

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ, ВЫСШЕЙ ШКОЛЫ
И ТЕХНИЧЕСКОЙ ПОЛИТИКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ
И РЕГУЛИРОВАНИЕ
СИСТЕМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ
ВЕРТОЛЕТА МИ-8

*Методические указания
к лабораторной работе*

Составители: М. Е. Князев, Н. Н. Игонян,
Г. А. Новиков

УДК 629.872.3.004.5

Проверка работоспособности и регулирование систем силовой установки вертолета МИ-8: Метод. указания / Самар. авиац. ин-т; Сост. М. Е. Князев, Н. Н. Игонян, Г. А. Новиков. Самара, 1992. 44 с.

Приведены общие сведения о необходимости выполнения регулировочных работ, технология проверки работоспособности и регулировки агрегатов и систем, методика статистической обработки результатов измерений параметров.

Методические указания предназначены для выполнения лабораторной работы студентами специальности 13.03 на учебном аэродроме института. Выполнены на кафедре эксплуатации летательных аппаратов и двигателей.

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

Рецензент Б. Н. Шубин

Цель работы — научить студентов производить проверку работоспособности агрегатов силовой установки вертолета МИ-8 путем измерения диагностических параметров и сравнения их с нормативными значениями, а также дать практические навыки по выполнению регулировочных работ.

Задачи (работа рассчитана на 6 часов):

изучение технологии проведения проверок работоспособности и регулировочных работ;

измерение диагностических параметров и выполнение регулировки систем и агрегатов, статистическая обработка результатов измерений;

составление заключения о работоспособности агрегатов и систем силовой установки;

оформление и сдача письменного отчета.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В процессе эксплуатации под действием рабочих и физико-химических процессов, старения материалов, износа деталей в агрегатах и системах силовой установки возникают неисправности и отказы, которые вызывают потерю работоспособности агрегатов, т. е. изменяют их техническое состояние. Определение вида технического состояния осуществляется с помощью характеризующих его параметров.

Поэтому при техническом обслуживании периодически проверяется работоспособность агрегатов и измеряются эти параметры. Если имеются отклонения от нормативных значений, то производится регулировка или замена агрегатов.

При выполнении лабораторной работы проверка работоспособности и регулировка систем осуществляются в учебных целях.

Так как вертолет МИ-8 на учебном аэродроме оборудован тормозными щитками [2] и пользование ручкой «шаг—газ» запрещено, то управление двигателями производится рычагами отдельного управления. Поэтому можно выполнить только часть комплекса работ, проводимых при эксплуатации.

В лабораторной работе выполняются проверка работоспособности и регулирование системы запуска, системы СЗТВ, всережимного регулятора.

2. СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

2.1. КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМЫ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Запуск авиационного двигателя есть процесс вывода ротора двигателя из состояния покоя или режима авторотации на устойчивый, допустимый техническими условиями, установившийся режим работы, т. е. режим малого газа. Данный режим характеризуется устойчивым протеканием рабочих процессов в двигателе и равенством располагаемых и потребных моментов турбин, идущих на вращение компрессора, несущего винта, привод агрегатов.

Процесс вывода двигателя ТВ2-117А на режим малого газа имеет ряд особенностей.

Устойчивое протекание рабочих процессов обеспечивается при значительной частоте вращения ротора турбокомпрессора, равной 12600 об/мин (60% по указателю тахометра ИТЭ-2). До этой частоты вращения при наземном запуске необходимо раскручивать ротор внешним пусковым устройством (стартером). При достижении этой частоты вращения турбина компрессора будет развивать необходимую избыточную мощность для дальнейшей самостоятельной раскрутки ротора с заданным ускорением. Эта особенность обусловлена характеристикой совместной работы турбины и компрессора на нерасчетных режимах.

Процесс раскрутки ротора осуществляется с большим угловым ускорением вращения ($400-600 \text{ с}^{-2}$) и при наличии значительных крутящих моментов от инерционных сил

$$M_j = J_0 \frac{d\omega}{d\tau} \text{ или } M_j = 2\pi J_0 \frac{dn}{d\tau}, \quad (1)$$

где J_0 — момент инерции вращающихся частей двигателя, приведенных к оси ротора;

$\frac{d\omega}{d\tau}$, $\frac{dn}{d\tau}$ — угловое ускорение ротора, выраженное через угловую скорость ω и частоту вращения n .

В процессе запуска участвуют различные системы двигателя и вертолета (зажигания, пускового и рабочего топлива, управления запуском и т. д.), управление которыми вручную практически невозможно. Поэтому система запуска полностью автоматизирована. Наличие свободной турбины для привода несущего винта вертолета не оказывает существенного влияния на процесс запуска. Он

протекает аналогично запуску турбореактивного двигателя, но требуемую мощность стартера необходимо увеличить, чтобы компенсировать уменьшение располагаемой мощности турбины турбокомпрессора, обусловленное распределением теплоперепада, срабатываемого на турбинах двигателя.

Запуск есть неустановившийся процесс, в котором на ротор двигателя действуют переменные по времени крутящие моменты от пускового устройства $M_{пу}$, турбин M_T , компрессора и приводов двигателей M_k и вращающихся инерционных масс M_j . Процесс запуска описывается уравнением динамического равновесия ротора

$$M_{пу} + M_T - M_k = M_j = 2 \pi J_0 \frac{dn}{dt}. \quad (2)$$

В зависимости от значений величин, входящих в уравнение (2), запуск двигателя условно разделяют на три этапа (рис. 1). В течение первого этапа раскрутка ротора происходит за счет крутящего момента стартера до частоты вращения вала турбокомпрессора $n_1 = 3800 \pm 200$ об/мин (17—19%), при которой производительность компрессора достаточна для надежного воспламенения и горения топлива в камере сгорания и вступления в раскрутку турбины.

Второй этап запуска характеризуется раскруткой ротора стартером и турбиной компрессора до частоты вращения $n_2 = 12700 \pm 600$ об/мин (57—63%), при которой турбина развивает мощность, достаточную для дальнейшего самостоятельного разгона двигателя с заданным ускорением.

Третий этап начинается с момента отключения стартера и заканчивается выходом двигателя на режим малого газа с частотой вращения 13300 ± 600 об/мин (63—66%).

Длительность запуска складывается из продолжительности этапов t_1 , t_2 и t_3 , т. е. $t_{зап} = t_1 + t_2 + t_3$, и для исправного двига-

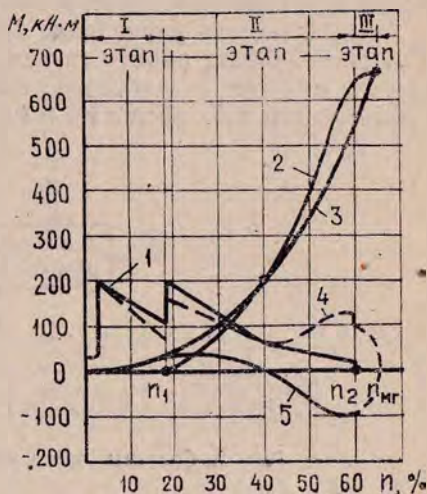


Рис. 1. Изменение крутящих моментов на валу ротора в процессе запуска двигателя ТВ2—117А: 1 — момент пускового устройства; 2 — момент турбины компрессора; 3 — момент компрессора; 4 — момент, идущий на ускорение ротора; 5 — момент сопротивления вращению

теля при нормальных атмосферных условиях (температура $t_H = +15^\circ\text{C}$, давление воздуха $p_H = 760$ мм рт. ст.) составляет в среднем 30 с. при $\tau_1 \approx 6$ с, $\tau_{11} \approx 21$ с и $\tau_{111} \approx 3$ с. Наиболее ответственным является второй этап. Для него характерны высокое значение температуры и температурных градиентов элементов горячего тракта двигателя и узкий диапазон устойчивой работы компрессора.

Узкий диапазон устойчивой работы компрессора определяет надежность запуска двигателя. Неблагоприятные условия протекания процесса запуска, связанные с неправильной регулировкой системы подачи рабочего топлива (повышенная подача), недостаточной мощностью пускового устройства (пониженное напряжение на стартере) и неустойчивой работой компрессора, приводят к повышенным термическим напряжениям элементов горячей части двигателя и, в конечном счете, к выходу из строя этих элементов.

Автоматическое управление процессами запуска двигателя ТВ2-117А обеспечивает работу систем (рис. 2), обслуживающих запуск, и программирует их работу по времени и частоте вращения ротора и параметрам атмосферы P_H и t_H .

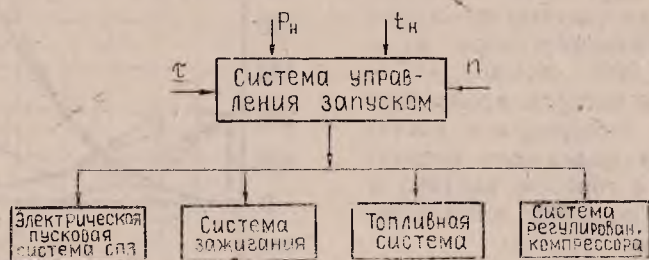


Рис. 2. Системы, обеспечивающие запуск двигателя

Управление по времени осуществляется от электромеханического автомата времени, который вырабатывает дискретные команды. Эти команды управляют работой электрической пусковой системы, скачкообразно изменяют электрическую мощность стартера, включают в работу системы зажигания и пускового топлива и ограничивают общее время работы стартера до 40 с. Помимо режима запуска, временные команды используются для осуществления процессов холодной прокрутки и ложного запуска. Эти режимы протекают без активной работы турбины и программируются только по времени.

Управление по частоте вращения ротора осуществляется от центробежного преобразователя гидравлической системы двигателя ТВ2-117А. Дискретные и непрерывные команды по частоте воз-

действуют на электрическую систему запуска, форсируя электрическую мощность стартера по частоте вращения ротора двигателя на втором этапе запуска, регулируют противопомпажную характеристику компрессора, выключают системы зажигания и пускового топлива и выполняют ряд блокировочных функций. Подача и регулирование расхода топлива при запуске осуществляются автоматом запуска, который управляет расходом топлива по частоте вращения ротора двигателя с учетом давления P_H и температуры t_H наружного воздуха.

2.2. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ ПУСКОВАЯ СИСТЕМА

Для раскрутки ротора двигателя ТВ2-117А электростартером на первом и втором этапах запуска применяется электрическая пусковая система, получившая название СПЗ-15 (система питания и запуска). Эта система входит в общую систему управления и регулирования процессами запуска и обеспечивает получение необходимой механической характеристики стартера. Кроме запуска, СПЗ-15 выполняет ложный запуск, холодную прокрутку и прекращение запуска.

В качестве стартера в СПЗ-15 используется генератор ГС-18, который в процессе запуска работает в режиме электродвигателя (электростартера), а после выхода двигателя на режим малого газа выполняет функции генератора.

Применение в процессе запуска генератора в качестве пускового раскручивающего устройства накладывает на работу СПЗ-15 ряд особенностей, которые обусловлены характером протекания пусковых характеристик системы стартер—нагрузка, жесткой скоростной характеристикой стартера (частота вращения незначительно зависит от величины нагрузки на валу) и требованием эффективного использования энергии источников постоянного тока.

Рассмотрим основные пусковые характеристики шунтового генератора (рис. 3), работающего в режиме электродвигателя (стартера). На характеристиках можно выделить два участка: участок I неустойчившегося переходного процесса и участок II установившихся

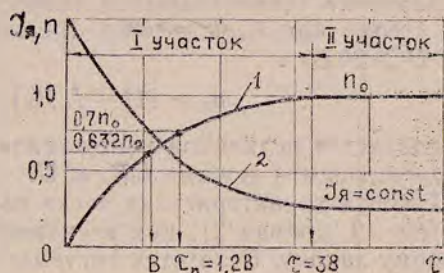


Рис. 3. Скоростная (1) и токовая (2) характеристики пуска двигателя параллельного возбуждения при постоянном напряжении питания

параметров частоты вращения n и величины потребляемого стартером тока $I_{я}$. Процесс изменения частоты вращения ротора генератора (стартера) во времени подчиняется экспоненциальному закону

$$n = n_0 (1 - e^{-\tau/B}), \quad (3)$$

где n_0 — установившаяся частота вращения;

B — электромеханическая постоянная времени;

τ — время работы двигателя.

