

Министерство высшего и среднего специального
образования Р С Ф С Р

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени С.П.Королева

М.Е.К н я з е в
Н.Н.И г о н и н
Г.А.Н о в и к о в

ЗАПУСК И ОПРОБОВАНИЕ
ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
НА ВЕРТОЛЕТЕ Ми-8

Учебное пособие

У т в е р ж д е н о
на редакционно-издательском
совете института 6.10.77 г.

Куйбышев 1978

В пособии изложены вопросы работы элементов управления запуском, регулирования двигателя на режимах, технологической последовательности подготовки к запуску и опробованию двигателей. Пособие предназначено для студентов авиационных высших учебных заведений. Оно может быть использовано инженерно-техническим и летным составом ИГА в практической работе.

Доп. план 1978 г., поз. 63

Рецензент: зам. гл. инженера ЦУГА Хитов В.А.

В В Е Д Е Н И Е

Запуск турбовинтовых двигателей и их опробование на вертолете Ми-8 являются важными и ответственными операциями, выполняемыми в подразделениях Гражданской авиации. От правильности их проведения, от знаний и понимания процессов, протекающих во время запуска и опробования двигателей, зависит безопасность полета, надежность работы и ресурс двигателей.

Цель настоящего пособия - оказать помощь студентам авиационных высших учебных заведений при изучении курса "Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей" и при проведении практических работ на вертолете Ми-8, связанных с запуском и опробованием двигателей.

Учебное пособие содержит три главы. В первой главе изложены основные сведения о работе системы управления запуском двигателя, проанализирован процесс запуска, рассмотрены вопросы работы электрической системы запуска и ее элементов, пусковой топливной аппаратуры и дано обоснование по программе регулирования расхода топлива.

Вторая глава посвящена вопросам управления и регулирования двигателя на основных режимах его работы, дан принцип работы топливной аппаратуры, регулирования расхода топлива с учетом ограничений параметров работы двигателя.

В третьей главе приведены технологические указания по подготовке вертолета к запуску, опробованию силовой установки, останову двигателей.

І. СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

§ І. Краткая характеристика запуска двигателя ТВ2-ІІ7

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

Процесс вывода двигателя ТВ2-ІІ7 на режим малого газа имеет ряд особенностей.

Наличие свободной турбины для привода несущего винта вертолета Ми-8 не оказывает существенного влияния на процессы запуска, который протекает аналогично запуску газотурбинного двигателя, но потребную мощность пускового устройства необходимо увеличить, чтобы компенсировать уменьшение располагаемого крутящего момента турбины турбокомпрессора, обусловленное распределением теплоперепада, срабатываемого на турбинах двигателя.

Устойчивое протекание рабочих процессов в двигателе обеспечивается при значительной частоте вращения ротора, 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 этих оборотов турбина турбокомпрессора будет развивать необходимую избыточную мощность для дальнейшей самостоятельной раскрутки ротора дви-

гателя с заданным ускорением. Эта особенность обусловлена характеристикой совместной работы турбины и компрессора на нерасчетных режимах работы двигателя.

Процесс раскрутки ротора осуществляется с большим значением углового ускорения (400–500 об/с) вращения, т.е. при наличии значительных инерционных моментов:

$$M_j = 2\pi J_0 \frac{dn}{dt}, \quad (1)$$

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

$\frac{dn}{dt}$ – угловое ускорение ротора.

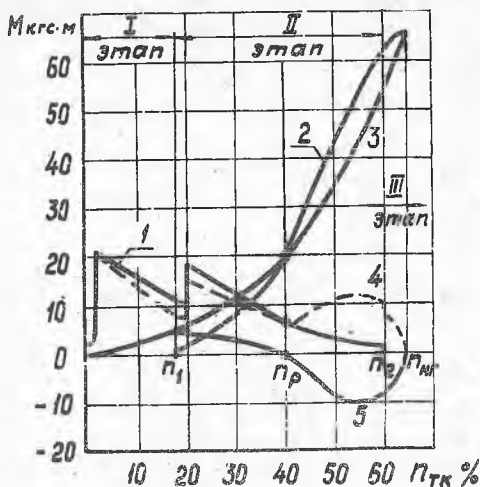
В процессе запуска участвуют различные системы двигателя и вертолета (зажигания, пускового и рабочего топлива, управления запуском и т.д.), управление которыми вручную практически невозможно. Поэтому система запуска полностью автоматизирована. Запуск двигателя начинается с нажатия пусковой кнопки, включающей автоматическую систему управления запуском, которая осуществляет определенную последовательность подключения систем, обеспечивающих запуск, и заканчивается выходом двигателя на режим малого газа. Роль запускающего сводится к контролю за параметрами работы систем, обеспечивающих запуск.

Запуск есть неустановившийся процесс, в котором на ротор двигателя в общем случае действуют переменные по времени крутящие моменты от пускового устройства M_{ny} , турбины M_T , компрессора и привода агрегатов двигателя M_K и вращающихся инерционных масс M_j . В общем случае процесс запуска описывается уравнением динамического равновесия ротора:

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

В зависимости от значений, составляющих уравнение (2), запуск двигателя условно можно разбить на три этапа (рис. 1). В течение первого этапа происходит раскрутка ротора двигателя ТВ2-117 только стартером ГС-18ТН до частоты вращения турбокомпрессора $n_1 = 3800 \pm 200$ об/мин ($18 \pm 1\%$), при которой после воспламенения топлива турбины начинают развивать положительный момент. Обороты n_1 выбираются опытным путем, чтобы в любых климатических условиях эксплуатации в камерах сгорания двигателя создавались условия для

устойчивого горения топливо-воздушной смеси и турбины двигателя создавали положительный крутящий момент. Второй этап процесса запуска характеризуется дальнейшей раскруткой



Р и с.1. Изменение крутящих моментов на валу ротора в процессе запуска двигателя ТВ2-117: 1. Момент стартера. 2. Момент турбины. 3. Момент компрессора. 4. Момент, идущий на ускорение ротора двигателя. 5. Момент сопротивления

$\pm 13300 \pm 600$ об/мин ($63 \pm 3\%$), ротор двигателя раскручивается только турбиной турбокомпрессора.

Длительность процесса запуска складывается из продолжительности этапов запуска τ_I , τ_{II} , τ_{III} и равна

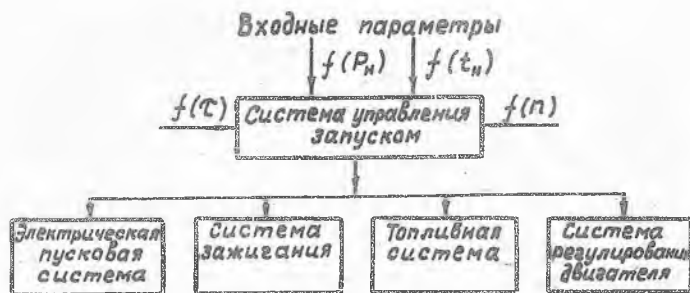
$$\tau_{\Sigma} = \tau_I + \tau_{II} + \tau_{III} \quad (3)$$

Для нормального отлаженного двигателя продолжительность наземного запуска при температуре атмосферного воздуха $+15^{\circ}\text{C}$ и давлении 760 мм рт.ст. равна в среднем 30 с. При этом $\tau_I \approx 6$ с, $\tau_{II} \approx 21$ с и $\tau_{III} \approx 3$ с.

Второй этап запуска двигателя ТВ2-117 является наиболее ответственным, сложным по характеру протекающих процессов и длительным по времени. Именно второй этап запуска, когда имеют место наиболее неблагоприятные тепловые условия работы элементов горячей части двигателя и наиболее узкий диапазон устойчивой работы компрессора, определяет надежность запуска двигателя. Неблагоприят-

ные условия протекания процесса запуска, связанные с неправильной регулировкой системы подачи рабочего топлива (повышенный расход топлива), недостаточной мощностью пускового устройства (пониженное напряжение на стартере) и неустойчивой работой компрессора, приводят к повышенным термическим нагрузкам элементов горячей части двигателя, что может привести к выходу из строя этих элементов.

Автоматическое управление процессами запуска двигателя ТВ2-117 обеспечивает функционирование систем (рис. 2), обслуживающих запуск, и программирует их работу по времени и частоте вращения ротора. Управление по времени осуществляется от электромеханического автомата времени, который вырабатывает дискретные команды.



Р и с. 2. Системы, обеспечивающие запуск двигателя

Временные команды управляют работой электрической пусковой системы и скачкообразно изменяют электрическую мощность стартера, включают в работу системы зажигания и пускового топлива и ограничивают общее время работы стартера до 40 секунд. Помимо режима запуска двигателя 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 ТВ2-117. Дискретные и непрерывные команды по частоте воздействуют на электрическую пусковую систему запуска, форсируя электрическую мощность стартера по оборотам двигателя на втором этапе запуска, регулируют

противопомпную характеристику компрессора, выключают системы зажигания и пускового топлива и выполняют ряд блокировочных функций. Подача и регулирование расхода топлива при запуске осуществляется автоматом запуска, который управляет расходом топлива по оборотам ротора двигателя с учетом давления P_H и частично температуры t_{II} наружного воздуха.

