

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР
Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени авиационный
институт имени академика С.П.Королева

Б.А.Березин, Б.А.Углов

ЗАПУСК И ОПРОБОВАНИЕ ТУРБОРЕАКТИВНОГО
ДВИГАТЕЛЯ НА САМОЛЕТЕ Ту-104Е

Методические указания
к практическим занятиям по курсу
"Техническая эксплуатация самолетов и двигателей"

Куйбышев 1974

ВВЕДЕНИЕ

Запуск газотурбинных двигателей и их опробование являются одной из сложных и ответственных операций, выполняемых лётно-техническим составом подразделений ГА. Эта операция производится перед каждым вылетом, а инженерно-техническим составом во всех случаях, когда необходимо произвести контроль качественного состояния силовых установок и отдельных самолётных систем. Инженерно-технический состав допускается до работ по запуску и пробе двигателей специальным приказом по подразделению после соответствующей подготовки и сдачи зачётов. Теоретическая подготовка в этом случае основана на изучении соответствующей материальной части, правил подготовки и порядка запуска, вопросов техники безопасности и пожарной безопасности. Указанные вопросы изложены в ряде технических описаний, инструкций и справочных пособий.

Настоящее методическое пособие, не претендуя на полное и всеобъемлющее изложение, преследует цель ознакомить студентов с силовой установкой самолета Ту-104, работой системы запуска, правилами запуска и обязанностями лиц, участвующих в запуске в качестве наблюдающих и непосредственных исполнителей. Правила и обязанности изложены применительно к конкретным условиям учебного процесса и имеют силу только при проведении практических работ на учебном аэродроме нашего института.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

Эксплуатация реактивных самолётов в Гражданской авиации началась в 1956 году с появлением на воздушных линиях СССР первого в мире пассажирского турбореактивного самолёта Ту-104 с двумя ТРД типа РД-3М конструкции А. А. Микулина.

Основными конструктивными элементами двигателя являются: входное устройство, девятиступенчатый осевой одновальный компрессор, трубочаткокольцевая камера сгорания с 14 индивидуальными жаровыми

трубами, двухступенчатая газовая турбина и нерегулируемое реактивное сопло. Двигатель имеет турбостартер, систему привода агрегатов, пусковую и основную топливные системы, масляную систему и систему электрооборудования.

Компрессор состоит из переднего, среднего и заднего корпусов с неподвижными направляющими и спрямляющими лопатками и ротора компрессора барабанно-дисковой конструкции. Ротор состоит из девяти дисков и двух цапф, соединённых в один неразборный узел. На поверхности переднего и среднего корпусов компрессора расположены приводы и агрегаты двигателя. К механизации компрессора относятся системы антиобледенения и перепуска воздуха.

Жаровые трубы камеры сгорания располагаются в кольцевом пространстве, образованном кожухом камеры сгорания, корпусом вала турбины и задним корпусом компрессора. В жаровых трубах № 3, 5, 10 и 12 установлены пусковые воспламенители. На заднем корпусе компрессора установлено 14 рабочих форсунок, входящих своими фланцами в завихрители жаровых труб.

В каждой ступени турбины имеются направляющий сопловой аппарат и рабочее колесо, выполненное в виде диска с лопатками. Из условий прочности лопаток и диска газовой турбины теплоперепад, срабатываемый в одной ступени, не превышает 50-80 ккал/кг. Лопатки в дисках крепятся замком типа "ёлочка". Часть вибрационных напряжений в лопатках обеих ступеней снимается за счёт применения проволочного демпфирования. Соединение ротора турбины с ротором компрессора осуществляется при помощи шлицевой соединительной муфты.

ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ, ОБСЛУЖИВАЮЩИЕ ДВИГАТЕЛЬ

Система приводов агрегатов состоит из верхнего переднего привода, обеспечивающего работу датчика тахометров, тахогенератора, центробежного суфлёра, генераторов ГСР-18000М и двух гидронасосов 435ФТ; верхнего заднего привода, передающего вращение на центробежный регулятор ленты перепуска воздуха из компрессора, топливные насосы ПН-28Е и ПН-15Е и воздушный компрессор АК-150Д, и нижнего привода, приводящего во вращение маслоагрегат и подкачивающий топливный насос ЦН-1Д. Через нижний привод производится раскрутка ротора двигателя от турбостартера при запуске.

Запуск двигателя производится турбостартером С-300М или ТС-20, представляющим собой газотурбинный двигатель с центробежным компрессором, кольцевой камерой сгорания и двумя газовыми турбинами. Основными частями узла первой ступени турбины являются электромотор СТ-ЭТП, раскручивающий стартер при запуске, и турбокомпрессор. Узел второй ступени турбины представляет собой стартовую турбину с редуктором и механизмом сцепления.

Турбостартер работает на бензине Б-70 с добавлением 1% масла МК-8. Питание стартера топливом и маслом, дозирование топлива при разгоне, устойчивая работа стартера на рабочих оборотах обеспечивается насосом-регулятором ТНР-ЭРМ (агр. 4Г4-АФ3) с индивидуальным электроприводом.

Система смазки двигателя - циркуляционная, короткозамкнутая. Такая система обеспечивает практически неограниченную высотность. Основными элементами системы являются: масляный бак с рабочим запасом масла 24 литра; содовый топливно-масляный радиатор с перепускным клапаном; масляный агрегат, состоящий из одной нагнетающей и трех откачивающих ступеней и двойного редукционного клапана; фильтры, устанавливаемые на линии подачи масла в двигатель; центробежный сдуфлер; обратные и предохранительные клапаны и приборы контроля работы маслосистемы.

Топливная система двигателя состоит из системы стартера, пусковой системы двигателя, основной системы двигателя и дренажной системы (рис. 1).

Топливная система стартера служит для создания первоначального фронта пламени и поддержания горения в камере сгорания стартера. В топливную систему стартера входят: топливный насос-регулятор ТНР-ЭРМ, бак, подкачивающий насос БЦН-1, фильтр, электромагнитный кран, топливный коллектор с форсунками и воспламенитель.

Пусковая топливная система двигателя служит для создания первоначального фронта пламени в камере сгорания двигателя, после чего она автоматически выключается. В пусковую топливную систему, кроме бака с насосом БЦН-1 и фильтром из системы стартера, входят: насос пускового топлива ПНРЮ-ЭМ, электромагнитный топливный кран и коллектор пускового топлива с четырьмя воспламенителями.

Основная топливная система служит для обеспечения подачи топлива в двигатель в количестве, необходимом для его работы, автоматического регулирования и контроля работы системы питания двигателя. В нее входят: насосы ПН-28Б и ПН-15Б, топливные баки основного топлива

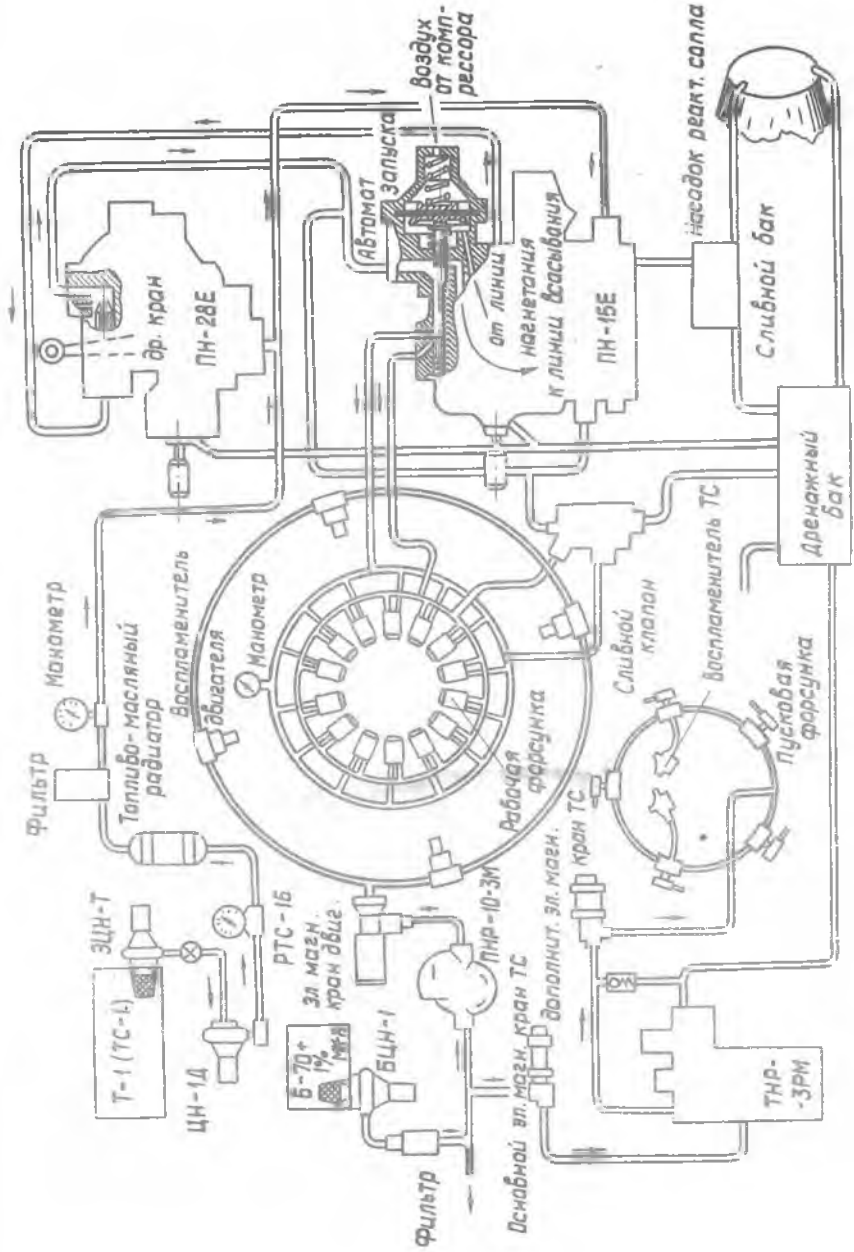


Рис. 1. Схема топливной системы двигателя типа РД-314

с подкачиваемыми насосами ЭЦН-Т и ЭЦН-65, подкачивающий насос ЦН-ІД, расходомер РТС-І6 системы АИТ СЭТС-440, топливно-масляный радиатор (агр. 62), фильтр низкого давления, основной и дополнительный топливные коллекторы, рабочие форсунки, воспламенители и манометры.

