

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ РСФСР
ПО ДЕЛАМ НАУКИ И ВЫСШЕЙ ШКОЛЫ

САМАРСКИЙ ордена ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА

К О Н Т Р О Л Ь
РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ Д-36
НА САМОЛЕТЕ ЯК-42

САМАРА 1991

Составители: Н. Н. Игонин, Ю. В. Киселев

УДК 621.452.3.004.5

Контроль работоспособности двигателя Д-36 на самолете ЯК-42: Метод. указания / Самар. авиац. ин-т; Сост. Н. Н. Игонин, Ю. В. Киселев. Самара, 1991. 40 с.

Изложена методика проведения работ по запуску и проверке работоспособности двигателя Д-36 и его систем по штатным параметрам, замеренным на работающем двигателе, в компоновке самолета ЯК-42.

Методические указания предназначены для студентов специальности 13.03 и используются при выполнении комплекса практических и лабораторных работ на учебном аэродроме института. Составлены преподавателями кафедры «Эксплуатация летательных аппаратов и двигателей».

Печатаются по решению редакционно-издательского совета Самарского ордена Трудового Красного Знамени авиационного института имени академика С. П. Королева

Рецензенты: Ю. С. Анисимкин, В. А. Хитов

1. ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ РАБОТЫ

Цель работы — ознакомить студентов с методикой контроля и приемами проверки работоспособности трехвального вентиляторного газотурбинного двигателя и его систем, научить определять вид технического состояния по штатным параметрам силовой установки в компоновке самолета ЯК-42.

Задачами работы являются:

1. Закрепление знаний, полученных при изучении курсов конструкции самолетов, двигателей и технической эксплуатации летательных аппаратов.

2. Приобретение практических навыков по запуску и проверке работоспособности двигателя на основных режимах его работы.

2. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Изучить методические указания к лабораторной работе.
2. Подготовить стоянку и самолет к запуску двигателей.
3. Осуществить запуск и опробывание двигателя Д-36 на самолете ЯК-42 с измерением функциональных параметров.
4. Выполнить заключительные работы на самолете.
5. Обработать результаты измерений.
6. Оформить отчет.

3. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ

Трехвальный турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36 предназначен для установки на пассажирские и транспортные самолеты. Двигатель имеет степень двухконтурности 6 на взлетном режиме и выполнен по трехвальной схеме с осевым четырнадцатиступенчатым компрессором, промежуточным корпусом, кольцевой камерой сгорания, пятиступенчатой турбиной и отдельными регулируемыми выходными соплами наружного и внутреннего контуров (ступенчатая мотогондола).

Особенность трехвальной схемы — разделение роторной части двигателя на три самостоятельных ротора, каждый из которых приводится во вращение своей турбиной. При этом роторы имеют различные оптимальные для каждого из них частоты вращения и связаны между собой только газодинамической связью. Схема укладки роторов — шестиопорная, т. е. каждый из трех роторов установлен на двух подшипниках.

Выполнение двигателя по трехвальной схеме позволило применить в компрессоре ступени, имеющие высокий коэффициент полезного действия;

обеспечить необходимые запасы газодинамической устойчивости компрессора;

использовать для запуска двигателя пусковое устройство малой мощности, так как при запуске стартер раскручивает только ротор высокого давления.

Большая степень двухконтурности двигателя и высокие параметры газодинамического цикла обеспечили его высокую экономичность.

Конструкция двигателя выполнена с учетом обеспечения принципа модульной (блочной) сборки. Двигатель разделен на 12 основных модулей, каждый из которых является законченным конструктивно-техническим узлом. Модульность конструкции двигателя обеспечивает возможность восстановления его эксплуатационной пригодности заменой модулей, а также отдельных деталей и узлов в условиях эксплуатации, а высокая контролепригодность способствует переходу от планово-предупредительного обслуживания к обслуживанию по техническому состоянию.

Переход к обслуживанию по техническому состоянию возможен только на базе выполнения комплекса диагностических проверок и в первую очередь работоспособности двигателя.

Под работоспособностью понимают состояние, при котором двигатель способен выполнять заданные функции на всех эксплуатационных режимах при различных внешних условиях. Пока основные функциональные параметры двигателя находятся в области, оговоренной нормативно-технической документацией, двигатель считается работоспособным. Однако в процессе эксплуатации в двигателе происходят структурные и функциональные изменения за счет процессов износа, старения, разрегулировок, и значения основных параметров могут выйти из рабочих полей допусков. В этом случае двигатель переходит в другое техническое состояние, классифицируемое как неработоспособное состояние.

Методика оценки работоспособности заключается в измерении основных функциональных параметров двигателя в процессе запуска и работы на режимах, оговоренных в технической документации, приведении параметров к условиям стандартной атмосферы

и режиму и сравнении приведенных параметров или их отклонений с нормой. Такой метод оценки работоспособности, получивший название «оценка по технической норме», широко используется на практике.

Основным параметром, определяющим функциональное назначение двигателя, является тяга. Однако в эксплуатационных условиях прямых измерений тяги не делают. Управление тягой обеспечивается системой регулирования путем воздействия на основные параметры рабочего процесса или параметры, непосредственно связанные с основными.

Для двигателя Д-36 параметром регулирования, с помощью которого осуществляется воздействие на тягу, является суммарная степень сжатия воздуха в компрессоре λ_k . Регулирующим фактором, посредством которого обеспечивается изменение λ_k , является расход топлива G_T . На всех режимах работы двигателя соблюдается строгое соответствие между расходом топлива и суммарной степенью сжатия.

Режим работы двигателя устанавливается с помощью рычага управления двигателем (РУД) и каждому положению РУД соответствует определенное значение λ_k (тяги). Однако при переменных внешних условиях (например, из-за изменения высоты и скорости полета) изменяются параметры рабочего процесса и, как следствие, тяга двигателя. Система регулирования должна парировать изменение внешних условий с целью поддержания соответствия между заданным режимом двигателя (углом установки РУД — $\alpha_{ру1}$) и величиной тяги.

Так при уменьшении давления наружного воздуха P_H степень сжатия λ_k (для сохранения постоянной тяги при $\alpha_{ру1} = \text{const}$) должна возрастать. Поэтому система регулирования должна увеличить расход топлива, что вызовет рост частот вращения роторов и температуры газов перед турбиной.

С целью ограничения температурных и динамических нагрузок, которые имеют место при уменьшении P_H , система регулирования корректирует значение степени сжатия по линейному закону.

В случае превышения t_T , n_B и $n_{квд}$ предельных значений ЭСУ воздействует на топливный регулятор и снижает расход топлива в двигатель. При работе ЭСУ в режиме ограничения выдается световой сигнал «ЭСУ В РЕЖИМЕ РЕГУЛИРОВАНИЯ».

С целью предотвращения помпажа на двигателе установлены клапаны перепуска воздуха в компрессоры низкого и высокого давления. Закрытие (открытие) клапанов перепуска происходит по командам системы регулирования при достижении суммарной степени сжатия установленных значений.

Учитывая специфику системы регулирования двигателя Д-36 при контроле его работоспособности следует проверять: правиль-

ность срабатывания клапанов перепуска воздуха; соответствие положению РУД в первую очередь суммарной степени сжатия, а также температуры газов и оборотов роторов; работу ЭСУ в режиме ограничения. Угол наклона зависимости λ_k от P_H для $\alpha_{\text{РУД}} = \text{const}$ выбран с целью сохранения тяги двигателя при изменении наружного давления. Таким образом, система регулирования двигателя дозирует топливо в зависимости от положения РУД и величины λ_k скорректированной по P_H . Непосредственную дозировку топлива осуществляет топливный регулятор — агрегат 935. На рис. 1 представлена зависимость λ_k от положения РУД.

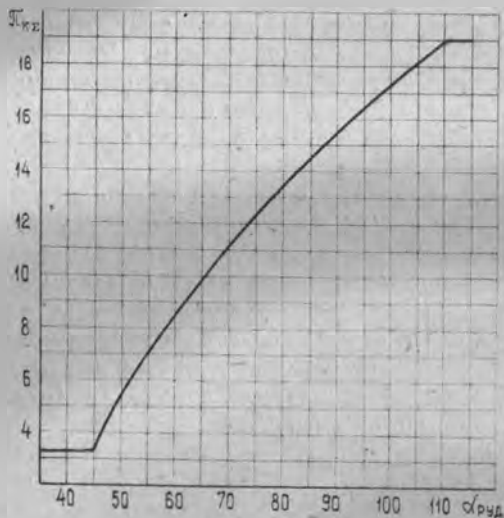


Рис. 1. Зависимость величины суммарной степени сжатия λ_k компрессоров от положения рычага управления $\alpha_{\text{РУД}}$ насос-регулятора двигателя Д-36 при $P_H = 0,1$ МПа, $t_H = +15^\circ\text{C}$, $N = 0$, $M = 0$

Система регулирования двигателя Д-36 снабжена электронной системой управления (ЭСУ). Одной из основных функций ЭСУ является предотвращение возникновения опасных температурных и динамических нагрузок. ЭСУ осуществляет ограничение температуры газов t_g за турбиной низкого давления, частот вращения роторов вентилятора n_v и компрессора высокого давления $n_{\text{КВД}}$ путем воздействия на величину расхода топлива. Значения предельной температуры газов за турбиной низкого давления зависят от режима работы двигателя и задаются по положению РУД (рис. 2).

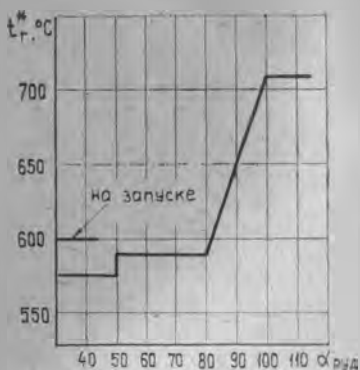


Рис. 2. Зависимость предельной величины температуры газов за турбиной низкого давления от положения рычага управления насос-регулятора двигателя Д-36

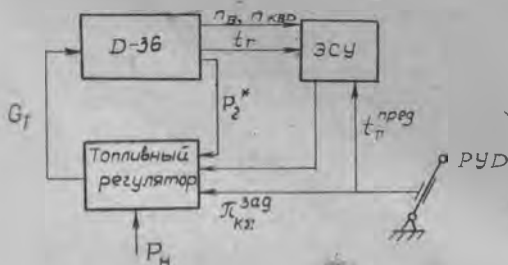


Рис. 3. Структурная схема регулирования двигателя Д-36

Предельные значения частот вращения роторов вентилятора и высокого давления указаны в формуляре двигателя и лежат в диапазонах соответственно $n_{в} = 93...94\%$, $n_{квд} = 102...103\%$.