§ 2. Электрическая пусковая система

Для раскрутки ротора двигателя ТБ2-117 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. Располагаемый крутящий момент стартера, приведенный к ротору двигателя, должен превышать момент сопротивления вращению M_c на величину M_j для получения требуемого значения углового ускорения вращения ротора (рис.2). В качестве стартера в СПЗ-15 используется генератор ГС-18ТП, который в процессе запуска работает в режиме электродвигателя (электростартера), а после выхода двигателя на режим малого газа выполняет функции генератора.

Кроме запуска, система СПЗ-15 осуществляет холодную прокрутку двигателя, ложный запуск, прекращение запуска, подключение ГС-18ТП к бортовой сети вертолета и к шине запуска в стартерном режиме.

Применение генератора в качестве пускового раскручивающего устройства в процессе запуска накладывает на работу системы СПЗ ряд особенностей, которые обусловлены характером протекания пусковых характеристик системы стартер-нагрузка и требованием эффективного использования энергии источников постоянного тока.

Рассмотрим основные пусковые характеристики шунтового генератора, работающего в режиме двигателя (стартера). На рис. 3 приведены скоростная и токовая характеристики двигателя параллельного возбуждения при постоянных значениях источника питания и момента сопротивления нагрузки. На характеристиках можно выделить два участка: участок I неустойчивого переходного процесса и участок II установившихся параметров n_0 и I_A .

Переходный процесс изменения угловой скорости вращения ротора генератора ГС-18ТН подчиняется экспоненциальному закону:

$$n = n_0 (1 - e^{-\frac{\tau}{B}}), \quad (4)$$

где n_0 - установившаяся скорость вращения;
 B - электромеханическая постоянная времени;
 τ - время.

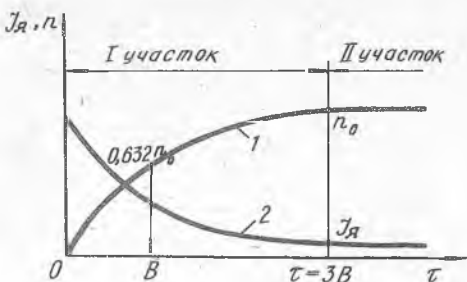
Электромеханическая постоянная времени является важной характеристикой системы электростартер-ротор двигателя, от значения которой зависит длительность переходного процесса. Если принять $\tau = B$, то согласно уравнению (4) получим $n = 0,632 n_0$. Следовательно, B - это время, в течение которого система стартер-ротор двигателя, разгоняясь от $n = 0$, достигнет значения скорости вращения $0,632 n_0$. Величина B зависит от значений электрических параметров стартера, момента инерции нагрузки, приведенной к оси ротора электростартера, и определяется по уравнению

$$B = \frac{R_{\text{я}}}{(C_e \Phi)^2} \frac{J_0}{i}, \quad (5)$$

где $R_{\text{я}}$ - омическое сопротивление обмотки якоря;
 J_0 - момент инерции вращающихся частей 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 электростартера при $C_e \Phi = \text{const}$ (режим насыщения имеет место при $U > 20 B$)



Р и с.3. Скоростная 1 и токовая 2 характеристики пуска двигателя параллельного возбуждения при постоянном значении напряжения источника питания

$$n_0 = \frac{U - J_{\text{я}} R_{\text{я}}}{C_e \Phi} \quad (6)$$

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

Токвая характеристика пуска системы стартёр-ротор двигателя (рис.3, кривая 2), как и скоростная, подчиняется экспоненциальному закону. Если пуск системы производится из состояния покоя, то величина пускового тока равна 0,7-0,8 тока короткого замыкания. Величина установившегося тока якоря пропорциональна моменту сопротивления вращению M_c и определяется по уравнению

$$J_{\text{я}} = \frac{M_c i}{C_e \Phi} \quad (7)$$

Моментная характеристика электростартера $M_{cm} = J_{\text{я}} C_e \Phi$ подчиняется закону изменения тока якоря при условии $C_e \Phi = \text{const}$.

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 не установившийся процесс разгона системы стартёр-ротор двигателя, длительность которого практически выбирает из условия $n = 0,7 n_0$. Из уравнения 5 при $n = 0,7 n_0$ имеем, что время пуска $\tau_n = 1,2B$. Для системы ГС-18ТП-ротор ТВ2-117 величина $B=5c$ и длительность переходного процесса составляет около 6с.

Для оценки КПД пуска системы стартёр-двигатель воспользуемся выражением

$$\eta_n = \frac{L_{cm}}{L_{un}} \quad (8)$$

где L_{un} - полезная энергия, затраченная стартером для раскрутки ротора двигателя;

L_{un} - энергия, потребляемая стартером от источника питания,

Без учета момента сопротивления вращению и механических потерь энергии в системе

$$L_{cm} = 2\pi \int_{\tau_1}^{\tau_2} M_{cm} n d\tau \quad (9)$$

После подстановки уравнения I в формулу 9 и интегрирования получаем

$$L_{cm} = 2\pi^2 J_0 (n_2^2 - n_1^2). \quad (10)$$

Потребляемая энергия от источника питания

$$L_{un} = \int_{\tau_1}^{\tau_2} U J_R d\tau \quad (11)$$

после интегрирования с учетом уравнений (1), (6) и (7) будет равна:

$$L_{un} = 4\pi^2 J_0 (n_2 - n_1). \quad (12)$$

Тогда

$$\eta_n = 0,5 \frac{n_2 - n_1}{n_0}. \quad (13)$$

Если $n_1 = 0$ и $n_2 = 0,7 n_0$, то КПД пуска $\eta_n = 0,35$.

В реальных условиях η_n уменьшается на 8-10% по сравнению с расчетным за счет потерь энергии во внешней цепи стартера, наличия момента сопротивления M_c и механических потерь и составляет около 30%. Такой способ раскрутки ротора двигателя характеризуется низким КПД, максимальными значениями M_{om} и J_R минимальным временем τ_n .

КПД системы стартер-ротор двигателя увеличивается, если раскрутку производить ступенчатым или плавным увеличением напряжения, подаваемого на стартер. Из уравнения 13 следует, что при наличии начальной скорости вращения ротора с n , КПД раскрутки повышается. Например, при $n_1 = 0,7 n'_0$, $n_2 = 0,7 n''_0$ и $n''_0 = 2 n'_0$ $\eta_n = 0,435$.

В системе запуска СДЗ-15 для получения оборотов ротора двигателя, равных 40-50%, необходимо подавать на генератор ГС-18ТН напряжение 50-60 В. При таком напряжении прямой пуск системы ГС-18ТН-ротор ТВ2-117 практически невозможен из-за нарушения электрической прочности генератора и разрушения редуктора двигателя при наличии в нем эксплуатационных зазоров и люфтов.

Таким образом, в целях повышения эффективности системы СДЗ 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 (6) следует, что различные пусковые характеристики электростартера параллельного возбуждения можно получить введением в цепь якоря дополнительного сопротивле-

ния ($R_a + R_g$), изменением напряжения источника питания и регулированием магнитного потока обмотки возбуждения Φ .

В системе СПЗ-15 используются все три способа, причем переход с одной скоростной характеристики на другую во времени осуществляется либо скачкообразно, либо плавно.

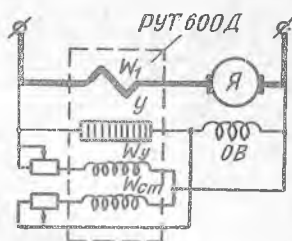
Пуск системы ГС-18ТП - ротор ТВ2-117 происходит путем подключения стартера к источнику питания с напряжением $U = 24-30$ В через добавочное сопротивление в цепи якоря. Величина R_g выбирается из условия получения максимального допустимого пускового крутящего момента на валу стартера, определяемого прочностью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

Так как $R_g \gg R_a$, то значительно возрастает электромеханическая постоянная и длительность переходного процесса. Поэтому в системе СПЗ-15 длительность τ_n выбрана не из условия $n = 0,7 n_0$, а из условия необходимого времени для выбора эксплуатационных зазоров в редукторе привода ГС-18ТП и получения некоторой величины начальной скорости вращения для следующего переходного процесса другой скоростной характеристики. Для данного периода $\tau_n = 3$ с. Шунтирование R_g скачкообразно переводит систему ГС-18ТП-ротор двигателя на другую характеристику при наличии начальной скорости вращения. В момент выключения R_g резко возрастает ток, потребляемый стартером ($I_a = 1200$ А), и крутящий момент стартера достигает значения $M_{cm} = 50-52$ кгм. Длительность процесса разгона определяется условием $n = 0,7 n_0$ и составляет ≈ 6 с.