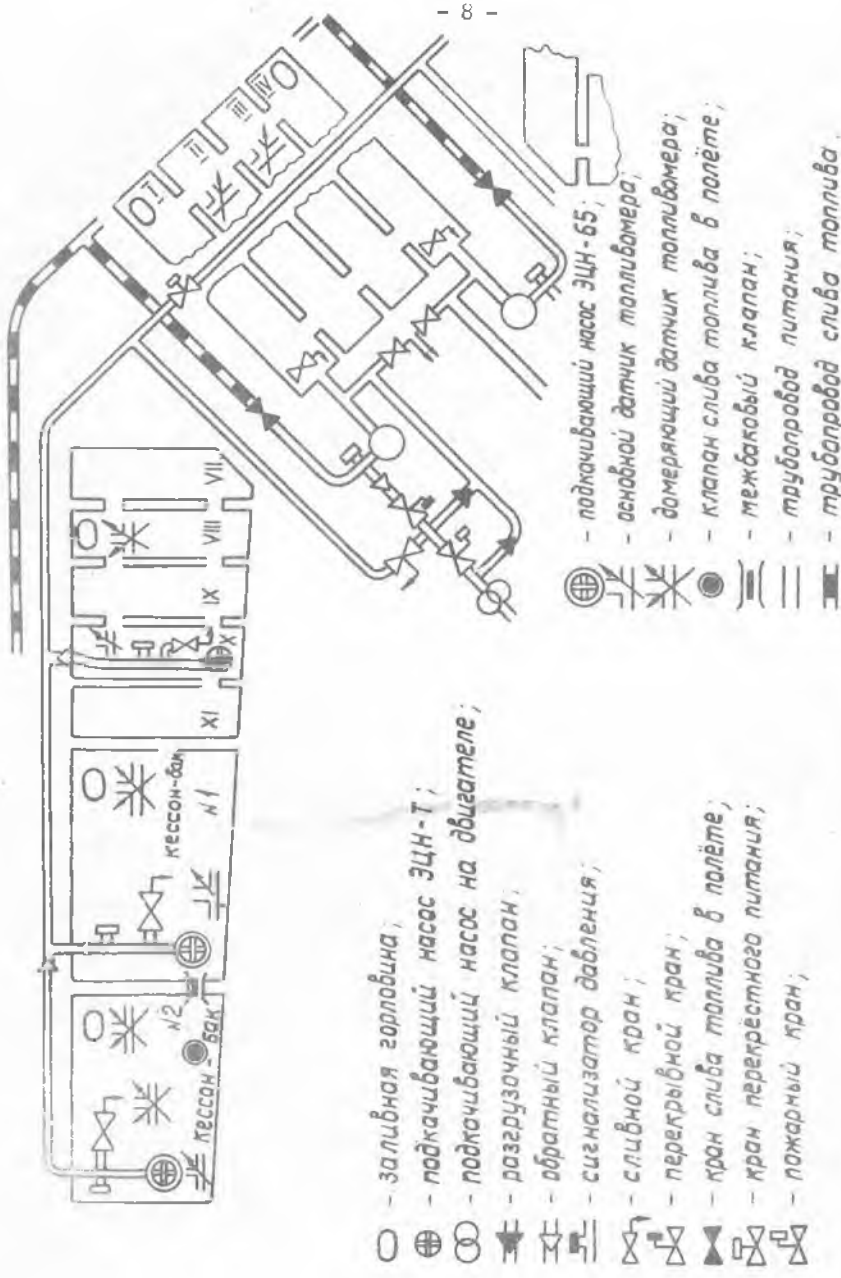
Дренажная система двигателя служит для слива топлива из топливных коллекторов при останове двигателя. В дренажную систему входят сливной и дренажный баки, сливной клапан и клапан стравливания.

Рассмотрим систему дренажа баков открытого типа с заборником воздуха, расположенным на наружной обшивке воздухозаборника правого двигателя.

Топливо (керосин) размещается в 14 мягких баках (рис. 2), расположенных в центроплане (баки І, 2, 3 и 4), в средней части крыльев (баки 7-ІІ) и четырех кессонах в отъемных частях крыла. Баки разделены на две (по числу двигателей) системы, соединенные для повышения надежности краном перекрестного питания (краном кольцевания). Открытие крана допускается при останове одного из двигателей и при большой разнице в количествах топлива в одноименных группах баков для левого и правого двигателей. Каждая система разбита на 4 группы: первые группы левого и правого двигателей (Іа и Іб) - баки І-4; вторые группы (2а и 2б) - вторые кессонные баки; третьи (3а и 3б) - первые кессонные баки; четвертые (4а и 4б) - баки 7 - ІІ левого и правого крыла соответственно. Принятый порядок расходования топлива (по порядку номеров групп) обусловлен наименьшим влиянием расхода топлива на центровку самолета.

Каждая группа баков имеет заправочную горловину, подкачивающий насос, кран слива топлива и датчики топливомера. В кессон-баках № 2 расположены краны слива топлива в полете, по одному основному и по два домеряющих датчика топливомера; в центропланых баках - по одному основному; в остальных - по одному основному и одному домеряющему датчику.

Подкачивающие центробежные насосы поддерживают постоянное давление на входе в основной насос на различных оборотах двигателя и при различных расходах топлива, поэтому в их конструкции предусмотрены клапаны постоянного давления. На входе насоса, перед крыльчаткой, устанавливается шнек, создающий подпор топлива и тем самым устраняющий опасность возникновения кавитации.



- - заливная горловина;
- ⊕ - подключающий насос ЗЦН-Т;
- - подключающий насос на двигателе;
- ≡ - разгрузочный клапан;
- ≡ - обратный клапан;
- ≡ - сигнализатор давления;
- ⊕ - сливной кран;
- ⊕ - перекрытый кран;
- ⊕ - кран слива топлива в полёте;
- ⊕ - кран перекрёстного питания;
- ⊕ - пожарный кран;

- ⊕ - подключающий насос ЗЦН-65;
- ⊕ - основной датчик топливомера;
- ⊕ - домеряющий датчик топливомера;
- ⊕ - клапан слива топлива в полёте;
- ⊕ - межбакный клапан;
- ⊕ - трубопровод питания;
- ⊕ - трубопровод слива топлива.

Рис.2. Схема самолётной топливной системы

Топливный насос-регулятор ПН-28Е предназначен для подачи топлива при запуске, режимной работе и управлении двигателем. Он обеспечивает регулирование расхода двигателя и постоянство заданных оборотов.

Насос ПН-15Е является вспомогательным. Производительность его меняется только в зависимости от высоты и скорости полета. Оба насоса работают параллельно. Их производительность зависит от числа оборотов и углов наклона шайб.

Процессом запуска двигателя управляют релейная коробка ПТ-4В, обеспечивающая необходимую последовательность операций запуска, и таходинамо.

На двигателе установлено 14 двухступенчатых двухкамерных рабочих форсунок, обеспечивающих хороший распыл топлива, с плавным переходом при включении в работу второго контура.

Для отбора воздуха в системы подогрева и наддува кабин самолёта, а также для перепуска части воздуха в атмосферу на нерабочих режимах с целью предотвращения помпажа на корпусе компрессора выполнены окна перепуска воздуха, закрываемые упругой стальной лентой. Система перепуска воздуха включает в себя следующие элементы: электропневморегулятор лент перепуска, электромагнитный воздушный кран, концевые выключатели и кнопку ручного управления.

Самолёт оборудован стационарной противопожарной системой для тушения пожара в полете и на земле (рис.3). Система состоит из шести огнетушителей ОС-8М, двух блоков электромагнитных кранов с распылительными коллекторами, системы управления и сигнализации о пожаре ССП-2А и необходимой арматуры со шлангами и трубопроводами. Кроме того на самолете имеются три переносных углекислотных огнетушителя типа "СУ" для тушения пожара внутри самолёта в полёте и на земле и снаружи самолёта при стоянке. В стационарной самолётной системе используется огнегасящий состав "3,5", состоящий из бромистого этила (70%) и CO_2 (30%). Состав токсичен для организма человека. Система пожаротушения может работать автоматически (используются баллоны первой очереди) и вручную (используются баллоны второй очереди). Ручное и автоматическое управление системой сосредоточено на верхнем электрощитке пилотов (рис.6).