Работу системы регулирования можно представить следующим образом (рис. 3). С помощью РУД осуществляется настройка топливного регулятора на заданное (скорректированное по P_{11}) значение $\pi_{к зад}$, а ЭСУ — на предельное значение $t_{гр пред}$. Величина полного давления воздуха за компрессором $P_{к}$ подается в топливный регулятор, где путем сопоставления с $P_{Н}$ преобразуется в измеренное значение $\pi_{к изм}$. Измеренное значение степени сжатия сравнивается с заданным по РУД. В случае их отличия регулятор изменяет расход топлива, подаваемого в двигатель в количестве, необходимом для восстановления равенства

$$\pi_{к изм} = \pi_{к зад}$$

4. ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ

Подготовка самолета к запуску двигателей включает работы по подготовке стоянки, наземных источников электроснабжения самолета и его двигателей.

ПОДГОТОВКА СТОЯНКИ

1. Убедиться, что площадка перед воздухозаборниками и реактивными соплами очищена от камней, а зимой от льда и снега, под колесами самолета установлены упорные колодки и они надежно соединены с бетонным покрытием, возле самолета имеются противопожарные средства, источник электроснабжения, а посторонние предметы и оборудование убраны из зон реактивной струи и зоны возможного перемещения самолета.

2. Подключить к бортовым разъемам (ШРАП-400 и ШРАП-500) наземный источник электропитания (АПА-35, АПА-50М, ЭГУ-3 и др.).

3. Подключить к бортовому разъему кабель самолетного переговорного устройства (СПУ).

ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА

1. Убедиться, что с самолета сняты все чехлы и заглушки, а в воздухозаборниках и реактивных соплах нет посторонних предметов, снега и льда.

2. Провести внешний осмотр самолета (см. рис. 4) и проверить: нет ли повреждений обшивки самолета; отсутствие подтекания топлива, масла и гидрожидкости в местах расположения двигателей, баков и коммуникаций; состояние заборника дренажной системы топливных баков и трубы объединения блоков вакуумных предохранительных клапанов.

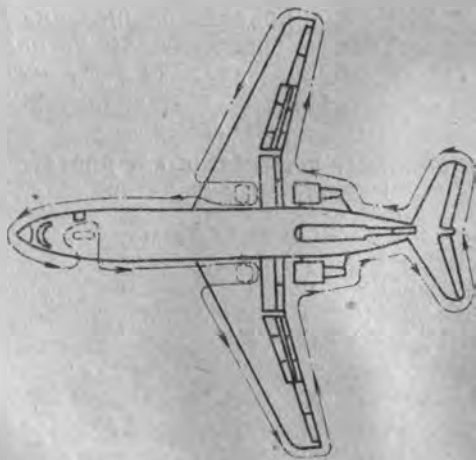


Рис. 4. Маршрут осмотра самолета ЯК-42

ПОДГОТОВКА КАБИНЫ САМОЛЕТА

Подготовка и проверка систем самолета, участвующих в запуске и контроле работоспособности двигателей, проводится в следующем порядке:

1. Установить два бортовых аккумулятора на самолет (аккумуляторы устанавливаются в контейнеры, расположенные в хвостовой части фюзеляжа в районе входного трапа).

2. В кабине пилота (рис. 5) проверить:

целостность приборного оборудования;

выключение автоматов защиты сети (АЗС) на правой и левой панелях;

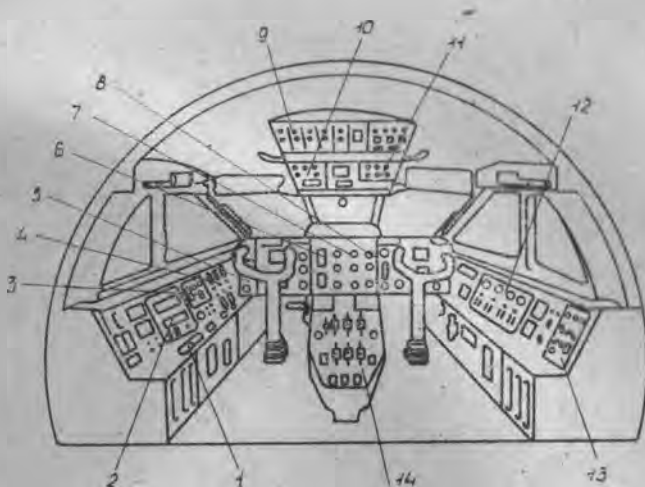


Рис. 5. Общий вид кабины пилотов:

левый пульт: 1 — панель запуска ВСУ и Д-36, 2 — панель управления ВСУ, 3 — панель контроля вибраций, 4 — панель контроля двигателя Д-36;

приборная доска пилотов: 5 — приборы и световые табло контроля работы ВСУ, 6 — световое табло (центральные огни) автоматической сигнализации отказов систем самолета, 7 — приборы контроля работы двигателей, 8 — указатели топливомера и расхода топлива;

верхний пульт: 9 — панель «ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА», 10 — панель «ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА», 11 — панель «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА»;

правый пульт: 12 — панель «КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ», 13 — щиток «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА», 14 — средний пульт

положение переключателя управления положением шасси (расположен на среднем пульте — рис. 6), переключатель должен находиться в выключенном положении и опломбирован;

давление зарядки азотом гидроаккумулятора тормозом, давление должно быть 3 МПа (30 кг/см²) при разряженном гидроаккумуляторе (указатель давления расположен на левом пульте — рис. 7);

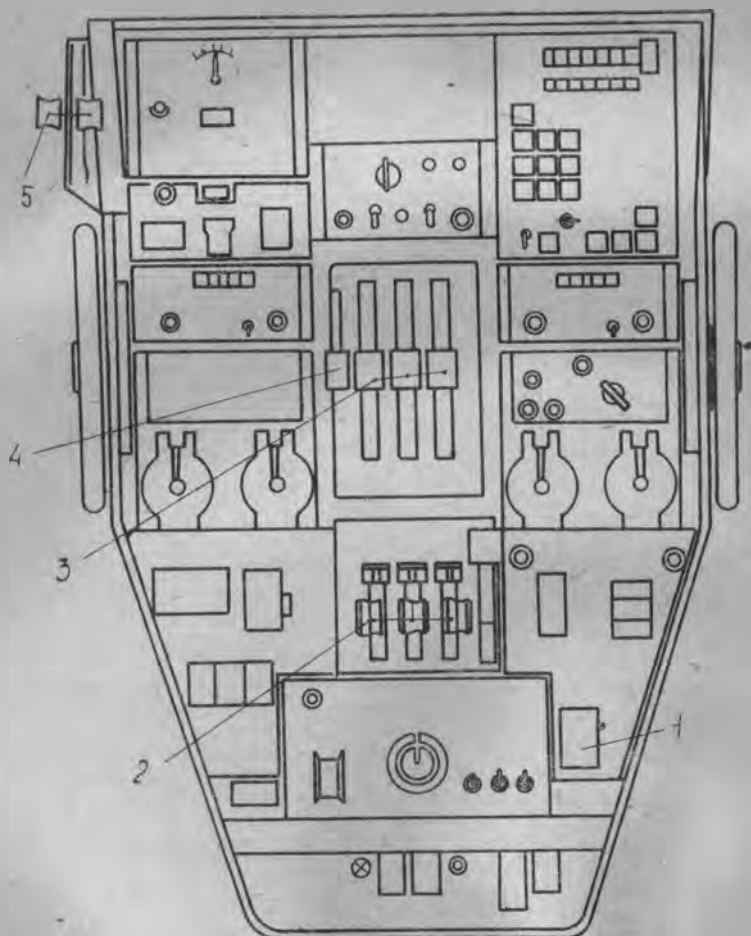


Рис. 6. Средний пульт: 1 — переключатель управления положением шасси, 2 — рычаги останова двигателей, 3 — рычаги управления двигателями, 4 — ручка стопорения рулей, 5 — рычаги аварийного торможения

положение рычагов управления двигателями (РУД) и остановом (РОД), рычаги РУД установить в положение «ЗЕМНОЙ МАЛЫ ГАЗ» (ЗМГ), а РОД в положение «ОСТАНОВ» (см. рис. 6).

3. Поставить самолет на стояночный тормоз, для чего рукоятки «АВАРИЙНОЕ И СТОЯНОЧНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ» переместить на себя и застопорить их в отклоненном положении (см. рис. 6).

4. Проверить напряжение бортовых аккумуляторов, установив на щитке «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» (правый пульт — рис. 8) выключатели аккумуляторов в положение «ВКЛЮЧЕНО». Переключатели вольтметра установить поочередно в положение левые и правые аккумуляторы и по вольтметру постоянного тока замерить напряжение, которое должно быть равным 24 В.

5. Проверить величину напряжения в бортсети при подключении аккумуляторов в бортсеть самолета, установив на панели

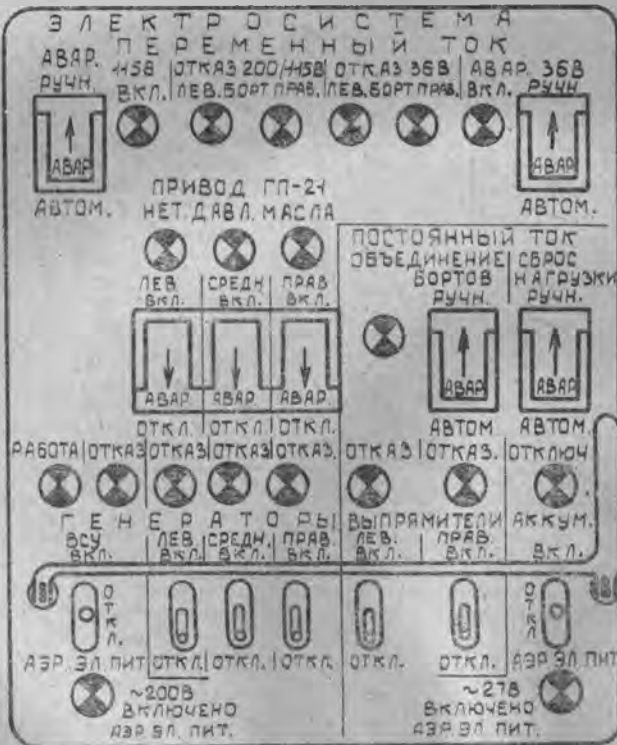


Рис. 9. Панель «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» верхнего пульта кабины пилотов

«ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» верхнего пульта пилотов (рис. 9) переключатели «ОБЪЕДИНЕНИЕ БОРТОВ» и «СБРОС НАГРУЗКИ» в положение «РУЧН.», переключатель «АККУМ-АЭР. ЭЛ. ПИТ.» в положение «АККУМ.».