Переход на следующую характеристику осуществляется скачкообразным изменением напряжения источника питания с $U_1 = 24-30$ В на $U_2 = 48-60$ В. В момент повышения напряжения до 48-60 В вновь происходит увеличение потребляемого тока до значений 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 регулятора тока РУТ-600Д. Угольный регулятор тока поддерживает постоянной величину электрической мощности генератора ГС-18ТП, равной ≈ 26 кВт. РУТ-600Д тока (рис. 4) представляет собой угольный столб, расположенный вдоль оси электромагнита. На сердечнике электромагнита раз-

мещаются токовая W_1 , управляющая W_y и стабилизирующая W_{cm} обмотки. 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_3 от обмоток W_1 , W_y и W_{cm} , а с другой стороны механической силой $F_M = F_{np} + F_{yr}$, где F_{np} - сила воздействия пружины; F_{yr} - сила реакции угольного столба. В статическом режиме $F_3 = F_M$. По мере роста оборотов системы электро-стартер-ротор двигателя происходит увеличение противо-ЭДС стартера $E_o = c_e \Phi n$ и согласно уравнению



Р и с. 4. Принципиальная схема включения угольного регулятора тока РУТ-600Д

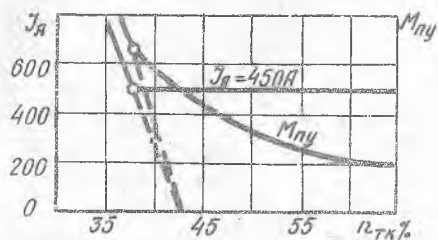
$$I_A = (U - c_e \Phi n) \frac{1}{R_A} \quad (14)$$

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, чтобы сохранить постоянной величину противо-ЭДС стартера. Следовательно, при $U = const$ РУТ-600Д будет поддерживать постоянным ток якоря. В системе СЭЗ-15 при $U = 48V$ ток настройки РУТ-600Д равен 450-500А. При работе регулятора тока крутящий момент стартера уменьшается обратно пропорционально угловой скорости вращения ротора стартера (рис. 5).

Необходимо отметить, что получение характеристик электро-стартера регулируемой величины Φ возможно только при наличии начальной скорости вращения вала стартера. Кратность регулирования магнитного потока обмотки возбуждения Φ/Φ_o , где Φ_o - магнитный поток насыщения статора, зависящий от характера изменения момента сопротивления вращению системы стартер-ротор двигателя по оборотам раскрутки. На втором этапе запуска, когда момент со-

противления с ростом оборотов падает (рис. 1), кратность уменьшения Φ составляет 2-3 раза.

Длительность процесса раскрутки с регулятором тока также зависит от кратности регулирования магнитного потока и при использовании СПЗ-15 составляет ~ 20 с.



Р и с.5. Ток якоря и моментные характеристики ГС-18ТН с регулятором тока РУТ-600Д при $U = 48В$

При этом ток якоря и крутящий момент стартера упадут до нуля, и стартер на оборотах 42-43% перейдет в генераторный режим работы.

Таким образом, применение генератора в качестве устройства для предварительной раскрутки ротора двигателя требует выполнения ряда принципиальных 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.

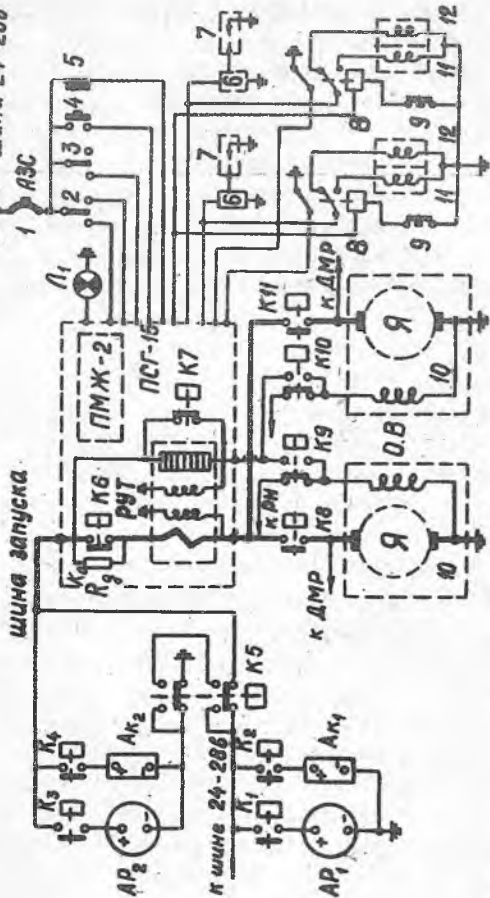
Получение скоростных характеристик электростартера при различных напряжениях требует от системы СПЗ наличия, как минимум, двух одинаковых по располагаемой электрической мощности источников питания с напряжением 24-30В. Эти источники электроэнергии на этапах запуска должны включаться вначале параллельно, 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.6. К агрегатам системы СПЗ-15, участвующим в процессе запуска двигателей, относятся: генератор постоянного тока (ГС-18ТН), пуско-

Таким образом, регулирование скоростной характеристики стартера ГС-18ТН посредством РУТ-600Д позволяет получить положительный крутящий момент стартера на оборотах сопровождения запуска при достаточно высоком значении КПД стартера (0,80-0,85). В противном случае, как это показано на рис. 5 пунктирными ли-

шина 24-286



Р и с. 6. Упрощенная схема питания и запуска вертолета Ми-8: AP_1, AP_2 - резерв-ка аэродвигательного питания ПРАИ-500; AK_1, AK_2 - бортовые аккумуляторные батареи на 12 САМ-28; K_1, K_2, K_3, K_4, K_5 - сигнальные контакторы; ПСГ-15 - пусковая панель; $Л_1$ - световое табло "Автомат вкл/выкл";

1 - автомат защиты сети; 2 - переключатель ШН-45 "Запуск-холдная прокрутка"; 3 - переключатель ШН-45 выбора запускаемого двигателя; 4 - кнопка "Запуск"; 5 - кнопка "Прекращение запуска"; 6 - агрегат зажигания СКНА-22-2А; 7 - запальная свеча СИ-18У; 8 - реле замыкания клапана подачи пускового топлива, клапана дренажа и регулятора тока РУТ-600; 9 - контакт агрегата КА-40; 10 - генератор ПС-18Т; 11 - электроклапан подачи пускового топлива; 12 - электроклапан продув-

ки

вая панель ПСГ-15, шесть аккумуляторных батарей A_{K1} и A_{K2} (I2SAM-28), аэродромные розетки AP_1 и AP_2 (ШРАП-500). Основным органом управления в СПЗ-15 является панель стартер-генератора ПСГ-15, внутри которой смонтированы программный механизм ПМЖ2-60У, регулятор тока РУТ600-Д-2, пусковое сопротивление ПС-200-0, I2Д, различные контакторы типа КМ и реле.

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 передачу электрических сигналов в соответствии с программой запуска. Точность выдачи временных сигналов зависит от стабильности скорости вращения электродвигателя и составляет $\pm 4-5\%$ при напряжении питания 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 ТВ2-117 может осуществляться от двух групп аккумуляторных батарей A_{K1} и A_{K2} , от аэродромного источника питания типа АПА-2М, АПА-35, АПА-50М через аэродромные бортовые розетки AP_1 и AP_2 или от генератора ГС-18ТН работающего двигателя и бортовых аккумуляторных батарей.

С пульты управления, расположенного на приборной доске вертолета Ми-8 осуществляется подключение источников питания к панели ПСГ-15 путем подачи напряжения питания на силовые контакторы $K_1 - K_4$ (рис. 6) в зависимости от выбора источника питания запуска. Для запуска желательно использовать наземный источник питания с напряжением 30-60 В.

Включение СПЗ-15 в работу осуществляется путем нажатия кнопки 4 "Запуск". При этом питание с шины 24-28В через автомат защиты I поступает на программный механизм ПМ панели ПСГ-15, который обеспечивает включение в работу агрегата зажигания 6 (СКНА-22-2А) и клапана пускового топлива II соответствующего двигателя

в зависимости от включения переключателя 3 выбора запускаемого двигателя. Одновременно срабатывают контакторы К8 и К9, (К10 и К11), обеспечивающие подачу напряжения 24-20В на якорь ГС-18ТП через пусковое сопротивление R_g , и подключение обмотки возбуждения ОВ генератора к шине запуска. В этом случае при напряжении на клеммах генератора ГС-18ТП 4-5В и пусковом токе 200-250 А осуществляется плавная раскрутка ротора двигателя. О работе панели ПСГ-15 свидетельствует загорание лампы Л, светового табло "Автомат включен".

Через 2с с момента нажатия кнопки "Запуск" программный механизм блокирует кнопку от повторного случайного нажатия.

Через 3с ПМЖ2-60У подается питание на контактор К0 ПСГ-15, который обеспечивает шунтирование R_g , и на якорь ГС-18ТП подается полное напряжение 24-30В от двух параллельно включенных источников питания запуска и происходит интенсивная раскрутка ротора ТВ2-117.

На 9с программный механизм ПСГ-15 подает питание на контактор К5, который переключает группы аккумуляторных батарей А K_1 и А K_2 (при запуске от бортовых источников) или АР $_1$ и АР $_2$ (при запуске от наземных источников) на последовательное включение источников питания, что приводит к дальнейшему интенсивному росту оборотов ротора двигателя.

