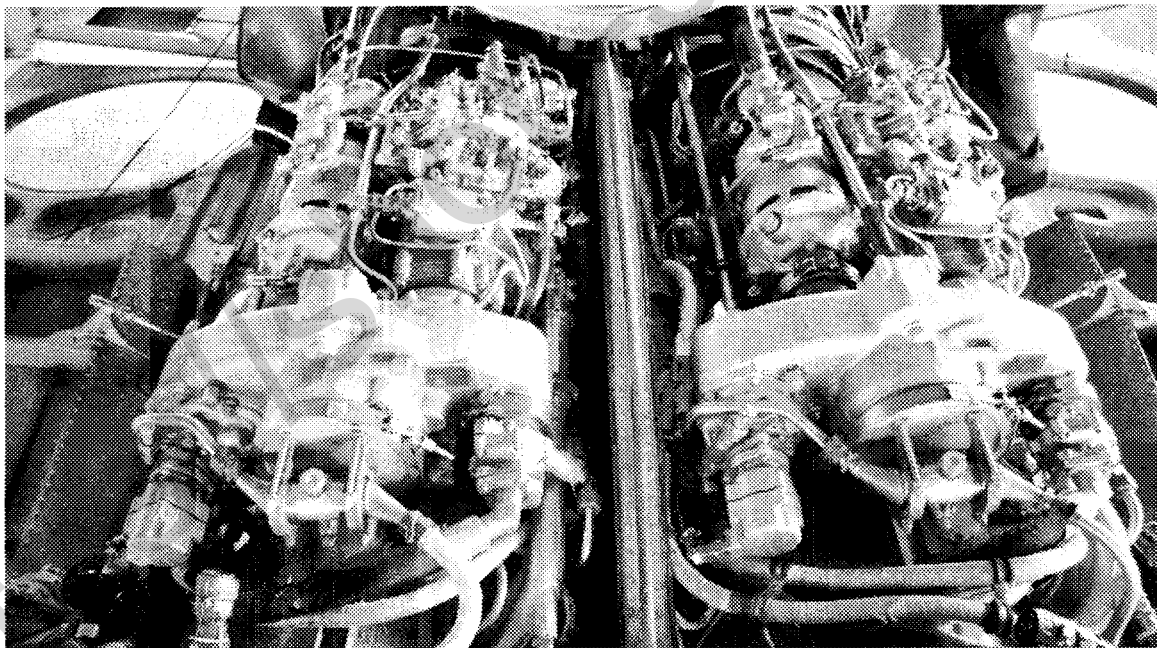


Рисунок 1 – Расположение двигателей ТВЗ-117В на вертолётe

Каждый двигатель крепится в передней части за фланцы корпуса передней опоры к потолочной панели четырьмя тягами, а в задней части – на сферической опоре главного редуктора. Использование в вертолётной силовой установке двух двигателей повышает безопасность полета, так как при выключении одного из них второй обеспечивает продолжение полета или выполнение безопасной посадки. Правый и левый двигатели силовой установки взаимозаменяемы при условии разворота выхлопного патрубка.

Разработка и модернизация двигателя не прекращалась. Результатом этой работы является создание вертолётных турбовальных двигателей семейства ТВЗ-117.

Двигатель ТВЗ-117В является базовой модификацией для двигателей ТВЗ-117ВК, ТВЗ-117ВКР, ТВЗ-117ВМ, ТВЗ-117ВМА.

Двигатель ТВЗ-117В имеет существенные конструктивные отличия от модификации ТВЗ-117 III серии, основными из которых являются:

- уменьшенные радиальные зазоры между рабочими лопатками компрессора и элементами статора (0,4 – 0,55 мм вместо 0,6 – 0,7 мм);
- увеличенная на 3 мм толщина диска 12 ступени ротора компрессора по ступице;
- внедренные для уменьшения радиальных зазоров сотовые уплотнения над рабочими лопатками 1 ступени турбины компрессора и над рабочими лопатками 1 и 2 ступеней свободной турбины;

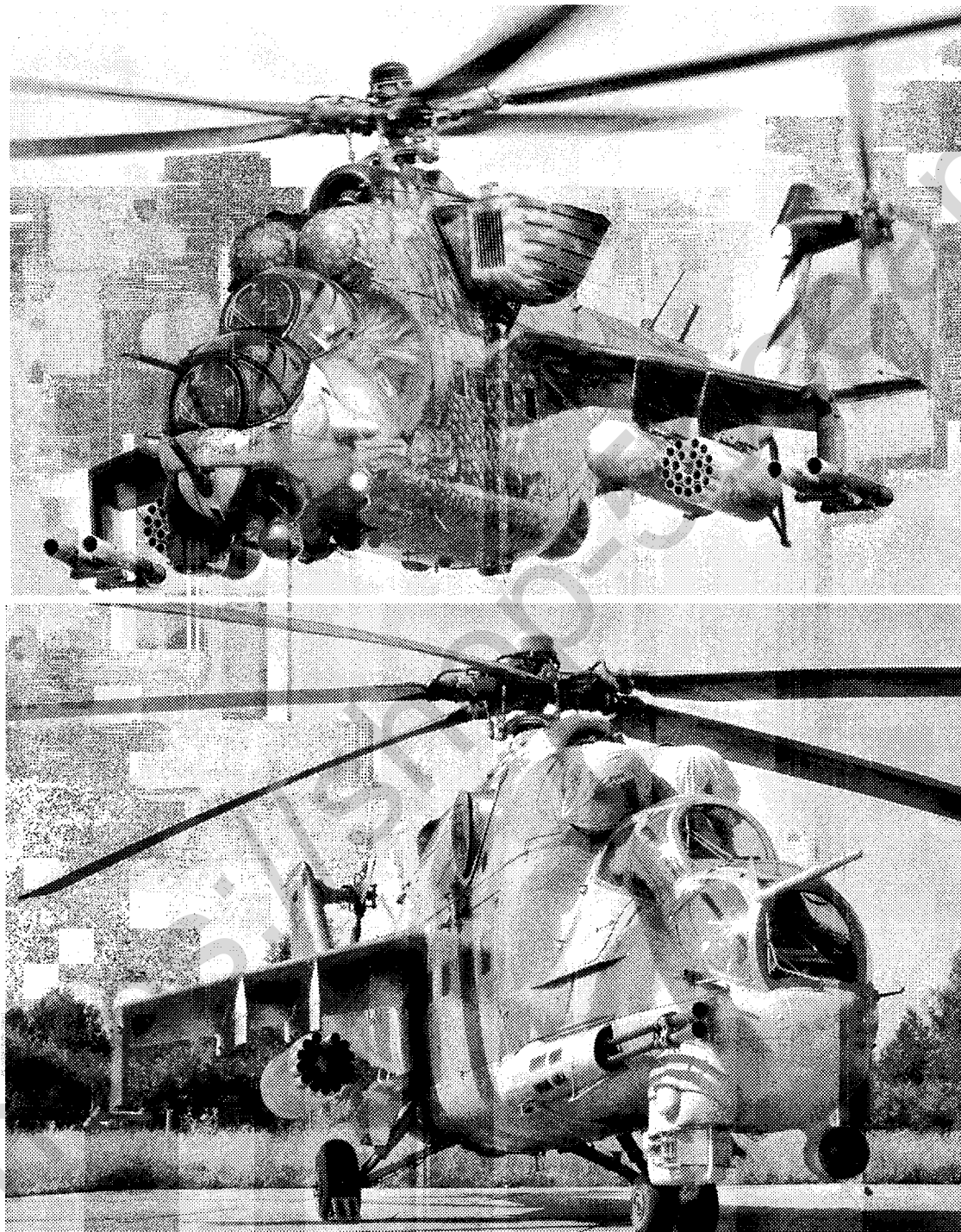


Рисунок 2 – Модификации вертолёта Ми-24 с двигателями ТВЗ-117В

- увеличенная площадь проходного сечения сопловых аппаратов 1 ступени турбины компрессора и 1 ступени свободной турбины;