По загоранию сигнальных ламп, световых табло и по вольтметру постоянного тока убедиться, что на шинах левых и правых распределительных устройств (РУ) имеется напряжение 24 В.

6. Установить связь по СПУ со студентом, ответственным по запуску на стоянке самолета, предварительно включив АЗС «СПУ» и настроив необходимую громкость регулятором громкости, расположенным на левом (правом) пульте пилотов.

7. Дать команду по СПУ о включении наземных источников электроснабжения.

8. Подключить аэродромный источник постоянного тока к бортовой сети самолета, для чего необходимо:

на щитке «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» (см. рис. 6) установить переключатель вольтметра постоянного тока в положение «АЭР. ПИТ.» и убедиться в наличии напряжения 28 В на разьеме аэродромного питания;

на верхнем пульте (см. рис. 9) горят сигнальные лампы, сигнализирующие отказ генераторов (3 лампы), выпрямителей (2 лампы), систем 36 В и 200/115 В (4 лампы) и включения аэродромного источника питания. На центральной приборной доске горит центральный огонь «ЭЛЕКТРО.» (см. рис. 5).

9. Включить статические преобразователи постоянного тока в 3-фазный (ПТС-500А) с напряжением 36 В и однофазный (ПОС-1000А) с напряжением 115 В, для чего необходимо:

включить на левой панели АЗС автомат защиты «АВАР. 115-36 В»;

установить на верхнем пульте (см. рис. 9) переключатели аварийного включения преобразователей в положение «РУЧН.»;

убедиться по загоранию сигнальных ламп «АВАР. 115» и «АВАР. 36» о включении преобразователей в работу, а по вольтметрам переменного тока замерить величину напряжений, установив в соответствующие положения переключатели вольтметров на щитке «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» («ПОС», «ПТС», «АВАР. ШИНА»);

10. Проверить работу системы пожаротушения. Для проверки работоспособности системы пожаротушения необходимо:

включить на левой и правой панелях АЗС автоматы защиты «ГАШЕН. I и II ОЧЕР.», «СИГНАЛИЗАЦИЯ ПОЖАРА», «ПОЖАРОТУШЕНИЕ» и «СИРЕНА»;

на верхнем пульте пилотов (рис. 10) установить переключатель «РАБОТА-КОНТРОЛЬ» в положение «КОНТРОЛЬ»;

устанавливая поочередно многопозиционные переключатели

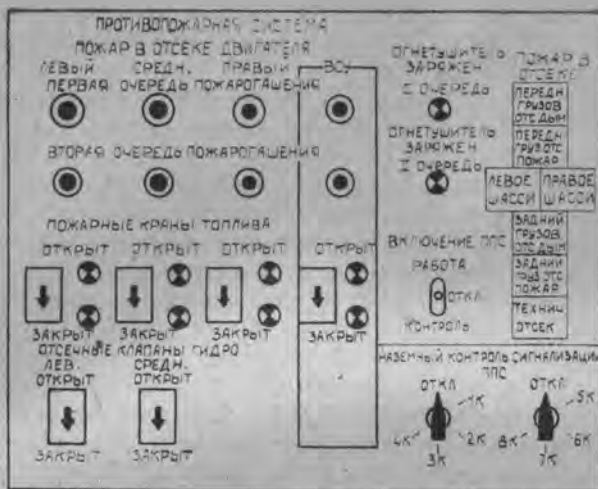


Рис. 10. Панель «ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА» верхнего пульта кабины экипажа

«НАЗЕМНЫЙ КОНТРОЛЬ СИГНАЛИЗАЦИИ ППС» последовательно в положения «1 К», «2 К» ... «8 К», проверить работу системы сигнализации пожара. В каждом положении переключателя должны гореть лампы-кнопки сигнализации пожара в двигательных отсеках, центральный огонь «ПОЖАР» (см. рис. 5) в импульсном режиме и звучать сирена.

При нажатии на колпачек центрального огня «ПОЖАР» отключается звуковой сигнал и центральный огонь переходит в режим постоянного свечения.

Лампа-кнопка сигнализации пожара в отсеке вспомогательной силовой установки (ВСУ) горит в первых пяти положениях переключателя проверки сигнализации пожара.

Световые табло «ПЕР. ГР. ОТСЕК» сигнализации пожара в переднем грузовом отсеке горит в первых пяти положениях переключателя проверки.

Световые табло «ЗАД. ГР. ОТСЕК» сигнализации пожара в заднем грузовом отсеке горит в трех первых положениях переключателя.

Световые табло «ЛЕВ. ШАССИ», «ПР. ШАССИ» горят только в положениях переключателя «1 К» и «2 К».

Установить переключатель «НАЗЕМНЫЙ КОНТРОЛЬ» сигнализации ППС в выключенное положение.

Установить переключатель «РАБОТА-КОНТРОЛЬ» в положе-

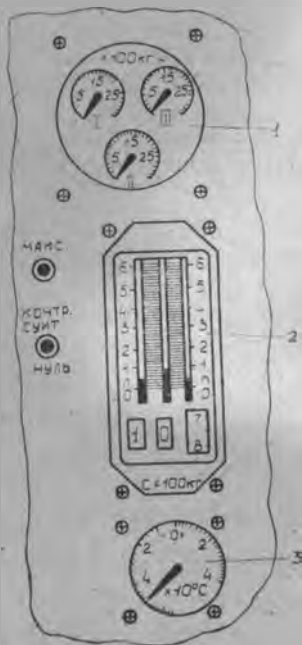


Рис. 11. Приборы контроля работы топливной системы на правой приборной доске пилотов: 1 — указатель мгновенного расхода топлива, 2 — указатель топлива, 3 — указатель температуры наружного воздуха

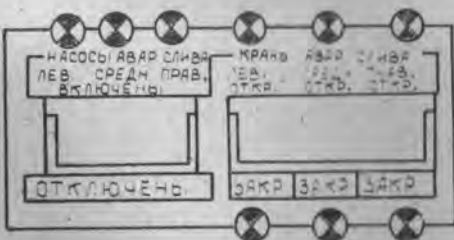
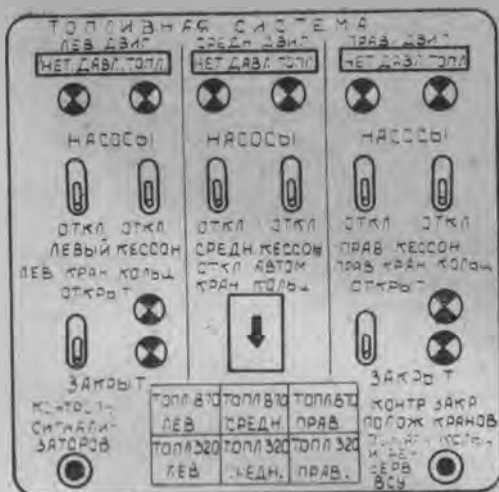


Рис. 12. Панель «ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА» верхнего пульта кабины пилотов

ние «РАБОТА». При этом должны загореться две сигнальные лампы с зеленым светофильтром «ОГНЕТУШИТЕЛЬ ЗАРЯЖЕН 1 ОЧЕРЕДЬ» и «ОГНЕТУШИТЕЛЬ ЗАРЯЖЕН 2 ОЧЕРЕДЬ».

11. Проверить работу топливной системы. Для проверки работоспособности топливной системы необходимо:

включить автоматы защиты «ТОПЛИВОМЕР», «АВТОМАТ

ВЫРАВНИВАНИЯ», «РАСХОДОМЕР», расположенные на левой панели АЗС;

замерить по указателю топливомера, расположенного на приборной доске пилотов, количество топлива в баках (рис. 11);

убедиться, что стрелки встроенных указателей мгновенного расхода топлива установлены на нулевые деления;

проверить работоспособность пожарных кранов, подачи топлива в двигатели. Переключатели управления кранами и сигнальные лампы положения кранов расположены на панели «ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА» верхнего пульта пилотов (см. рис. 10);

убедиться, что на панели управления топливной системой (верхний пульт пилотов) горят сигнальные табло «НЕТ ДАВЛ. ТОПЛ.» (рис. 12);

поочередным кратковременным включением насосов левого, среднего и правого кессонов убедиться в исправности работы насосов по загоранию сигнальных ламп;

проверить закрытое положение топливных кранов кольцевания и объединения по загоранию сигнальных ламп при нажатии кнопки «КОНТРОЛЬ ЗАКР. ПОЛОЖ. КРАНОВ. ПОЖАР., КОЛЬЦ., ВСУ» (см. рис. 12).

12. Проверить работоспособность виброаппаратуры (см. рис. 7). Для контроля работоспособности системы измерения вибрации опор роторов двигателей необходимо:

включить АЗС измерителей вибрации каждого двигателя, АЗС системы автоматической сигнализации (САС);

устанавливая переключатель «ДАТЧИК ВИБРАЦИЙ» поочередно в каждое положение и нажимая переключатель «КОНТРОЛЬ УКАЗАТЕЛЕЙ ВИБРАЦИЙ», контролировать величины отклонений стрелок указателей «ВЕНТИЛЯТОРОВ» и «ТУРБОКОМПРЕССОРОВ». Показания приборов должны соответствовать 45—55 делениям, а на приборной доске (рис. 13) — гореть соответствующее световое табло «ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ»;

установить переключатель «ДАТЧИК ВИБРАЦИЙ» в положение «АВТОМАТ».