Электромеханическая постоянная времени является важной характеристикой системы электростартер—ротор двигателя, от значения которой зависит длительность переходного процесса.

Если принять $\tau = B$, то согласно уравнению (4) получим $n = 0,632 n_0$. Следовательно, B — это время, в течение которого система стартер—ротор, разгоняясь от $n = 0$, достигнет скорости вращения $0,632 n_0$.

Величина B зависит от значений электрических параметров стартера, момента инерции нагрузки, приведенной к оси ротора электродвигателя, и определяется по уравнению

$$B = \frac{R_{я}}{C_e^2 \Phi^2} \frac{J_0}{i}, \quad (4)$$

где $R_{я}$ — сопротивление обмотки якоря;

J_0 — момент инерции вращающихся элементов двигателя;

i — передаточное отношение редуктора между стартером и ротором двигателя;

C_e — постоянный коэффициент, зависящий от конструктивных данных электростартера;

Φ — магнитный поток обмотки возбуждения.

Длительность переходного процесса практически заканчивается за $\tau = 3B$.

Значение установившейся скорости вращения ротора электродвигателя при $C_e \Phi = \text{const}$ (режим насыщения имеет место при $U \geq 20 \text{ В}$)

$$n_0 = (U - I_{я} R_{я}) / (C_e \Phi) \quad (5)$$

определяется величиной напряжения U на его клеммах, так как в установившемся режиме $I_{я} R_{я} \ll U$.

Токовая характеристика пуска системы стартер—ротор двигателя (рис. 3, кривая 2), как и скоростная, подчиняется экспоненциальному закону. Если пуск системы производится из состояния покоя, то величина пускового тока составит 0,7—0,8 тока короткого замыкания. Величина установившегося тока пропорциональна моменту сопротивления вращения M_c и определяется уравнением

$$I_{я} = (M_c i) / C_e \Phi. \quad (6)$$

Моментная характеристика электростартера $M_{ст} = I_{я} C_e \Phi$ подчиняется закону изменения тока якоря при условии $C_e \Phi = \text{const}$. Максимальный крутящий момент развивает стартер в момент пуска.

Оценивая пусковые характеристики электростартера параллельного возбуждения с точки зрения пригодности их для раскрутки ротора двигателя, можно сделать следующий вывод: для непрерывного роста оборотов ротора двигателя в процессе запуска пригоден неустановившийся процесс разгона системы стартер—ротор, длительность которого практически выбирают из условия $n = 0,7 n_0$.

Из уравнения (4) при $n = 0,7 n_0$ время пуска $\tau_n = 1,2 B$. Для системы ГС-18—ротор ТВ2-117А $B = 5$ с и длительность переходного процесса составляет 6 с.

В системе запуска СПЗ-15 для получения частоты вращения ротора турбокомпрессора 60% необходимо подавать на клеммы стартера-генератора ГС-18 напряжение порядка 60—70 В.

При таком напряжении прямой пуск системы стартер—ротор двигателя практически невозможен из-за нарушения электрической прочности генератора и разрушения деталей двигателя при наличии в нем эксплуатационных зазоров, люфтов и значительных пусковых моментов стартера.

Таким образом, в целях повышения эффективности системы СПЗ и получения необходимых параметров раскрутки (начальный пусковой момент и ток якоря, время раскрутки и т. д.) целесообразно в процессе запуска двигателя использовать переходные процессы различных характеристик электростартера. Из уравнения (5) следует, что различные пусковые характеристики стартера параллельного возбуждения можно получить введением в цепь якоря добавочного сопротивления R_d , изменением напряжения источника питания и регулированием магнитного потока обмотки возбуждения.

В системе СПЗ-15 используются все три способа, причем переход с одной характеристики на другую по времени осуществляется либо скачкообразно, либо плавно. На рис. 4 показана пусковая характеристика ГС-18: кривая 1 — при включенном R_d ; кривая 2 — при $U = 24—30$ В; кривая 3 — при $U = 48—60$ В.

Пуск системы ГС-18—ротор ТВ2-117А осуществляется путем подключения стартера к источнику питания с напряжением $U = 24—30$ В через добавочное сопротивление в цепи якоря. Величина R_d выбирается из условия получения максимально допустимого пускового крутящего момента на валу стартера, определяемого прочностью редуктора системы стартер—ротор при наличии в нем эксплуатационных люфтов и зазоров.

Так как $R_d \gg R_{я}$, то значительно возрастает электромеханическая постоянная и длительность переходного процесса. Поэтому в

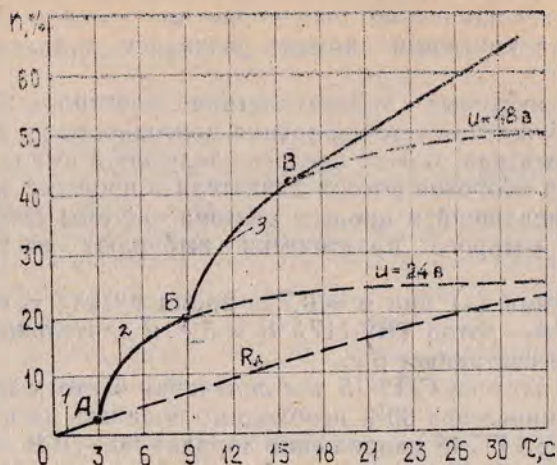


Рис. 4. Пусковая характеристика стартера ГС-18: А — выключение R_d ; Б — увеличение напряжения питания с U до $2U$; В — включение регулятора тока РУТ-600

системе СПЗ-15 длительность τ_1 выбрана не из условия $n = 0,7 n_0$, а из условия необходимого времени для выбора эксплуатационных зазоров в редукторе привода ГС-18МО и получения некоторой величины начальной скорости вращения для следующего переходного процесса другой скоростной характеристики. Для данного периода $\tau = 3$ с (точка А, рис. 4).

Шунтирование R_d скачкообразно переводит систему ГС-18—ротор двигателя на другую характеристику при наличии начальной скорости вращения. В момент выключения R_d резко возрастает ток, потребляемый стартером ($I_n = 1200$ А), и крутящий момент стартера достигает значения $M_{ст} = 200$ Нм. Длительность процесса разгона определяется условием $n = 0,7 n_0$ и составляет $\tau = 6$ с (точка Б, рис. 4).

Переход на следующую характеристику осуществляется скачкообразным изменением напряжения источника питания с $U = 24—30$ В до $U = 48—60$ В. В момент повышения напряжения вновь происходит увеличение потребляемого тока до 1150 А и крутящего момента стартера. Длительность данного переходного процесса определяется условием $n = 0,7 n_0$.

Получение переходных процессов скоростных характеристик стартера путем уменьшения магнитного потока обмотки возбуждения в системе СПЗ-15 осуществляется плавно при помощи включения в цепь обмотки возбуждения угольного сопротивления регуля-

тора тока РУТ-600Д (точка В, рис. 4) при электрической мощности стартера ГС-18, равной 26 кВт.

Угольный регулятор РУТ-600Д (рис. 5) представляет собой угольный столб, расположенный вдоль оси электромагнита. На сердечнике электромагнита размещаются токовая W_1 , управляющая W_y и стабилизирующая $W_{ст}$ обмотки.

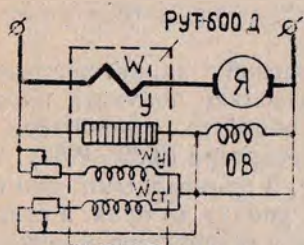


Рис. 5. Схема включения угольного регулятора тока в электрическую цепь стартера ГС-18

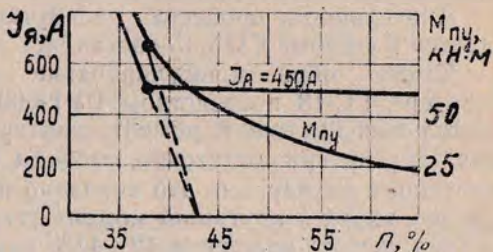


Рис. 6. Токовая $I = f(n)$ и моментная $M_{пч} = f(n)$ характеристики стартер-генератора ГС-18 с регулятором тока РУТ-600 при $U = 48 В$

Токовая обмотка включена в цепь якоря и регулирует ток стартера. Управляющая обмотка служит для коррекции тока якоря по напряжению источника питания, а стабилизирующая — для стабилизации процессов регулирования тока в переходных режимах. Угольный столб, набранный из тонких (≈ 1 мм) угольных шайб, сжат с одной стороны электромагнитной силой F_z , от обмоток W_1 , W_y , $W_{ст}$, а с другой стороны — механической силой $F_m = F_{пр} + F_{уг}$, где $F_{пр}$ — сила воздействия пружины, $F_{уг}$ — сила реакции угольного столба. В статическом режиме $F_z = F_m$. По мере роста частоты вращения системы стартер—ротор двигателя происходит увеличение противоЭДС стартера $E_0 = C_e \Phi n$, которое согласно уравнению $I_A = (U - C_e \Phi n) / R_A$ приводит к уменьшению тока якоря и силы сжатия угольного сопротивления. При уменьшении I_A ниже величины настройки регулятора РУТ-600Д последний начнет увеличивать электрическое сопротивление угольного столба. Произойдет уменьшение величины Φ до такого значения, при котором сохраняется постоянной величина противоЭДС стартера. Следовательно, при $U = const$ РУТ-600Д будет поддерживать постоянными ток якоря и электрическую мощность стартера.

В системе СПЗ-15 при $U = 48 В$ ток настройки РУД-600Д равен 450—500 А. При работе регулятора тока крутящий момент стартера уменьшается обратно пропорционально угловой скорости вращения ротора стартера (рис. 6).

Необходимо отметить, что получение характеристик электро-стартера регулированием величины Φ возможно только при наличии начальной скорости вращения вала стартера. Кратность регулирования магнитного потока обмотки возбуждения Φ/Φ_0 , где Φ_0 — магнитный поток насыщения статора, на втором этапе запуска, когда момент сопротивления с ростом частоты вращения уменьшается (см. рис. 1), равна 2—3.

Длительность процесса раскрутки с регулятором тока уменьшается в системе СПЗ-15 составляет ~ 20 с.

Таким образом, регулирование скоростной характеристики стартера ГС-18 посредством РУТ-600Д позволяет получить положительный крутящий момент стартера на оборотах сопровождения запуска при достаточно высоком КПД стартера (0,80—0,85). В противном случае, как это показано на рис. 6 пунктирными линиями, ток якоря и крутящий момент стартера упадут до нуля, и стартер на частоте вращения 42—43% перейдет в генераторный режим работы.

Итак, применение генератора в качестве устройства для предварительной раскрутки ротора требует выполнения ряда специфических требований, предъявляемых к системе СПЗ. Так, использование в процессе раскрутки ротора двигателя переходных участков различных скоростных характеристик генератора, работающего в режиме электродвигателя, вызывает необходимость иметь устройство в системе СПЗ для выдачи временных команд, т. е. автомат времени.

Получение скоростных характеристик электростартера при различных напряжениях требует от системы СПЗ наличия двух одинаковых по располагаемой мощности источников питания с напряжением 24—30 В. Эти источники электроэнергии на этапах запуска должны включаться сначала параллельно, а затем последовательно.

Обязательными устройствами в системе СПЗ являются угольный регулятор тока и пусковое добавочное сопротивление.

Упрощенная схема СПЗ-15 вертолета Ми-8 приведена на рис. 7. К агрегатам системы СПЗ-15, участвующим в процессе запуска двигателей, относятся:

- генератор постоянного тока ГС-18;
- пусковая панель ПСГ-15;
- шесть аккумуляторных батарей АК₁, АК₂ (12САМ-28);
- аэродромные розетки АР₁ и АР₂ (ШРАП-500).