Выключением автоматов защиты сети АЗС-15А на правой панели АЗС (рис.3 и 7) и выключателя пожарной системы, установленного на верхнем электрощитке (рис.6), система приводится в состояние готовности к работе.

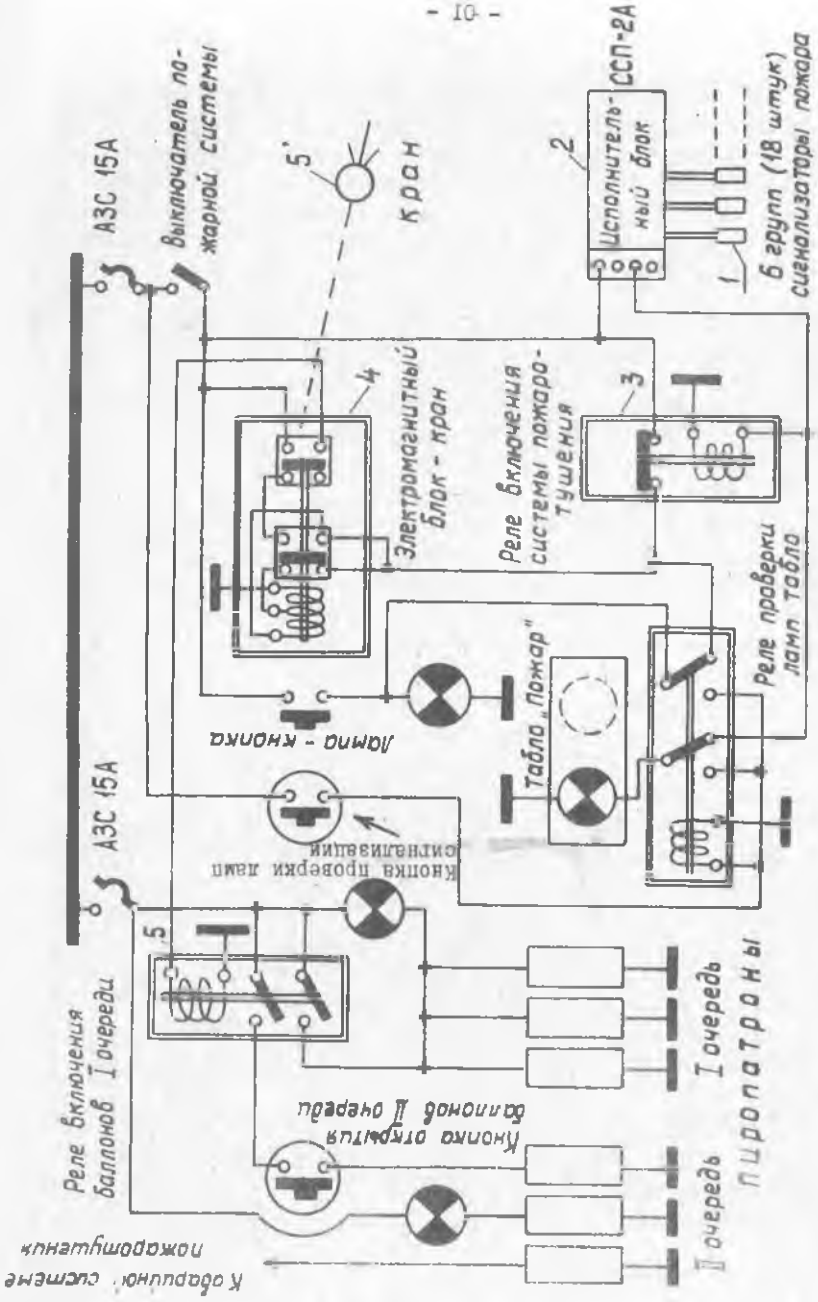


Рис.3. Схема противопожарной системы самолета Ту - 104Е

При возникновении пожара в любом из шести отсеков, т.е. с повышением температуры в зоне расположения одного из восемнадцати термоизвещателей, от сигнала последнего срабатывает исполнительный блок системы ССП-2А, подающий питание на обмотку правого или левого реле 3 включения системы пожаротушения. Одновременно загорается лампочка на табло "Пожар". Через реле 3 напряжение подается на обмотку электромагнитного блок-крана 4, якорь которого замыкает две пары контактов. Одна пара осуществляет подпитку собственной обмотки, через вторую ток подается на реле 5 включения баллонов первой очереди. С момента срабатывания этого реле выключаются сигнальные лампочки баллонов первой очереди, и ток подается к запальному устройству шести баллонов пожаротушения при срабатывании электромагнитного блок-крана открывается кран 5', через который огнегасящий состав по трубопроводам поступает к месту пожара (на рис. 3 пунктирной линией условно показана механическая связь кранов 4 и 5').

Баллоны пожаротушения второй очереди выключаются вручную - кнопкой баллонов второй очереди или аварийной системой пожаротушения.

ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ПИЛОТОВ

Оборудование кабины пилотов (рис. 4 - 9) состоит из приборной доски, разделенной на три панели (рис. 4 и 5), верхнего электрощитка (рис. 6), горизонтального пульта управления (рис. 8), рычагов управления двигателями и панели запуска (рис. 9). Центральный щит АЗС (рис. 7), панель АЗС запуска и щит управления электросиловой частью (рис. 10) расположены на рабочем месте радиста.



Рис.4. Приборная доска кабины пилотов: 1 - левая панель; 2 - средняя панель; 3 - правая панель; 4 - верхний электрощиток; 5 - фиксатор стояночного тормоза. Приборы контроля работы силовых установок закрашены белым



Рис.5. Левая, средняя и правая панели приборной доски кабины пилотов

На левой панели приборной доски (верхний снимок на рис. 5) расположены: указатель оборотов, над ним две лампочки, сигнализирующие о работе лент перепуска воздуха, и двоянный указатель температуры газа за турбиной. На центральной части приборной доски (средний снимок на рис. 5) установлено два манометра давления топлива, два трехстрелочных указателя УИВ-3 из комплекта ЭМИ-ЗРТИ, показывающих давление (верхняя шкала), давление масла (левая шкала) и температуру масла (первая шкала), и два указателя расхода топлива. На правой части средней панели (нижний ряд) расположены два указателя температуры газа за турбиной турбостартера (левого и правого двигателей) и секундомер. Под этими приборами установлены две сигнальные лампочки блокировки дверей и над секундомером счетное табло "Пожар". На правой панели приборной доски (нижний снимок на рис. 5) расположен указатель топливомера с переключателем.

На верхнем щите управления топливной системой и системой пожаротушения (рис. 6) установлены тумблеры пожарных кранов двигателей и топливных подкачивающих насосов, лампочки-сигнализаторы работы подкачивающих насосов, сигнализаторы зоны пожара с кнопкой проверки ламп, выключатель пожарной системы и тумблер ручного включения огне-тушителей.

За креслом первого летчика в служебном отсеке радиста расположен центральный щит АЗС (рис. 7), на котором необходимые для запуска автоматы защиты сети обведены желтой линией.

Управление системой запуска размещено на боковом горизонтальном пульте слева от кресла левого летчика (рис. 9). Элементы управления размещены в специальной коробке и сгруппированы отдельно для каждого двигателя. Каждая группа включает в себя главный выключатель запуска, сигнальную лампочку заслонки выхлопной системы стартера, кнопку запуска, кнопку останова двигателя, два тумблера холодной прокрутки двигателя и турбостартера.

СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

Процесс запуска заключается в переводе двигателя из нерабочего состояния в состояние устойчивой работы на оборотах малого газа.