13. Проверка работы измерителей параметров двигателя проводится в следующей последовательности:

включить все автоматы защиты измерителей и сигнализации предельных параметров двигателей, расположенных на левой и правой панелях АЗС;

проверить включение автоматов защиты системы автоматической сигнализации (САС);

проверить исправность ламп сигнализации, контролирующей работу двигателей и их систем, для чего нажать кнопки контроля ламп, расположенных на левой и правой приборных досках пило-

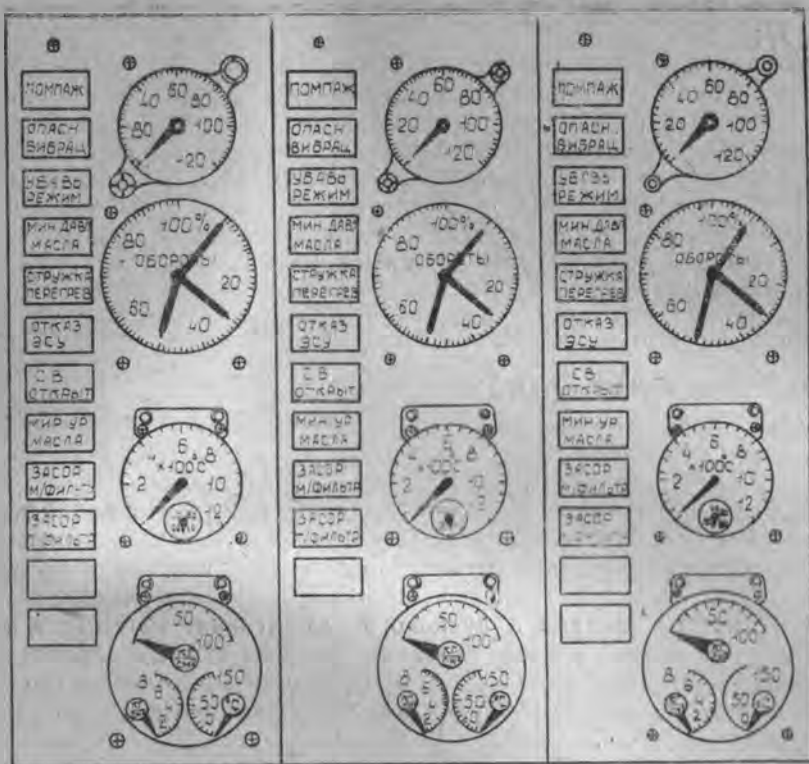


Рис. 13. Приборы и световые табло контроля работы двигателя и его систем на средней приборной доске датчиков

гов, и по загоранию световых табло на приборной доске убедиться в их исправности;

перемещением рычагов РУД проверить работу указателей положения рычага насоса-регулятора;

нажатием кнопок «КОНТРОЛЬ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ТЕМПЕРАТУР» и «КОНТРОЛЬ ИЗМЕРИТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВСУ», убедиться в работоспособности систем измерения температуры газов за турбиной. Кнопки контроля расположены на левом пульте (см. рис. 5 и 7);

включить АЗС основного и резервного питания электронной системы управления (ЭСУ) и при перемещении РУД на углы более 22° (по указателю положения РУД) убедиться в загорании светового табло «ОТКАЗ ЭСУ». После установки РУД в положение малый газ необходимо выключить питание ЭСУ каждого двигателя. Выклю-

чатели «ОТКЛЮЧЕНИЕ ЭСУ» расположены на левом пульте (см. рис. 7);

включить автоматы защиты системы кондиционирования и убедиться, что на панели «КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ» (см. рис. 5) переключатели регулирования расхода воздуха в салонах и кабине экипажа находятся в отключенном положении и горят сигнальные лампы с желтым светофильтром «ПОДАЧА ОТКЛ.» и «ОТБОР ОТКЛ.». Проверить работоспособность системы измерения температуры воздуха в салонах и трубопроводах подачи воздуха. Все указатели температуры должны показывать температуру наружного воздуха.

5. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

1. Система запуска двигателя — автоматическая и приводится в действие нажатием кнопки «ЗАПУСК». Двигатель автоматически выводится на режим земного малого газа с помощью воздушного стартера, автомата запуска топливного насоса-регулятора и систем пускового топлива и пускового зажигания. Регламентация последовательности работы системы запуска осуществляется по времени от электромеханического программного механизма (АПД) и по частоте вращения ротора компрессора высокого давления — по командам ЭСУ.

Система запуска обеспечивает запуск двигателей на земле и в полете, а также холодную прокрутку и ложный запуск.

2. Предварительную раскрутку ротора компрессора высокого давления с помощью воздушного стартера можно осуществлять от компрессора вспомогательной силовой установки (ВСУ), от аэродромного источника сжатого воздуха типа УВЗ (установка воздушного запуска) и от компрессора ранее запущенного двигателя.

3. Параметры сжатого воздуха в системе запуска:

давление 0,25—0,5 МПа (2,5—5,0 кгс/см²),

расход — не более 1,1 кг/с,

температура — не более 200°С.

4. При температуре масла в двигателе ниже —25°, необходимо перед запуском прогреть горячим воздухом маслобак, масляный радиатор, коробки самолетных агрегатов и воздушный стартер. Прогрев производится горячим воздухом с температурой не выше +100°С до повышения температуры масла в двигателе (по бортовому термометру) не ниже —5°С.

5. Разрешается производить пять запусков непрерывно следующих один за другим. Каждый последующий запуск следует произ-

водить только после полной остановки роторов компрессоров высокого и низкого давления.

Для запуска двигателей от ВСУ необходимо запустить ВСУ, подключить его генераторы в бортовую сеть самолета, и подать сжатый воздух от компрессора ВСУ в систему запуска основных двигателей.

ЗАПУСК ВСУ

Запуск ВСУ необходимо производить от наземного источника постоянного тока с напряжением 28—30 В и электрической мощностью 25—30 кВт. Разрешается в виде исключения осуществлять запуск от бортовых аккумуляторных батарей. При этом следует отключить все потребители электроэнергии, не участвующие в запуске ВСУ.

Запуск ВСУ от аэродромного источника электроэнергии производится в следующей последовательности:

1. Подключить бортовую сеть самолета к наземному источнику постоянного тока, как это указано выше, и обеспечить наличие на борту напряжений 115 В 400 Гц и 36 В 400 Гц.

2. На панели левого пульта пилотов (на панели запуска ВСУ—рис. 14) включить выключатель «ПИТАНИЕ». При этом загорается сигнальная лампа «СТВОРКА ЗАКРЫТА», расположенная на панели запуска ВСУ.

3. На панели контроля работы ВСУ (рис. 15) проверить исправность ламп сигнализации и работоспособность измерителей температуры масла, газов за турбиной ВСУ и давления воздуха в пусковой системе. Убедиться, что сигнальное табло «НЕТ ДАВЛ.

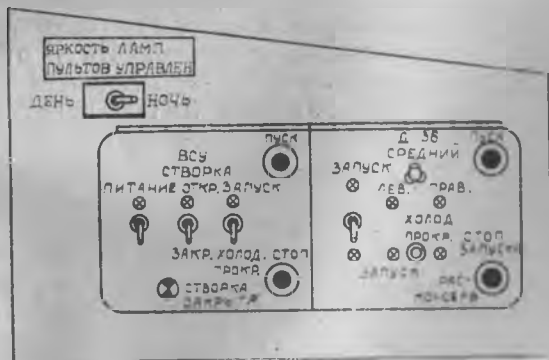


Рис. 14. Панели запуска ВСУ и двигателей Д-36, левого пульта кабины экипажа



Рис. 15. Приборная панель контроля работы ВСУ на левой приборной доске кабины экипажа

ТОПЛИВА» горит, а «НЕИСПРАВЕН ТСА» и «МИНИМУМ УРОВЕНЬ МАСЛА» не горят.

4. На панели запуска установить переключатель «СТВОРКА ОТКР-ЗАКР» в положение «ОТКР». Через 8 с сигнальная лампа «СТВОРКА ЗАКРЫТА» должна погаснуть, а на панели контроля загорается табло «ГОТ. ВСУ ЗАПУСКУ».

5. Открыть пожарный кран подачи топлива к ВСУ, управление которым расположено на панели противопожарной системы (см. рис. 10). Контролировать открытие крана по загоранию сигнальной лампы «ОТКРЫТ».

6. На панели запуска установить переключатель «ЗАПУСК-ХОЛОД. ПРОК.» в положение «ЗАПУСК» (см. рис. 14). При этом одновременно с готовностью автоматики запуска включается топливный подкачивающий насос, что контролируется отключением светового табло «НЕТ ДАВЛ. ТОПЛИВА» на панели контроля ВСУ.

7. Установить двухстороннюю связь по СПУ с ответственным по запуску на стоянке самолета.

8. Дать команду по СПУ «ОТ ВСУ, ЗАПУСК ВСУ» и, получив ответ «ЕСТЬ ОТ ВСУ», нажать на панели запуска ВСУ кратковременно кнопку «ЗАПУСК» с одновременным пуском секундомера бортовых часов.

В дальнейшем запуск ВСУ и выход на режим холостого хода происходит автоматически за время 20—45 с. Регламентация работы элементов системы запуска осуществляется по времени автоматом времени и по частоте вращения ротора тахоиндикационной аппаратурой ТСА.

Дозировку топлива в процессе разгона производит автомат запуска по величине давления воздуха за компрессором.

В процессе запуска контролировать:

напряжение в бортсети самолета по вольтметру, расположенно-

му на правом пульте см. (рис. 8), переключатель вольтметра должен стоять в положении «РУ ПРАВ.» или «РУ ЛЕВ.». Напряжение в бортсети не должно быть ниже 16 В;

температуру газов за турбиной, величина которой не должна превышать 680°C;

непрерывный рост частоты вращения ротора ВСУ;

включение табло «ВЫХОД НА РЕЖИМ» на частоте вращения 90%;

время выхода ВСУ на частоту вращения холостого хода.

Запуск прекратить нажатием кнопки «СТОП» при:

зависании частоты вращения ротора двигателя с режимом ростом температуры выходящих газов до 550°C;

возникновении помпажа, который сопровождается «хлопками», зависанием частоты вращения и интенсивным ростом температуры газов;

отсутствием воспламенения топлива после 4 с с момента начала запуска.

После неудавшегося запуска необходимо осуществить холодную прокрутку ВСУ для удаления топлива из камеры сгорания и газосборника.

9. В процессе работы ВСУ контроль за его работой на холостом ходу и на режимах загрузки осуществлять визуально по приборам и световым табло:

по измерителю частоты вращения. На режиме холостого хода частота вращения должна быть 98—100%, на режиме загрузки 97—101%;

по измерителю температуры выходящих газов. Температура на режиме холостого хода не должна превышать $405 + t_n$, на режимах загрузки $495 + t_n$, где t_n — температура наружного воздуха в градусах Цельсия;

по измерителю температуры масла. Температура масла на любых режимах работы должна быть в диапазоне от +40 до +100°C.