- перфорация лопаток соплового аппарата 1 ступени турбины компрессора, обеспечивающая выход охлаждающего воздуха в газоздушный тракт через отверстия на задней кромке лопаток;
- увеличенная толщина полотна диска 2 ступени турбины компрессора и толщина выходных кромок рабочих лопаток 1 и 2 ступеней турбины компрессора;
- сопловой аппарат 2 ступени турбины, изготовленный из жаропрочного материала ЖС-3ЛС вместо ЖС-3, а также конструктивно усиленные оболочки между лопатками, упорный фланец и фланец крепления диафрагмы;
- диафрагма соплового аппарата 2 ступени турбины компрессора, изготовленная из материала ВЖ-98 вместо 12Х18Н10Т и увеличенная ее толщина;



Рисунок 3 – Модификации вертолёта Ми-24 с двигателями ТВ3-117В

- увеличенный диаметр отверстий на сопловом аппарате 1 ступени турбины компрессора до 1,9 мм (вместо 1,5 мм);
- установленные вместо конических цилиндрические зубчатые колеса привода регулятора частоты вращения ротора свободной турбины;
- электронный регулятор двигателя ЭРД-3В, установленный вместо регулятора предельных режимов РПР-3А, обеспечивающий совместно с датчиком ДЧВ-2500 поддержание постоянной мощности на взлетном режиме до высоты $H = 2,2$ км и до температуры наружного воздуха $+30$ °С;

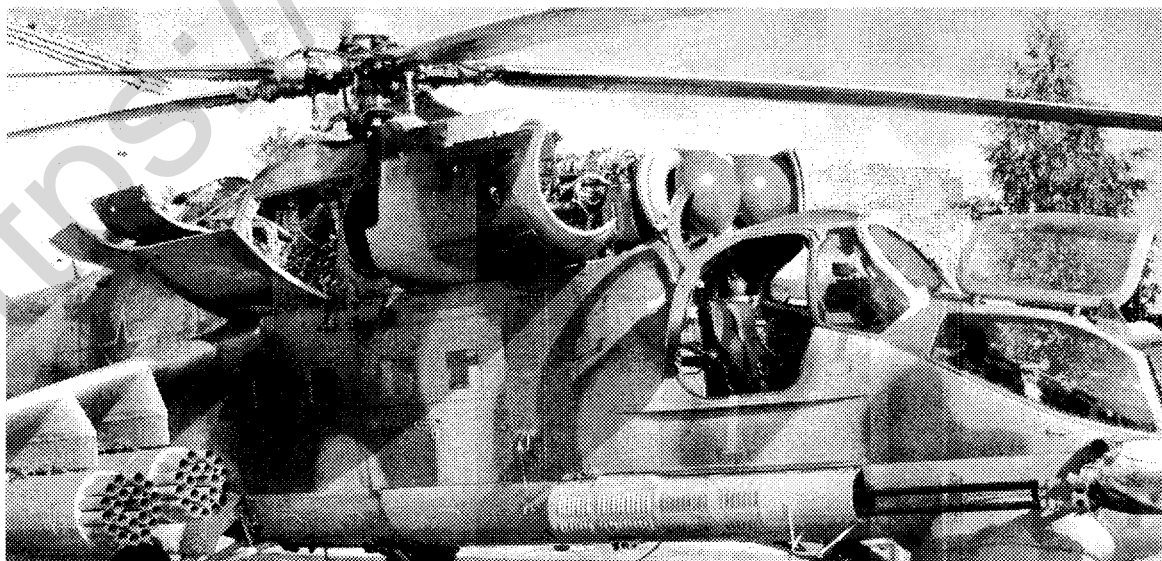


Рисунок 4 – Вертолёт Ми-24П с открытыми крышками капота двигателей ТВ3-117В

- уменьшенная длина золотника с буксой на нижнем гидроцилиндре механизма управления углами установки лопаток ВНА и НА для обеспечения раскрытия лопаток до минус 7°;
- введенный новый индуктор датчиков ДТА-10 с измененной геометрией для обеспечения надежной работы контура свободной турбины агрегата ЭРД-3В в режиме КОНТРОЛЬ;
- измененная система дренажирования топлива из 1 и 2 контуров топливного коллектора и один дренажный клапан, введенный вместо блока из 3-х дренажных клапанов.

Двигатель ТВ3-117ВК серийно выпускается с 1985 года для вертолёта Ка-27. Отличается от базовой модификации наличием защитной окраски корпусов, расположением штуцера подвода масла в маслоагрегат.



Рисунок 5 – Вертолёт Ка-27 с двигателями ТВ3-117 ВК

Двигатель ТВ3-117ВКР серийно выпускается с 1990 года для вертолётов Ка-29, Ка-32 и их модификаций. Отличается от ТВ3-117ВК наличием чрезвычайного режима, повышенной мощностью на номинальном и I крейсерском режимах.



Рисунок 6 – Вертолёт Ка-29 с двигателями ТВ3-117 ВКР

Двигатель ТВЗ-117ВМ разработан на основе модификации двигателя ТВЗ-117В для вертолетов типа Ми-8МТ и серийно выпускается с 1987 года.

Является базовой модификацией двигателей ТВЗ-117ВМА, ТВЗ-117ВМАР. Конструктивные отличия от двигателя ТВЗ-117В состоят в изменении агрегатов регулирования, введении нового топливного фильтра с сигнализацией засорения фильтрующего элемента, сигнализации минимального давления масла, что привело к изменению внешней обвязки.