Основным органом управления в СПЗ-15 является панель стартер—генератор ПСГ-15, внутри которой смонтированы программный механизм ПМЖ2-60У, регулятор тока РУТ-600Д-2, пусковое сопротивление ПС-200-0,12Д, различные контакторы типа КМ и реле.

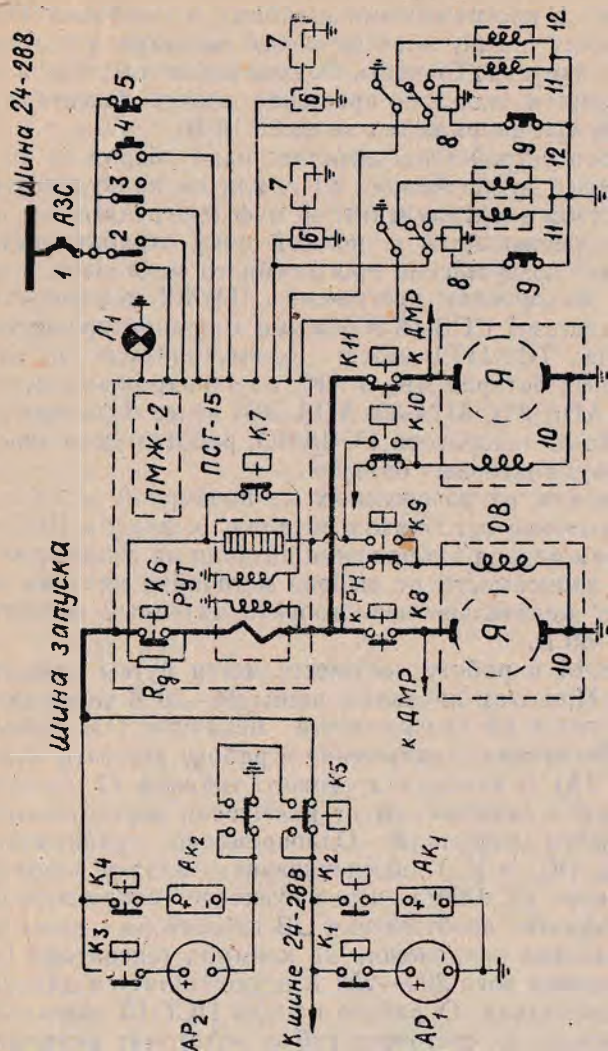


Рис. 7. Электрическая схема питания и запуска вертолета МИ-8: АР₁ и АР₂ — розетки аэродвигательного питания; АК₁ и АК₂ — бортовые аккумуляторные батареи; К₁ и К₂ — силовые контакторы; ПМЖ-2 — пусковая панель; Л₁ — световое табло «Автомат включен»; 1 — автомат защиты сети; 2 — переключатель «Запуск — холодная прокрутка»; 3 — переключатель выбора запускаемого двигателя; 4 — кнопка «Запуск»; 5 — кнопка «Прекращение запуска»; 6 — агрегат зажигания; 7 — запальная свеча; 8 — реле включения клапанов подачи пускового топлива; 9 — регулятор тока; 10 — контакт агрегата КА-40; 11 — генератор ГС-18МО; 12 — электроклапан подачи пускового топлива; 12 — электроклапан продувки

Программный механизм ПМЖ2 предназначен для выдачи временных команд управления процессом запуска. Он состоит из малогабаритного двигателя постоянного тока Д-2Р с электроцентробежным регулятором скорости вращения, понижающего планетарного редуктора, вала с программными шайбами и микровыключателей, обеспечивающих подачу электрических сигналов в соответствии с программой запуска. Точность выдачи временных сигналов зависит от стабильности скорости вращения электродвигателя и составляет $\pm 4-5\%$ при напряжении не ниже 16 В.

Вал программного устройства совершает один оборот за 40 с. Если запуск закончен до истечения 40 с. или он принудительно прерван, то посредством электромагнитной муфты передаточное отношение редуктора уменьшается и полный цикл отработывается за 27 с. Это ускоряет возвращение программного механизма в исходное положение. Ускоренная программа ПМЖ2 используется также при работе системы СПЗ-15 в режиме холодной прокрутки.

Запуск двигателя ТВ2-117А может осуществляться от двух групп аккумуляторных батарей АК₁ и АК₂, от аэродромного источника питания типа АПА-2М, АПА-35, АПА-50М через бортовые розетки АР₁ и АР₂ или от генератора ГС-18МО, работающего двигателя и бортовых аккумуляторных батарей.

С пульта управления, расположенного на приборной доске вертолета Ми-8, подключение источников питания к панели ПСГ-15 осуществляется путем подачи напряжения питания на силовые контакторы К₁ — К₄ в зависимости от выбора источника питания запуска. Для запуска желательно использовать наземный источник с напряжением 30—60 В.

Включение СПЗ-15 в работу осуществляется путем нажатия кнопки 4 «Запуск». При этом питание с шины 24—30 В через автомат защиты 1 поступает на программный механизм ПМ панели ПСГ-15, который обеспечивает включение в работу агрегата зажигания 6 (СКНА-22-2А) и клапана пускового топлива 11 соответствующего двигателя в зависимости от включения переключателя 3 выбора запускаемого двигателя. Одновременно срабатывают контакторы К₈ и К₉, (К₁₀ и К₁₁), обеспечивающие подачу напряжения 24—30 В на якорь ГС-18МО через пусковое сопротивление R_д и подключение обмотки возбуждения ОВ генератора к нише запуска. В этом случае при напряжении на клеммах генератора ГС-18МО 4—5 В и пусковом токе 200—250 А осуществляется плавная раскрутка ротора двигателя. О работе панели ПСГ-15 свидетельствует загорание лампы Л₁ светового табло «Автомат включен».

Через 2 с. с момента нажатия кнопки «Запуск» программный механизм блокируется от повторного случайного нажатия кнопки.

Через 3 с. ПМЖ2-60У подает питание на контактор К₅ ПСГ-15, который шунтирует R_д, на якорь ГС-18МО подается полное напря-

жение 24—30 В от двух параллельно включенных источников питания запуска, и происходит интенсивная раскрутка ротора двигателя.

На 9-й секунде программный механизм подает питание на контактор K_5 , который переключает источники питания запуска на последовательную работу (48—60 В), что приводит к дальнейшему интенсивному росту частоты вращения ротора двигателя.

Топливорегулирующая аппаратура (насос-регулятор НР-40ВА) подает топливо к форсункам двигателя при достижении частоты вращения ротора двигателя $n_1 = 17—19\%$. Начиная с этого момента, раскрутка ротора двигателя осуществляется совместно электростартером ГС-18 и турбиной турбокомпрессора двигателя ТВ2-117А.

На 12-й секунде программный механизм ПСГ-15 подает напряжение на контактор K_7 ПСГ-15, и величину тока возбуждения генератора ГС-18МО начинает регулировать угольный регулятор РУТ-600Д-2. Одновременно обесточивается электроклапан подачи пускового топлива 11 и подается напряжение на клапан продувки 12 магистрали пусковой топливной системы сжатым воздухом из камер сгорания. Эти операции могут совершаться раньше, чем на 12-й с, по команде от гидравлической системы двигателя при достижении ротором двигателя частоты вращения, равной 34—36%.

На 30-й секунде программным механизмом выключаются системы зажигания и продувки пускового топлива.

При достижении ротором двигателя $n_2 = 57—63\%$ по команде от гидравлической системы двигателя происходит отключение стартера от панели СПЗ-15. Если это не произойдет, то на 40-й с. программный механизм отключит стартер от шины запуска, подклю-

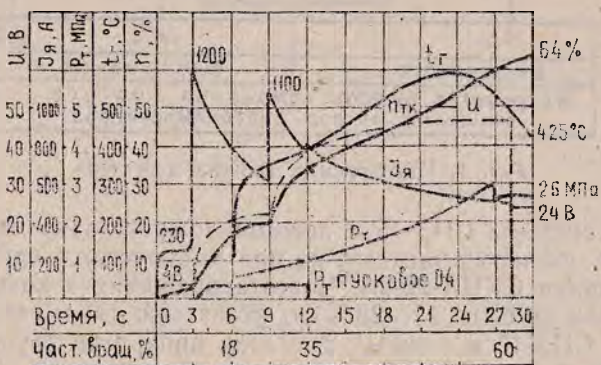


Рис. 8. Изменение параметров двигателя и системы СПЗ-15 в процессе запуска двигателя для условий $H = 0$, $V = 0$, $t_H = +15^\circ\text{C}$ и $P_H = 760$ мм рт.ст.

чит обмотки возбуждения к угольным регуляторам напряжения типа РН-180. Изменение во времени основных параметров системы СПЗ-15 и двигателя в процессе запуска ТВ2-117А приведено на рис. 8, а циклограмма запуска — на рис. 9.

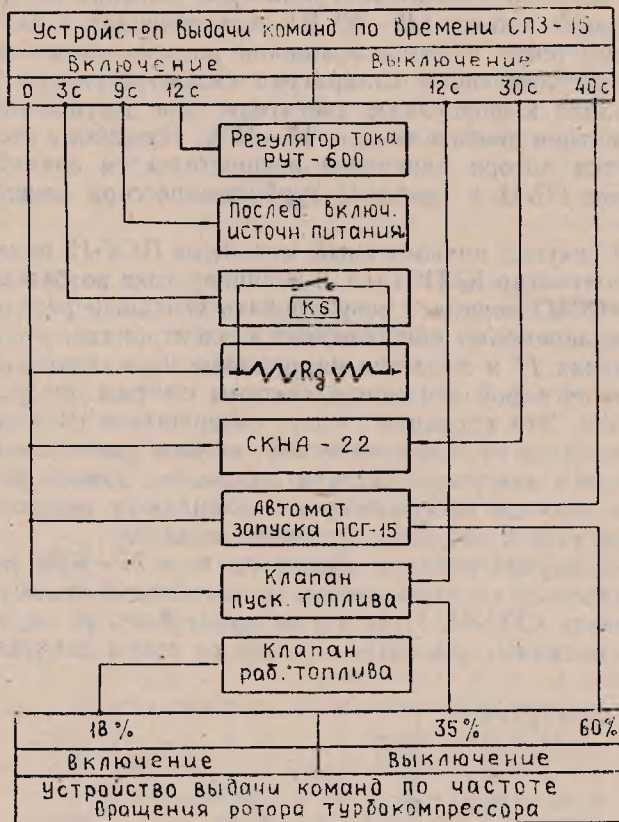


Рис. 9. Циклограмма запуска двигателя

Работа системы СПЗ-15 в режиме ложного запуска протекает аналогично обычному запуску, но при отключенном вручную агрегате зажигания СКНА-22-2А. Частота вращения в конце ложного запуска должна быть 25—28% по указателю тахометра ИТЭ-2.

Работа СПЗ-15 в режиме холодной прокрутки осуществляется по ускоренной программе без подачи основного топлива. При этом не включается система зажигания, не происходит переключения источников питания на 40—60 В и не включается в работу регулятор тока РУТ-600Д-2.

2.3. НАСОС-РЕГУЛЯТОР НР-40ВА

Насос-регулятор НР-40ВА предназначен для питания топливом двигателя и его регулирования путем изменения подачи топлива в камеру сгорания.

Насос-регулятор производит:

подачу топлива к пусковым и рабочим форсункам, распределение топлива между первым и вторым контурами;

подачу топлива в двигатель по заданному закону при запуске и работе от режима малого газа до взлетного;

поддержание заданной частоты вращения компрессора;

ограничение подачи топлива в двигатель по максимальной физической частоте вращения ротора компрессора;

ограничение подачи топлива по приведенной частоте вращения компрессора;

ограничение подачи топлива по максимальной температуре газов;

ограничение максимального расхода топлива;

ограничение минимальной подачи топлива в двигатель;

останов двигателя.

Основными элементами НР-40ВА являются плунжерный насос 1 (рис. 10, вкладка), всережимный регулятор 2 частоты вращения компрессора, клапан минимального давления 24, дроссельный пакет 25, ограничитель максимальной приведенной частоты вращения компрессора $n_{пр}$ 3, дозирующее устройство 26, запорный клапан 4 1-го контура, ограничитель максимального расхода топлива 7, запорно-подпорный клапан 9 2-го контура, распределительный клапан 8 2-го контура, стоп-кран 6, клапан 27 постоянного перепада давления на игле, автомат запуска 23.