10. ВСУ оборудована системой автоматического останова с одновременным включением соответствующих световых табло, которая работает на режимах свыше 90% по указателю частоты вращения (горит табло «ВЫХОД НА РЕЖИМ»).

ВНИМАНИЕ: При запуске основных двигателей система автоматического останова блокируется и не работает.

Включение ВСУ осуществляется:

сигнализатором опасной температуры при забросе температуры газов за турбиной свыше $570 \pm 8^\circ\text{C}$ (горит табло «ПРЕД. ТЕМП.»);

тахосигнальной аппаратурой при превышении частоты вращения свыше $105 + 3\%$ (горит табло «ПРЕД. ОБОРОТЫ»);

Сигнализатором давления масла при падении давления масла на входе в двигатель до $0,32 \pm 0,04$ МПа ($3,2 \pm 0,4$ кг/см²) (горит табло «МИН. ДАВЛ. МАСЛА»).

11. После выхода ВСУ на режим холостого хода подключить ее генератор переменного тока к бортовой сети самолета в следующей последовательности:

а) убедиться, что генератор ВСУ развивает напряжение 208 В, 400 Гц, установив переключатель вольтметра переменного тока (см. рис. 8) в положение «ВСУ», и измерить по вольтметру и герцметру параметры электрического тока;

б) установить переключатель на панели «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» верхнего пульта (см. рис. 9) «ВСУ-АЭР. ЭЛ. ПИТ.» в положение «ВСУ». При этом должны погаснуть сигнальная лампа отказа генератора и загореться лампа с зеленым светофильтром «РАБОТА», отключиться от бортсети аэродромный источник питания и статические преобразователи постоянного тока в переменный;

в) проверить по вольтметру переменного тока на щитке «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» правого пульта (см. рис. 8) величину напряжения в бортсети самолета, установив переключатель вольтметра в положение «РУ-1» и «РУ-2»;

г) включить выпрямительные устройства, для чего установить переключатели «ВЫПРЯМИТЕЛИ» (см. рис. 9) во включенное положение. При подключении выпрямителей в бортсеть постоянного тока должны погаснуть сигнальные лампы отказа выпрямительных устройств и лампы «АВАР. 115В» и «АВАР. 36 В».

д) по вольтметру постоянного тока (см. рис. 8) убедиться, что на шинах постоянного тока имеется напряжение 28 В. Для этого необходимо установить переключатель вольтметра постоянного тока в положение «РУ ЛЕВ.» или «РУ ПРАВ.».

12. Для включения отбора воздуха от компрессора ВСУ на запуск двигателей Д-36 или в систему кондиционирования необходимо на панели ВСУ левого пульта (см. рис. 5) установить переключатель «ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ВСУ» в положение «ОТКРЫТ» и убедиться по манометру (см. рис. 15), что давление воздуха в пусковой системе $0,3-0,5$ МПа ($3-5$ кг/см²), а параметры работы ВСУ находятся в допустимых пределах.

ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ВСУ

Холодная прокрутка выполняется после неудавшегося запуска, сопровождающегося интенсивным ростом температуры газов, при догорании топлива и масла после останова, перед повторным запуском при температуре наружного воздуха более $+35^{\circ}\text{C}$ и перерыве между остановом и запуском менее 10 минут. Для выполнения холодной прокрутки необходимо сделать все операции за-

пуска, указанные в разделе «ЗАПУСК ВСУ», за исключением того, что переключатель «ЗАПУСК—ХОЛОД. ПРОКР.» на панели запуска следует установить в положение «ХОЛОД. ПРОКР.». При кратковременном нажатии кнопки «ВСУ ПУСК» двигатель стартером будет выведен на частоту вращения $21 \pm 2\%$. Цикл холодной прокрутки равен 32 ± 1 секундам.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ Д-36 ОТ ВСУ

Перед запуском двигателя необходимо:

1. Убедиться, что:

рычаги управления двигателями находятся в положении земного малого газа, а рычаги останова в положении «ОСТАНОВ» (см. рис. 6);

на панели «ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЕ» верхнего пульта переключатели заслонок отбора воздуха системы противобледенения находятся в положении «ЗАКР.»;

горят сигнальные табло «МИН. ДАВЛ. МАСЛА» (см. рис. 13) и сигнальные табло «НЕТ ДАВЛ. ТОПЛ.» (см. рис. 12);

клапаны перепуска воздуха (КПВ) высокого и низкого давления открыты (горят сигнальные лампы «КПВ КВД» и «КПВ КНД», см. рис. 7).

2. Установить переключатель измерителя вибрации в положение запускаемого двигателя.

3. Включить самолетные подкачивающие топливные насосы и проконтролировать их работу по загоранию сигнальных ламп соответствующих насосов (см. рис. 12).

4. Открыть перекрывной (пожарный) кран запускаемого двигателя (см. рис. 10). При этом загорится сигнальная лампа положения крана и погаснет световое табло «НЕТ ДАВЛ. ТОПЛ.».

5. На панели запуска двигателей установить (см. рис. 14): автомат защиты сети запуска в положение «ЗАПУСК»; переключатель «ЗАПУСК—ХОЛОД. ПРОКР.-РАСКОНСЕРВ.» в положение «ЗАПУСК»;

переключатель выбора запускаемого двигателя в положение запускаемого двигателя.

ВНИМАНИЕ: Электронную систему управления (ЭСУ) включать переключателем, расположенным на левом пульте, непосредственно перед запуском и выключать сразу же после останова двигателя.

6. Установить РОД в положение «ЗАПУСК».

7. Установить двухстороннюю связь по СПУ с ответственным по запуску на стоянке, дать команду «От двигателя» и, получив ответ «Есть от двигателя, запуск разрешаю», кратковременно нажать кнопку «ЗАПУСК» и кнопку пуска секундомера бортовых часов,

8. Убедиться в работе автоматики запуска по загоранию на панели контроля параметров ВСУ (см. рис. 15) светового табло «ЗАПУСК Д-36, ВСУ».

9. При нажатии кнопки «ЗАПУСК» выход двигателя на режим малого газа происходит в следующей последовательности:

В первый момент нажатия кнопки запуска постоянное напряжение 28 В подается на программный механизм выдачи команд по времени (АПД-45), на электромагнитный клапан останова топливного насоса-регулятора, на агрегат зажигания и на электромеханизм открытия заслонки воздушного стартера. Заслонка стартера медленно открывается (6—7 с), обеспечивая плавную безударную раскрутку ротора двигателя.

Через 0,5—1 секунду программный механизм самоблокируется, при этом загорается световое табло «ЗАПУСК Д-36, ВСУ» (см. рис. 15).

Рост давления воздуха перед турбиной воздушного стартера свыше 0,3—0,5 МПа вызывает срабатывание сигнализатора давления, и на приборной доске загорается световое табло «СВ ОТКРЫТ» (см. рис. 13). Если электромеханизм не открывается до 8 секунд, то автоматика запуска прекратит запуск двигателя, переведет программный механизм АПД-45 на режим ускоренной отработки программы запуска с последующим погасанием табло «ЗАПУСК Д-36, ВСУ».

При нормальном протекании процесса запуска на 9 секунде открывается электроклапан пускового топлива и в пусковых воспламенителях возникает поджигающий факел.

На 20 секунде снимается питание с электромагнитного клапана останова, рабочее топливо от топливного насоса через топливный регулятор поступает к рабочим форсункам и в раскрутку ротора вступают турбины двигателя.

На 28 секунде выключается из работы агрегат зажигания и обесточивается электроклапан пускового топлива.

Отклонение стартера осуществляется по частоте вращения ротора компрессора высокого давления (КВД) или по времени от АПД-45. При достижении частоты вращения ротора ВД $42 \pm 2\%$ по указателю тахометра (6000 ± 300 об/мин по ротору ВД) электронная система управления подаст команду на закрытие заслонки подачи сжатого воздуха на стартер. Об отключении стартера сигнализирует сигнальное табло «СВ ОТКРЫТ» (см. рис. 13), которое гаснет. Отключение стартера, если не произошло его отключение по частоте вращения, осуществляется по времени от программного механизма по истечении 45 секунд с момента нажатия кнопки «ЗАПУСК».

При отключении стартера двигатель самостоятельно за счет избыточной мощности турбин выходит на режим малого газа.

Время запуска не должно превышать 60 секунд.

10. В процессе запуска контролировать по приборам и табло: открытие электромеханизма подачи сжатого воздуха на стартер по загоранию табло «СВ ОТКРЫТ»;

раскрутку роторов по трехстрелочному указателю частоты вращения;

начало роста температуры газов за турбиной низкого давления на 21—25 с с начала запуска;

появление частоты вращения роторов вентилятора и компрессора низкого давления (КНД) на частоте вращения ротора КВД 30%;

автоматическое отключение воздушного стартера по команде ЭСУ на частоте вращения ротора КВД 42—45% или через 40—45 с по времени (должно погаснуть световое табло «СВ ОТКРЫТ»);

давление масла в двигателе через 30 с с начала раскрутки по погасанию табло «МИН. ДАВ. МАСЛА» и указателю на приборной доске пилотов (см. рис. 13);

отключение АПД-45 через 2—3 с после отключения стартера по погасанию табло «ЗАПУСК Д-36, ВСУ» (см. рис. 15);

температуру выходящих газов, величина которой не должна превышать 600°C;

непрерывный рост частот вращения роторов.

Запуск двигателя прекратить в случаях:

отсутствия раскрутки ротора КВД через 8 с с начала запуска; отсутствия роста температуры выходящих газов через 28 с с начала запуска;

значительного темпа роста температуры газов и при превышении 600°C;

зависания частоты вращения с одновременным ростом температуры газов;

отсутствия давления масла к моменту окончания запуска;

загорания светового табло «ОТКАЗ ЭСУ».

Для прекращения запуска необходимо прекратить подачу топлива в двигатель переводом рычага останова в положение «СТОП».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

1. После неудавшегося запуска повторный запуск двигателя разрешается производить не ранее, чем через 30 с после полной остановки ротора КВД и устранения причины незапуска.