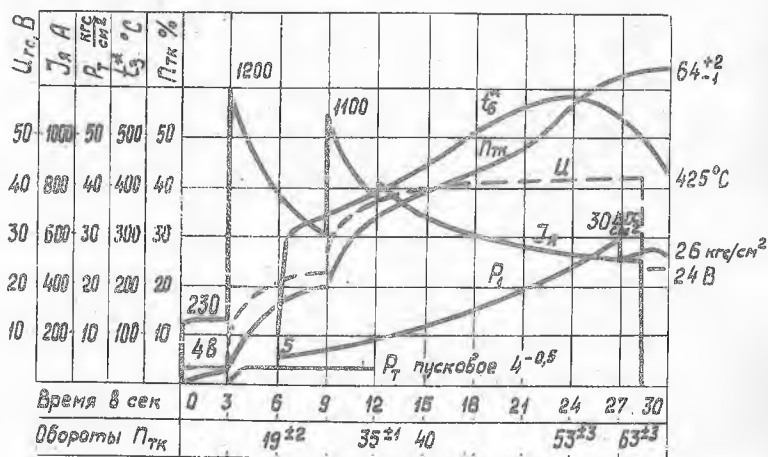
Топливо подается топливо-регулирующей аппаратурой (насос-регулятором НР-40ВР) при достижении оборотов ротора двигателя $n_r = 18 \pm 1\%$. Начиная с этого момента, раскрутка ротора двигателя осуществляется совместно электростартером ГС-18ТП и турбиной турбокомпрессора ТВ2-117. Подробно процесс дозирования топлива на запуске описан в главе "Управление и регулирование двигателя".

На 12 с программный механизм ПСГ-15 подает напряжение на обмотку контактор К7 в ПСГ-15 и величиной тока обмотки возбуждения генератора ГС-18ТП начинает регулировать угольный регулятор тока РУТ-600-Д2. Одновременно обесточивается электроклапан И1 подачи пускового топлива и подается напряжение на электроклапан И2 продувки магистрали пусковой топливной системы сжатым воздухом из камеры сгорания. Эти операции могут совершиться ранее, чем на 12-й с., по команде тахометрической гидравлической системы двигателя при достижении ротором двигателя оборотов равных $35 \pm 1\%$.

На 30 с программным механизмом выключаются системы зажигания и продувки магистрали пускового топлива. При достижении ро-

тором двигателя оборотов $n_{T.K} = 60 \pm 3\%$ по команде тахометрической гидравлической системы двигателя происходит отключение панели ПСГ-15 от генератора ГС-18ТН. Если это не произойдет, то на 40 секунде программный механизм отключит генератор от шины запуска, подключит обмотки возбуждения к угольным регуляторам напряжения типа РН-180 и перейдет на ускоренную отработку цикла.

Изменение во времени основных параметров системы СПЗ-15 в процессе запуска ТВ2-117 приведены на рис. 7. Работа системы СПЗ-15 в режиме ложного запуска протекает аналогично запуску, но при этом необходимо вручную выключить зажигание. Обороты в конце ложного запуска должны быть 25-28% по указателю тахометра ИТЭ-2.



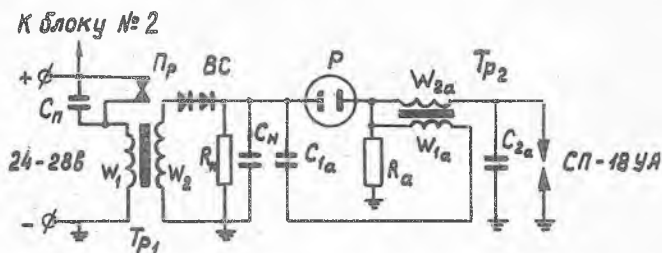
Р и с.7. Изменение параметров процесса запуска двигателя ТВ2-117 во времени для условий: $H = 0$, $v = 0$, $t_H = 150^\circ\text{C}$ и $p_H = 760$ мм.рт.ст.

Работа СПЗ-15 в режиме холодной прокрутки осуществляется по ускоренной программе без подачи основного топлива. При этом не включаются системы зажигания и пускового топлива, не происходит переключение источников питания на 48-60В и не включается в работу регулятор тока РУТ-600-Д-2.

§ 3. Электрическая система зажигания

Электрическая система зажигания предназначена для воспламенения топливо-воздушной смеси в пусковых воспламенителях при запуске двигателя и состоит из агрегата зажигания, СКНА-22-2А, двух пусковых свечей СП-18УА и экранированных проводников. Двигатель ТВ2-117 имеет низковольтную, конденсаторную систему зажигания с индуктивно-емкостным разрядом вдоль полупроводниковой поверхности керамического изолятора свечи. Такая система зажигания мало чувствительна к загрязнениям электродов свечи и ее параметры практически не зависят от давления и температуры газовой среды, в которой помещены электроды свечи. Напряжение на электродах свечи 1000-2000В обеспечивает высокую надежность работы проводников и системы зажигания в целом, особенно в высотных условиях.

Агрегат зажигания СКНА-22-2А (рис. 8) является преобразователем постоянного тока с напряжением 24-28,5В в пульсирующий ток



Р и с.8. Электрическая схема блока зажигания СКНА-22-2А:

Π_p - прерыватель; C_n - конденсатор прерывательного механизма; W_1 , W_2 - обмотки трансформатора T_p , индукционной катушки; BC - селеновый выпрямитель; R_n, C_n - сопротивление и конденсатор накопительного устройства; P - разрядник; W_{1a} , W_{2a} - обмотки трансформатора активизатора T_{p2} ; C_{1a} , C_{2a} ; R_a - конденсаторы и сопротивления активизатора; СП-18УА - свеча

высокого напряжения 1500-2000В, который необходим для образования электрического разряда между электродами свечи. СКНА-22-2А состоит из двух одинаковых блоков, смонтированных в общем корпусе.

Получение высокого напряжения осуществляется индукционным трансформатором T_p , в первичной обмотке которого включен электромеханический прерыватель Π_p с конденсатором C_n . При под-

ключении агрегата зажигания к источнику напряжения происходит замыкание и замыкание контактов прерывателя с частотой 600–1000 циклов в секунду. В результате работы прерывателя по первичной обмотке W_1 проходит пульсирующий ток, который в сердечнике трансформатора T_{p1} создает переменный магнитный поток. Изменение магнитного потока в трансформаторе наводит во вторичной обмотке W_2 электродвижущую силу

$$\dot{E}_2 = \kappa W_2 \frac{d\Phi}{d\tau} \quad (15)$$

где κ — коэффициент пропорциональности;

W_2 — число витков вторичной обмотки;

$\frac{d\Phi}{d\tau}$ — скорость изменения магнитного потока.

Наличие конденсатора C_n , включенного параллельно контактам прерывателя Π_p , увеличивает E_2 за счет повышения скорости изменения тока в первичной обмотке и уменьшает электроэрозионный износ контактов прерывателя.

В результате наведенной во вторичной обмотке ЭДС по ней через блок селеновых выпрямителей ВС течет ток, который заряжает накопительный конденсатор. Через 50–150 циклов работы прерывателя накопительный конденсатор заряжается до напряжения 1500–2000В, достаточного для электрического пробоя газонаполненного разрядника P и искрового промежутка свечи СП-18УА. Энергия, накопленная конденсатором C_n , выделяется на свече в виде емкостного разряда. Происходит уменьшение напряжения на конденсаторе C_n до определенной величины, и разряд на свече прекращается. Цикл работы агрегата зажигания повторяется. С целью более полного использования энергии, запасенной в накопительном конденсаторе, и повышения энергии разряда на свече в агрегате зажигания предусмотрена цепь активизатора, состоящая из емкости C_{1a} , имеющей потенциал, равный потенциалу накопительного конденсатора и индуктивности W_{1a} трансформатора T_{p2} . В результате электрического пробоя разрядника P в первичной цепи активизатора возбуждаются высокочастотные колебания тока, которые во вторичной обмотке W_{2a} трансформатора T_{p2} индуцируют высокое напряжение, достаточное для пробоя искрового промежутка свечи. Таким образом, высокочастотные колебания напряжения, вырабатываемые активизатором, способствуют более полному расходу энергии, запасенной в накопительном конденсаторе агрегата зажигания.

Свеча СП-18УА является разрядником тока высокого напряжения. Искровым промежутком свечи служат поверхность керамического изолятора и воздушный объем между центральным электродом и корпусом свечи. На кольцевую поверхность керамического изолятора методом электроэрозии наносится материал центрального электрода в виде тонкого полупроводникового слоя. При подаче напряжения 1000-2000В на электроды свечи возникает электрический разряд. В первой стадии разряда ток протекает в материале полупроводникового слоя. Происходит разогрев, испарение материала полупроводникового слоя и ионизация пространства между электродами свечи. Сопротивление кольцевого зазора между электродами свечи уменьшается и возникает вторая (искровая) стадия разряда, при которой происходит поджигание топливо-воздушной смеси в пусковом воспламенителе.