Из расходного бака вертолета подкачивающими насосами топливо подается к насосу-регулятору НР-40ВА, пройдя топливный фильтр, поступает на вход плунжерного насоса. В процессе работы в насосе повышается давление топлива и подается к дозирующему устройству 26.

Топливо, пройдя дозирующую иглу, стоп-кран, ограничитель максимального расхода, по одному из параллельных каналов через запорно-подпорный клапан поступает в топливный коллектор 1-го контура, а по второму через запорно-подпорный и распределительный клапаны — в коллектор 2-го контура.

Для подачи топлива в количестве, определяемом режимом работы двигателя, служит дозирующее устройство (рис. 11), которое состоит из дозирующей иглы 1 с сервопоршнем, клапана 2 слива топлива из полости А, пружины 3, упоров 4, 7 крайнего положения иглы, дроссельного пакета 5 с фильтром, жиклера 6 и клапана 8 постоянного перепада давления. Массовый расход топлива через иглу

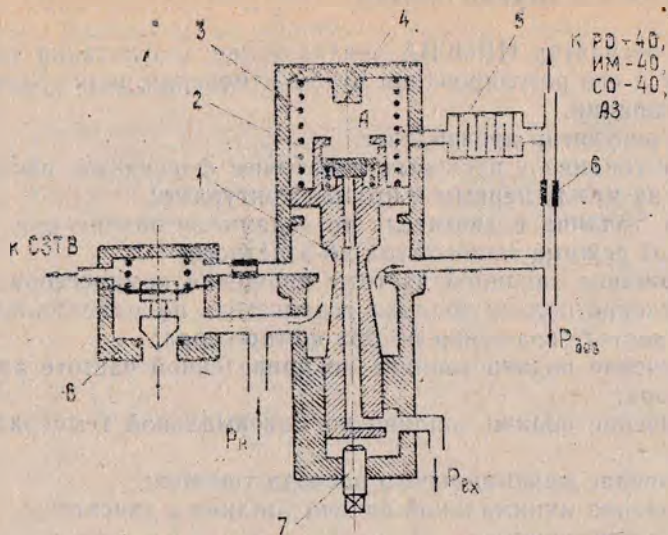


Рис. 11. Схема дозирующего устройства насоса-регулятора НР-40: 1 — дозирующая игла; 2 — клапан слива; 3 — пружина; 4, 7 — упоры; 5 — дроссель; 6 — жиклер

дозировочного устройства

$$G_T = \mu S_n \sqrt{2\rho \Delta P_n} \quad (14)$$

он зависит от площади проходного сечения и перепада давления на игле.

Здесь μ — коэффициент расхода, учитывающий форму проходного сечения и вязкость топлива;

S_n — площадь проходного сечения иглы;

ρ — плотность топлива;

ΔP_n — перепад давления топлива на игле.

Для НР-40 перепад давления принят постоянным и равным 0,25 МПа.

Следовательно, расход топлива через иглу зависит только от величины площади проходного сечения иглы в виде двух сегментов, форма которого неизменна. Изменение площади проходного сечения иглы осуществляется ее перемещением под действием сил, действующих на сервопоршень дозирующей иглы. Из условия равенства усилий на сервопоршне иглы

$$P_{\text{доз}} S_2 = P_A S_1 + Q_{\text{пр}} \quad (15)$$

следует, что положение дозирующей иглы определяется соотношением давлений $P_{\text{доз}}$ и P_A и величиной усилия пружины.

Здесь $P_{\text{доз}}$ — дозированное давление топлива;
 P_A — давление топлива в полости А сервопоршня;
 S_1 и S_2 — соответственно площадь сервопоршня со стороны
 полости А и со стороны иглы;

$Q_{\text{пр}}$ — сила упругости пружины.

Принимая, что $S_2 \approx S_1 = S$ и $\Delta P = P_{\text{доз}} - P_A$, получим

$$\Delta P S = Q_{\text{пр}}. \quad (16)$$

Сила упругости пружины связана с величиной сжатия x пружи-
 ны, т. е. с перемещением дозирующей иглы соотношением

$$Q_{\text{пр}} = c (x_0 + x),$$

где c — жесткость пружины; x_0 — величина предварительного
 сжатия пружины.

Тогда перемещение дозирующей иглы (отсчет значений x про-
 изводится от положения иглы на упоре максимальной подачи) $x =$
 $= -x_0 + \Delta P S / c$ пропорционально перепаду давления ΔP на сер-
 вопоршне дозирующей иглы.

При нахождении иглы вблизи упора минимальной подачи
 (верхнее положение иглы на рис. 11) перепад на сервопоршне ΔP
 максимальный, а вблизи упора максимальной подачи (нижнее по-
 ложение иглы на рис. 11) минимальный.

Положением дозирующей иглы, т. е. величиной расхода топлива управ-
 ляют (рис. 12) автомат запуска, всережимный регулятор частоты враще-
 ния турбокомпрессора, ограничитель максимальной частоты враще-
 ния турбокомпрессора, ограничитель минимального давления топлива, ог-
 раничитель приведенной частоты вращения турбокомпрессора, регулятор
 частоты вращения несущего вента РО-40, синхронизатор мощности СО-
 40, ограничитель максимальной температуры газов, ограничитель максимальной частоты
 вращения турбокомпрессора путем изменения величины перепада
 давления на сервопоршне дозирующей иглы.

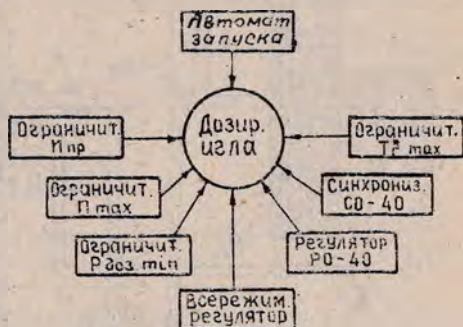


Рис. 12. Структурная схема управления по-
 ложением дозирующей иглы

2.4. РАБОТА НАСОСА-РЕГУЛЯТОРА НР-40 В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

При запуске насос-регулятор осуществляет подачу топлива в
 камеру сгорания в соответствии с расходом воздуха через двига-

тель и в таком количестве, чтобы в каждый момент запуска обеспечить получение крутящего момента турбины компрессора при максимально допустимом значении температуры газа. Эту функцию в НР-40 выполняет автомат запуска АЗ, который управляет положением дозирующей иглы и, следовательно, расходом топлива путем изменения перепада давления на сервопоршне иглы.

При неработающем двигателе дозирующая игла усилием пружины (см. рис. 11) сервопоршня установлена на упор 7 максимального расхода топлива, и полость А над сервопоршнем сообщается с каналом $P_{вх}$ подвода топлива к насосу-регулятору через открытый клапан 2 и осевой канал дозирующей иглы. При раскрутке ротора двигателя стартер-генератором ГС-18 увеличивается давление топлива P_H за плунжерным насосом. Расход и давление топлива в начальный момент раскрутки определяются величиной проходного сечения сливного жиклера 8 (рис. 13). Все топливо, подаваемое насосом, через жиклер 8, радиальные отверстия втулки и золотника запорного клапана 9 поступает на вход в насос.

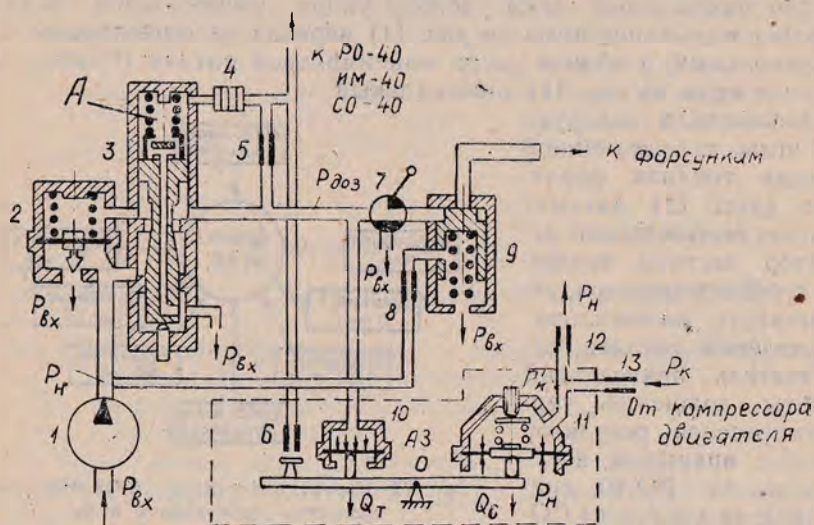


Рис. 13. Схема регулирования подачи топлива в процессе запуска двигателя: 1 — насос-регулятор НР-40; 2 — клапан постоянного перепада давления; 3 — дозирующая игла; 4 — дроссель; 5 — жиклер; 6 — плоский клапан с жиклером; 7 — стоп-кран; 8 — сливной жиклер; 9 — запорный клапан; 10 — преобразователь давления топлива автомата запуска; 11 — преобразователь давления воздуха автомата запуска; 12, 13 — воздушные жиклеры; $P_{вх}$ — давление топлива на входе в насос; $P_{доз}$ — давление топлива за дозирующей иглой; P_K , P_H — соответственно давление воздуха за компрессором и в атмосфере; АЗ — автомат запуска

Возрастание давления топлива за дозирующей иглой вызывает соответственно возрастание величины перепада давления на сервопоршне иглы. При $\Delta PS > Q_{пр}$ игла перемещается вверх до упора 4 (см. рис. 11) минимальной подачи. Клапан 2 закрывается, давление топлива в полости А несколько возрастет и будет определяться степенью открытия плоского клапана АЗ. До частоты вращения ротора турбокомпрессора 20% плоский клапан 6 АЗ (см. рис. 13) открыт полностью и перепад давления на сервопоршне иглы достаточен для ее удержания на упоре минимальной подачи топлива.

При достижении ротором турбокомпрессора частоты вращения 17...18% давление топлива $P_{доз}$ достигнет величины 0,45--0,5 МПа (точка А, рис. 14) и запорный клапан 9 (см. рис. 13) откроется, а слив топлива через жиклер 8 прекратится. В момент открытия запорного клапана начнется подача топлива в рабочие форсунки камеры сгорания в количестве, соответствующем положению дозирующей иглы на упоре минимальной подачи.

При этом происходит уменьшение давления $P_{доз}$ до величины порядка 0,3 МПа. Резкое уменьшение давления топлива $P_{доз}$ не вызывает закрытия запорного клапана, так как в момент его открытия увеличивается эффективная площадь, на которую действует давление топлива $P_{доз}$.

Давление открытия запорного клапана регулируется заменой сливного жиклера. Изменение диаметра жиклера на 0,1 мм изменяет момент открытия запорного клапана по частоте вращения ротора двигателя в среднем на 2%. На рис. 14 показано изменение давления топлива за дозирующей иглой НР-40 по частоте вращения ротора двигателя при увеличении (линия 1) и уменьшении (линия 2) диаметра сливного жиклера на 0,2 мм относительно его номинального значения (сплошная линия), равного 1,3 мм.

После открытия запорного клапана величиной расхода топлива управляет АЗ. Однако до $n \approx 20\%$ автомат не изменяет положения иглы, которая стоит на упоре минимального расхода топлива (участок а—б на рис. 15), и только с $n \approx 20\%$ начинает управлять положением дозирующей иглы (точка б на рис. 15).