2. При неудавшемся запуске, когда в двигатель подавалось топливо и не произошло его воспламенения или остаточная температура газов превышает 150°C, после полной остановки двигателя необходимо произвести холодную прокрутку для его продувки и охлаждения.

11. После стабилизации параметров режима работы двигателя убедиться, что:

- давление масла не ниже 0,2 МПа (2 кг/см²);
- частота вращения КВД в пределах $55 \pm 2,0\%$;
- частота вращения вентилятора 21—24%;
- температура газов не более 562—578°С;

сигнальные лампы открытого положения клапанов перепуска воздуха «КПВ КВД» и «КПВ КНД» горят.

12. Подключить генератор запущенного двигателя к борсети самолета, для чего необходимо:

нажать на правом пульте на щитке «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» (см. рис. 8) на 7—8 с кнопку «КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ КАНАЛА ГЕНЕРАТОРА» убедиться в исправности системы по загоранию соответствующей сигнальной лампы. Включить генератор запущенного двигателя, установив выключатель на панели «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» верхнего пульта (см. рис. 9) «ГЕНЕРАТОРЫ» во включенное положение. При этом должна погаснуть сигнальная лампа отказа генератора;

проверить на шинах распределительных устройств постоянного и переменного тока напряжения по показаниям соответствующих вольтметров на щитке «ЭЛЕКТРОСИСТЕМА» правого пульта.

14. Осуществить поочередно запуск двигателей, как это указано ранее.

15. После запуска двигателей произвести останов ВСУ.

ОСТАНОВ ВСУ

Для останова ВСУ необходимо:

1. Отключить генератор ВСУ от борсети самолета и отбор воздуха. При закрытой заслонке отбора воздуха включается сигнальное табло «ГОТ. ВСУ ЗАПУСКУ».

2. Проработать на холостом ходу 1—2 мин и нажать кнопку «СТОП». При этом закроется кран подачи топлива в двигатель и произойдет останов ВСУ.

3. Замерить «выбег» ротора ВСУ с частоты вращения по указателю тахометра 30% до 10%. «Выбег» прогретого двигателя должен быть не менее 15 с.

4. После останова установить в выключенное положение переключатели на щитке запуска ВСУ и закрыть топливный пожарный кран ВСУ.

ПРОГРЕВ ДВИГАТЕЛЯ

Для прогрева двигателя после запуска необходимо проработать на режиме земного малого газа не менее 2 минут, а затем плавным

движением РУД вывести двигатель на режим соответствующий $\alpha_{\text{РУД}} = 68^\circ$.

После работы не менее 2 минут и наличии роста температуры масла разрешается проводить испытание двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ

1. *Запрещается устанавливать режим работы двигателя свыше режима, соответствующего $\alpha_{\text{РУД}} = 69^\circ$ при температуре масла на входе в двигатель ниже -5°C .*

2. *Запрещается использовать установившиеся режимы работы двигателя на земле в диапазоне частот вращения вентилятора 68,5—74,5%.*

ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ

После выполнения всех работ по контролю работоспособности двигателя произвести останов двигателя. Перед остановом необходимо охладить двигатель, проработав на режиме земного малого газа не менее трех минут.

Для останова двигателя необходимо:

переключателем на верхнем пульте кабины пилотов (см. рис. 9) отключить генератор двигателя от бортсети самолета и проконтролировать выключение по загоранию сигнальной лампы «ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА»;

перевести РОД в положение «СТОП» и убедиться, что уменьшаются частоты вращения роторов, температура газов и расход топлива.

При останове двигателя следует контролировать время «выбега» роторов по методике изложенной ниже.

6. КОНТРОЛЬ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

Работоспособность двигателя оценивается при проведении специальных проверок путем вывода двигателя на определенные режимы работы, измерения значений контролируемых параметров, обработки их по определенным алгоритмам с учетом параметров атмосферы и сравнения полученных результатов с их значениями, оговоренными в нормативно-технической документации. Если результаты сравнения свидетельствуют, что значения контролируемых параметров находятся в рабочей области (выполняется условие работоспособности), то двигатель признается работоспособным. При невыполнении условий работоспособности даже по одному параметру двигатель считается неработоспособным. Требуется

провести комплекс дополнительных проверок с целью определения и устранения причин, вызвавших отклонение параметра от его нормативного значения.

Последовательность проведения проверок, режимы работы двигателя и время выполнения проверки приведены на рис. 16 в виде

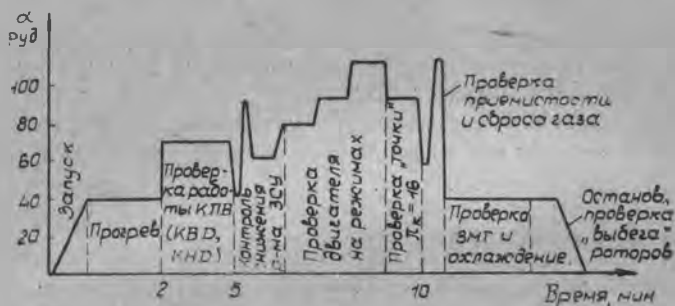


Рис. 16. График опробывания двигателя Д-36

графика опробывания двигателя, принятого в подразделениях аэрофлота. По результатам контроля оценивается работоспособность системы регулирования двигателя по параметру λ_k , электронной системы управления — по величине ограничения регулируемого параметра, газовоздушного тракта — по значениям частоты вращения роторов и температуры газов за турбиной низкого давления и других систем двигателя.

Перед проведением проверок необходимо прогреть двигатель до температуры масла на входе в двигатель более $+40^{\circ}\text{C}$ и подключить указатель измерителя суммарной степени сжатия воздуха в компрессорах двигателя.

Не рекомендуется проводить проверки двигателя при ветре и составляющей ветра в «хвост» самолета со скоростью свыше 5 м/с.

Проверка закрытия (открытия) клапанов перепуска воздуха за компрессорами ВД и НД

Медленно увеличивая режим работы двигателя перемещением РУД из положения земного малого газа, зафиксировать величину суммарной степени сжатия λ_k в моменты погасания сигнальной лампы «КПВ КВД ОТКРЫТЫ», а затем лампы «КПВ КНД ОТКРЫТЫ». В моменты закрытия клапанов перепуска воздуха в компрессорах и неизменном положении РУД не должно происходить мигание сигнальных ламп, и двигатель должен работать устойчиво.

При медленном снижении режима работы двигателя с $\alpha_{\text{РУД}} = 74-76^\circ$ до ЗМГ замерить значения $\lambda_{\text{к}}$ в моменты открытия клапанов перепуска воздуха вначале в компрессоре низкого давления, затем в компрессоре высокого давления. Результаты измерений занести в протокол испытания двигателя (табл. П1).

Примечание. В момент закрытия (открытия) клапанов КВД происходит скачкообразное увеличение (уменьшение) частоты вращения ротора: НД на 2—4% и уменьшение (увеличение) температуры газов за турбиной низкого давления на 50—60°C при неизменном положении РУД.

Проверка настройки топливного регулятора двигателя на режимах полетного (ПМГ) и земного малого газа (ЗМГ) по величине $\lambda_{\text{к}}$

Установить двигателю режим земного малого газа ($\alpha_{\text{РУД}} = 40^\circ$) и по выносному пульту замерить величину $\lambda_{\text{к}}$. Зафиксировать значения параметров двигателя: частоты вращения роторов $n_{\text{ВД}}$, $n_{\text{В}}$, $n_{\text{НД}}$, давление P_{T} и часовой расход топлива G_{T} , температуру газов за турбиной низкого давления $t_{\text{Г}}$, температуру $t_{\text{М}}$ и давление $P_{\text{М}}$ масла, а также уровни вибрации по передней и задней опорам. Результаты занести в протокол испытания.

Медленным перемещением РУД установить двигателю режим полетного малого газа ($\alpha_{\text{РУД}} = 60^\circ$) и замерить величины $\lambda_{\text{к}}$, $n_{\text{В}}$, $n_{\text{НД}}$, $n_{\text{ВД}}$, G_{T} , $t_{\text{Г}}$, $t_{\text{М}}$, $P_{\text{М}}$, P_{T} и уровни вибрации по опорам двигателя. Результаты измерений занести в протокол испытаний.

Проверка работоспособности канала снижения режима работы двигателя электронной системы управления (ЭСУ)

При работе двигателя на режиме полетного малого газа необходимо кратковременно нажать кнопку контроля снижения режима испытуемого двигателя (кнопка контроля снижения расположена на вертикальной панели левого пульта), и проконтролировать загорание светового табло «ОТКАЗ ЭСУ» (центральная приборная доска пилотов рис. 13). Плавно переместить РУД в сторону увеличения режима работы двигателя до момента прекращения роста $\lambda_{\text{к}}$, но не более $\alpha_{\text{РУД}} = 93^\circ$ и зафиксировать $\lambda_{\text{к}}$.

Возвратить РУД в положение полетного малого газа. Кратковременно выключить и затем включить питание ЭСУ переключателем «ОТКЛЮЧЕНИЕ ЭСУ», расположенным на левом пульте, и проконтролировать погасание сигнального табло «ОТКАЗ ЭСУ».

Увеличить кратковременно режим работы двигателя до $\alpha_{\text{РУД}} = 80 + 2^\circ$ и убедиться в нормальной работе двигателя и отсутствии ограничения $\lambda_{\text{к}}$.

Проверка работы двигателя на максимально крейсерском, номинальном и взлетном режимах

Установите двигателю максимально крейсерский режим ($\alpha_{\text{руд}} = 81,0^\circ$), затем номинальный ($\alpha_{\text{руд}} = 91^\circ$) и кратковременно взлетный ($\alpha_{\text{руд}} = 115^\circ$). На каждом режиме после стабилизации параметров зафиксировать значение всех контролируемых параметров $n_{\text{в}}$, $n_{\text{нд}}$, $n_{\text{вд}}$, $\lambda_{\text{к}}$, $t_{\text{г}}$, $P_{\text{т}}$, $G_{\text{т}}$, $t_{\text{м}}$, $P_{\text{м}}$ и уровни вибрации по опорам двигателя. Результаты занести в протокол испытания.

При работе на повышенных режимах в зависимости от параметров атмосферы возможно вступление в работу электронной системы регулирования по предельным параметрам температуры газов за турбиной или частоты вращения вентилятора. В этих случаях на левой вертикальной бортовой панели мигает или непрерывно горит сигнальная лампа «ЭСУ В РЕЖИМЕ РЕГУЛИРОВАНИЯ», что необходимо отметить в протоколе.