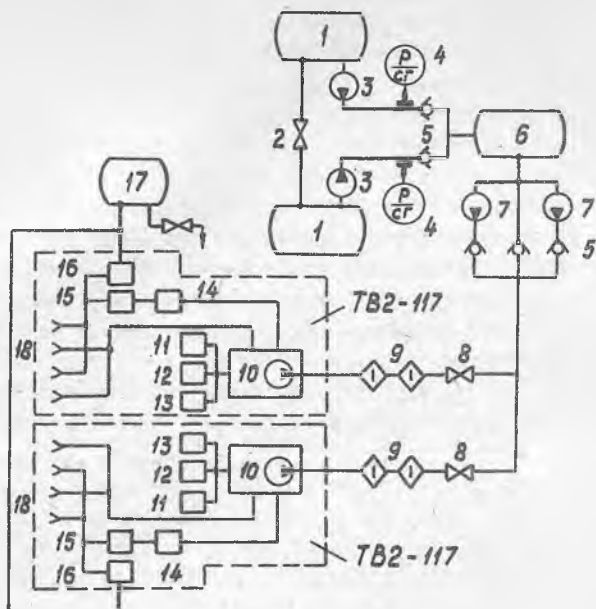
В процессе работы пускового воспламенителя происходит выгорание полупроводникового слоя и ухудшаются условия работы свечи. Восстановление полупроводникового слоя на керамической поверхности изолятора свечи осуществляется методом электроэрозии при работе свечи без подачи пускового топлива в воспламенитель в течение 10-18 с. Этот процесс получил название "тренировка" свечи.

В процессе запуска двигателя ТВ2-117 система зажигания включается в работу с момента нажатия кнопки "Запуск". При достижении ротором турбокомпрессора оборотов $35 \pm 1\%$ (на 12 секунде запуска) подача топлива в пусковую форсунку прекращается. Система зажигания продолжает работать до 30 секунды. В период с 12-й по 30-ю секунду, когда система зажигания работает "вхолостую" происходит "тренировка" свечи.

§ 4. Система подачи пускового топлива

При запуске двигателя воспламенение топливо-воздушной смеси производится двумя пусковыми воспламенителями, установленными на корпусе камеры сгорания. В корпусе пускового воспламенителя установлены свеча СП-18УА и пусковая топливная форсунка. Топливо к пусковой форсунке поступает из топливной системы вертолета (рис. 9). Источником давления топлива в пусковой системе является пдунжерный насос высокого давления агрегата НР-40ВР.

От насоса высокого давления 10 агрегата НР-40ВР топливо поступает к блоку электромагнитных клапанов 14, 15, 16 и далее к пусковым форсункам.



Р и с. 9. Схема топливной системы вертолета:

1 - подвесные баки; 2 - перекрывной кран; 3 - перекачивающий насос ЭЦМ-75; 4 - сигнализатор давления топлива СД-29; 5 - обратный клапан; 6 - расходный бак; 7 - подкачивающий насос ЦЦРІ-Ш; 8 - пожарный перекрывной кран; 9 - блок фильтров; 10 - насос-регулятор НР-40ВР; 11 - синхронизатор мощности СО-40; 12 - регулятор оборотов РО-40; 13 - исполнительный механизм регулятора температуры газа ИМ-40; 14 - клапан постоянного давления пускового топлива; 15 - электроклапан подачи пускового топлива; 16 - электроклапан продувки магистрали пускового топлива; 17 - дренажный бачок; 18 - топливные форсунки

Управление подачей пускового топлива в процессе запуска двигателя осуществляется системой СПЗ-15 и тахогидравлической системой двигателя. С момента нажатия кнопки "Запуск" от ПСР-15 подается напряжение 24-28В на электроклапан 15 подачи пускового топлива и через 1,5-2 секунды после начала раскрутки ротора двигателя топливный насос НР-40ВР начинает подавать топливо в магистраль пусковой форсунки. С целью сохранения постоянства параметров рас-

пыла топлива пусковой форсункой в процессе запуска двигателя давление топлива в пусковой системе поддерживается равным $3,5 - 4,0 \text{ кгс/см}^2$ редуционным клапаном I4. Прекращение подачи пускового топлива осуществляется либо по времени, либо по оборотам ротора двигателя. В процессе запуска при достижении оборотов ротора турбокомпрессора, равных $35 \pm 1\%$, контакты 9 (рис. 6) тахометрического датчика командного агрегата КА-40 разрывают цепь питания реле 8, которое своими контактами обесточит соленоид клапана II подачи пускового топлива. По времени подача пускового топлива прекращается программным механизмом панели ПСГ-15 на 12 секунде, если к этому времени обороты ротора турбокомпрессора не достигнут 35% .

При выключении электроклапана подачи пускового топлива напряжение $24-28\text{В}$ подается на соленоид электроклапана I2 (рис. 6), который обеспечивает продувку топливной магистрали форсунка-клапан воздухом из камеры сгорания двигателя. Продувка магистрали исключает образование нагара в каналах пусковой форсунки. Выключение системы продувки осуществляется на 30 секунде программным механизмом панели ПСГ-15.

§ 5. Регулирование подачи топлива в процессе запуска двигателя

Подача топлива в камеры сгорания через рабочие форсунки должна осуществляться по определенной программе в зависимости от расхода воздуха или оборотов двигателя. В основу программы регулирования расхода топлива положен принцип получения максимально-допустимого крутящего момента турбины в любой момент времени второго этапа запуска. В этом случае при прочих постоянных факторах угловое ускорение ротора двигателя согласно уравнению (2) будет иметь максимальное, а продолжительность запуска минимальное значение.

Величина крутящего момента турбины

$$M_T = A G_r T_3^* \left(1 - \frac{1}{\pi_r^{0,20}}\right) \tau_r, \quad (16)$$

где A - коэффициент пропорциональности;
 G_r - весовой расход газа;

- T_3^* - температура газа перед турбиной;
 π_T - степень расширения газов на лопатках турбины;
 η_T - КПД турбины,

зависит в основном от температуры газов перед турбиной T_3^* и степени расширения газов в турбине (величина перепада давлений, срабатываемого на турбине) π_T . Изменение M_T при $n = const$ практически осуществляется за счет вариации T_3^* путем регулирования расхода топлива.

В двигателе ТВ2-117 на режиме запуска величина температур газов перед сопловым аппаратом турбины ограничивается двумя основными факторами.

Во-первых, T_3^* ограничивается устойчивостью работы компрессора на пусковых режимах, его запасом устойчивой работы. Компрессор двигателя только на расчетном номинальном режиме имеет оптимальные углы атаки обтекания профиля лопаток всех ступеней. На оборотах ниже расчетных происходит нарушение оптимальных соотношений между осевой скоростью входа воздуха на лопатки и окружной скоростью вращения колеса. На первых ступенях компрессора угол атаки обтекания профиля лопатки увеличивается, на последних уменьшается. Средние ступени компрессора обычно работают на режимах, близких к расчетному. На пусковых режимах работы компрессора углы атаки первых ступеней становятся больше критических, и возникает неустойчивая работа компрессора - помпаж. Помпаж компрессора сопровождается значительным падением степени сжатия воздуха и его КПД, ростом потребной величины крутящего момента, идущего на вращение компрессора. В этом случае запуск двигателя невозможен. Для повышения устойчивой работы компрессора на нерасчетных режимах работы двигателя ТВ2-117 предусмотрено регулирование компрессора путем перепуска воздуха в атмосферу за VI ступенью и поворота лопаток направляющего (НА) и спрямляющих (СА) аппаратов первых трех ступеней компрессора на минимальные углы.

Перепуск воздуха за VI ступенью компрессора двигателя приводит к увеличению расхода и осевых скоростей потока воздуха через первые ступени. Углы атаки этих ступеней уменьшаются и срыв потока устраняется. Это вызывает повышение степени сжатия и КПД компрессора.

Уменьшение объемного расхода воздуха на последних ступенях компрессора вызовет падение осевых скоростей потока воздуха, а значит, лопатки последних ступеней будут работать в условиях, близких

к расчетным. Следовательно, перепуск воздуха в атмосферу за У I ступенью компрессора устраняет помпаж двигателя, повышает КПД компрессора при работе на нерасчетных режимах.

Перепуски воздуха за У I ступенью компрессора производится двумя клапанами, управление которыми осуществляется автоматически гидравлической системой двигателя.

Клапаны перепуска открываются в начале процесса раскрутки двигателя и закрываются при оборотах ротора двигателя свыше $53 \pm 3\%$.

Регулирование напорных характеристик компрессора поворотом лопаток направляющих и спрямляющих аппаратов I, II, III ступеней так же является эффективным средством, улучшающим условия обтекания первых ступеней лопаток компрессора на нерасчетных режимах работы двигателя. Установочные углы лопаток (НА) и (СА) при работе компрессора на расчетном режиме условно приняты за 0° . При уменьшении оборотов лопатки поворачиваются в сторону уменьшения установочного угла относительно плоскости вращения ступени. Величина углов поворота лопаток различна для каждой ступени и зависит от условий работы компрессора (n_{TK} и t_H). При уменьшении оборотов ротора двигателя ниже 75% (при $t_H = +15^\circ\text{C}$), вплоть до останова двигателя, углы лопаток остаются неизменными. Это связано с тем, что регулирование компрессора поворотом лопаток (НА) и (СА) на малых оборотах ($n_{TK} < 75\%$) не эффективно. Однако регулирование компрессора поворотом лопаток (НА) и (СА) позволяет уменьшить величину перепуска воздуха в атмосферу через клапаны перепуска и закрывать эти клапаны на оборотах ротора двигателя $53 \pm 3\%$, т.е. меньших, чем обороты малого газа. Это повышает экономичность двигателя на нерасчетных режимах работы двигателя. Закон регулирования компрессора подбирается опытным путем в процессе стендовых испытаний двигателя. Однако не всегда эти мероприятия обеспечивают необходимый запас устойчивости компрессора по помпажу на режиме запуска. С этой целью приходится ограничивать величину температуры газов перед турбиной в процессе запуска двигателя, поскольку увеличение температуры газов перед турбиной увеличивает тепловое и гидравлическое сопротивления сети газового тракта двигателя. Рост давления в камерах сгорания двигателя приводит к уменьшению расхода воздуха и, следовательно, снижает и осевую скорость воздуха в компрессоре.