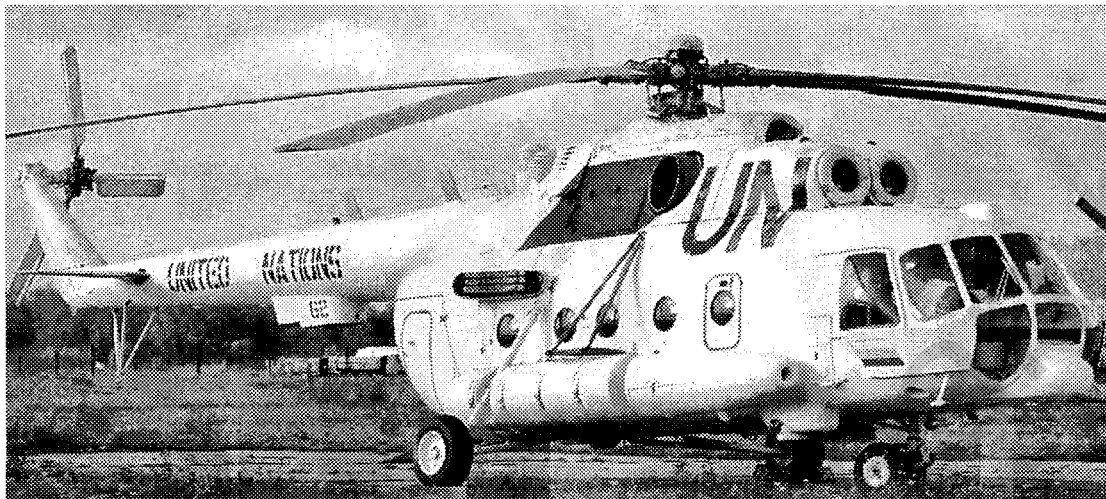


Рисунок 7 – Вертолёт Ми-8МТ с двигателями ТВЗ-117 ВМ

Основные изменения, внесенные в конструкцию двигателя ТВЗ-117ВМ:

- установлен насос-регулятор НР-3ВМ (НР-3ВМА) вместо НР-3В;

- установлен электронный регулятор ЭРД-3ВМ (ВМА) вместо ЭРД-3В, имеющий повышенную помехозащищенность как по каналу ограничения частоты вращения ротора турбокомпрессора, так и по каналу аварийной защиты свободной турбины от раскрутки.

ЭРД-3В дополнительно обеспечивает: автоматический выход исправного двигателя на «ЧР» при отказе одного из двух двигателей вертолета; выдачу команды на электромагнитный клапан МКТ-163 насоса-регулятора НР-3ВМ (ВМА) для перенастройки канала ограничения; стабильность параметров взлетного режима во всем диапазоне внешних условий; автоматический переход на резервную гидромеханическую систему ограничения параметров взлетного режима при отказе электронного блока путем снятия напряжения с электромагнитного клапана МКТ-163 НР-3ВМ (ВМА), что гарантирует защиту главного редуктора от перегрузки по мощности;



Рисунок 8 – Вертолёт Ми-171 с двигателями ТВЗ-117 ВМА

- установлен подкачивающий насос ДЦН-70А (с дополнительной подкачивающей ступенью) вместо ДЦН-70;
- установлен топливный фильтр 8Д2.966.236 (имеет сигнализатор засорения фильтра с выводом сигнала на сигнальную лампу) вместо 11ТФ30СМ-1. Пропускная способность фильтра увеличена с 10 до 20 л/мин;
- установлены датчики сигнализации минимального давления масла МСТВ-2,5;
- установлен модифицированный гибкий валик привода регулятора частоты вращения ротора свободной турбины (разъемный верхний горизонтальный гибкий валик с кронштейном на диффузоре камеры сгорания).

Двигатель ТВ3-117ВМА серийно выпускается с 1987 года. Был разработан для вертолетов одновинтовой (Ми-28Н) и соосной схемы (Ка-50). Отличие двигателей ТВ3-117 ВМА от двигателей ТВ3-117ВМ состоит в комплектации топливорегулирующей аппаратуры.



Рисунок 9 – Вертолёт Ми-28Н с двигателями ТВ3-117ВМА



Рисунок 10 – Вертолёт Ка-50 с двигателями ТВ3-117ВМА

Двигатель ТВЗ-117ВМАР серийно выпускается с 1991 года для вертолета соосной схемы Ка-52. Отличается от двигателя ТВЗ-117ВМА наличием чрезвычайного режима, повышенной мощностью на номинальном и I крейсерском режимах.



Рисунок 11 – Вертолёт Ка-52 с двигателями ТВЗ-117ВМАР

ТВЗ-117ВМ (ВМА) серии 02 серийно выпускаются с 1993 года. Основные отличия данных двигателей от модификации ТВЗ-117ВМ следующие:

- рабочие лопатки компрессора изготовлены из материала ВТ-8М вместо ВТ-8;
- маслоагрегат с увеличенной опорной поверхностью оси откачивающего насоса;
- рабочее кольцо 12-й ступени компрессора выполнено из стали 15Х16КН2МВФАБ-3 вместо титана ОТЧ-1;
- стяжной хомут выхлопного патрубка изготавливается из стали ЭИ-435 вместо титана;
- внешний гибкий валик выполнен с подводом масла;
- удлиненная шестерня привода РОСТ;
- наличие экрана на узле 3-й опоры двигателя.



Рисунок 12 – Модификация вертолётa Ми-24 с двигателями ТВЗ-117ВМА серии 02

§ 1.1 Конструктивно-компоновочная схема двигателя ТВЗ-117В

Конструктивно-компоновочная схема двигателя (рис. 1.1) включает в себя входное устройство, компрессор, камеру сгорания, турбину компрессора, свободную турбину и выходное устройство.

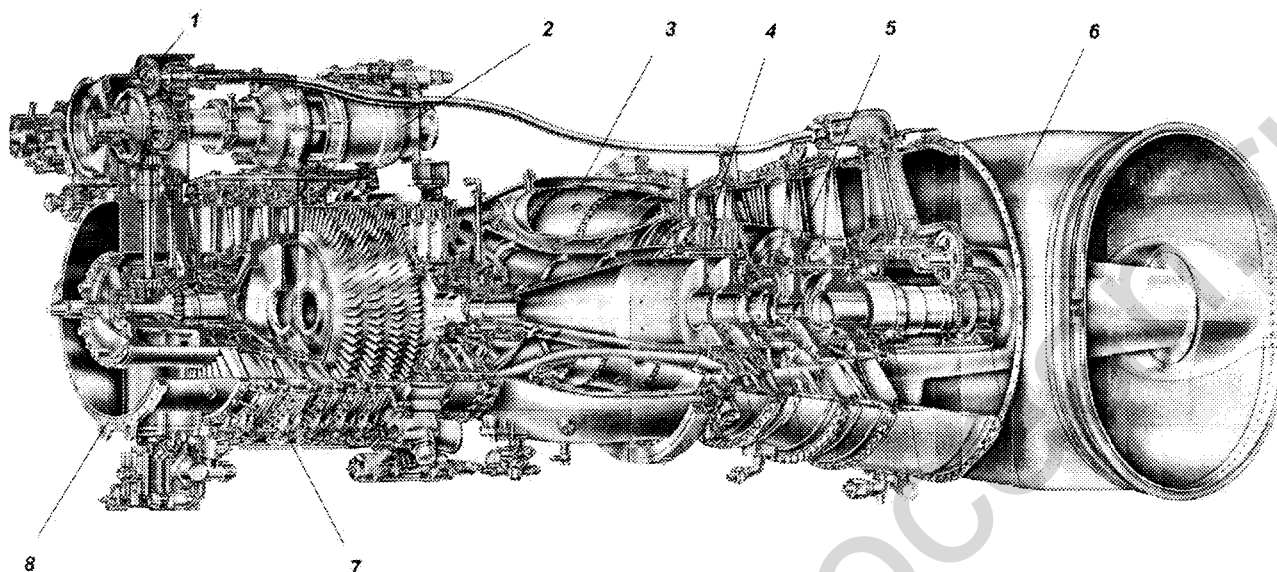


Рисунок 1.1 – Компоновочная схема двигателя ТВЗ-117В:

1 – коробка приводов; 2 – стартёр воздушный СВ-78БА; 3 – камера сгорания; 4 – турбина компрессора; 5 – свободная турбина; 6 – выходное устройство; 7 – компрессор; 8 – корпус первой опоры двигателя

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

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

Камера сгорания кольцевая, прямоточная. Камера сгорания предназначена для образования топливовоздушной смеси и её сжигания с целью подвода выделяющейся при этом теплоты к рабочему телу – воздуху. В камере сгорания происходит изменение химического состава рабочего тела. Воздух превращается в газ, представляющий собой смесь воздуха с продуктами сгорания.

Турбина компрессора реактивная, двухступенчатая осевая. Турбина компрессора предназначена для преобразования энергии газового потока в механическую работу на валу, которая используется для привода компрессора и агрегатов установленных на коробке приводов двигателя.

Свободная турбина реактивная, двухступенчатая, осевая. Свободная турбина предназначена для преобразования энергии газового потока в механическую работу на валу, которая используется для привода несущего и рулевого винтов вертолёта, а также агрегатов установленных на главном редукторе.

Выходное устройство двигателя выполнено в виде расширяющегося овалного патрубка, снижающего скорость газового потока и отводящего его в сторону от оси двигателя с таким расчётом, чтобы исключить попадание горячих газов на элементы конструкции вертолёта. Снижение скорости газа в выходном устройстве также необходимо для уменьшения реактивной силы, которая для вертолётa играет негативную роль, поскольку вертолёт может перемещаться не только вперёд, но и в бок, назад, а также неподвижно висеть. В этих случаях на компенсацию реактивной силы затрачивается часть мощности, подводимой к несущему винту.

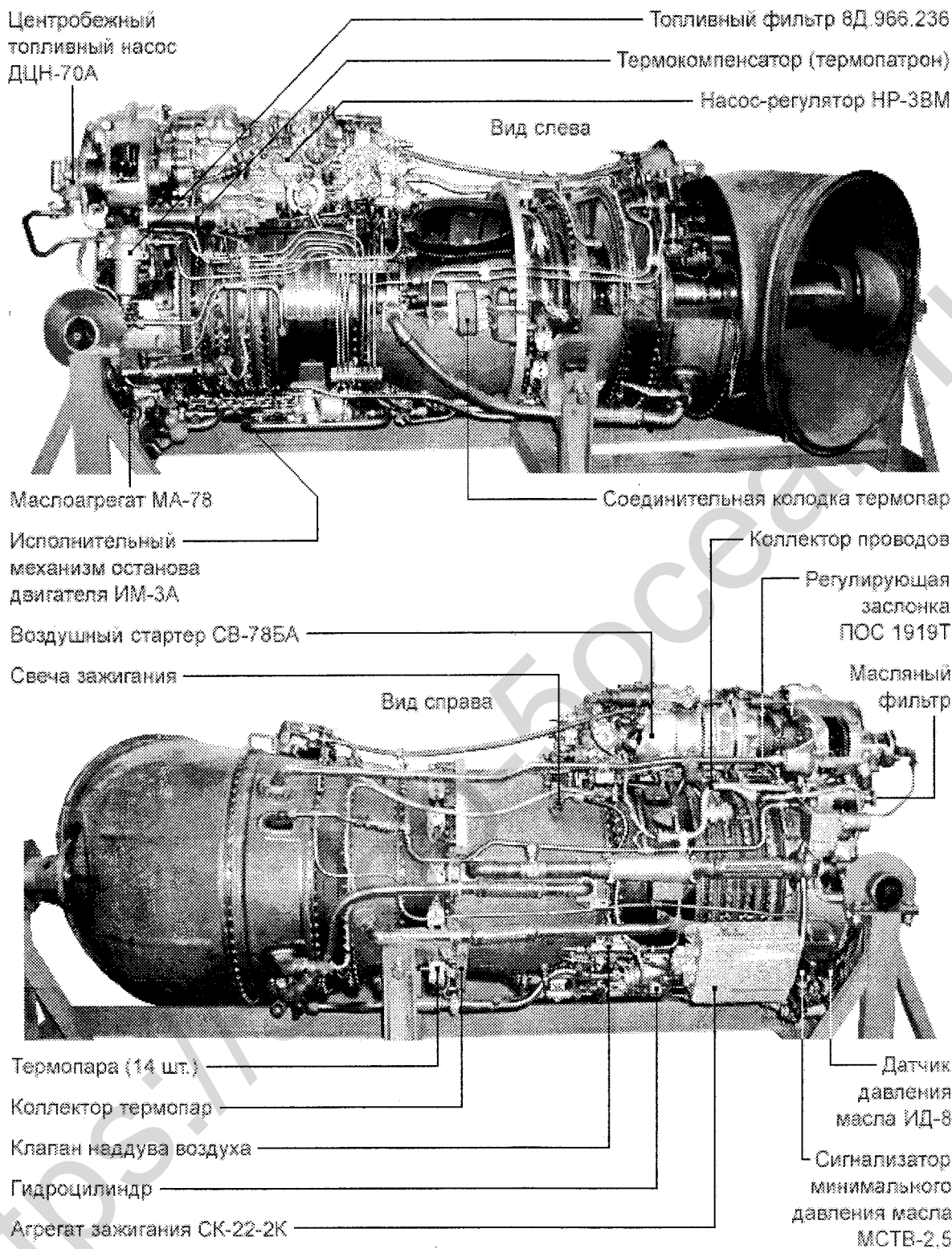


Рисунок 1.2 – Общий вид двигателя ТВ3-117В

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

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

§ 2.1 Входное устройство

Входное устройство ГТД – часть газотурбинной силовой установки, включающая воздухозаборник, средства его регулирования, защитные устройства. Входное устройство в значительной степени оказывает влияние на эффективность и надежность работы силовой установки, так как подводит к компрессору необходимое количество воздуха с заданным полем скоростей и давлений.

Воздухозаборником называется устройство для отбора атмосферного воздуха и подвода его к ГТД. Входное устройство представляет собой сужающийся канал для подвода воздуха из атмосферы в компрессор с минимальными гидравлическими потерями. Вертолетное входное устройство обеспечивает подвод воздуха к компрессору и его ускорение до требуемой на входе в компрессор скорости.

Входное устройство двигателя ТВ3-117В обеспечивает минимальное внешнее сопротивление; равномерность полей скоростей и давлений на входе в компрессор; отсутствие значительных пульсаций потока на входе в двигатель.