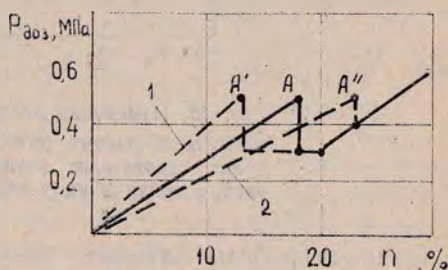


Рис. 14. Изменение давления топлива $P_{доз}$ за дозирующей иглой от частоты вращения компрессора при различных диаметрах сливного жиклера; точки А, А', А'' — моменты открытия запорного клапана

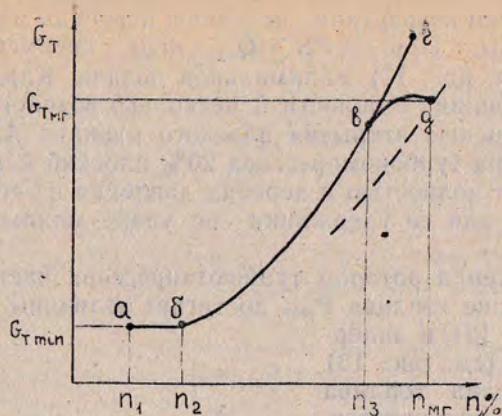


Рис. 15. Изменение расхода топлива G_T от частоты вращения ротора в процессе запуска двигателя: пунктирная линия — расход топлива на установившемся режиме

Принцип работы автомата запуска заключается в сравнении давления воздуха $P_{к'}$ за компрессором двигателя, редуцированного воздушными жиклерами 12 и 13 (см. рис. 13), с давлением топлива $P_{доз}$ за дозирующей иглой и выработки такой величины перепада давления на сервопоршневые иглы (на жиклере 5), чтобы на каждой частоте вращения ротора двигателя давление воздуха за компрессором $P_{к'}$ соответствовало давлению топлива $P_{доз}$.

Для этого в полость над воздушной мембраной через фильтр и жиклер 12 подводится воздух, отбираемый из-за X ступени компрессора. Полость под воздушной мембраной сообщена с атмосферным давлением P_H .

Таким образом, в процессе запуска на мембрану будет действовать сила от разности давлений $P_{к'} - P_H$ и сила сжатой пружины $Q_{пр}$. Суммарная сила $Q_c = (P_{к'} - P_H) S_1 + Q_{пр}$, где S_1 — эффективная площадь мембраны, на которую действует $P_{к'}$.

На другое плечо рычага АЗ через мембрану и шток действует сила давления топлива $Q_T = P_{доз} S_2$, где S_2 — эффективная площадь мембраны, на которую действует $P_{доз}$.

Положение рычага АЗ и, следовательно, степень открытия плоского клапана зависят от величин моментов сил Q_c и Q_T . Из условия равенства моментов относительно точки опоры двухплечевого рычага АЗ следует, что

$$P_{доз} = \frac{S_1 h_1}{S_2 h_2} (P_{к'} - P_H) + \frac{h}{S_2 h_2} Q_{пр}, \quad (17)$$

где h_1 и h_2 — плечи рычага АЗ, на которые соответственно действуют силы Q_c и Q_t .

Поясним работу АЗ по характеристике разгона ротора двигателя.

При неработающем двигателе рычаг АЗ под усилием пружины находится на упоре и плоский клапан b (см. рис. 13) закрыт. В начальный момент раскрутки ротора в процессе запуска двигателя происходит повышение давления топлива, что вызывает открытие плоского клапана АЗ, так как $P_{к'} = P_H$ и $Q_t h_2 > Q_{пр} h_1$.

Если в момент открытия запорного клапана НР-40 (на частоте вращения $n = 17—19\%$) подача топлива в камеру сгорания двигателя определяется положением иглы на упоре минимального расхода, то начиная с $n \sim 20\%$ давление $P_{к'}$ будет воздействовать на положение рычага АЗ, поворачивая его на прикрытие плоского клапана АЗ (точка b на рис. 15). Слив топлива из полости А сервопоршня дозирующей иглы уменьшится и, следовательно, уменьшится перепад давления на сервопоршне иглы. Это приводит к перемещению иглы на увеличение расхода и давления топлива. Возросшее давление $P_{доз}$, действуя на мембрану АЗ, создаст дополнительное усилие, момент которого будет компенсировать возросший момент от силы Q_c так, чтобы обеспечить равновесное положение рычага АЗ. Таким образом, по мере разгона ротора двигателя в процессе запуска будет соблюдаться равенство моментов при различных положениях рычага АЗ. По мере увеличения частоты вращения двигателя плоский клапан автомата запуска будет прикрываться и уменьшать перепад давления на сервопоршне дозирующей иглы. Следовательно, увеличится расход топлива (участок $b—в$ на рис. 15).

Соответствие подачи топлива и расхода воздуха через компрессор в процессе запуска двигателя обеспечивается подбором геометрических размеров АЗ, жесткости пружины и жиклеров 12 и 13 (см. рис. 13).

В процессе эксплуатации расходную характеристику АЗ можно изменять согласно уравнению (17), подбирая диаметры жиклеров 12 и 13 и изменяя предварительное натяжение пружины. Увеличение натяжения пружины АЗ заворачиванием регулировочного винта приводит к более раннему (по частоте вращения ротора турбокомпрессора) вступлению в работу АЗ. Аналогичное воздействие на расходную характеристику АЗ оказывает уменьшение диаметра воздушного жиклера 12 (см. рис. 13), только это воздействие более эффективно на конечном участке расходной характеристики.

Автомат запуска НР-40 настроен на повышенный расход топлива с целью получения на турбине турбокомпрессора максимально допустимого крутящего момента при непрерывном увеличении рас-

хода воздуха через двигатель (росте частоты вращения двигателя). В конце запуска на частоте вращения $n = 60\text{--}65\%$ в работу АЗ вмешивается всережимный центробежный регулятор насоса НР-40, настроенный на поддержание режима малого газа. Всережимный регулятор начинает уменьшать темп снижения перепада давления ΔP на сервопоршне дозирующей иглы (на жиклере 5, см. рис. 13) путем включения дополнительного слива топлива из полости А сервопоршня иглы (точка в на рис. 15). Для компенсации дополнительного слива через всережимный регулятор НР-40 АЗ будет прикрывать плоский клапан. На частотах вращения, близких к режиму малого газа, слив топлива из полости А сервопоршня дозирующей иглы через всережимный регулятор настолько увеличивается, что АЗ эти утечки не может компенсировать даже при полном закрытии плоского клапана. Автомат запуска выключается из работы.

Однако частота вращения ротора ТВ2-117А в процессе запуска продолжает возрастать даже при уменьшении расхода топлива (участок в—д на рис. 15) за счет избыточной мощности турбины (расход топлива больше, чем требуется на режиме малого газа). При достижении частоты вращения двигателя 64% регулирование расхода топлива будет осуществлять всережимный центробежный регулятор НР-40.

3. ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ И РЕГУЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

3.1. ФАКТОРЫ, ВЫЗЫВАЮЩИЕ НЕОБХОДИМОСТЬ ПРОВЕРКИ И РЕГУЛИРОВКИ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

В процессе запуска газотурбинный двигатель работает на неустановившемся режиме [1]. Надежность запуска зависит от диапазона устойчивой работы компрессора, мощности пускового устройства ПУ, оптимальной подачи топлива в камеру сгорания.

На первом этапе надежность запуска может снизиться вследствие недостаточной мощности ПУ, возникающей из-за неисправности системы СПЗ-15.

Второй этап запуска в основном определяет надежность выхода двигателя на режим малого газа.

Устойчивость разгона может быть нарушена из-за задержки воспламенения топлива при плохом распыле его форсунками (например, при низкой температуре t_n наружного воздуха) или из-за несвоевременного открытия запорного клапана.

Ранее отключение ПУ увеличивает время запуска и T_r , снижает надежность запуска. Подача повышенного количества топлива в камеру сгорания на втором этапе приводит к возникновению

помпажных явлений в компрессоре. Эти явления сопровождаются значительным ростом температуры газов T_T перед турбиной компрессора и «зависанием» частоты вращения компрессора на промежуточных режимах, что вызывает «тепловой удар» и перегрев деталей двигателя.

Диапазон устойчивой работы компрессора зависит от правильной работы клапанов перепуска воздуха из-за шестой ступени. Физический смысл этого способа борьбы с помпажем состоит в том, что при частичном перепуске воздуха уменьшается сопротивление проточной части и увеличивается расход воздуха через первые ступени. Вследствие роста расхода увеличивается осевая составляющая скорости до величины, при которой относительная скорость будет направлена под расчетным углом к профилю лопатки. Срыва потока не происходит, и лопатки работают устойчиво.

В результате этого η_k и КПД этих ступеней увеличиваются и к последним ступеням поступает более плотный воздух. Поэтому осевая составляющая скорости уменьшается и относительная скорость будет направлена под расчетным углом к профилю. Следовательно, последние ступени будут работать в расчетном режиме. Это устраняет помпаж компрессора, увеличивает η_k и КПД на нерасчетных режимах.

Однако раннее закрытие клапанов перепуска может вызвать помпаж компрессора, а слишком позднее — значительное снижение мощности турбины, увеличение времени запуска и расхода топлива.

На третьем этапе запуска после отключения ПУ разгон двигателя определяется величиной избыточного крутящего момента M_T , развиваемого турбиной компрессора. Величина M_T зависит от подачи топлива автоматом запуска, характеристик компрессора. Снижение подачи топлива, загрязнение и износ лопаток компрессора уменьшают M_T и надежность запуска.

Большое влияние на процесс запуска оказывает температура наружного воздуха t_H . Независимо от t_H двигатель должен выходить на режим малого газа за определенное время при T_T , не превышающей максимального допустимого значения.

При постоянной мощности ПУ характер разгона двигателя при различных t_H зависит от превышения ΔM крутящего момента турбины M_T над моментом сопротивления компрессора M_C . Величина ΔM примерно одинакова при запуске двигателя за одно и то же время при различных t_H . Примерно одинакова и величина заброса T_T при запуске.

При работе двигателя на одних и тех же частотах вращения при разных t_H происходит изменение расхода воздуха, а расход топлива остается постоянным. Поэтому температура газа повышается при увеличении t_H и снижается при уменьшении.

Если автомат запуска АЗ не отрегулировать, то при запуске двигателя в условиях $t_n > +30^\circ\text{C}$ T_r достигнет или превысит максимально допустимое значение. Чтобы избежать этого, уменьшают подачу топлива в двигатель путем регулировки АЗ.

При отрицательных t_n увеличивается вязкость и ухудшается испаряемость топлива, что снижает качество распыла топлива и уменьшает надежность воспламенения топливовоздушной смеси. Кроме этого, мощность стартера падает вследствие уменьшения отдачи энергии от аккумуляторов из-за увеличения их внутреннего сопротивления при понижении t_n . Поэтому при автономном запуске происходит вялая раскрутка ротора стартером. Следовательно, и при понижении t_n требуется регулировка топливной аппаратуры.

Проверка работоспособности и регулирование системы запуска двигателя включают в себя операции проверки и регулирования: момента открытия запорного клапана первого контура топливных форсунок;

- температуры газов перед турбиной;
- момента закрытия клапанов перепуска воздуха;
- момента включения регулятора тока;
- момента отключения стартера.

3.2. ПРОВЕРКА И РЕГУЛИРОВАНИЕ МОМЕНТА ОТКРЫТИЯ ЗАПОРНОГО КЛАПАНА

Открытие запорного клапана должно происходить при достижении ротором компрессора частоты вращения $n_k = 17-19\%$. Момент открытия клапана выбран из условия создания компрессором давления и расхода воздуха, необходимого для устойчивого горения топлива. Давление топлива перед форсунками должно быть 2 кгс/см^2 ($2 \cdot 10^4 \text{ Па}$) при $n_k = 21-22\%$.

Момент открытия клапана определяется по появлению давления топлива перед форсунками и регулируется заменой жиклера δ (рис. 13), соединяющего клапан высокого давления за плунжерным насосом со сливом через отверстие в золотнике запорного клапана [9]. Жиклер установлен под пробкой 2 (рис. 16). Изменение диаметра жиклера на 0,1 мм изменяет частоту открытия клапана на 2%. Диаметр сливного жиклера должен находиться в пределах 0,8—1,8 мм. Давление топлива перед форсунками при $n_k = 21-22\%$ в эксплуатации не регулируется.