Запуск ТРД разделяется на следующие этапы:

от начала подключения пускового устройства до начала работы турбины, т.е. до начала воспламенения топлива в камере сгорания. На этом этапе включаются системы зажигания, пусковая и основная топлив-

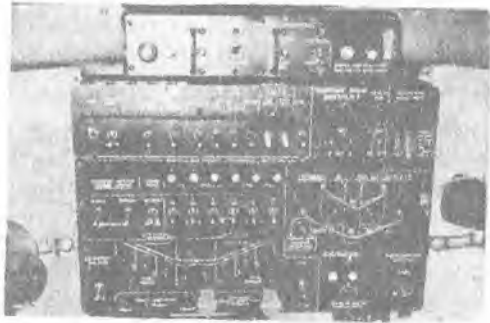


Рис. 6. Верхний электрощиток управления топливной и пожарной системами

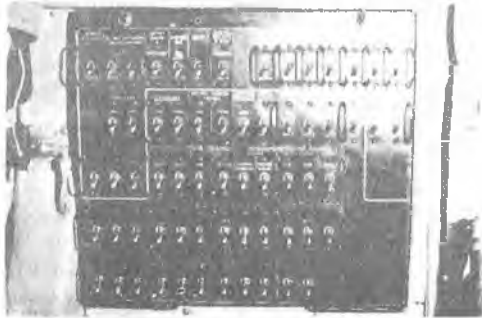


Рис. 7. Щит АВС, расположенный за креслом второго пилота

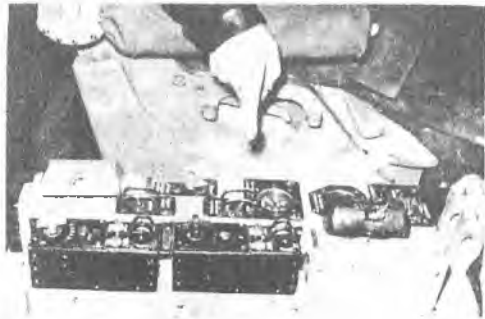


Рис. 8. Горизонтальный пульт управления (у кресла леволетчика)



Рис.9.Пульт управления
запуском.На снимке мо-
мент запуска правого
двигателя



Рис.10. Панель АЭС
запуска двигателей
(вверху) и электро-
силовой шит (внизу),
расположенные в от-
секе радиста

ные системы. Задача, стоящая на этом этапе, — создать устойчивый фронт пламени в камере сгорания;

от начала турбины до момента отключения стартера. На этом этапе происходит дальнейшая раскружка ротора при совместной работе ТС и турбины;

от момента отключения пускового устройства до выхода двигателя на режим малого газа. На этом этапе избыток мощности турбины идет на разгон ротора двигателя.

При запуске двигателя наклонные шайбы насосов ПН-28Б и ПН-15Б находятся в положении максимальной подачи. В этом случае в двигатель топливо подается в количестве, значительно большем потребного, что может вызвать помпаж и заброс температуры газов. Автомат запуска, конструктивно связанный с насосом ПН-15Б (рис.1) и работающий от перепада давлений топлива после насоса и воздуха за компрессором, обеспечивает нормальный запуск двигателя (без помпажа и перегрева) за оптимальное время. Это достигается изменением подачи топлива в двигатель за счёт перепуска на всасывание избыточного количества топлива, подаваемого качающими узлами насосов, при малом давлении воздуха за компрессором. По мере возрастания давления воздуха (с увеличением числа оборотов ротора) уменьшается количество перепускаемого через автомат запуска топлива и увеличивается количество топлива, подаваемого в двигатель. При выходе двигателя на 1200 об/мин давление воздуха в воздушной полости автомата прекращает перепуск топлива на всасывание.

Принципиальная схема системы запуска двигателя типа РД-3М показана на рис.11, пусковая топливная система - на рис.1.

При включении АЗС 16 и главного выключателя 13 запуска электромагнит МЭК-2 3 открывает заслонку 9 выхлопной системы ТС. За 6-10^с до полного открытия заслонки замыкаются сигнальные контакты 2 блокировки запуска при закрытой заслонке. В это время загорается синяя сигнальная лампочка 4.

Через 1-2 секунды после нажатия кнопки 12 " пуск" включается система самоблокировки запуска. В то же время электростартер СТ-3ТП 8 начинает раскручивать ТС 7, включается зажигание ТС (пусковая катушка КИ-21 10) и подается пусковое топливо (включается в работу насос-регулятор ТНР-3РМ 15 и электромагнитный кран пускового топлива 11). При достижении ротором ТС 8000-12500 об/мин происходит автоматическое выключение электростартера и пусковой катушки. При этом

электромагнитный кран II, обеспечивающий подачу пускового топлива, остается открытым до отключения всей автоматики запуска.

С началом раскрутки ротора двигателя начинает вращаться тахогенератор 5, развивающий напряжение, пропорциональное оборотам ротора. При достижении ротором двигателя 220-280 об/мин от напряжения на клеммах тахогенератора срабатывает сигнальное реле, включающее блок пусковых катушек/ИИИ-2PI I4, электромагнитный топливный кран-основного двигателя I9 и электродвигатель I8 пускового насоса ПНР-10-3M I7. Это обеспечивает нормальную работу автомата запуска.

Турбина двигателя начинает развивать крутящий момент после воспламенения топлива, подаваемого через рабочие форсунки двигателя. Это возможно только при оборотах ротора, которые обеспечивают подготовку и воспламенение горючей смеси. При раскрутке ротора двигателя до 220-280 об/мин условия распыливания топлива, подготовки топливо-воздушной смеси, скорости ее движения, температуры и давления в зоне горения соответствуют условиям надежного воспламенения. Это обеспечивается применением бензина в качестве пускового топлива и пусковых центробежных форсунок, позволяющих при небольших давлениях ($1,4 - 1,75 \text{ кг/см}^2$) и расходе бензина 7-10 кг/час создать факел пламени с тепловой энергией, достаточной для воспламенения основного топлива.

При выходе ротора двигателя на 740-880 об/мин выключаются пусковой насос и электромагнитный кран пускового топлива. Система зажигания остается включенной для подтенировки свечей.

Отключение ТС, всей электроавтоматики запуска и системы зажигания двигателя происходит при 1150-1280 об/мин. Двигатель самостоятельно выходит на обороты малого газа 1750 ± 50 об/мин. Время выхода на этот режим - 120 секунд.

При увеличении оборотов двигателя до 1850 - 2050 об/мин срабатывает пневмоконтактор I, позволяющий при выключении главного выключателя I3 запуска закрыть заслонку ТС. В то же время сигнальные контакты 2 размыкаются. Благодаря этому запуск стартера на работающем двигателе невозможен.

При достижении двигателем 4250 ± 50 об/мин срабатывает центробежный датчик, через концевой выключатель которого питание от бортовой сети подводится к электромагнитному воздушному крану, открывающему доступ сжатому воздуху в механизм ленты перепуска; лента закрывается.

Диаграмма последовательного срабатывания агрегатов и продолжительности их работы при запуске двигателя показана на рис. I2.

Включение главного выключателя запуска

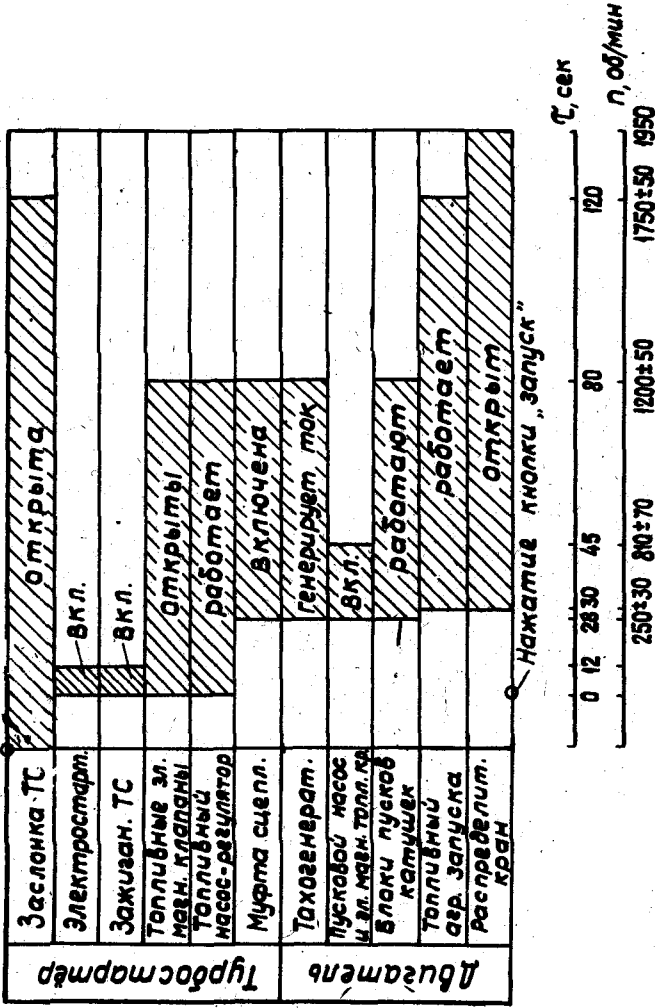


Рис. 12. Диаграмма последовательного срабатывания и продолжительности работы агрегатов системы запуска

ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

Пробой двигателя называется проверка работы двигателя, его систем, агрегатов и контролирующих приборов на различных режимах. Такая проверка "Наставлением по технической эксплуатации воздушных судов ГА" возложена на авиационно-технические базы (АТБ) и производится перед каждым полетом, после регламентных работ и после замены двигателей или агрегатов силовых установок. Для каждого типа летательного аппарата в инструкциях по технической эксплуатации определяются объем и последовательность работ по запуску и опробованию, включая все подготовительные работы. Независимо от типа двигателя и систем его запуска, работы по их проверке имеют общие вопросы, которые будут рассмотрены ниже.

Запуск и опробование двигателей производится по графику, имеющемуся в руководстве по летной эксплуатации данного самолета. На рис. 13 представлен типовой график опробования ТВД типа РД-3М.