Кроме этого, необходимо отметить, что с повышением температуры наружного воздуха на одних и тех же оборотах двигателя умень-

шается степень повышения давления в компрессоре, что уменьшает осевую составляющую абсолютной скорости воздуха на входе в компрессор и приближает напорную характеристику к границе неустойчивой работы компрессора. При неизменной регуляции дозирующей топливной аппаратуры запуск двигателя при повышении температуры наружного воздуха происходит при более высоких температурах газа перед турбиной, что увеличивает склонность компрессора к помпажу. Таким образом, эффективность раскрутки ротора двигателя на втором этапе запуска может быть обеспечена при подаче в камеры сгорания такого количества топлива, которое в первую очередь определяется устойчивостью работы компрессора.

Во-вторых, расход топлива должен ограничиваться предельно допустимой температурой газов перед турбиной, исходя из прочности материала лопаток направляющих аппаратов и турбины. Причем, предельная температура на запуске должна быть ниже выбранной для рабочих режимов. Это требование обусловлено особенностью работы сопловых и рабочих лопаток турбины на режиме запуска. При запуске имеет место значительная разница в температурах газа и лопаток, повышенная разность температур между кромками и средней частью лопатки. Для ограничения величин термических напряжений необходимо ограничивать максимально допустимый заброс температуры газа в процессе запуска и продолжительность действия такого "заброса". Это делается с целью повышения надежности и ресурса двигателя.

Таким образом, для нормального протекания процессов при запуске двигателя ТВ2-117 на земле в любых атмосферных условиях необходимо обеспечить определенный закон изменения температуры газов перед турбиной, который на первых секундах подачи топлива ограничивался величиной термических напряжений, а на последующих этапах запуска устойчивой работой компрессора и камер сгорания. Примерный график изменения температуры газов перед турбиной t_3^* в процессе запуска приведен на рис. 7.

Подача топлива в камеры сгорания двигателя ТВ2-117 на режиме запуска регулируется автоматом запуска АЗ, смонтированным в корпус насос-регулятора НР-40ВР. В качестве регулирующего параметра в АЗ используется давление воздуха за компрессором, поскольку оно зависит от оборотов двигателя и приближенно может характеризовать расход воздуха через двигатель. Работа насос-регулятора на режиме запуска изложена в разделе 3 второй главы.

§ 6. Гидравлическая система двигателя

Гидравлическая система двигателя ТВ2-117 предназначена для выдачи дискретных и непрерывных сигналов по частоте вращения ротора двигателя (рис. 10). Дискретные команды управляют работой



Р и с. 10. Структура команд такогидравлической системы двигателя ТВ2-117

электрической системы запуска СПЗ-15, открывают и закрывают клапаны перепуска воздуха системы регулирования компрессора. В ~~противообледенительной системе~~ двигателя и системе ограничения максимальной температуры газов перед турбиной дискретные команды снимают блокировку по включении этих систем в работу.

Непрерывные пропорциональные сигналы управляют положением лопаток спрямляющих и направляющих аппаратов первых ступеней компрессора с учетом температуры атмосферного воздуха. Рабочей жидкостью гидравлической системы является рабочее топливо, которое подается из вертолетной топливной системы двигателя. Гидравлическая система работает от начала запуска до взлетного режима двигателя.

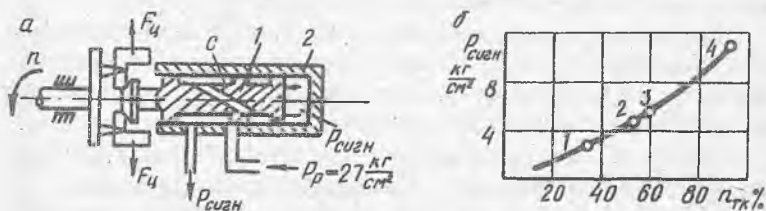
Гидравлическая система (рис. 11, см. вкладка) состоит из плунжерного насоса ПН-40Р командного агрегата КА-40, двух клапанов перепуска воздуха, двух механизмов управления поворотом лопаток НА и СА, клапана включения противообледенительной системы двигателя, исполнительного механизма ИМ-40 системы ограничения температуры газов перед турбиной и турбопроводов.

Принцип работы гидравлической (такогидравлической) системы двигателя заключается в следующем. Топливо из вертолетных баков под давлением $0,4 - 1,2 \text{ кгс/см}^2$ поступает к плунжерному насосу ПН-4ОР, где давление топлива повышается до $27,5 \text{ кгс/см}^2$ и независимо от режима работы двигателя поддерживается редукционным клапаном насоса. От ПН-4ОР топливо под давлением $p = 27,5 \text{ кгс/см}^2$ поступает в командный агрегат КА-40 к гидромеханизму поворота лопаток НА и СА и к клапану включения противообледенителя двигателя.

В командном агрегате КА-40 давление топлива преобразуется центробежным датчиком в сигнальное давление $p_{\text{сигн}}$, а при помощи сильфонного датчика - в командное давление $p_{\text{ком}}$. Оба давления $p_{\text{сигн}}$ и $p_{\text{ком}}$ пропорциональны квадрату оборотов ротора двигателя. Давление $p_{\text{ком}}$ дополнительно скорректировано по температуре атмосферного воздуха :

$$p_{\text{сигн}} = k n_{\text{ТК}}^2 \quad \text{и} \quad p_{\text{ком}} = f \left(n_{\text{ТК}}^2, \frac{1}{t_{\text{н}}} \right). \quad (17)$$

Сигнальное давление используется для создания и подачи дискретных команд, командное - для непрерывных. Принцип работы центробежного датчика основан на редуцировании давления топлива. Вращающийся золотник 1 (рис. 12) датчика нагружен слева центробежной силой грузчиков $Q_{\text{ц}}$, приведенной к оси золотника, а справа - си-



Р и с. 12. Схема центробежного датчика сигнального давления агрегата КА-40 (а) и его характеристика (б): 1 - золотник датчика; 2 - втулка

лой редуцированного давления топлива. В зависимости от соотношения этих сил золотник будет находится либо в равновесном положе-

нии, либо перемещаться во втулке 2 в том или ином направлении. При этом своей рабочей кромкой C золотник будет открывать или закрывать отверстие во втулке и тем самым увеличивать или уменьшать величину сигнального давления до тех пор, пока не наступит равновесие сил $AQ_{\text{сигн}} = B\rho_{\text{сигн}}$, где A и B — коэффициенты пропорциональности. Из характеристики, приведенной на рис. 12,б, видно, что чувствительность преобразователя $\frac{\Delta\rho_{\text{сигн}}}{\Delta n_{\text{тк}}}$ зависит от частоты вращения. Чувствительность растет (погрешность выдачи дискретных команд падает) при переходе к большим частотам вращения, что объясняется квадратичной зависимостью центробежной силы от частоты вращения.

От центробежного датчика сигнальное давление поступает в блок электроконтакторов 14 (рис. 11) выдачи электрических сигналов, к двухпозиционному датчику 6 управления положением клапанами перепуска воздуха из компрессора, в исполнительный механизм Им-40 ограничителя максимальной температуры газа и в датчик командного давления.

Блок электроконтакторов агрегата КА-40 преобразовывает сигнальное давление в два дискретных электрических сигнала. Он состоит из двух мембран 13, 16, соединенных между собой штоком 15, пружины 18 и двух микровыключателей МПЗ-1. Мембраны отделяют микровыключатели от топливных полостей блока контакторов и воспринимают давление топлива. На мембрану 16 действует давление в сливных полостях агрегата КА-40 и усилие от пружины 18. Мембрана 13 нагружена усилием от сигнального давления. Нажатие двух одинаковых, жестко связанных штоком мембран, исключает влияние изменения давления топлива в сливных магистралях агрегата на число оборотов срабатывания электроконтакторов. На оборотах ротора двигателя, меньших 30%, усилием пружины 18 шток с мембранами обжимает микровыключатель 17, замкнутые контакторы которого включены в электросхему СПЗ-15. При достижении сигнального давления $\rho_{\text{сигн}} = 3 \text{ кг/см}^2$ (точка 1, рис. 12,б) или оборотов турбокомпрессора $34 \pm 3\%$ сила, действующая на мембрану 13 (рис. 11), преодолевая усилие пружины 18, переместит шток с мембранами вправо на освобождение кнопки микровыключателя 17. Контакты микровыключателя снимут напряжение с электроклапана подачи топлива, включат электроклапан продувки пусковых форсунок и угольный регулятор тока РУТ-600Д.