Определение момента открытия запорного клапана и величины давления топлива необходимо производить в следующей последовательности:

уменьшить, с целью повышения точности замера частоты и давления, напряжение источника наземного питания до значения,

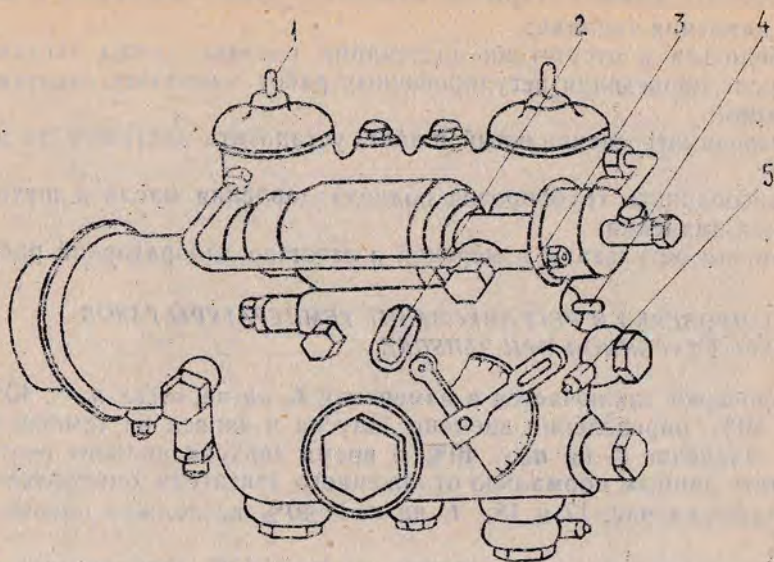


Рис. 16. Насос-регулятор НР-40ВА: 1 — винт регулирования автомата запуска; 2 — пробка жиклера регулирования открытия запорного клапана первого контура форсунок; 3 — жиклер регулирования автомата запуска; 4 — винт регулирования частоты вращения ротора двигателя на малом газе; 5 — штуцер замера давления топлива в первом контуре форсунок

обеспечивающего в конце холодной прокрутки $n_k = 21-22\%$ (~ 20 В);

соединить специальным шлангом штуцер 5 на насосе НР-40ВА (рис. 16) со штуцером датчика замера давления масла на соседнем двигателе;

произвести холодную прокрутку двигателя с открытым стоп-краном [2];

замерить по указателю тахометра ИТЭ-2 частоту, на которой открывается запорный клапан, и давление топлива по указателю трехстрелочного индикатора ЭМИ-ЗРИ, измеряющего давление масла соседнего двигателя, при $n_k = 21-22\%$.

Если момент открытия клапана не соответствует техусловиям, то необходимо произвести регулировку:

отвернуть пробку 2;

вывернуть жиклер;

установить новый жиклер с необходимым проходным сечением;

завернуть пробку;

произвести холодную прокрутку с открытым стоп-краном;

замерить момент открытия клапана с новым жиклером и величину давления топлива;

убедиться в отсутствии подтекания топлива из-под заглушки.

После проведения регулировочных работ выполнить следующие операции:

отсоединить специальный шланг, установить заглушку на штуцер 5;

присоединить трубопровод подвода давления масла к штуцеру датчика давления;

занести результаты измерений в отчет по лабораторной работе.

3.3. ПРОВЕРКА И РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ПЕРЕД ТУРБИНОЙ ПРИ ЗАПУСКЕ

Проверка заключается в измерении t_r на частотах $n_k < 40\%$ и $n_k > 40\%$, определении времени запуска и запаса по температуре газа. Значение t_r на $n_k < 40\%$ и время запуска должны соответствовать данным нормально отлаженного двигателя, определяемым по графикам рис. 17 и 18, t_r на $n_k > 40\%$ не должна превышать 600°C .

Температура газов на частоте до $n_k < 40\%$ регулируется винтом автомата запуска. При заворачивании винта расход топлива и t_r увеличиваются, при выворачивании — уменьшаются. Рекомендуется за один раз поворачивать винт на $1/6$ оборота, не разрешается заворачивать винт более чем на 4 оборота от положения, установленного заводом. На частоте $n_k > 40\%$ t_r регулируется путем замены жиклера 3 (см. рис. 16). Рекомендуется устанавливать жиклер с диаметром, отличным от стоявшего ранее, на величину 0,2 мм.

Порядок проверки следующий.

Определить по графику рис. 19 минимальную частоту вращения компрессора в конце ложного запуска, соответствующего температуре t_H в момент проверки.

Подобрать минимальное напряжение наземного источника питания, при котором частота вращения в конце ложного запуска с закрытым стоп-краном и отключенным зажиганием находилась бы в области допустимых значений.

Замерить температуру t_H и по графикам (см. рис. 17 и 18) определить время запуска и область t_r нормально отлаженного двигателя.

Произвести запуск двигателя [2]. Во время запуска замерить значения t_r на $n_k < 40\%$, а также время запуска.

Сравнить с допустимыми значениями.

Произвести регулировку, если замеренные значения не соответствуют допустимым.

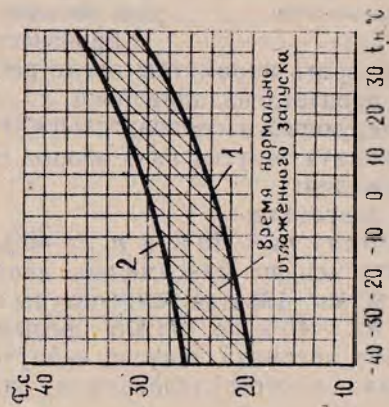


Рис. 17. Зависимость времени запуска нормально отлаженного двигателя от температуры наружного воздуха: 1 — запуск двигателя от аэродвигательного источника питания; 2 — запуск двигателя от бортовых аккумуляторов

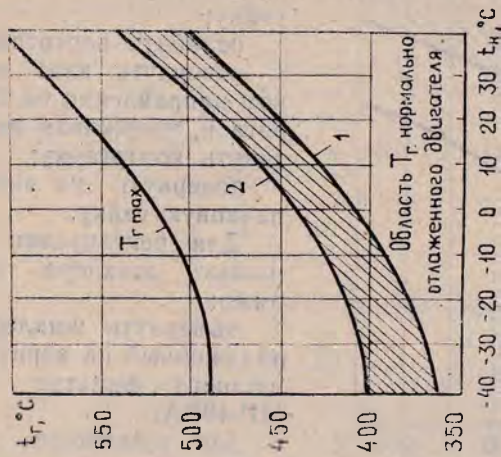


Рис. 18. Зависимость $t_{г\max}$ и $t_{г}$ нормально отлаженного двигателя при запуске при $\eta_{тк} < 40\%$ от температуры наружного воздуха: 1 — запуск двигателя от наземного источника питания; 2 — запуск двигателя от бортовых аккумуляторов

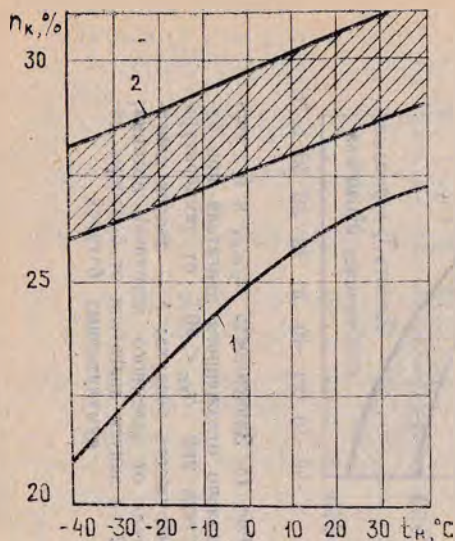


Рис. 19. Зависимость допустимых оборотов раскрутки ротора компрессора в конце ложного запуска от температуры наружного воздуха t_n : 1 — минимально допустимая частота раскрутки от бортовых аккумуляторных батарей; 2 — область допустимой частоты раскрутки от наземного источника питания

Для регулировки винтом автомата запуска необходимо:

отвернуть колпачковую гайку;

ослабить контргайку;

повернуть винт в нужном направлении на 1/6 оборота и, удерживая винт, затянуть контргайку;

навернуть на винт колпачковую гайку.

Для регулировки с помощью жиклера необходимо:

вывернуть жиклер, расположенный на корпусе воздушного фильтра насоса НР-40ВА;

для устранения зависания частоты вращения компрессора установить новый жиклер, диаметр которого на 0,2 мм меньше диаметра снятого жиклера;

для уменьшения t_r установить жиклер с диаметром больше на 0,2 мм;

произвести повторный

запуск двигателя и замерить параметры после регулировки.

Если регулировка произведена правильно, то проверяют запас по температуре t_r в следующей последовательности:

завернуть винт автомата запуска на 1 оборот от нормально отрегулированного положения;

произвести запуск двигателя;

замерить t_r на частотах $n_k < 40\%$ и $n_k > 40\%$, t_r на частотах $n_k < 40\%$ должна быть меньше максимально допустимой, определяемой по графику (см. рис. 18) для температуры t_n в момент проверки; t_r на частотах $n_k > 40\%$ не должна превышать 600°C ;

после проверки винт автомата запуска вернуть в положение, соответствующее нормально отрегулированному запуску.

3.4. ПРОВЕРКА И РЕГУЛИРОВАНИЕ МОМЕНТА ЗАКРЫТИЯ КЛАПАНОВ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА

Проверка заключается в определении частоты вращения компрессора, на которой происходит закрытие клапанов перепуска. Клапаны должны закрываться на $n_k = 50—56\%$, замеряемой по указателю ИТЭ-2. Момент закрытия определяется по резкому падению давления топлива перед форсунками. Регулирование момента закрытия осуществляется винтом 4 (рис. 20) двухпозиционного датчика агрегата КА-40 [3]. При заворачивании винта на один оборот частота вращения закрытия клапанов увеличивается на 0,5 %, при отворачивании — уменьшается.

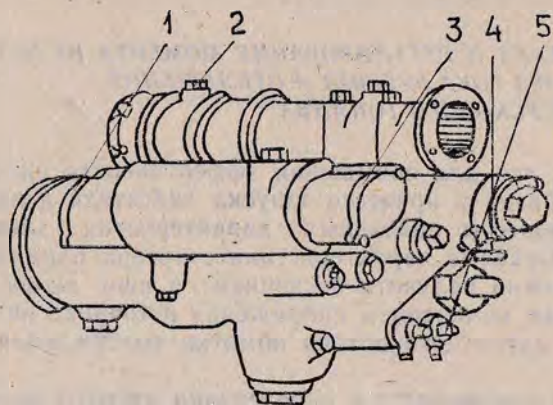


Рис. 20. Общий вид агрегата КА-40: 1 — прокладка для регулирования включения угольного регулятора РУТ-600 и отключения подачи пускового топлива; 2 — регулировочный винт датчика полной температуры КА-40; 3 — прокладка для регулирования момента отключения стартера; 4 — винт регулирования срабатывания двухпозиционного датчика КА-40; 5 — штуцер замера давления топлива перед клапаном перепуска воздуха

Проверку необходимо производить в следующей последовательности:

соединить специальным шлангом штуцер 5 на командном агрегате КА-40 с датчиком замера давления топлива перед форсунками соседнего двигателя;

произвести запуск двигателя и следить за показаниями приборов; в начале запуска давление топлива перед клапанами перепуска возрастет и указатель ЭМИ-ЗРИ покажет давление 25—30 кгс/см² (2,5—3 МПа), затем давление перед клапанами и показание указателя упадут до нуля;

замерить в момент падения давления частоту вращения компрессора по указателю ИТЭ-2;

при несоответствии замеренной частоты закрытия клапанов техническим условиям произвести регулировку винтом 4 для чего: отвернуть колпачковую гайку; отпустить контргайку; определить направление и число оборотов винта и повернуть его; удерживая винт, законтрить контргайку и завернуть колпачковую гайку;

произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность регулировки;

после проведения работ отсоединить специальный шланг, установить заглушку на штуцер 5 и присоединить трубопровод к датчику давления топлива.