Проверка параметров работы двигателя при контрольном значении $\lambda_{\text{к}} = 16$

Медленным перемещением РУД установить двигателю режим, при котором $\lambda_{\text{к}} = 16$. Убедиться, что сигнальные лампы положения клапанов перепуска воздуха не горят. Поработайте на режиме не менее 1 минуты и после стабилизации параметров двигателя зафиксируйте значения $n_{\text{в}}$, $n_{\text{нд}}$, $n_{\text{вд}}$, $t_{\text{г}}$, $G_{\text{т}}$, $P_{\text{т}}$, $P_{\text{м}}$, $t_{\text{м}}$ и уровни вибрации по опорам турбокомпрессора и вентилятора. Результаты занести в протокол испытаний. Снизить режим до земного малого газа.

Проверка приемистости и сброса газа

Проверка приемистости производится с режима полетного малого газа до 0,95 взлетного ($\alpha_{\text{руд}} = 100^\circ$).

Установить двигателю режим полетного малого газа ($\alpha_{\text{руд}} = 60^\circ$), подготовить секундомер бортовых часов и, убедившись в стабилизации параметров двигателя, в течении 1—2 секунд переместить РУД на $\alpha_{\text{руд}} = 100^\circ$. Зафиксировать время с момента начала перемещения до стабилизации частоты вращения вентилятора ($n_{\text{в}}$). Это время должно находиться в интервале 5—6 с.

Перевести РУД в течение 1—2 с в положение земного малого газа и зафиксировать время с момента начала перемещения до достижения частоты вращения ротора высокого давления $n_{\text{вд}} = 65\%$. Время сброса газа должно быть в пределах 8—12 с. Результаты проверки занести в протокол испытания.

Проверка «выбега» роторов после останова двигателя

Произвести останов двигателя. При выполнении останова измерить время «выбега» с момента перевода РОД в положение «ОСТАНОВ» до момента достижения частоты вращения каждым ротором 5% по указателю. Результаты занести в протокол испытаний.

7. ОБРАБОТКА И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЯ

Оценка работы системы регулирования компрессоров

Работоспособность систем регулирования компрессоров ВД и НД производится сравнением замеренных значений π_k при открытии (закрытии) клапанов перепуска воздуха с нормативными значениями.

Закрытие клапанов перепуска воздуха компрессора ВД должно происходить при увеличении режима работы двигателя при $\pi_k = 7,0 \pm 0,3$, а их открытие — при π_k не больше π_k закрытия, но не меньше 6,5.

Закрытие клапанов перепуска воздуха компрессора НД должно происходить при $\pi_k = 14,0 \pm 0,5$, а открытие — при π_k не больше π_k закрытия, но не меньше 13,0.

Проверка настройки π_k земного и полетного малого газа

1. Сравнить измеренное на режиме земного малого газа значение π_k с нормативным, которое должно находиться в пределах 2,8—3,8.

2. Проверить правильность настройки π_k на режиме полетного малого газа.

Для проверки необходимо:

а) выписать из формуляра двигателя значение $\pi_{k \text{ форм}}$ на режиме полетного малого газа, определенное в ходе контрольно-сдаточных испытаний двигателя;

б) вычислить значение поправки $\Delta \pi_k$, учитывая фактическое значение величины атмосферного давления на момент испытаний двигателя, по формуле

$$\Delta \pi_k = 0,0092 (760 - P_n),$$

где P_n — значение давления наружного воздуха в мм рт. ст.;

в) определить нормативное значение $\pi_{k \text{ норм}}$ для данных условий испытаний по уравнению

$$\pi_{k \text{ норм}} = (\pi_{k \text{ форм}} + \Delta \pi_k) \pm 0,3.$$

г) сравнить измеренное значение с нормативным. Если измеренное значение укладывается в диапазон нормативных, двигатель считается работоспособным.

Примечание. Результаты расчета представить в табличной форме (табл. П5).

Проверка работоспособности цепей канала снижения режима по команде ЭСУ

1. Для величины атмосферного давления P_H на момент проведения испытаний двигателя определить нормативное значение $\pi_{к \text{ эсу}}$, до которого снижается режим работы двигателя при срабатывании ЭСУ, по следующему соотношению

$$\pi_{к \text{ эсу}} = 13,4 + 0,0142 (760 - P_H) \pm 0,4.$$

2. Сравнить нормативное и измеренное значения $\pi_{к}$. Если величина измеренного значения находится в поле допуска, то двигатель считается работоспособным по данной проверке.

Оценка работы двигателя на основных режимах работы

1. Для атмосферных условий (P_H , t_H) определите зоны регулирования (поддержания $\pi_{к}$, ограничения t_1 или n_B), в которых должна работать система автоматического управления двигателя на максимально крейсерском, номинальном и взлетном режимах, для чего воспользуйтесь данными табл. П2, П3 и П4 приложения. В таблицах значения частот вращения вентилятора, помеченные звездочками, свидетельствуют о работе ЭСУ в режиме регулирования параметра t_1 или n_B .

2. При работе насос-регулятора в зоне регулирования $\pi_{к}$ определите нормативные значения величины степени сжатия воздуха в компрессоре для максимально крейсерского, номинального и взлетного режимов по уравнению

$$\pi_{к \text{ норм}} = (\pi_{к \text{ форм}} + \Delta \pi_{к}) \pm 0,5,$$

где $\pi_{к \text{ форм}}$ — значение степени сжатия, определяемое из формулы двигателя соответственно для каждого проверяемого режима;

$\Delta \pi_{к}$ — поправка, учитывающая влияние на $\pi_{к}$ величины атмосферного давления.

Для максимально крейсерского режима

$$\Delta \pi_{к} = 0,015 (760 - P_H),$$

номинального

$$\Delta \pi_{к} = 0,017 (760 - P_H),$$

и взлетного

$$\Delta \pi_{к} = 0,021 (760 - P_H).$$

3. Определите нормативное значение температуры газов за турбиной низкого давления по уравнению

$$t_{\Gamma \text{ норм}} = t_{\Gamma \text{ эсу}} \pm \Delta t_{\Gamma},$$

где $t_{\Gamma \text{ эсу}}$ — значение температуры газа, ограничиваемое ЭСУ на каждом проверяемом режиме работы двигателя (определяется по формуляру двигателя);

Δt_{Γ} — допуск на отклонение t_{Γ} .

Величину допуска Δt_{Γ} для максимально крейсерского и номинального режима принять равной $\pm 9^{\circ}\text{C}$, а для взлетного $\pm 6^{\circ}\text{C}$.

4. Определите нормативное значение частоты вращения ротора вентилятора для каждого режима по уравнению

$$n_{\text{в норм}} = (n_{\text{в табл}} + \Delta n_{\text{в}}) \pm \Delta n,$$

где $n_{\text{в табл}}$ — табличное среднестатистическое значение частоты вращения ротора вентилятора (определяется по данным табл. П2, П3 и П4 с учетом фактических значений P_{H} и t_{H});

$\Delta n_{\text{в}}$ — поправка, учитывающая отклонение настройки ЭСУ проверяемого двигателя от среднестатистического (93,5%);

Δn — допуск на нормируемую величину.

Поправка $\Delta n_{\text{в}} = n_{\text{в эсу}} - 93,4$, где $n_{\text{в эсу}}$ — величина частоты вращения ротора вентилятора, ограничиваемая ЭСУ, определяется из формуляра двигателя или заставки трафарета в кабине самолета.

Величина допуска Δn зависит от закона регулирования двигателя. Для режима регулирования $\kappa_{\text{к}} \Delta n = -2,5 \dots + 3\%$, для режима регулирования $t_{\Gamma} \Delta n = -4 \dots + 3\%$.

Нормативное значение частоты вращения ротора вентилятора для взлетного режима при работе ЭСУ в режиме ограничения частоты вращения вентилятора

$$n_{\text{в}} = n_{\text{в эсу}} \pm 1\%.$$

5. Сравните измеренные величины $\kappa_{\text{к}}$, t_{Γ} и $n_{\text{в}}$ с нормативными.

При работе двигателя в режиме регулирования $\kappa_{\text{к}}$ измеренные величины $\kappa_{\text{к изм}}$ и $n_{\text{в изм}}$ на максимально крейсерском, номинальном и взлетном режимах должны соответствовать нормативным, а измеренная величина $t_{\Gamma \text{ изм}}$ должна быть меньше или равна нормативной.

При работе двигателя в режиме ограничения t_{Γ} измеренные величины $t_{\Gamma \text{ изм}}$ и $n_{\text{в изм}}$ должны соответствовать нормативным, а измеренная величина $\kappa_{\text{к}}$ должна быть меньше или равна нормативной.

При работе двигателя в режиме ограничения частоты вращения вентилятора измеренная величина $n_{\text{в изм}}$ должна соответствовать

нормативной, а измеренные значения $\pi_{к\text{ изм}}$ и $t_{г\text{ изм}}$ должны быть меньше или равны нормативным.

6. Убедитесь, что другие параметры двигателя не выходят за границы предельных значений:

$$n_{нд} \leq 90\%; n_{вд} \leq 100\%;$$

$$P_m = 0,3-0,45 \text{ МПа (3-4,5 кгс/см}^2\text{);}$$

виброскорость ротора турбокомпрессора не более 35%;

виброперемещение ротора вентилятора не более 50%.

7. Результаты вычислений занести в табл. П5.

Примечание. Для среднего двигателя значения $n_{в}$ должны быть уменьшены на 1,5% при работе двигателя в режиме ограничения $\pi_{к}$ и на 3,5% при работе в зоне ограничения $t_{г}$.

Проверка параметров двигателя на режиме $\pi_{к} = 16$

1. Приведите измеренные значения параметров $n_{в\text{ изм}}$, $n_{нд\text{ изм}}$, $n_{вд\text{ изм}}$ и $t_{г\text{ изм}}$ к параметрам стандартной атмосферы по формулам приведения

$$n_{пр} = n_{изм} \sqrt{288/T_H},$$

$$t_{г\text{ пр}} = t_{д\text{ изм}} \cdot 288/T_H,$$

где T_H — температура наружного воздуха в градусах Кельвина.