После запуска двигателя (участок 0-1) проверяют давление масла, которое должно быть не ниже $1+2 \text{ кг/см}^2$, и температуру газов (не больше 600°C), после чего прогревают двигатель в течение 1 минуты на оборотах малого газа (участок 1-2) и в течение 1 минуты, на режиме 0,8 номинального (4470 об/мин - участок 3-4), на который двигатель плавно выводится за время 30 секунд. Это необходимо для того, чтобы обеспечить постепенный прогрев деталей двигателя. Не допускается перевод двигателя непосредственно после запуска на повышенные режимы и, тем более, на валетный режим, т.к. при этом в элементах горячей части появляются высокие внутренние напряжения, вызванные неравномерным нагревом, приводящие к короблению и образованию трещин. Одновременно с подогревом производится контроль параметров работы двигателя и его агрегатов по показаниям приборов. Проверяется давление и температура масла, давление топлива, температура газа за турбиной, устойчивость оборотов двигателя, работа систем выработки топлива, фиксируется число оборотов ротора, при котором закрывается заслонка выхлопной системы ТС и ленты перепуска (точка А на рис. 13). Следует отметить, что на оборотах прекращения перепуска параметры работы двигателя (температура газа за турбиной, тяга, удельный расход топлива) меняются скачками. Основные эксплуатационные режимы двигателя располагаются между оборотами перепуска и максимальными.

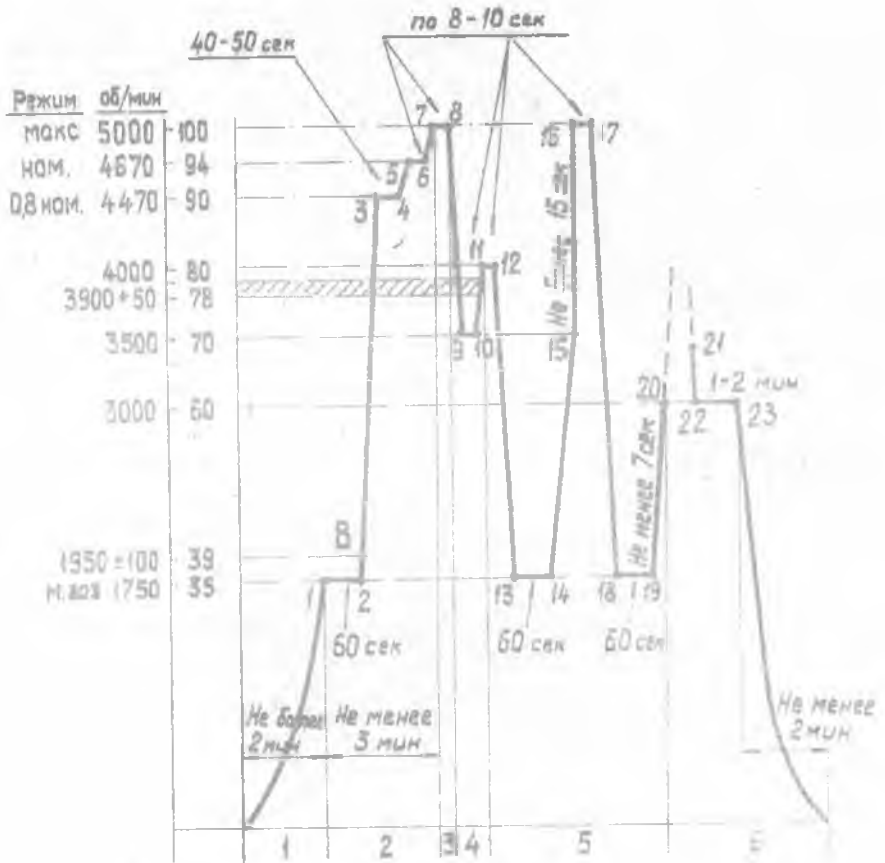


Рис. 13. График пробы двигателя типа РД-3М

А - обороты закрытия ленты перепуска; Б - обороты открытия ленты перепуска; В - обороты закрытия заслонки ТС; Г - выход на малый газ ($P_M = 1,2 \text{ кг/см}^2$, $T_T = 470^\circ\text{C}$); 2 - прогрев, проверка номинального режима ($P_M 4 \text{ кг/см}^2$, $T_T = 480^\circ\text{C}$) и выход на максимальный режим; 3 - проверка максимального режима $P_M = 4 \div 5 \text{ кг/см}^2$, $T_T = 585^\circ\text{C}$; 4 - проверка оборотов срабатывания ленты перепуска; 5 - проверка приемистости; 6 - охлаждение и останков двигателя

После прогрева двигатель плавно - за секунду (участок 4-5) - выводится на номинальный режим (участок 5-6) и через 8-10 сек на взлётный режим (участок 7-8). При этом фиксируются параметры работы на обоих режимах: давление масла, температура газов за турбиной, давление топлива. При выходе на взлётный режим допускается кратковременный заброс T_T до 600°C . Продолжительность работы двигателя на взлётном режиме 8-10 сек.

В процессе опробования двигателя на номинальном и взлётном режимах необходимо обращать внимание на внешние признаки исправной работы: отсутствие тряски и перебоев в работе, посторонних шумов и звуков.

Главным перемещением рычага управления двигатель переводится на режим 3500 об/мин (участок 8-9), и проверяется его работы на переходных режимах. При этом фиксируется момент открытия лент перепуска (точка Б на графике пробы). Через 10 сек работ на этом режиме двигатель плавно (за 10-15 сек) переводится на 4000 об/мин, и проверяются обороты закрытия лент передупуска (точка А). Разница между точками А и Б не должна превышать 50 об/мин.

После выдержки на режиме 4000 об/мин в течение 10 сек плавным перемещением (за 20-25 сек) рычага управления двигатель переводится на режим малого газа.

При работе двигателя на режиме малого газа (участок 13-14) проверяется и фиксируется давление масла, топлива и температура газов. Эта проверка производится на прогревом двигателя, поскольку холодный двигатель работает недостаточно устойчиво.

В течение минуты двигатель работает на режиме малого газа, затем его следует плавно (за 30 сек) перевести на режим устойчивой работы (автоматического регулирования), соответствующий 3500 об/мин ротора двигателя (точка 15). С этого режима производится проверка приёмности двигателя до взлётного режима. В этом случае рычаг управления двигателем плавно, за 1,5 - 2 сек, переводится до взлётного режима (участок 15-16). Время, в течение которого происходит разгон оборотов двигателя до максимальных, - не более 15 сек. Работа на участке 16-17 не должна превышать 8-10 сек.

Участок 17-18 соответствует плавному переходу двигателя на режим малого газа. Двигатель на переходных режимах должен работать плавно, без перебоев и дымления.

На участке I8-I9 (режим малого газа) двигатель выдерживается около минуты, после чего необходимо проверить приемистость двигателя с 1750 до 3000 об/мин (на режиме управления подачей топлива клапаном постоянного перепада на дроссельном кране). Для этого плавно (за I-2 сек) перевести рычаг управления до упора максимальных оборотов. После достижения 3000 об/мин (участок I9-20) обратным движением рычага (участок 2I-22) плавно установить 3000 об/мин (участок 22-23) для охлаждения двигателя во избежание коробления горячих деталей перед остановом.

Двигатель можно остановить через I-2 минуты после выхода на этот режим.

ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ

После I-2 - минутного охлаждения двигателя на режиме, соответствующем 3000 об/мин, необходимо плавно перевести рычаг управления двигателем в положение "Стоп" (за проходной фиксатор малого газа). При этом проверяется на слух отсутствие посторонних, не свойственных двигателю шумов, и легкость его хода по времени гашения инерции вращения ротора с малого газа до полной остановки. Это время не должно быть меньше 2-х минут. Необходимо убедиться в отсутствии дымления из реактивного сопла, наблюдающегося при неисправном сливном клапане. После останова ротора следует выключить подкачивающие топливные насосы и перекрыть пожарный край топливной системы.

Аварийный останов двигателя производится быстрым переводом рычага управления двигателем в положение "Стоп" и разрешается в следующих случаях:

- при резком падении давления масла на входе в двигатель;
- в случае опасной в пожарном отношении течи топлива или масла;
- при резком повышении температуры газа сверх допустимого предела (720°C);

- в случае ненормального выброса пламени (факеления) на выходе из реактивного сопла;

- при обнаружении на работающем двигателе не свойственных ему звуков;

- при появлении тряски двигателя;

- при неожиданном движении самолета со стоянки в случае отказа тормозов или срыва его с упорных колодок при опробовании двигателей.

ОБЯЗАННОСТИ ЛИЦ, ПРОИЗВОДЯЩИХ ЗАПУСК И ПРОБУ ДВИГАТЕЛЕЙ

В запуске двигателей на самолете Ту-104Е принимают участие минимум два студента, один из которых - запускающий - находится в кабине, второй - наблюдающий - на специально отведенном месте впереди самолета. Запуск и опробование двигателей студентами производятся под наблюдением техника самолета (учебного мастера) или преподавателя. При этом строго обязательно выполнение следующих условий:

1. Запускающий должен быть хорошо знаком с силовой установкой, обязан четко знать правила запуска, допустимые значения параметров контроля работы силовой установки, сознательно и безоговорочно выполнять правила техники безопасности при работе на учебном аэродроме института.