Дальнейшее нарастание сигнального давления вызывает прогиб мембраны 13 и перемещение штока 15. При $n_{\text{тк}} = 60 \pm 3\%$ (точка 3,

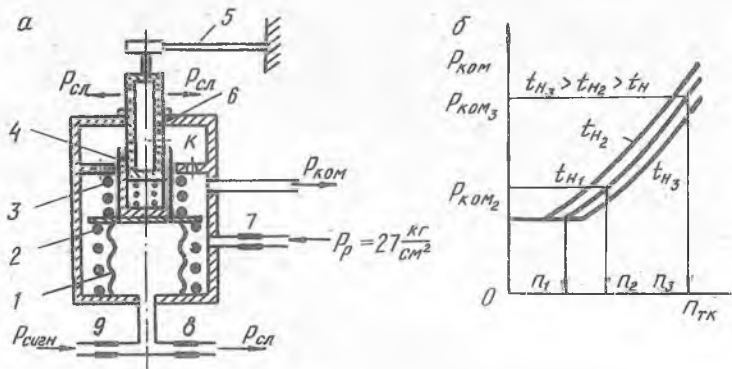
рис. 12,б) сработает второй микровыключатель 12, контакты которого отключат стартер ГС-18ТН от шины запуска и снимут блокировку включения противообледенительной системы двигателя.

Регулировка моментов срабатывания микровыключателей производится путем подбора толщины шайб, прокладываемых под фланцы микровыключателей.

Двухпозиционный датчик (рис. 11) предназначен для управления положениями клапанов перепуска воздуха за VI ступенью компрессора двигателя. Золотник датчика 6 нагружен справа силой пружины 7, а слева — силой от сигнального давления. До оборотов ротора турбокомпрессора, меньших 50%, золотник датчика пружиной прижат к упору крайнего левого положения золотника. При этом давление топлива за насосом ПН-40Р, равное $27,5 \text{ кгс/см}^2$, через проточки и радиальные каналы гильзы золотника 6 поступает в полость под поршень 30 и открывает соединенный с ним клапан перепуска воздуха 31. Клапаны перепуска остаются открытыми в процессе запуска до достижения оборотов двигателя, равных $53 \pm 3\%$. При этих оборотах сигнальное давление (точка 2, рис. 12,б) переместит золотник, сжимая пружину. При этом подача жидкости с рабочим давлением под поршень прекратится и полость под поршнем через проточки золотника сообщится со сливом. Поршень под действием усилия пружины переместится вниз и закроет клапан перепуска воздуха из компрессора в атмосферу.

Исполнительный механизм ИМ-40 является составной частью системы ограничения температуры газа перед турбиной. Он ограничивает рост температуры t_3^* свыше $865 \pm 5^\circ\text{C}$ путем воздействия на механизмы управления расходом топлива насоса-регулятора НР-40. При оборотах турбокомпрессора $93 \pm 1\%$ сигнальное давление (точка 4, рис. 12,б) агрегата КА-40 снимает блокировку включения в работу системы ограничителя предельно-допустимой температуры газа перед турбиной. Работа системы ограничения максимальной температуры газа перед турбиной изложена во второй главе данного пособия.

Для управления положением лопаток НА и СА первых ступеней компрессора в командном агрегате КА-40 сигнальное давление преобразуется в командное специальным датчиком, схема которого приведена на рис. 13. Командное давление из КА-40 поступает в гидромеханизмы поворота лопаток.



Р и с. 13. Схема датчика командного давления агрегата КА-40 (а) и его характеристика (б): 1-сильфон, 2,3- пружина, 4 - ползун, 5 - биметаллический датчик температуры t_H , 6 - золотник, 7,8,9 - жиклер

Сильфон I нагружается снизу силами от сигнального давления, скорректированного жиклерами 8 и 9, пружины 2 и сопротивления деформации сильфона, а сверху силами командного давления и пружины 3.

В зависимости от оборотов ротора двигателя равновесие сил возникает при различных деформациях сильфона или положениях ползуна 4 относительно золотника 6. До оборотов малого газа ползун 4 не перекрывает радиальное отверстие в золотнике 6 и командное давление имеет постоянное значение (рис. 13,б), величина которого определяется проходными сечениями жиклера 7 и радиального отверстия в золотнике 6. При увеличении оборотов ротора двигателя свыше n_1 (рис.13,б) давление внутри сильфона возрастает до такой величины, что ползун 4 начинает перекрывать отверстие слива из полости К. Это вызывает увеличение командного давления. Так как давления внутри сильфона и командное давление действуют на одну и ту же площадь сильфона, то увеличение $P_{сжн}$ вызовет пропорциональное увеличение $P_{ком}$.

Влияние температуры атмосферного воздуха на величину командного давления осуществляется биметаллическим термокорректором 5, который управляет положением золотника 6, и следовательно, величиной проходного отверстия слива из полости К.

При работе двигателя биметаллическая пластина 4 обдувается потоком воздуха, подведенного со входа в компрессор и прогибается вверх (при повышении температуры воздуха) или вниз (при понижении). Пластина, прогибаясь, через толкатель смещает золотник 6, открывая или закрывая сливное отверстие в золотнике. Равновесие сил, действующих на сильфон, нарушается и сильфон, расширяясь или сжимаясь, перемещает ползун 4 вслед за золотником. При новом положении сильфона изменяется величина усилия затяжки пружины 2, а следовательно, и величина командного давления (рис. 13,б).

Таким образом, в датчике командного давления величина $P_{ком}$ пропорциональна $n_{гк}^2$ и обратно пропорциональна t_H . Диапазон изменения командного давления агрегата КА-40 составляет от 2 до 11,5 кгс/см².

Гидромеханизм управления положением лопаток НА и СА компрессора (рис. 11) представляет собой двухцилиндровый золотниковый гидроусилитель с обратной связью. К золотниковому распределителю через штуцер 27 подводится топливо под рабочим давлением 27,5 кгс/см², а под поршень 21 командное давление. В первоначальный момент запуска двигателя, когда $P_{ком} < P_{ком2}$ (рис. 13,б) и обороты $n_{гк} < 75\%$, поршень 21 с золотником управления 26 занимает крайнее положение. При этом двухцилиндровый исполнительный механизм находится в крайнем левом положении, что соответствует углу, равному 0° по лимбу гидромеханизма 25 при $t_H = 15^{\circ}\text{C}$.

С увеличением командного давления, свыше $P_{ком2}$ (см. рис. 13,б), поршень 21 (рис. 11), сжимая пружину 20, переместит золотник 26 влево. При этом протоочки гильзы 27 и золотника 26 подведут рабочее давление $P_{раб}$ топлива в полость над поршнем левого цилиндра управления 22, а полость правого поршня сообщат со сливом.

Поршни механизма начнут перемещаться, поворачивая при этом ведущий рычаг 24 и сидящий с ним на одном валике профильный кулачок. Профильный кулачок сместит гильзу 27 обратной связи вслед за золотником и разобьет каналы подачи и слива топлива из полостей цилиндров. Поворот лопаток НА и СА прекратится. Таким образом, определенному значению командного давления будет соответствовать определенное положение выходного валика гидромеханизма и, следовательно, определенная величина установочных углов лопаток СА и НА первых трех ступеней компрессора. Изменение величины командного давления на 0,3 кгс/см² соответствует изменению установочного угла лопаток направляющих аппаратов на 3,5°.

Для регулирования начала изменения положения лопаток НА и СА по величине командного давления или по оборотам ротора двигателя в гидромеханизме предусмотрен регулировочный винт 19.

II. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ И НЕСУЩИМ ВИНТОМ

§ 1. Общие сведения

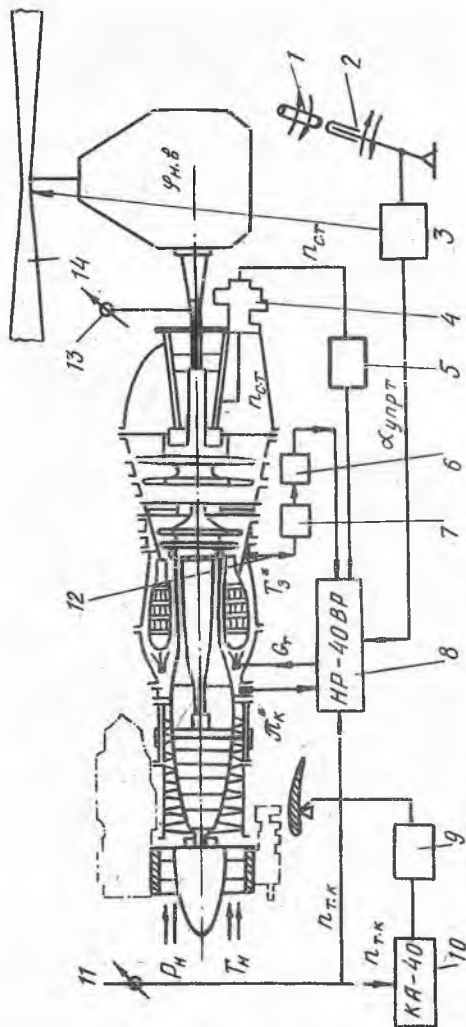
На вертолете Ми-8 управление двигателями и несущим винтом осуществляется системой автоматического поддержания оборотов несущего винта на всех режимах и системой "Шаг-газ". Автоматическая система является основной, а система "Шаг-газ" используется как резервная в случае отказа автоматической.