2. Определите разницу Δ между измеренными приведенными параметрами и соответствующими им приведенными параметрами, полученными в результате проверки исправного двигателя после установки его на самолет:

$$\Delta n = n_{пр} - n_{форм},$$

$$\Delta t_{г} = t_{г\text{ пр}} - t_{г\text{ форм}},$$

где $n_{форм}$ и $t_{г\text{ форм}}$ — соответственно приведенные частоты вращения роторов и температуры газов, полученные после установки двигателя на самолет. Значения этих величин приведены в формуляре двигателя (в карте контроля «точки» $\pi_{к} = 16$).

3. Сравните полученные отклонения с допуском. Для работоспособного двигателя должны выполняться следующие условия:

$$\Delta n_{в} \leq \pm 1,0\% \quad \Delta n_{нд} \leq -1...+2\%;$$

$$\Delta n_{вд} \leq \pm 1,0\% \quad \Delta t_{г} \leq -10...+20^{\circ}\text{C}.$$

4. Результаты расчета занести в табл. П6.

Проверка «выбега» роторов после останова двигателя

Сравните измеренные при контроле значения времени «выбега» роторов с нормативными:

для ротора вентилятора	не менее 10 с;
низкого давления 20 с;
высокого давления 35 с.

8. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

1. Краткие сведения о двигателе и его системе регулирования.
2. Значения предельных параметров двигателя на запуске и на режимах работы двигателя.
3. Последовательность операций проверки работоспособности двигателя.
4. Протокол испытания.
5. Анализ результатов испытания.

9. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Порядок выхода двигателя на режим ЗМГ при запуске.
2. Законы регулирования двигателя.
3. Назначение системы ЭСУ-2.
4. Значение предельных параметров двигателя Д-36 при запуске и на режимах.
5. Метод оценки работоспособности двигателя.
6. Порядок проверки системы сигнализации пожара.
7. Порядок проверки работоспособности топливомера из комплекта СУИТ.
8. Назначение клапанов перепуска воздуха в компрессорах.
9. Оценка работоспособности системы управления положением клапанов перепуска воздуха.
10. Назовите причины необходимости ограничения $t_{г}$ по режимам работы двигателя.
11. Как изменятся частоты вращения роторов при ухудшении технического состояния компрессора?
12. Какой параметр двигателя задается положением рычага РУД?
13. Почему изменяется $\lambda_{к}$ от величины атмосферного давления при $\alpha_{руд} = \text{const}$?

Таблица П1

ПРОТОКОЛ ИСПЫТАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ № _____

от _____, P_H _____, I_H _____

Параметры	Режимы					
	ЗМГ	ПМГ	Максим. крейсер.	Номин.	Взлетн.	$\pi_K = 1/6$
$\alpha_{руд}$	35	60	81	91	115	
π_K						
$n_B, \%$						
$n_{HD}, \%$						
$n_{ВД}, \%$						
$t_G, ^\circ C$						
$P_T, \text{кгс/см}^2$						
$P_M, \text{кгс/см}^2$						
$t_M, ^\circ C$						
$G_T, \text{кг/час}$						
Виброскорость, мм/с, передн. опора						
задн. опора						
Вибросмещение, мм передн. опора						
задн. опора						
Лампы ЭСУ						

Закрытие КПВ ВД при $\pi_K =$ _____, открытие при $\pi_K =$ _____

Закрытие КПВ HD при $\pi_K =$ _____, открытие при $\pi_K =$ _____

Время «выбега» $\tau_B =$ _____, $\tau_{HD} =$ _____, $\tau_{ВД} =$ _____

Частоты вращения ротора вентилятора n_B , %, бокового двигателя в зависимости от P_H и t_H для максимально крейсерского режима ($\alpha_{PUD} = 81^\circ$ и $M_{полега} = 0$)

t_H , град	P_H , мм рт. ст.						
	780	760	740	720	700	680	660
-20	69,9	70,8	71,8	72,7	73,7	74,5	75,5
-17,5	70,3	71,2	72,2	73,1	74,0	74,9	75,9
-15	70,7	71,6	72,6	73,5	74,5	75,3	76,3
-12,5	71,0	72,0	72,9	73,8	74,9	75,8	76,7
-10	71,4	72,4	73,3	74,2	75,2	76,1	77,1
-7,5	71,8	72,7	73,7	74,6	75,6	76,5	77,5
-5,0	72,5	73,5	74,5	75,4	76,4	77,3	78,4
-2,5	72,1	73,1	74,1	75,0	76,0	76,9	77,9
0	72,9	73,9	74,4	75,8	76,8	77,7	78,8
2,5	73,2	74,3	75,2	76,1	77,2	78,1	79,1
5	73,6	74,7	75,6	76,5	77,6	78,6	79,6
7,5	74,0	75,0	76,0	76,9	78,0	78,9	80,0
10	74,3	75,4	76,3	77,3	78,3	79,3	80,4
12,5	74,7	75,8	76,7	77,7	78,7	79,6	80,4
15	75,0	76,1	77,1	78,1	79,1	80,0	80,3x
17,5	75,3	76,5	77,5	78,4	79,5	79,6x	79,5x
20	75,6	76,8	77,8	78,8	78,9x	78,8x	78,8x

x — зона работы ЭСУ в режиме ограничения t_H ,
 без x — зона работы регулятора лк.

Частоты вращения ротора вентилятора n_B , %, бокового двигателя в зависимости от P_H и t_H для номинального режима ($\alpha_{руд} = 91^\circ$ и $M_{полета} = 0$)

t_H , град	P_H , мм рт. ст.						
	780	760	740	720	700	680	660
-20	75,1	76,9	77,9	78,9	79,9	80,7	81,7
-17,5	76,2	77,3	78,3	79,3	80,3	81,2	82,1
-15	76,6	77,7	78,3	79,7	80,7	81,6	82,5
-12,5	77,1	78,1	79,1	80,2	81,1	82,0	82,9
-10	77,4	78,5	79,5	80,5	81,5	82,5	83,4
-7,5	77,9	78,9	80,0	81,0	81,9	82,9	83,8
-5	78,3	79,3	80,3	81,4	82,3	83,3	84,2
-2,5	78,7	79,7	80,8	81,8	82,7	83,7	84,6
0	79,1	80,1	81,1	82,1	83,1	84,1	85,0
2,5	79,4	80,5	81,6	82,5	83,5	84,5	85,5
5	79,8	80,9	81,9	82,9	83,9	84,9	85,9
7,5	80,2	81,3	82,3	83,4	84,3	85,2	86,3
10	80,5	81,7	82,7	83,7	84,7	85,7	86,7x
12,5	80,9	82,1	83,1	84,2	85,1	86,2x	86,8x
15	81,3	82,4	83,5	84,5	85,5	86,3x	86,3x
17,5	81,7	83,2	83,9	85,0	85,8x	85,7x	85,7x
20	82,0	83,3	84,3	85,3x	85,3x	85,0x	85,0x

x — зона работы ЭСУ в режиме ограничения $t_{Г}$

без x — зона работы регулятора t_K .

Частоты вращения ротора вентилятора n_B , %, бокового двигателя от P_H и t_H взлетного режима ($\alpha_{руд} = 115^\circ$ и $M_{полета} = 0$)

t_H , град	P_H , мм рт. ст.						
	780	760	740	720	700	680	660
-20	85,3	86,4	87,4	88,5	89,6	90,7	91,8
-17,5	85,7	86,8	87,9	89,0	90,1	91,1	92,2
-15	86,2	87,2	88,3	89,4	90,5	91,5	92,7
-12,5	86,2	87,6	88,7	89,8	90,9	92,0	93,1
-10	87,0	88,0	89,1	90,2	91,3	92,4	xx
-7,5	87,4	88,5	89,5	90,7	91,7	92,8	xx
-5	87,8	88,9	89,9	91,1	92,2	93,3	xx
-2,5	88,2	89,3	90,3	91,5	92,6	xx	xx
0	88,6	89,7	90,8	91,9	93,0	xx	xx
2,5	89,1	90,1	91,2	92,4	xx	xx	xx
5	89,5	90,6	91,6	92,8	xx	xx	xx
7,5	89,9	91,0	92,1	93,2	xx	xx	93,3x
10	90,3	91,4	92,5	93,2x	93,1x	93,1x	93,1x
12,5	90,7	91,7	92,9x	92,8x	92,8x	92,8x	92,7x
15	91,1	92,2	92,6x	92,5x	92,5x	92,5x	92,4x
17,5	91,5	92,4x	92,2x	92,1x	92,1x	92,1x	92,1x
20	91,9	91,9x	91,8x	91,7x	91,7x	91,7x	91,7x

xx — зона работы ЭСУ в режиме ограничения n_B ($n_B = 93,4\%$);

x — зона работы ЭСУ в режиме ограничения t_H ;

без x — зона работы регулятора n_K .

Режим	Значение параметра								
	ЛК форм	Δ ЛК	ЛК норм	ЛК изм	$t_{г\text{эсу}}$	$t_{г\text{изм}}$	$\mu_{в\text{табл}}$	$\mu_{в\text{норм}}$	$\mu_{в\text{изм}}$
ЗМГ				2,8...3,8					
ПМГ									
Макс. крэйс.									
Номинальн.									
Взлетный									

Таблица П6

Параметр	Значение параметра для «контрольной точки» $\mu_{к} = 16$				
	измер. при САУ	формул.	допуск	отклон.	режим работы системы регулir.
$\mu_{в}, \%$			1°		
$\mu_{нд}, \%$			$-1 \dots +2$		
$\mu_{вд}, \%$			1		
$t_{г}, ^{\circ}\text{C}$			$-1 \dots +2$		

**КОНТРОЛЬ РАБОТОСПОСОБНОСТИ
ДВИГАТЕЛЯ ДИЗЕЛЯ НА САМОЛЕТЕ ЯК-42**

Составители: **Игнатов Николай Николаевич**
Киселев Юрий Витальевич

Редактор **Л. Я. Чегодаева**
Техн. редактор **Г. А. Усячева**
Корректор **Л. Я. Чегодаева**

Сдано в набор 6.09.91 г. Подписано в печать 15.10.91 г.
Формат 60×84 1/16. Печать литературная.
Бумага оберточная. Печать высокая.
Усл.печ.л. 2,3. Усл.кр. отт. 2,4. Уч.-издл. 2,25.
Тираж 350 экз. Заказ 601. Бесплатно.

Самарский орден Грудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С. П. Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Тип. ЭОЗ Самарского авиационного института.
443001. Самара, ул. Ульяновская, 18.