2. Наблюдающий студент обязан, начиная с момента подготовки к запуску и до полного останова двигателя, находиться на специально отведенном для наблюдения месте, следить за состоянием самолета и силовых установок в процессе запуска и работы двигателей, своевременно сообщать запускающему о замеченных неполадках путем визуальной сигнализации по установленной системе или с помощью СПУ, не подпускать к самолету следоватransпорт и посторонних лиц ближе 10 метров от воздухозаборников.

3. Разрешение на запуск дается наблюдающим путем поднятия белого флажка, запрещение запуска - поднятием красного флажка, немедленный останов двигателя - переkreщиванием над головой сигнальных флажков или рук. Сигнал "Внимание" подается поднятием над головой вертикально обоих флажков. При наличии связи по СПУ все визуальные сигналы дублируются голосом по переговорному устройству.

4. Студент, отработавший запуск, принимает доклад от наблюдающего и замечания по проведенному запуску от учебного мастера.

5. Вся работа студентов должна быть четкой, не допускающей излишней траты времени на организационные вопросы. Необходимо помнить, что лишняя минута обдумывания действий при работающем двигателе приводит к неоправданному расходу топлива, моторесурса и потерям рабочего времени.

6. В процессе занятий студенты обязаны проявлять максимально бережливое отношение к авиационной технике и учебным пособиям.

7. После окончания занятий общими усилиями студентов производится уборка материальной части и рабочего места (площадки).

8. По окончании уборки подводятся итоги занятий.

ПОДГОТОВКА, ЗАПУСК И ОПРОВАБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

Подготовка двигателя к запуску начинается со знакомства с силовой установкой, правилами и порядком запуска, изложенными в настоящем пособии. После изучения предыдущих разделов и собеседования с учебным мастером или преподавателем студент может быть допущен к подготовке материальной части самолёта и двигателя к предстоящим запускам и опробованию.

Внешний осмотр и подготовка самолёта и двигателя

1. Осмотреть планер и силовые установки. При этом обратить внимание на отсутствие течи топлива и рабочих жидкостей, крепление агрегатов и лучиков.

2. Снять заглушки со всех заборников.

3. Очистить площадку перед самолётом и за ним от посторонних предметов.

4. Проверить надёжность установки колодок под колёсами шасси.

5. В кабине проверить состояние тумблеров и переключателей всех электрических цепей.

6. Подключить к самолёту аэродромный источник питания электрической энергией. Подключение его производится с помощью электрораздаточного кабеля с разъёмом, предназначенным для подключения к бортовому РАП-1. Место подключения разъёма РАП-1 находится в отсеке передней стойки шасси (рис.14).

Подготовительные работы в кабине пилотов

1. Проверить кабину на отсутствие посторонних предметов.

2. Проверить напряжение сети, для чего на электросиловом щите (рис.10) включить тумблеры "сеть", "аэродромное питание", "отключение аккумуляторов" и с помощью позиционного переключателя проверить напряжение аэродромного питания, аккумуляторов и на рабочих шинах.

3. На щите АЭС (рис.7) включить следующие автоматы защиты сети: первый (верхний) ряд - сигнал шасси, СИУ-7, сигнал пожара, баллоны тушения пожара, пожарные краны, магистральный кран, автомат расхода топлива, сигнализатор работы топливных насосов, перекрывные краны баков № 1 и 4; второй ряд - ЭМИ-ЗРТИ, топливомер, автомат расхода



Рис.14. Подключение к самолету аэродромного источника питания



Рис.15. Установка рычагов аварийного торможения в исходное положение

топлива, сигнализатор работы топливных насосов; четвертый ряд - сигнализация положения дверей и люков (включать АЗС, относящиеся к одному запускаемому двигателю).

4. Проверить величину давления жидкости в гидросистеме. В случае необходимости произвести подкачку. Контроль давления в гидросистеме производится по прибору на горизонтальном пульте левого летчика (рис. 8).

5. Поставить самолет на стояночный тормоз, для чего одновременно нажать обе педали и зафиксировать их в таком положении фиксатором 5 (рис. 4).

6. После получения разрешения учебного мастера или преподавателя на запуск включить следующие АЗС (рис. 10): СПУ-7 (левая часть панели АЗС запуска); ПО - 6000 рабочий, воздушный кран двигателя, питание системы запуска, управление запуском, подкачку пускового топлива, гидронасос и сигнализации падения давления, расположенные на правой части панели и соответствующие запускаемому двигателю.

7. Через открытую форточку осмотреть площадку в зоне расположения наблюдающего и подать команду "К запуску".

8. Включить на панели АЗС, запуска (рис. 10) генераторы.

9. Выключить механизм стопорения рулей, для чего поставить ноги на педали, находящиеся в нейтральном положении, отклоняя на себя штурвал, перевести рычаг стопорения рулей (у левого борта) в положение "расстопорено".

10. Поставить рычаг управления двигателем в положение проходного фиксатора малого газа.

11. Открыть магистральный кран, перекрывной и пожарный краны запускаемого двигателя. Краны расположены на верхнем щитке (рис. 6) кабины пилотов.

12. Включить автоматическую систему тушения (верхний щиток, рис. 6).

13. Проверить лампы пожарной сигнализации.

14. Включить на расход группу баков по указанию учебного мастера или преподавателя.

15. Подготовить к действию рычаги аварийного торможения (рис. 15).

Запуск двигателя

1. Открыть крышку управления запуском двигателей и включить главный переключатель запуска (рис. 9).

2. После загорания сигнальной лампочки открытий заслонки выхлопного патрубка ТС запускаемого двигателя убедиться еще раз через форточку (и по СДУ) о разрешении запуска наблидадим, подать команду "Запуск!" и, получив ответ "Есть запуск!", приступить к запуску.

3. На одну - две секунды нажать кнопку "Запуск" (рис. 9). Одновременно включить секундомер на центральной панели (рис. 4 и 5). После выполнения перечисленных операций, не более чем через 120 секунд, двигатель выходит на обороты малого газа 1750 ± 50 об/мин. За это время необходимо следить за температурой газа за турбиной ТС по прибору на средней панели кабины летчиков (норма $400-450^{\circ}\text{C}$); затем необходимо наблюдать за давлением масла, температурой газа основного двигателя (норма $350 - 400^{\circ}\text{C}$, но не выше 650°C) и давлением топлива. В случае внезапного падения давления масла на входе в двигатель, запуск прекратить и выяснить причину!

4. Проба двигателя (см. раздел "Опробование двигателя" настоящего пособия) производится по графику пробы (рис. 13).

П Р Е Д У П Р Е Ж Д Е Н И Е

1. Запрещается производить запуск двигателя с закрытой лентой перепуска. О положении ленты можно судить по сигнальным лампочкам, расположенным над счетчиком оборотов (левая панель приборной доски пилотов - рис. 4 и 5).

2. Если запуск стартера не удастся и сопровождается горением в камере сгорания, необходимо произвести холодную прокрутку стартера в течение 10-15 секунд.

3. Запрещается производить повторную холодную прокрутку стартера до полной остановки ротора.

4. Во избежание перегрева электродвигателя стартера разрешается производить не более пяти холодных прокруток подряд с перерывом между ними 4 минуты. Следующую прокрутку разрешается производить только после 15-минутного перерыва.

5. При запуске не допускается установка рычага управления двигателем в положение выше проходного фиксатора малого газа.

6. Запрещается производить повторный запуск двигателя до момента полной остановки его ротора.

РАБОТА СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ

О возникновении пожара на самолете в зоне топливных баков или в гондолах двигателей экипаж узнает по загоранию табло "Пожар" на средней части приборной доски. Одновременно гаснет контрольная лампочка огнетушителей первой очереди, указывая, что противопожарная система сработала. При получении сигнала о пожаре необходимо внимательно наблюдать за зоной его возникновения. Очаг пожара может быть замечен визуально, если термовзвешатели не сработали. В случае, когда после разрядки огнетушителей I-ой очереди пожар не ликвидирован, следует нажать на кнопку включения огнетушителей 2-ой очереди, при этом контрольная лампочка срабатывания огнетушителей 2-ой очереди погаснет.

В случае возникновения пожара в зоне двигателей, студент, запускающий двигатель, обязан резким движением перевести рычаг управления загоревшимся двигателем в положение "Стоп" и держать его в таком положении 2-3 секунды, после чего закрыть пожарный кран топливной системы и нажать лампу-кнопку горящего двигателя на верхнем электрощитке (рис.6).

ПРИМЕЧАНИЕ. 1. Проверка исправности ламп сигнализации пожара осуществляется путем нажатия на кнопки проверки при включенном АЗС-15 на щите АЗС (рис. 7). При этом срабатывает реле проверки, подающее напряжение на лампу.

2. Контроль исправности электромагнитных кранов производится при отключенных пиропатронах.

3. Без предварительного знакомства с работой системы пожаротушения и специального инструктажа студентам категорически запрещается включать тумблеры системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационный турбореактивный двигатель РД-3М. Оборонгиз, 1958.
2. Справочник по самолетам Ту-104, Ту-104А, Ту-104Б (для технического состава). М., Редиздат-аэрофлота, 1961.

ТОПЛИВОРЕГУЛИРУЮЩАЯ АППАРАТУРА ОСНОВНОЙ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ
ДВИГАТЕЛЯ ТИПА РД-3М

Основной аппаратурой, питающей двигатель топливом и регулирующей его количество в зависимости от режима работы двигателя, являются насосы ПН-28Е и ПН-15Е.