Основной причиной потерь полного давления является наличие трения воздуха о стенки воздухозаборника, трение одного слоя воздуха относительно другого, а также вихреобразование в канале входного устройства, вызванное турбулентностью потока, попадающего на вход в двигатель и срывом потока с входных кромок входного устройства возникающим при полетах с большими углами атаки и скольжения. Для реализации этого требования стенки входного устройства не должны иметь резкого изменения площади поперечного сечения, значительной шероховатости стенок, вмятин, а входные кромки должны быть спрофилированы таким образом, чтобы по возможности исключить отрыв потока.

Внешнее сопротивление обусловлено действием сил трения и избыточного давления на его наружную поверхность. Это сопротивление увеличивает суммарное сопротивление летательного аппарата и затраты на его преодоление. Величина внешнего сопротивления входного устройства зависит от места его расположения, формы и скорости полета.

Наличие неравномерности полей скоростей и давлений приводит к неравномерному нагружению компрессора, снижению эффективности его работы, уменьшению расхода воздуха через двигатель. Выполнение этого требования зависит от длины входного устройства и угла набегающего потока. Чем длиннее канал входного устройства, тем более «спокойным» подходит поток к компрессору. Причиной возникновения пульсаций потока на входе в двигатель обычно являются помехи во входном устройстве при наличии срыва потока.

Входное устройство вертолётного двигателя является дозвуковым.

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

Рассмотрим принцип действия вертолётного входного устройства на расчетном режиме, что соответствует максимальному режиму работы двигателя в условиях стандартной атмосферы при нулевых скорости и высоте полета (наземное опробование).

При работе компрессора его лопасти проталкивают воздух по тракту двигателя (рис. 2.1). В результате на входе в компрессор создается разрежение $P_v < P_n$.

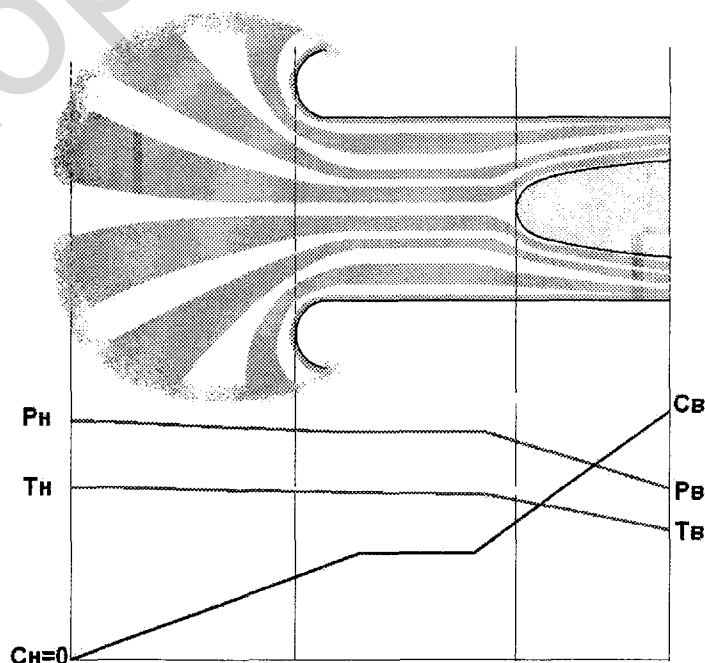


Рисунок 2.1 – Изменение параметров воздуха при работе входного устройства на расчетном режиме

Глава 3 МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

Надежная работа силовой установки зависит от смазки трущихся поверхностей (подшипников, шлицевых соединений, зубчатых колес редукторов). В состав маслосистемы двигателя входят система смазки двигателя и система суфлирования.

§ 3.1 Система смазки двигателя

Система смазки двигателя ТВЗ-117В предназначена для:

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

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

Основные данные масляной системы двигателя:

Вместимость системы, л	17
Нормальная заправка масляного бака, л	8...11
Расход масла не более, л/ч	0,3
Минимальное количество масла в баке, при котором разрешается полет, л	8
Минимальное количество масла в маслобаке, при котором разрешается опробование двигателя, л	6
Давление масла, кгс/см ²	3,5 ± 0,5
Температура масла на выходе из двигателя, °С:	
минимальная для выхода на режим выше режима «малый газ»	+30
минимальная для длительной работы на режимах «крейсерский» и выше	+70
рекомендуемая для работы на всех режимах	+80+140
максимально допустимая температура	+150

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

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

Открытой системой смазки принято считать такую масляную систему, в которой маслобак сообщен с атмосферой.

Нормально-замкнутой системой смазки принято считать такую масляную систему, в которой одно и то же масло циркулирует по замкнутому контуру (бак – двигатель – радиатор – бак) с помощью маслососов, восстанавливая свойства рабочей жидкости.

Принудительная циркуляция масла характеризуется тем, что прокачка масла обеспечивается благодаря работе масляного агрегата (один нагнетающий насос и пять откачивающих) и дополнительного масляного насоса, откачивающего масло из коробки приводов двигателя.

Для смазки трущихся деталей двигателя применяется синтетическое полиэфирное масло Б-3В, которое обладает хорошими смазывающими свойствами и высокой термохимической стабильностью. Это позволяет эксплуатировать двигатели при температуре масла до 200°С. Вследствие низкой температуры застывания масла, разрешается производить запуск двигателей при температуре окружающего воздуха до минус 40°С. Слабая испаряемость делает расход масла незначительным. Большая химическая инертность масла Б-3В позволяет сохранять ему свои качества в течение длительного периода времени. Наряду с положительными качествами синтетическое масло имеет

Глава 4 СИСТЕМА ТОПЛИВОПИТАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

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

Система топливопитания двигателя включает в себя:

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

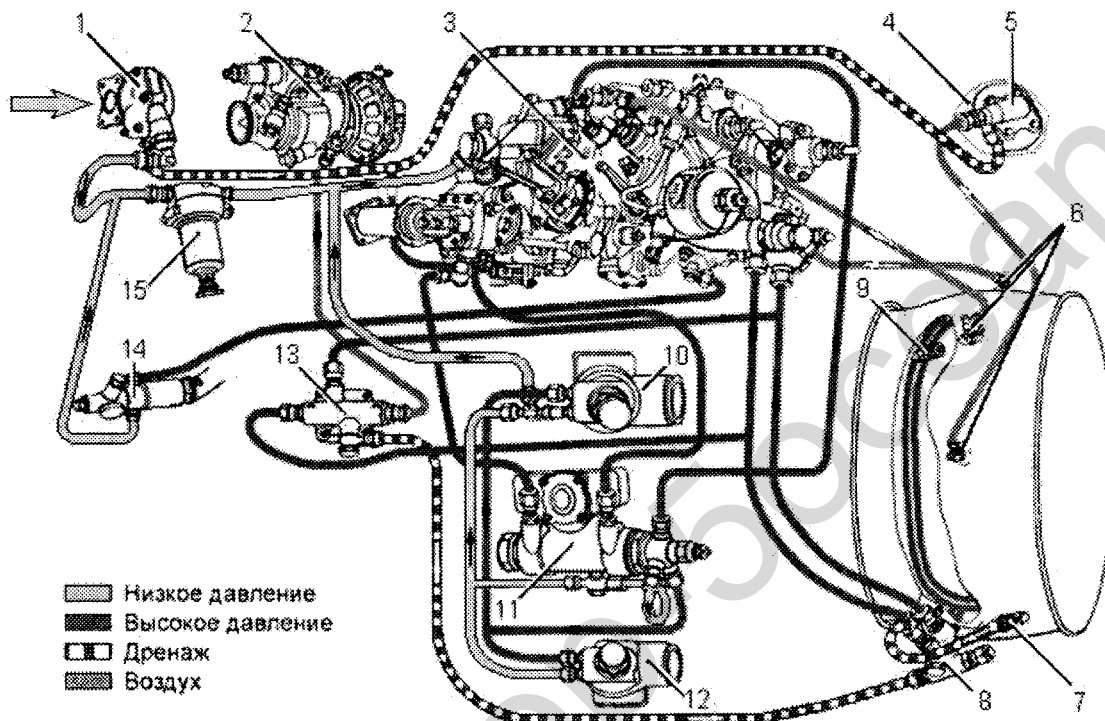


Рисунок 4.1 – Система топливопитания двигателя ТВЗ-117В:

1 – дополнительный центробежный насос ДЦН-70; 2 – стартер воздушный СВ-78БА; 3 – насос-регулятор НР-3В; 4 – выхлопной патрубок; 5 – эжектор; 6 – штуцеры отбора вторичного воздуха камеры сгорания; 7 – штуцер дренажа топлива; 8 – дренажный клапан; 9 – топливная форсунка; 10 – клапан перепуска воздуха (правый); 11 – нижний гидроцилиндр с концевым переключателем; 12 – клапан перепуска воздуха (левый); 13 – клапан наддува воздуха; 14 – исполнительный механизм ИМ-3А; 15 – топливный фильтр

В состав системы низкого давления топлива входят (рис. 4.1): центробежный топливный насос ДЦН-70 1; топливный фильтр 11ТФ30СМ-1 15; входной топливный фильтр; трубопроводы. В состав системы высокого давления топлива входят: плунжерный топливный насос; стоп-кран; распределитель топлива; топливный коллектор с форсунками; трубопроводы. В состав дренажной системы входят: дренажный клапан 8; эжектор 5.

§ 4.1. Система низкого давления топлива

Система низкого давления топлива предназначена для повышения его давления, очистки и подачи в систему основного контура. Давление топлива в топливных магистралях перед насосом-регулятором повышается с целью обеспечения работоспособности системы топливопитания с подъемом на высоту в условиях снижения атмосферного давления. Повышение давления в топливных магистралях снижает вероятность возникновения кавитации. Кавитация – процесс нарушения сплошности (однородности) потока жидкости в зоне пониженного давления. В потоке жидкости при этом образуются полости, наполненные паром и выделившимся из жидкости газом. Образовавшиеся пузырьки пара могут перекрыть топливный канал, что может привести к самовыключению двигателя. Также пузырьки, схлопываясь в местах торможения потока, могут вызвать разрушение крыльчатки.

Глава 5 СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Система автоматического управления двигателем предназначена для регулирования расхода топлива, подводимого в камеру сгорания двигателя, управления процессом запуска двигателя, обеспечения необходимой приёмистости двигателя, поддержания постоянных оборотов несущего винта независимо от его загрузки.

Система автоматического управления (САУ) обеспечивает управление механизацией компрессора двигателя, синхронизацию мощностей совместно работающих двигателей в составе силовой установки вертолёта. Также система автоматического управления предназначена для поддержания заданных режимов работы двигателя, ограничения температуры газов перед турбиной компрессора и защиты свободной турбины от раскрутки.

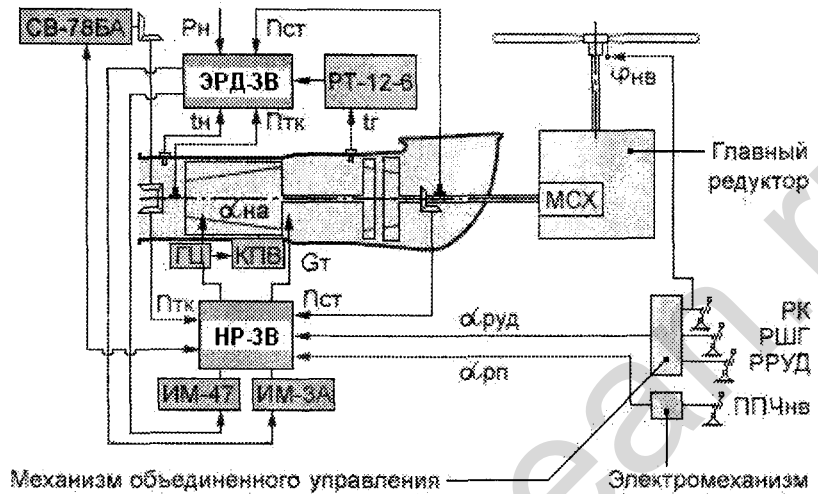


Рисунок 5.1 – Функциональная схема САУ двигателя

В состав системы автоматического управления двигателем входят следующие узлы и агрегаты (рис.5.1):

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

Составными элементами системы автоматического управления двигателем являются:

- система автоматического поддержания постоянного расхода топлива;
- система автоматического управления частотой вращения ротора турбокомпрессора;
- система автоматического управления частотой вращения ротора свободной турбины;
- система автоматического управления запуском двигателя;
- система автоматического управления приёмистостью двигателя;
- система автоматического управления синхронизацией мощности совместно работающих двигателей;
- система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора;
- система автоматического управления ограничением максимальной частоты вращения ротора свободной турбины;
- система автоматического управления ограничением максимальной температуры газов перед турбиной компрессора;
- система автоматического управления ограничением минимального давления топлива;
- система автоматического управления механизмом поворота лопаток входного направляющего аппарата (ВНА) и первых четырёх ступеней направляющих аппаратов (НА);
- система автоматического управления клапанами перепуска воздуха.

Глава 6 СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Система запуска двигателя представляет собой совокупность устройств, предназначенных для принудительной раскрутки ротора турбокомпрессора двигателя при запуске.

Для того чтобы осуществлять запуск двигателя необходимо раскрутить ротор компрессора до такой частоты вращения, при которой он будет повышать давление воздуха, и подавать сжатый воздух в камеру сгорания двигателя. Турбина компрессора при этом будет развивать мощность, требуемую для вращения ротора турбокомпрессора. Для обеспечения надежного запуска двигателя необходимо осуществлять дозированную подачу топлива в камеру сгорания, обеспечить поджиг топливовоздушной смеси и поддерживать процесс устойчивого горения в камере сгорания.