3.5. ПРОВЕРКА И РЕГУЛИРОВАНИЕ МОМЕНТА ВКЛЮЧЕНИЯ РЕГУЛЯТОРА ТОКА РУТ-600Д И ОТКЛЮЧЕНИЯ ПОДАЧИ ПУСКОВОГО ТОПЛИВА

Известно, что для повышения эффективности системы СПЗ-15 [3] целесообразно в процессе запуска двигателя использовать переходные процессы различных характеристик электростартера. Различные пусковые характеристики стартера параллельного возбуждения можно получить введением в цепь якоря добавочного сопротивления, изменением напряжения источника питания и регулированием магнитного потока обмотки возбуждения с помощью РУТ-600Д.

Проверка заключается в определении частоты вращения компрессора, на которой включается регулятор тока и одновременно отключается подача пускового топлива. Это осуществляется блоком контактов агрегата КА-40 [3] на частоте $n_k = 31-37\%$, измеряемой по указателю ИТЭ-2.

Момент включения регулятора тока можно определить по установлению силы тока в цепи якоря стартера $I = 400-500$ А по амперметрам А-2К, расположенным на правой панели электропульты, если запуск производится от бортовых аккумуляторных батарей. В случае невключения РУТ-600Д сила тока будет меньше 400 А.

Момент включения регулятора и отключения подачи пускового топлива определяется по погасанию сигнальной лампочки специального приспособления.

Регулирование частоты включения РУТ-600Д и отключения подачи пускового топлива осуществляется перемещением микровыключателя 4 (рис. 21) при помощи набора прокладок 3 (см. рис. 20, поз. 1). Увеличение и уменьшение толщины набора прокладок на 0,1 мм соответствует уменьшению или увеличению частоты включения регулятора на 1%.

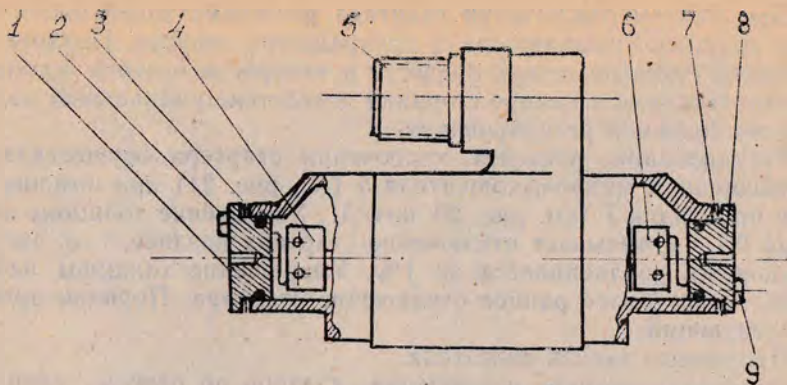


Рис. 21. Блок контактов КА-40: 1, 8 — фланец; 2, 9 — винт; 3, 7 — прокладка; 4, 6 — концевой выключатель; 5 — штепсельный разъем

Порядок проверки следующий:
разъединить штепсельный разъем 9 блока контактов агрегата КА-40;

соединить между собой части разъема 9 специальным кабелем с сигнальной лампочкой; провод с сигнальной лампочкой через верхний люк вывести в кабину вертолета;

произвести запуск двигателя;

в момент погасания лампочки измерить по указателю ИТЭ-2 частоту вращения компрессора;

произвести регулировку, если замеренная частота не соответствует техусловиям, для чего: при неработающем двигателе отвернуть винты 1; сдвинуть фланец 2 при помощи отвертки и снять набор прокладок 3; измерить толщину набора, подобрать новый набор прокладок и установить его под фланец; завернуть винты 1;

произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность проведенной регулировки;

после окончания работ снять кабель и соединить штепсельный разъем 9.

3.6. ПРОВЕРКА И РЕГУЛИРОВАНИЕ МОМЕНТА ОТКЛЮЧЕНИЯ ЭЛЕКТРОСТАРТЕРА

Отключение стартера происходит на третьем этапе запуска, когда турбины обладают достаточным запасом мощности для вывода двигателя на режим малого газа при любых внешних условиях (при любых значениях p_n и t_n). Стартер отключается при достижении $n_k = 57-63\%$.

При раннем отключении стартера возможно «зависание» частоты вращения компрессора и прекращение запуска. Позднее выключение стартера может привести к «забросу» частоты вращения и срыву пламени в камере сгорания вследствие уменьшения подачи топлива системой регулирования.

Регулирование момента отключения стартера осуществляется перемещением микровыключателя 5 (см. рис. 21) при помощи набора прокладок 7 (см. рис. 20, поз. 3). Увеличение толщины набора на 0,1 мм вызывает отключение стартера позднее, т. е. частота отключения увеличивается на 1%. Уменьшение толщины набора обеспечивает более раннее отключение стартера. Порядок проверки следующий.

Произвести запуск двигателя.

Определить момент отключения стартера по резкому уменьшению силы тока по амперметрам А-2К, расположенным по правой панели электропульты, если запуск производился от бортовых аккумуляторов. Момент отключения стартера можно определить по щелчку при срабатывании контактора, который слышен в кабине вертолета.

Замерить по указателю ИТЭ-2 частоту вращения компрессора в момент отключения.

Произвести регулировку, если замеренная частота не соответствует техусловиям, для чего: при неработающем двигателе отвернуть винты 8 (см. рис. 21); сдвинуть фланец 6 при помощи отвертки и снять набор прокладок 7; замерить толщину набора, подобрать новый и установить его под фланец; завернуть винты 8.

Произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность проведенной регулировки.

4. СИСТЕМА МАЛОГО ГАЗА

4.1. РАБОТА НАСОСА-РЕГУЛЯТОРА НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА

Частота вращения турбокомпрессора на режиме малого газа поддерживается постоянной всережимным регулятором агрегата НР-40 в пределах $n_{мг} = 63...66\%$ путем изменения расхода топлива. Регулятор состоит из тахометрического датчика с грузиками 12 (рис. 22), качающегося золотника 13, пружины 11, кулачка 9 и рычага управления 7. Режим работы двигателя задается рычагом «Шаг—газ» и рукояткой коррекции.

При работе двигателя на режиме малого газа рычаг «Шаг—газ» находится на нижнем упоре, рукоятка коррекции — в положении «Левая коррекция», а рычаг управления НР-40 — на упоре

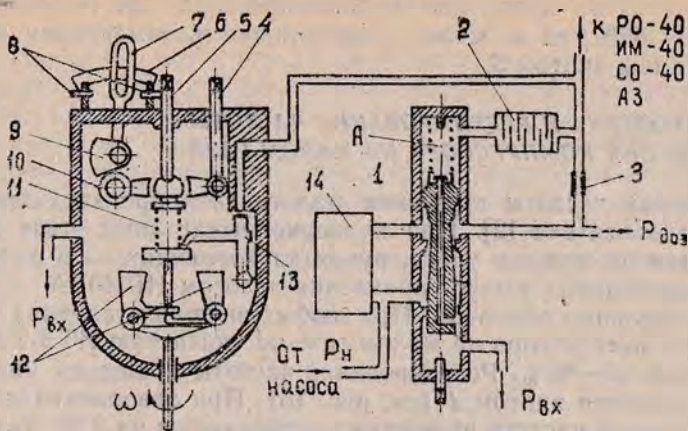


Рис. 22. Схема регулирования подачи топлива всережимным регулятором: 1 — дозирующая игла; 2 — дроссельный пакет; 3 — жиклер; 4, 5 — регулировочный винт; 6, 8 — упор; 7 — рычаг; 9 — кулачок; 10 — рычаг с роликом; 11 — пружина; 12 — грузики; 13 — качающийся золотник; 14 — клапан постоянного перепада давления на игле

6 «Минимальная частота вращения». Кулачок 9 сжимает пружину 11, создавая минимальную силу упругости пружины $Q_{пр}$.

Частота вращения на малом газе поддерживается постоянной и при изменении внешних условий, вызывающих изменение мощности двигателя. Уменьшение мощности приводит к падению частоты вращения, а следовательно, и центробежной силы грузиков. Под действием силы упругости пружины золотник поворачивается и уменьшает слив топлива из полости А. Давление P_A увеличивается, а перепад ΔP уменьшается, и игла перемещается вниз на увеличение расхода топлива.

Частота вращения грузиков растет, и золотник под действием $Q_{ц}$ поворачивается вправо, увеличивая слив топлива из полости А. Увеличение частоты вращения и перемещение золотника будут происходить до тех пор, пока $Q_{ц} = Q_{пр}$. При этом слив из полости компенсируется подводом топлива через жиклер.

Условие равновесия иглы (16) восстанавливается при новом ее положении. Расход топлива достаточен для поддержания частоты $n_{мг}$ при изменившихся внешних условиях.

Возрастание частоты вращения турбокомпрессора при изменении внешних условий вызывает перемещение золотника вправо и увеличение перепада ΔP . Игла перемещается вверх на уменьшение расхода топлива до тех пор, пока не восстановится частота $n_{мг}$.

Если частота вращения турбокомпрессора на малом газе не равна 63—66%, то ее можно отрегулировать изменением натяжения пружины винтом 5.

4.2. ПРОВЕРКА И РЕГУЛИРОВАНИЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ КОМПРЕССОРА НА МАЛОМ ГАЗЕ

Проверка частоты вращения малого газа производится после прогрева двигателя [2]. При проверке рычаг «шаг—газ» должен находиться на нижнем упоре, рукоятка коррекции — в положении левая коррекция, а рычаг управления насосом НР-40ВА — на упоре «минимальные обороты». При любых внешних условиях частота вращения компрессора на малом газе по указателю ИТЭ-2 должна быть равна 63—66%. Регулирование частоты вращения малого газа производится винтом 4 (см. рис. 16). При заворачивании винта на один оборот частота вращения увеличивается на 2%. Выворачивание этого винта разрешается производить не более чем на два оборота от исходного положения.

Порядок проверки следующий:

запустить и прогреть двигатель [2];

замерить частоту вращения компрессора на малом газе;

если замеренная частота не соответствует техусловиям, произвести регулировку, для чего: отвернуть колпачковую гайку; ослабить контргайку; повернуть регулировочный винт, рассчитав направление и угол поворота; удерживая винт, затянуть контргайку; навернуть колпачковую гайку;

произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность регулировки.

5. СИСТЕМА ЗАЩИТЫ ТУРБИНЫ ВИНТА

5.1. РАБОТА СИСТЕМЫ СЗТВ

Система защиты турбины винта (СЗТВ) предназначена для предотвращения раскрутки ротора свободной турбины в случае нарушения кинематической связи передачи мощности от турбины к несущему винту вертолета. СЗТВ обеспечивает аварийное выключение двигателя при превышении частоты вращения ротора свободной турбины 123—129% прекращением подачи топлива в камеру сгорания. Повторный запуск двигателя в воздухе после срабатывания СЗТВ невозможен.

Система защиты ротора турбины винта состоит из регулятора частоты вращения винта РО-40М, в корпусе которого смонтированы устройства аварийного останова двигателя, и насоса-регулятора НР-40.