Насос ПН-28Е состоит из следующих узлов:

плунжерного насоса высокого давления с переменным ходом плунжеров;

автоматического регулятора числа оборотов, выполняющего функции автоматической регулировки подачи топлива для поддержания постоянных оборотов двигателя при постоянной высоте и скорости полета;

дрессельного крана, служащего для регулировки подачи топлива вручную;

гидравлического замедлителя, служащего для обеспечения более точной дозировки подачи топлива при разгоне оборотов двигателя.

Насос ПН-15Е включает:

плунжерный насос высокого давления с переменным ходом плунжеров;

автомат высотно-скоростной корректировки, выполняющий функции автоматической регулировки подачи топлива для поддержания постоянных оборотов двигателя в зависимости от высоты и скорости полета;

автомат приёмистости для автоматической регулировки подачи топлива в процессе разгона оборотов двигателя в зависимости от давления топлива перед форсунками и давления воздуха за компрессором;

автомат запуска, осуществляющий при запуске двигателя плавную дозировку топлива, поступающего к рабочим форсункам, в зависимости от давления воздуха за компрессором;

клапан минимального давления, поддерживающий минимально допустимое давление, а следовательно, и расход топлива через рабочие форсунки для обеспечения нормального давления в камере сгорания двигателя;

распределительный клапан, управляющий подачей топлива в дополнительный и основной топливные коллекторы в зависимости от давления топлива на входе.

Топливо от самолётных баков под давлением $1,8 - 3,0 \text{ кг/см}^2$ поступает к топливным насосам высокого давления ПН-28Е и ПН-15Е.

От насосов по каналу 2 и 3 (см. плакат) топливо поступает к дроссельному крану насоса ПН-28Е, откуда по каналу 4 - к распределительному клапану насоса ПН-15Е.

Для регулирования проходного сечения дроссельного крана в положении малого газа служит игла, установленная в обводном канале 8 крана. При отказе системы автоматической регулировки и возникающей опасности раскрутки оборотов двигателя больше предельных дроссельный кран может быть использован для ручной аварийной регулировки подачи топлива.

От распределительного клапана топливо в зависимости от его давления поступает по дополнительному 5 и основному 6 каналам к рабочим форсункам (при давлении до $20-25 \text{ кг/см}^2$ топливо поступает только по дополнительному каналу - каналу малого газа).

Насосы ПН-28Е и ПН-15Е работают параллельно. Производительность насосов зависит от числа оборотов их роторов и от величины хода плунжеров. Производительность определяется углом наклона шайб насосов.

Насос ПН-15Е является вспомогательным. Производительность его меняется только в зависимости от высоты и скорости полёта.

Регулирование оборотов и разгон двигателя осуществляются изменением подачи топлива насосом ПН-28Е.

Для устранения влияния неустойчивости давления топлива на характеристики элементов регулирования на насосах установлены клапаны постоянного давления.

Работа насосов при запуске двигателя. При запуске двигателя наклонные шайбы насосов находятся в положении максимальной производительности. При этом качающие узлы насосов подают топливо в количестве, значительно большем требуемого, что может вызвать помпак и заброс (резкое повышение) температуры газов. Поэтому часть топлива, идущего по каналу 4, автоматом запуска перепускается по каналу 7 на линию всасывания насоса ПН-15Е.

Слева на золотник автомата запуска действует давление перед распределительным клапаном, справа - сила от перепада давления воздуха, передающегося на мембрану, и усилие пружины.

Количество перепускаемого топлива из канала перед распределительным клапаном на всасывание зависит от давления воздуха за компрессором, подводимого и выпускаемого через соответствующие жиклёры. В начале запуска, когда это давление незначительно, количество перепускаемого топлива сравнительно велико. По мере возрастания давления воздуха за компрессором уменьшается количество перепускаемого через автомат запуска топлива, и увеличивается количество топлива, подаваемого через распределительный клапан в двигатель.

При выходе двигателя на 1200 об/мин давление воздуха в воздушной полости автомата запуска достигает такой величины, что перепуск топлива на всасывание прекращается.

Работа насосов при работе двигателей на режиме малого газа.

При работе двигателя на режиме малого газа дроссельный кран насоса ПН-28Е закрыт, и топливо поступает в двигатель через обводной канал, площадь сечения которого регулируется иглой малого газа.

Работа насосов при работе двигателя на оборотах до 3500 об/мин (до начала автоматического регулирования). При работе двигателя до 3500 ± 25 об/мин количество подаваемого в него топлива устанавливается перемещением дроссельного крана насоса ПН-28Е. Перемещение крана влево увеличивает подачу топлива, а вправо - уменьшает.

Управление подачей топлива до начала автоматического регулирования осуществляется клапаном постоянного перепада, поддерживающим перепад давления на дроссельном кране постоянным, равным 10 кг/см^2 . Слева (по схеме) на клапан действует давление топлива до дроссельного крана, справа - давление топлива за дроссельным краном плюс усилие пружины. Степенью натяжения пружины задается перепад давления на дроссельном кране, при котором золотник клапана начинает перемещаться вправо.

Если перепад давления на дроссельном кране превысит заданный, то золотник клапана сместится вправо и откроет слив топлива из межпоршневой полости камеры 9 по каналу IО и подвод топлива с высоким давлением под поршень наклонной шайбы по каналу II. Поршень сместится вправо и переведет шайбу на меньший угол наклона. Производительность насоса упадет, перепад давления уменьшится до заданной величины, и золотник прикроет сечения, примыкающие к каналам IО и II, до величины, обеспечивающей давление топлива, необходимое для поддержания наклонной шайбы в заданном положении.

Если перепад давления на дроссельном кране становится меньше заданного, то весь процесс идет в обратном порядке.

При работе двигателя на оборотах выше автоматического регулирования перепад давления на дроссельном кране ниже заданного, и поэтому клапан садится на упор, выключаясь из работы.

При остановке двигателя, когда дроссельный кран закрыт, а ротор двигателя и насосов продолжают еще некоторое время вращаться, и при возрастании на дроссельном кране перепада давления топлива более 20 кг/см^2 предусмотрен перепуск топлива на всасывание через предохранительный клапан в насосе ДН-28Е.

Работа насосов при работе двигателя на оборотах выше 3500 об/мин (на режимах автоматического регулирования). С момента достижения оборотов начала автоматического регулирования в действие вступает центробежный регулятор, поддерживающий заданное число оборотов двигателя при любых скоростях и высотах полета.

Основными элементами автоматического регулятора оборотов являются:

центробежный маятник, вращающийся с тем же числом оборотов, что и ротор насоса, и являющийся датчиком регулятора;

золотник датчика регулятора с пружиной;

сервопоршень наклонной шайбы насоса, являющийся исполнительным органом регулятора;

поршень золотника обратной связи и золотник, кинематически связанные через рычаг обратной связи с гильзой золотника датчика регулятора;

клапан постоянного давления, поддерживающий постоянное давление топлива во входном канале регулятора.

На установившемся режиме в зоне автоматического регулирования центробежный регулятор находится в "равновесном положении", при котором сила, возникающая в результате расхождения грузиков маятника и действующая на золотник датчика, уравновешивается пружиной, упругость которой зависит от положения рычага управления двигателем. Полски золотника датчика занимают при этом такое положение относительно отверстий в гильзе золотника датчика, что топливо под давлением поступает в камеры 15 и 16, откуда оно стравливается по жиклерам. Каналы 18 и золотника обратной связи перекрыты этим золотником.

При уменьшении числа оборотов золотник датчика регулятора вследствие уменьшения центробежных сил грузиков смещается влево, увеличивая слив топлива из полости I5 и подвод его в полость I6. При этом поршень наклонной шайбы и поршень обратной связи насоса ПН-28Е, перемещаясь влево, отклоняют наклонную шайбу в сторону увеличения подачи топлива. Вместе с поршнями смещается влево и золотник обратной связи, сообщая межпоршневую камеру 9 через дроссельный пакет с подводом топлива под давлением из каналов I7 и I8. С движением золотника обратной связи начнёт перемещаться в ту же сторону (навстречу золотнику датчика) гильза золотника датчика до положения, примерно соответствующего "равновесному положению".

Под действием давления топлива, поступающего в межпоршневую полость 9, поршень золотника обратной связи прекратит перемещение влево и медленно возвратится в исходное положение. При этом межпоршневая полость 9 отсоединится от канала I8. Одновременно в исходное "равновесное" положение придут золотник и гильза датчика центробежного регулятора, так как они связаны рычагом с золотником обратной связи (при равновесном положении пояски золотника датчика должны занимать нейтральное положение относительно отверстий гильзы, а следовательно, и поддерживать постоянное число оборотов). Поршень наклонной шайбы переместится вправо и займет новое положение, соответствующее подаче топлива, необходимой для поддержания заданного числа оборотов.

При отклонении числа оборотов двигателя от заданных в сторону увеличения процесс регулирования будет идти в том же порядке при обратном направлении движения элементов регулирования. Благодаря такому действию регулятора в начальной стадии процесса регулировки, обратная связь становится более эффективной, что позволяет получать не только хорошую устойчивость регулировки, но и поддерживать заданное число оборотов с высокой степенью точности.