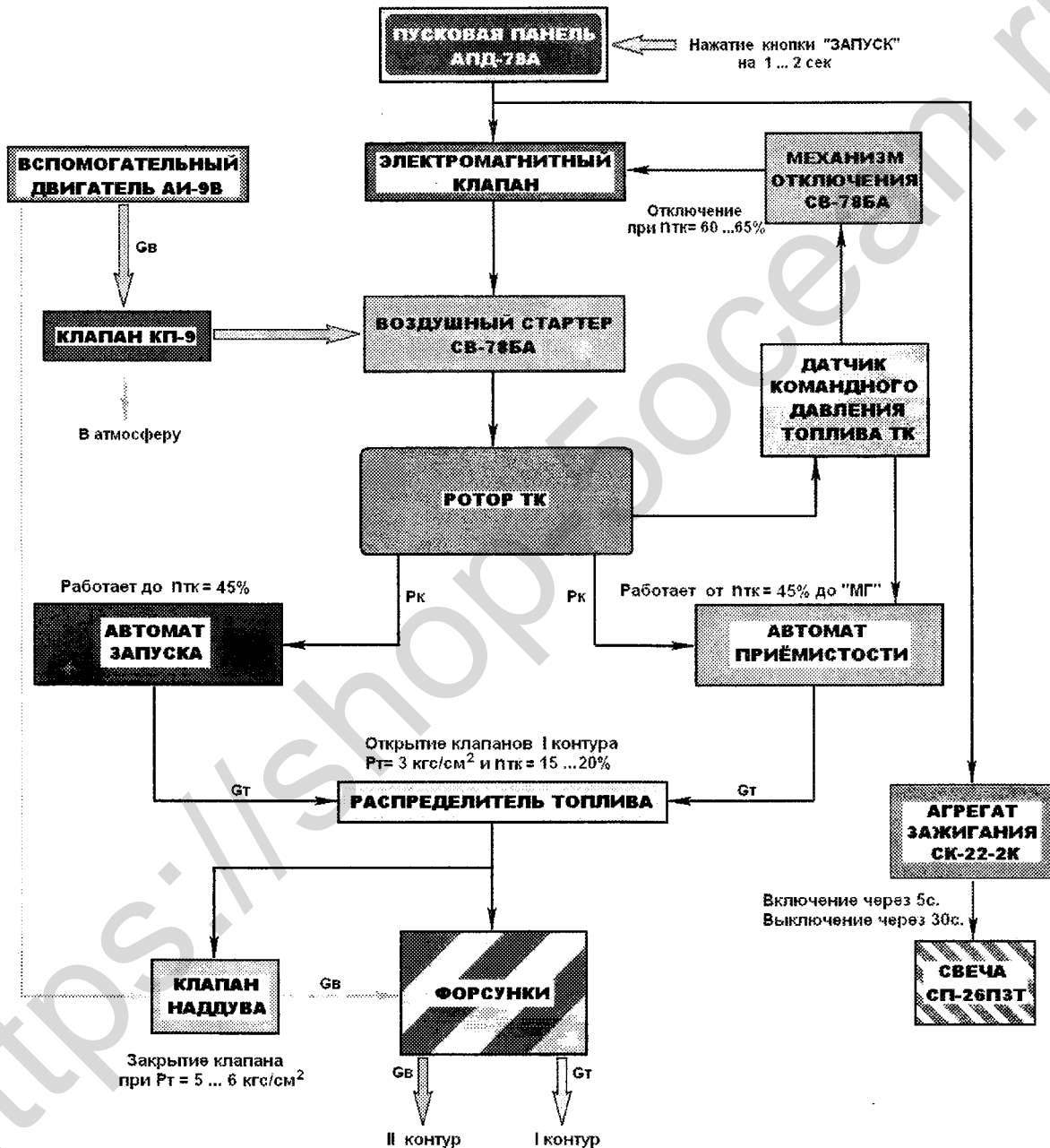


Рисунок 6.1 – Функциональная схема системы запуска двигателя ТВ3-117В

Раскрутка ротора турбокомпрессора в процессе запуска двигателя осуществляется воздушным стартером СВ-78БА, а воспламенение топливовоздушной смеси электрической системой зажигания. Расход топлива в камеру сгорания дозируется автоматом запуска и автоматом приемности. Высокая надежность, большая располагаемая мощность источника энергии при малой массе и габаритах, ее автономность, позволяет сделать систему запуска двигателя ТВ3-117В наиболее приемлемой и перспективной системой для вертолетных силовых установок.

Глава 7 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

Противообледенительная система (ПОС) двигателя предназначена для защиты входной части двигателя от обледенения при эксплуатации его в условиях, способствующих образованию льда. Включение ПОС двигателей производится вручную, если предполагается выполнение полета в условиях, способствующих обледенению.

Противообледенительная система ПЗУ выполнена смешанной. Часть элементов ПЗУ обогревается горячим воздухом, другая часть имеет систему электрообогрева.

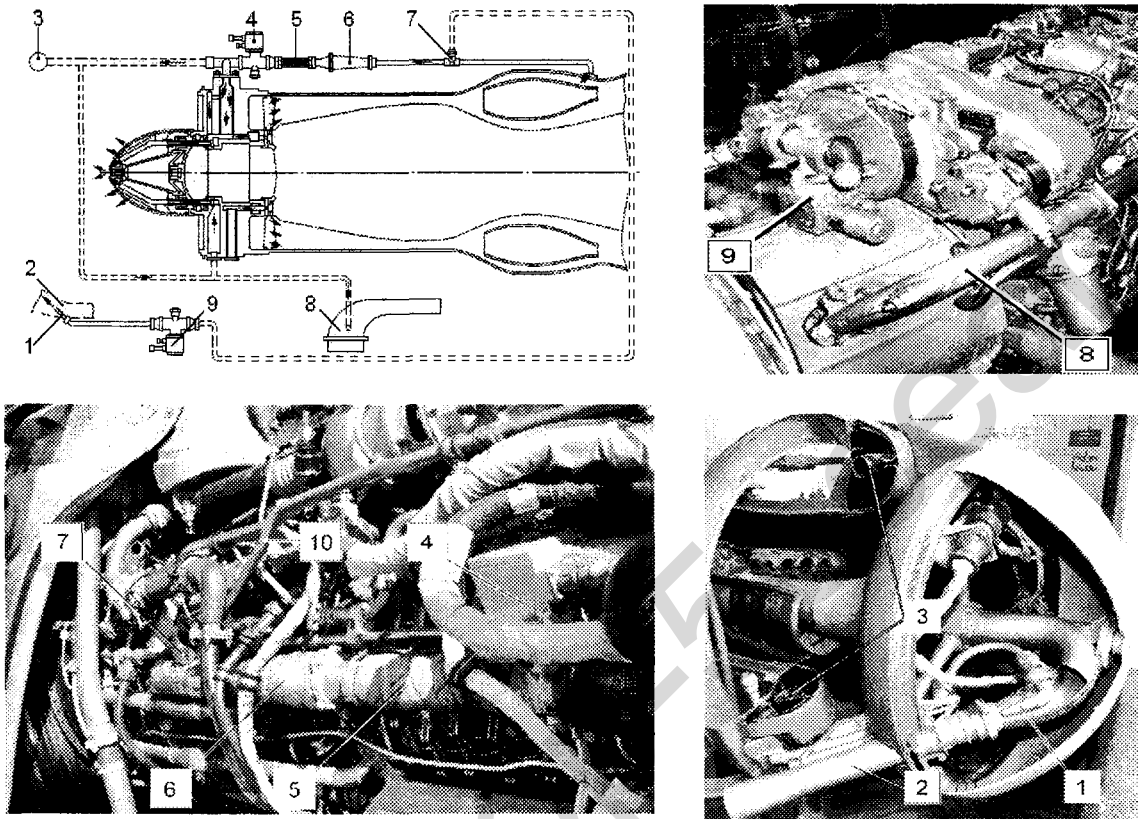


Рисунок 7.1 – Схема отбора воздуха на ПЗУ входного устройства и ПОС двигателя:

1 – сопло эжектора; 2 – раструб выброса пыли; 3 – коллектор обогрева воздухозаборника; 4 – заслонка 1919Т включения ПОС двигателя; 5 – гибкий металлический рукав; 6 – терморегулятор; 7 – штуцер отбора воздуха на эжектор ПЗУ; 8 – кожух воздухозаборника обдува термопатрона насоса-регулятора НР-3В и приемника температуры П-77; 9 – заслонка 1919Т включения эжектора ПЗУ; 10 – трубопровод отбора воздуха на эжектор ПЗУ

Горячим воздухом, отбираемым от камеры сгорания двигателя, обогреваются (рис. 7.1): узел сепаратора; входная губа воздухозаборника с воздушным коллектором 3 и внешняя поверхность туннеля; воздухозаборник 8 обдува термопатрона насоса-регулятора и приемника температуры П-77.

Температурный регулятор предназначен для корректирования температуры воздуха камеры сгорания, отбираемого для противообледенительной системы двигателя. Терморегулятор устанавливается в магистрали подачи горячего воздуха в противообледенительную систему двигателя (рис. 7.2). Терморегулятор состоит из корпуса, неподвижного сектора, подвижного сектора с валиком. Управление сектором осуществляется биметаллической пружиной, соединенной своим концом с подвижным сектором, а другим концом – с корпусом. При чрезмерном повышении температуры воздуха биметаллическая пружина начинает скручиваться за счет различных коэффициентов линейного температурного расширения металлов.

Подвижный сектор терморегулятора, связанный с одним концом пружины, начинает проворачиваться по часовой стрелке, уменьшая площадь щелевого зазора между подвижным и неподвижным секторами.

При снижении температуры отбираемого из камеры сгорания воздуха, подвижный сектор, поворачиваясь против часовой стрелки, увеличивает площадь щелевого зазора между подвижным и неподвижным секторами.

Приборы контроля двигателя предназначены для измерения и выдачи информации о работоспособности двигателей. Приборы контроля информируют летчика о режиме, на котором работает двигатель, о температуре газов перед турбиной компрессора, о температуре и давлении масла в маслосистеме двигателя. Дополнительно приборы контроля выдают информацию работоспособности систем, обеспечивающих работу двигателя. К этим приборам относятся датчики, сигнализаторы, приемники, обеспечивающие выдачу сигналов на соответствующие светосигнальные табло.

§ 8.1 Приборы контроля работоспособности двигателя ТВЗ-117В

Указатель режимов УР-117В предназначен для дистанционного контроля режимов работы двигателей ТВЗ-117 В.

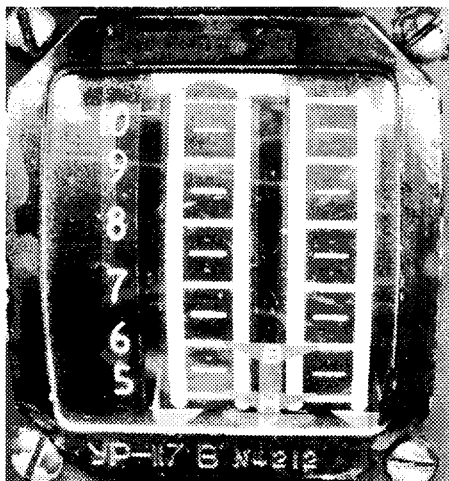


Рисунок 8.1 – Указатель УР-117М

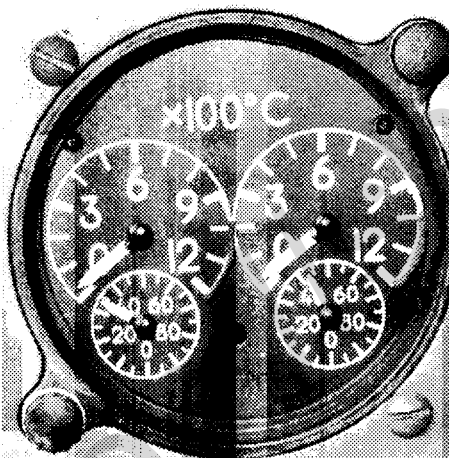


Рисунок 8.2 – Указатель 2УТ-6К



Рисунок 8.3 – Кнопки проверки аппаратуры 2ИА-6

Контроль режимов работы двигателей основан на измерении давления воздуха за компрессором, преобразовании его в перемещение боковых индексов измерителя и сравнении с режимами, указанными на центральном индексе, положение которого пропорционально атмосферному давлению и температуре окружающего воздуха.

Режим работы двигателя определяется по указателю режимов УР-117В (рис. 8.1) – положением его бокового индекса относительно центральных индексов:

- взлетный режим – боковой индекс находится выше центрального индекса «Н»;
- номинальный режим – боковой индекс находится выше центрального индекса «К» до положения напротив индекса «Н»;
- крейсерский режим – боковой индекс находится напротив или ниже центрального индекса «К» .

Слева и справа от подвижного индекса расположены треугольные стрелки-отметчики, отклоняющиеся вверх-вниз в положения, зависящие от давления воздуха за компрессорами двигателей ТВЗ-117В (левая стрелка – левого двигателя, правая стрелка – правого двигателя) и индицирующие на подвижном индексе режимы работы двигателей.

Сдвоенная измерительная аппаратура 2ИА-6 предназначена для измерения температуры газов двигателей.

Аппаратура работает в комплекте с термопарами Т-102, соединенными параллельно. Указатель 2УТ-6К (рис. 8.2) представляет собой электромеханический прибор. На лицевой части расположены две шкалы грубого отсчета, две шкалы точного отсчета и четыре стрелки. Шкалы грубого отсчета имеют предел измерения от 0 до 1200°C с ценой деления 100°C. Шкалы точного отсчета имеют предел измерения от 0 до 100°C с ценой деления 5°C.

Проверка аппаратуры 2ИА-6 производится при наличии в бортовой сети питания по постоянному и переменному токам. Кнопки КОНТРОЛЬ ТЕРМОМ. ДВИГ. ХОЛ., ГОР. (рис. 8.3) применяются при незапущенных двигателях (кнопка ХОЛ.) и при запущенных двигателях (кнопка ГОР.).