Принцип работы СЗТВ заключается в следующем. При нарушении кинематической связи передачи мощности свободной турбины к несущему винту произойдет быстрый рост частоты вращения ротора свободной турбины. Регулятор частоты вращения несущего винта РО-40 будет не в состоянии предотвратить рост частоты вращения уменьшением расхода топлива. При частоте вращения ротора турбины винта 123—129% вступает в работу устройство аварийного останова двигателя. Центробежная сила грузиков 11 (рис. 23) вызовет перемещение рычага 9, который через толкатель прижмет клапан 3 к седлу золотника 4 аварийного останова

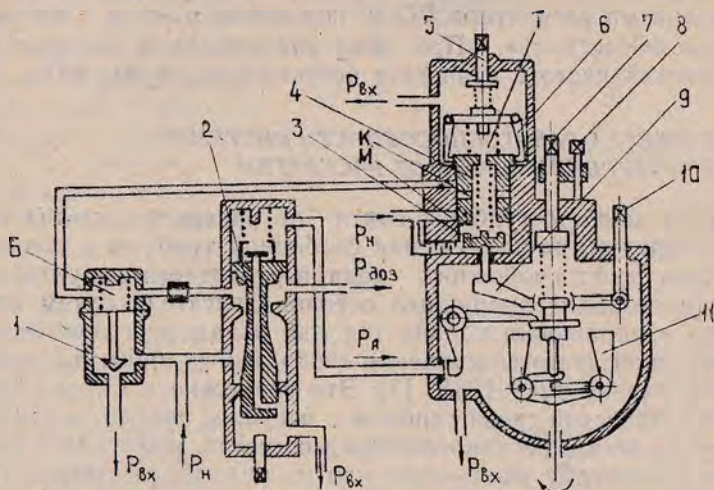


Рис. 23. Схема работы системы защиты турбины винта от раскрутки: 1 — клапан постоянного перепада давления; 2 — дозирующая игла; 3 — клапан слива; 4 — золотник аварийного останова; 5, 7, 10 — регулировочный винт; 6 — захваты; 8 — винт фиксации режима; 9 — рычаг; 11 — грузики; М, К, Т — отверстия

двигателя. Слив топлива, поступающего через демпфер-дрессель от плунжерного насоса НР-40 и через осевой канал золотника, прекратится. Под усилием возрастающего давления топлива золотник вместе с клапаном слива начнет перемещаться вверх и откроет канал М подвода топлива от плунжерного насоса НР-40 под торец клапана слива 3. Золотник вместе с клапаном слива резко переместится в верхнее положение и зафиксируется рычагами захвата.

При этом радиальные каналы К золотника через отверстия Т сообщат пружинную полость клапана постоянного перепада давления на дозирующей игле со сливным давлением $P_{вх}$. Под дейст-

вием возникающего перепада давления на мембране клапан постоянного перепада полностью откроет слив топлива из магистрали перед дозирующей иглой. Давление $P_{\text{доз}}$ и расход топлива упадут и двигатель выключится. Повторный запуск двигателя невозможен, так как захват будет удерживать золотник в верхнем положении. Установка золотника в исходное положение производится на земле при техническом обслуживании двигателя. Для этого необходимо вместо заглушки ввернуть специальный винт 5 для разжатия рычагов захвата.

Для проверки срабатывания СЗТВ в эксплуатации предусмотрена перенастройка (ослабление) затяжки пружины центробежного механизма регулятора РО-40 поворотом рычага с винтом 8 в положение «Контроль». При этом срабатывание системы СЗТВ происходит на частоте вращения несущего винта 90—98%.

5.2. ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ ТУРБИНЫ ВИНТА ОТ РАСКРУТКИ

Система защиты турбины винта от раскрутки предназначена для предупреждения разрушения свободной турбины и повышения надежности муфт свободного хода вертолетного редуктора. Эта система производит аварийный останов двигателя путем автоматического прекращения подачи топлива в камеру сгорания в случае увеличения частоты вращения свободной турбины $n_{\text{ст}}$ выше допустимой, равной 124—128% [3]. Это возможно в случае нарушения кинематической связи турбины с несущим винтом, а также при полете вертолета с регулированием мощности двигателя и несущего винта по способу «шаг—газ» или на режиме самовращения несущего винта с работающими двигателями.

В процессе эксплуатации необходимо периодически проверять работоспособность СЗТВ на контрольном режиме при $n_{\text{ст}} = 90—98\%$.

Для проведения проверки необходимо:

перенастроить регулятор оборотов свободной турбины РО-40М с рабочего на контрольный режим, для чего: отвернуть винт 2 (рис. 24) фиксации режима до выхода его из паза рабочего режима; повернуть рычаг с винтом 2 против часовой стрелки так, чтобы винт встал против паза 1 контрольного режима; завернуть винт 2 до упора в паз контрольного режима;

произвести запуск и прогрев двух двигателей [2];

перевести рычаг раздельного управления двигателя, на котором не проверяется СЗТВ вниз до отказа;

повернуть рукоятку коррекции вправо до отказа, перевести рычаг раздельного управления двигателя, на котором проверяется СЗТВ, вверх до начала поворота рукоятки коррекции влево;

плавно переводя вверх рычаг раздельного управления непроверяемого двигателя, установить по указателю ИТЭ-1 частоту вращения несущего винта, равную 90%; при этом может произойти срабатывание СЗТВ (аварийное выключение двигателя);

если двигатель не выключился, то плавно увеличивая частоту рычагом раздельного управления непроверяемого двигателя, добиться срабатывания СЗТВ при $n_{ст} = 90-98\%$;

при срабатывании СЗТВ закрыть стоп-кран проверяемого двигателя на $n_{ст} = 50-60\%$;

выключить второй двигатель [2];

произвести запуск аварийно остановленного двигателя для проверки надежности блокировки подачи топлива системой СЗТВ; запуск не должен произойти из-за отсутствия подачи топлива в форсунки двигателя;

установить рычаг РО-40М в положение «рабочий режим», для чего: отвернуть винт 2 до выхода его из паза 1 «контрольный режим»; повернуть рычаг с винтом по часовой стрелке до совпадения с пазом «рабочий режим»; установить винт в паз и завернуть его до упора;

произвести разблокировку аварийного золотника, для чего необходимо: расконтрить и отвернуть заглушку 3; вместо заглушки ввернуть специальное приспособление от руки до упора; вывернуть приспособление, завернуть и законтрить заглушку;

произвести запуск проверяемого двигателя с целью проверки разблокирования подачи топлива системой СЗТВ;

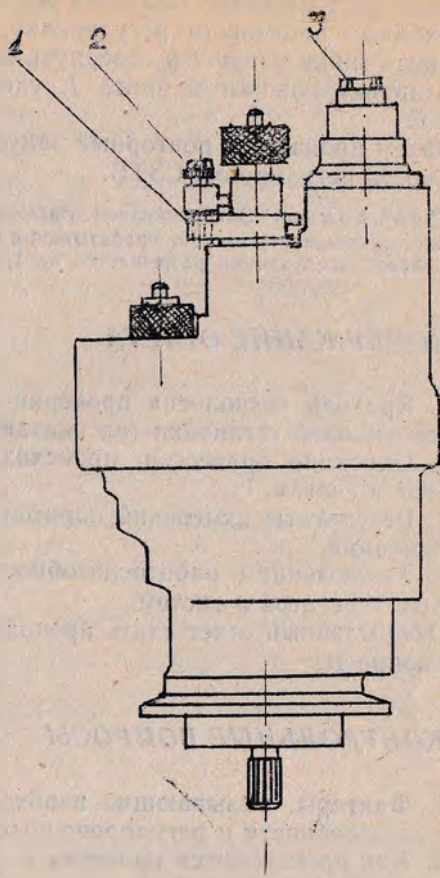


Рис. 24. Регулятор оборотов РО-40М:
1 — паз; 2 — винт фиксации режима; 3 — заглушка

если срабатывание СЗТВ на $n_{ст} = 90—98\%$ не происходит; то необходимо произвести регулировку, для чего необходимо: расконтрить гайку винта 1 и отвернуть ее на 1—2 оборота; произвести регулировку поворотом винта 1, удерживая винт, законтрить его гайкой.

Затем произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность регулировки СЗТВ.

Примечание. Заворачивание (выворачивание) винта на 1 оборот увеличивает (уменьшает) частоту срабатывания СЗТВ на 2—3%; выворачивать винт в условиях эксплуатации разрешается на 1/2 оборота от исходного положения.

СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

1. Краткая технология проверки и регулирования агрегатов и систем силовой установки (по указанию преподавателя).

2. Описание процессов, происходящих при регулировании агрегатов и систем.

3. Результаты измерений параметров при проверке и после регулирования.

4. Заключение о работоспособности проверенных и отрегулированных агрегатов и систем.

Оформленный отчет сдать преподавателю, ответив на контрольные вопросы.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Факторы, вызывающие необходимость проведения проверок работоспособности и регулировочных работ.

2. Как производится проверка и регулирование момента открытия запорного клапана?

3. Как производится проверка и регулирование температуры газов при запуске?

4. Как производится проверка и регулирование момента закрытия клапанов перепуска?

5. Как производится проверка и регулирование момента включения РУТ-600Д и отключения подачи пускового топлива?

6. Как производится проверка и регулирование момента отключения стартера?

7. Как производится проверка и регулирование режима малого газа?

8. Как производится проверка и регулирование СЗТВ?

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Кеба И. В. Летная эксплуатация вертолетных газотурбинных двигателей. М.: Транспорт, 1976. 279 с.
2. Запуск и опробование турбовинтовых двигателей ТВ2—117А на вертолете Ми-8; Метод. указания /Сост. М. Е. Князев, Н. И. Игонин, Г. А. Новиков; Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. 18 с.
3. Системы запуска, регулирования и управления двигателя ТВ2—117А: Учеб. пособие /Г. А. Новиков, М. Е. Князев, Н. И. Игонин; Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. 67 с.

РЕКОМЕНДАТЕЛЬНЫЙ БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- Алабин М. А., Кац Б. М., Литвинов Ю. А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1968. 228 с.
- Алавдин Г. Н., Гуцин В. Г. Авиационный турбовинтовой двигатель ТВ2-117А. М.: Машиностроение, 1968. 115 с.
- Борисов К. Н., Нагорский В. Д. Электропривод летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1967. 436 с.
- Клейменов Г. Н., Курбатов И. С., Максимов Н. В. Электрооборудование летательных аппаратов. М.: Транспорт, 1982. 280 с.
- Кулагин В. В. Совместная работа узлов и характеристики ГТД: Учеб. пособие /Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1976. 134 с.
- Кеба И. В. Авиационный турбовинтовой двигатель ТВ2-117А. М.: Машиностроение, 1976. 176 с.
- Яцунович М. С. Практическая аэродинамика вертолета Ми-8. М.: Машиностроение, 1976. 296 с.
- Володки А. М. Основы летной эксплуатации вертолетов. М.: Транспорт, 1986. 263 с.
- Акимов В. М., Бакулев В. И. Теория ВРД. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.
- Дмитриев И. С., Есаулов С. Ю. Системы управления одновинтовых вертолетов. М.: Машиностроение, 1969. 218 с.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Общие сведения	3
2. Система запуска	4
2.1. Краткая характеристика системы запуска	4
2.2. Электрическая пусковая система	7
2.3. Насос-регулятор НР-40ВА	17
2.4. Работа насоса-регулятора НР-40 в процессе запуска двигателя	19
3. Проверка работоспособности и регулирование системы запуска	24
3.1. Факторы, вызывающие необходимость проверки и регулировки системы запуска	24
3.2. Проверка и регулирование момента открытия запорного клапана	26
3.3. Проверка и регулирование температуры газов перед турбиной при запуске	28
3.4. Проверка и регулирование момента закрытия клапанов перепуска воздуха	31
3.5. Проверка и регулирование момента отключения регулятора тока РУТ-600 и отключения подачи топлива	32
3.6. Проверка и регулирование момента отключения стартера	33
4. Система малого газа	34
4.1. Работа насоса-регулятора на режиме малого газа	34
4.2. Проверка и регулирование частоты вращения компрессора на малом газе	36
5. Система защиты турбины винта	36
5.1. Работа системы СЗТВ	36
5.2. Проверка работоспособности системы защиты турбины от раскрутки	38
Содержание отчета	40
Контрольные вопросы	40
Библиографический список	41
Рекомендательный библиографический список	41

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ И РЕГУЛИРОВАНИЕ
СИСТЕМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТА МИ-8

Составители: *Князев Михаил Егорович*
Игонин Николай Николаевич
Новиков Герман Арсеньевич

Редактор Л. Я. Чегодаева
Техн. редактор Н. М. Калениук
Корректор Е. Д. Антонова

Сдано в набор 27.03.92 г. Подписано в печать 20.05.92 г.
Формат 60×84 1/16. Бумага оберточная белая.
Гарнитура литературная. Печать высокая.
Усл. печ. л. 2,85. Усл. кр.-отт. 2,97. Уч.-изд. л. 2,56+0,25 вкл.
Тираж 350 экз. Заказ 234. Бесплатно.

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

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