Настройка центробежного регулятора на заданное число оборотов производится изменением затяжки пружины регулятора через гидравлический замедлитель в зависимости от положения дроссельного крана.

Движение рычага управления двигателем передаётся через гидравлический замедлитель пружине золотника датчика.

Левая (по схеме) камера I9 поршня гидравлического замедлителя через дроссельный пакет сообщена с топливной магистралью за клапаном постоянного давления насоса ПН-28Е, а через отверстия в штоке с камерой слива 20. Правая камера поршня замедлителя постоянно соединена с камерой слива 20.

В равновесном положении поршня замедлителя приток топлива через клапан постоянного давления и дроссельный пакет в камеру I9 равен утечке топлива через отверстия в штоке на слив, поэтому силы, действующие на поршень справа и слева, уравновешены.

При переводе рычага управления двигателем в сторону увеличения оборотов втулка-рейка переместит золотник замедлителя вправо, и дозирующие отверстия в штоке замедлителя прикроются. Давление в полости I9 начнёт медленно возрастать, передвигая поршень замедлителя вправо. Благодаря движению поршня через рычаг замедлителя, пружина центробежного регулятора будет плавно настраиваться на новый режим до тех пор, пока не откроются дозирующие отверстия и истечение топлива через них не станет равным истечению топлива через дроссельный пакет.

Регулировка подачи топлива при разгоне оборотов двигателя. При разгоне оборотов двигателя рычаг управления переводится в положение, соответствующее требуемому числу оборотов двигателя. При движении рычага рейка гидрозамедлителя через пружину переместит ползун, который прикроет отверстия в штоке, и поршень гидрозамедлителя, перемещаясь вправо, будет через рычаг связи и шток пружины обратной связи плавно настраивать пружину золотника центробежного датчика на новый режим.

При разгоне оборотов двигателя на участке до 3500 об/мин действует автомат приёмистости (насос ПН-15Е). На золотник автомата приёмистости слева действует давление топлива перед распределительным клапаном, справа - перепад давлений между воздушными камерами автомата, воспринимаемый мембраной, и упругость пружины. Воздушная камера слева от мембраны находится под атмосферным давлением благодаря каналу, соединяющему её со сливным бачком, а камера справа от мембраны находится под давлением, которое создаётся за компрессором двигателя.

Золотник автомата приёмистости может перекрывать или сообщать камеру I4 со сливом (канал всасывания топлива). По этому же каналу через фильтр к золотнику автомата приёмистости подводится топливо из камеры I4, сообщаемой через жиклёр с каналом за дроссельным крапом.

На установившихся режимах автомат приёмистости не работает, так как соотношение сил, действующих на его золотник, таково, что золотник находится на упоре в крайнем левом (по схеме) положении. В

камере 14 устанавливается давление, равное давлению топлива за дроссельным краном, и разность давлений на золотнике клапана постоянного перепада давлений такова, что (как это уже указывалось) на установленных режимах на оборотах выше начала автоматической работы регулятора клапан постоянного перепада закрыт и не участвует в регулировке подачи топлива.

Во время разгона двигателя соотношение сил, действующих на золотник автомата приёмности, вследствие непрерывного повышения давления перед распределительным клапаном меняется так, что золотник перемещается вправо, сообщая камеру 14 со сливом. В результате давление в ней падает, а перепад давлений на клапане постоянного перепада увеличивается настолько, что его золотник, смещаясь вправо, сообщает камеру 15 с каналом нагнетания насоса ПН-28Е, а межпоршневую камеру 9 - с каналом низкого давления.

Одновременно с движением золотника автомата приёмности сервопоршень наклонной шайбы смещается вправо до тех пор, пока вследствие уменьшения подачи топлива (из-за уменьшения угла наклонной шайбы) не наступит равновесие сил, действующих на золотник.

Таким образом, в течение всего процесса разгона оборотов двигателя положение сервопоршня и, следовательно, угол наклона шайбы насоса ПН-28Е устанавливается в соответствии с усилиями, развивающимися на мембране автомата приёмности. Последние рассчитаны так, чтобы обеспечивать требуемую дозировку топлива при разгоне оборотов двигателя.

Работа насосов при изменении высоты и скорости полёта. Регулирование подачи топлива в двигатель при изменении высоты и скорости полёта производится автоматически высотным корректором (автоматом высотно-скоростной корректировки - ВСК) насоса ПН-15Е.

Топливо подводится к камерам 22 и 23 с обеих сторон поршня автомата по каналу высокого давления через жиклёры клапана постоянного давления и отводится на слив через жиклёры переменного сечения ВСК, проходное сечение которых может изменяться в зависимости от положения плоских клапанов, смонтированных на конце рычага обратной связи ВСК. Рычаг может вращаться на цапфе штока, связанного с анкером ВСК. На одном плече рычага имеется пружина, конец другого плеча опирается на профилированный кулачок, ось которого связана ременной передачей со штоком поршня наклонной шайбы.

При полёте на максимальной скорости на уровне моря и небольших высотах усилие, развиваемое анероидом ВСК, таково, что правый жиклер прикрыт, левый жиклер полностью открыт и создающаяся за счет этого разность давлений по обе стороны поршня наклонной шайбы удерживает последний в крайнем левом положении, при котором наклонная шайба находится на ограничителе максимальной подачи топлива.

С увеличением высоты полёта давление в воздушной камере ВСК, сообщаемой с входной полостью двигателя и имеющей давление, зависящее как от высоты, так и от скорости полёта, уменьшается.

С уменьшением давления в воздушной камере ВСК увеличивается усилие, передающееся от анероида, и рычаг обратной связи ВСК, поворачиваясь относительно своей опоры на кулачке обратной связи ВСК, открывает отверстие правого жиклёра и одновременно уменьшает отверстие левого жиклёра.

В силу изменения давлений в камерах поршень наклонной шайбы, перемещаясь вправо (по схеме), поворачивает кулачок обратной связи по часовой стрелке, что влечёт за собой уменьшение подачи топлива. Перемещение поршня вправо продолжается до тех пор, пока вследствие поворота кулачка и следующего за ним поворота рычага обратной связи ВСК около его центральной опоры не создается такое соотношение проходных сечений в жиклёрах переменного сечения, при котором наступает равновесное состояние всего механизма, соответствующее новому значению скоростного напора на входе в двигатель.

Клапан минимального давления. Для предупреждения срыва пламени в камере сгорания двигателя при переводе рычага управления с больших оборотов на малый газ в конструкции насоса ПН-15Е предусмотрен клапан минимального давления, который не допускает падения давления топлива ниже определённой величины и действует следующим образом.

На золотник клапана минимального давления с одной стороны действует давление топлива в канале дополнительного коллектора, с другой — сила упругости пружины. Если давление топлива в канале дополнительного коллектора снизится ниже допустимого значения, пружина переместит золотник клапана минимального давления так, что он своей проточкой соединит канал 24 с полостью 22. В этом случае поршень под действием высокого давления топлива переставит наклонную шайбу в положение, соответствующее увеличению подачи топлива, и восстановит минимально допустимое давление в канале дополнительного коллектора.

Для насоса ПН-15Е минимальное давление 8 кг/см².

Работа насосов при остановке двигателя. Остановка двигателя производится перемещением дроссельного крана в крайнее правое (по схеме) положение, при котором полностью перекрывается выход топлива из насосов.

Дроссельный кран при полном своём закрытии совместно с распределительным клапаном выполняет функцию стоп-крана.

Для предупреждения перегрузки насосов при остановке двигателя предусмотрен предохранительный клапан насоса ПН-28Е, который при увеличении перепада давления на дроссельном кране выше 20 кг/см^2 перепускает топливо на линию всасывания.

О Г Л А В Л Е Н И Е

ВВЕДЕНИЕ	3
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ	3
ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ, ОБСЛУЖИВАЮЩИЕ ДВИГАТЕЛЬ	4
ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ПИЛОТОВ	II
СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ	13
ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ	20
ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ	23
ОБЯЗАННОСТИ ЛИЦ, ПРОИЗВОДЯЩИХ ЗАПУСК И ПРОБУ ДВИГАТЕЛЯ.	24
ПОДГОТОВКА, ЗАПУСК И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ	25
РАБОТА СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ	29
ПРИЛОЖЕНИЕ	30

Евгений Александрович Березин
Борис Адесеевич Углов

ЗАПУСК И ОПРОБОВАНИЕ ТУРБОРЕАКТИВНОГО
ДВИГАТЕЛЯ НА САМОЛЕТЕ Ту-104Е

Методические указания

Редактор Н.А.Сидоренко
Техн.редактор Н.М.Калевик
Корректор Л.В.Сидорова

Подписано в печать 22.У.74 г. Объем 2,5 печ. л.
Формат бумаги 60x84 ¹/₁₆. Тираж 500 экз.Цена 15 коп.

Куйбышевский авиационный институт им.академика
С.П.Королева, г. Куйбышев, ул.Молодогвардейская,151.

Ротапринт тип. им. Мяги, г. Куйбышев, ул.Венцека,60.

Заказ № 4/55