Система регулирования и управления двигателями ТВ2-117 и винтом на вертолете Ми-8 включает рычаг "Шаг-газ" I (рис. I4) с рукояткой коррекции 2, программный механизм 3 объединенного управления "шагом" и "газом", регулятор оборотов свободной турбины 4, исполнительный механизм 6 ограничения температуры газа, усилитель регулятора температуры 7, насос-регулятор 8, гидромеханизмы 9 поворота лопаток соплового аппарата компрессора, командный агрегат 10 счетчики оборотов 11 и 13.

Так как характеристики регуляторов PO-40, установленных на двигателях, не могут быть совершенно одинаковы, поэтому мощности параллельно работающих двигателей значительно отличаются. Для выравнивания мощностей в систему регулирования включены синхронизаторы CO-40, которые корректируют режимы работы двигателей по величине давления воздуха p_2 за компрессором.

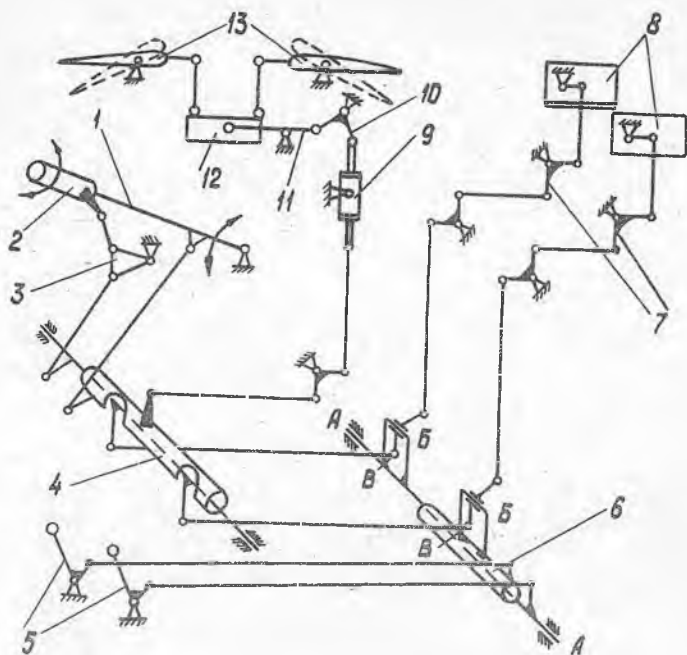
§ 2. Принцип управления двигателями и несущим винтом

Принцип управления с помощью системы "Шаг-газ" заключается в том, что перемещая рычаг "Шаг-газ" I (рис. I5) одновременно воздействуют на шаг несущего винта и подачу топлива в двигатель.



Р и с. 14. Система регулирования и управления:

1 - рычаг "шаг-газ"; 2 - рукоятка коррекции; 3 - программный механизм объединенного управления "шагом" и "газом"; 4 - регулятор оборотов РО-40ВР; 5 - синхронизатор оборотов СО-40; 6 - исполнительный механизм ИМ-40; 7 - усилитель регулятора температуры УРТ-27; 8 - насос-регулятор НР-40; 9 - гидромеханизм; 10 - командный агрегат КА-40; 11 - счетчик оборотов турбокомпрессора; 12 - термомпара Т-80Т; 13 - счетчик оборотов несущего винта; 14 - несущий винт.



Р и с. 15. Кинематическая схема управления двигателями и несущим винтом:

1 - рычаг общего шага; 2 - рукоятка коррекции; 3 - качалка; 4 - замыкающий вал; 5 - рычаги раздельного управления; 6 - дифференциальный узел; 7 - блок валов; 8 - насос-регулятор НР-40; 9 - гидроусилитель КАУ-30; 10 - агрегат продольно-поперечного управления и управления общим шагом; 11-рычаг общего шага; 12 - автомат перекоса; 13 - лопасть

Перемещение рычага передается на внешний вал замыкающего вала 4 и через систему тяг и качалок, гидроусилитель 9, агрегат 10, рычаг 11, ползун автомата перекоса 12 происходит изменение шага всех лопастей несущего винта. Одновременно с перемещением рычага "Шаг-газ" через тяги и качалку 3 поворачивается внутренний вал замыкающего вала 4. Перемещение внутреннего вала вызывает поворот относительно оси Б, качалок, расположенных на рычагах дифференциального вала 7. Далее движение передается на тяги, соединенные

через блок валов 7 с рычагами управления топливными насосами 8. Шаг винта и подача топлива благодаря подбору передаточного отношения изменяются так, что на всех режимах обеспечивается равенство потребной $N_{пот}$ и располагаемой $N_{рас}$ мощностей при постоянных оборотах несущего винта. Но это возможно только при определенных внешних условиях: температуре t_H и давлении p_H . При других t_H и p_H программный механизм не обеспечивает равенства $N_{пот} = N_{рас}$ и изменение положения рычага "шаг-газ" приводит к изменению оборотов несущего винта, а следовательно, и к изменению режима полета. Поэтому для изменения мощности двигателей в систему управления включена рукоятка 2 коррекции газа, установленная на рычаге "шаг-газ" (рис. 14). С ее помощью, не изменяя угла установки лопастей, перенастраивают насос-регулятор, который, изменяя подачу топлива в двигатель, обеспечит равенство $N_{пот} = N_{рас}$. Обороты несущего винта при этом уменьшатся или возрастут до заданных, т.е. поворачивая рукоятку коррекции, их поддерживают постоянными. Кинематическая схема управления двигателями при повороте рукоятки коррекции работает также как при перемещении рычага "шаг-газ".

Для изменения режима рычагом "шаг-газ" воздействуют одновременно на шаг винта и насос-регулятор, а поворотом рукоятки коррекции доводят обороты винта до заданных.

Управление несущим винтом и двигателями с помощью системы "шаг-газ" осложнено тем, что из-за несоответствия подачи топлива изменению шага винта получаются частые забросы оборотов несущего винта. Поэтому рукояткой коррекции газа приходится управлять не только на неустановившихся режимах, но и на установившихся.

Для облегчения управления вертолетом при изменении внешних условий применяется система автоматического поддержания постоянных оборотов несущего винта на всех режимах работы. В этой системе регулирование оборотов несущего винта осуществляется регулятором постоянства оборотов РО-40. Включение в работу РО-40 производится поворотом корректора газа в крайнее правое положение. При этом насос-регулятор начинает подавать в двигатель большее количество топлива, увеличивая обороты турбокомпрессора и несущего винта. Двигатели разовьют мощность больше мощности потребной для вращения несущего винта с оптимальными оборотами, равными 95%. Но так как регулятор оборотов настроен на обороты 95%, то он подаст сигнал на НР-40 для уменьшения подачи топлива в двигателях.

Двигатели уменьшат режим работы, и обороты винта снизятся до 95%. Если обороты несущего винта станут меньше 95%, то регулятор РО-40 подаст сигнал на увеличение подачи топлива. Обороты несущего винта начнут увеличиваться до 95%. Следовательно, при включенной системе автоматического поддержания постоянных оборотов несущего винта подачей топлива на установившихся режимах управляет регулятор постоянства оборотов РО-40, а не НР-40.

Если рычагом "Шаг-газ" при правой коррекции увеличить шаг винта, то увеличится и подача топлива в двигатели. Но поскольку сохранена правая коррекция, то его подается больше, чем требуется для вращения винта числом оборотов 95% на новом шаге. При этом РО-40 будет подавать сигнал на уменьшение подачи топлива до величины, необходимой для поддержания оборотов 95%.

При уменьшении общего шага винта указанные явления проходят в обратном порядке.

Следовательно, при автоматической системе поддержания постоянных оборотов несущего винта двумя двигателями и винтом управляют только рычагом "Шаг-газ" при правой коррекции на всех режимах полета вертолета и работы двигателей.

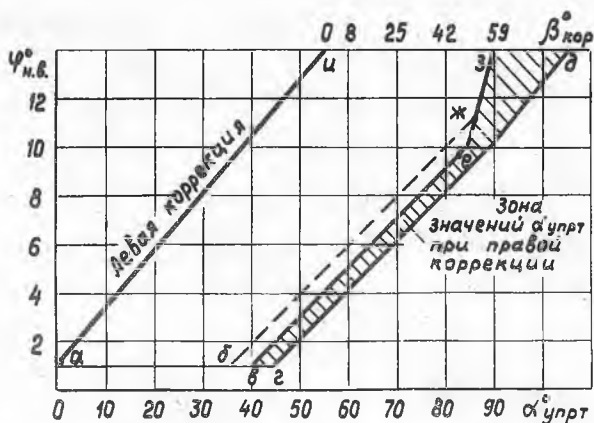
Кинематическая характеристика системы "Шаг-газ" вертолета Ми-8 представлена на рис. 16 и 17.

При установке левой коррекции и шаге несущего винта $\varphi_{н.в} = 1^\circ$ угол поворота рычага НР-40 $\alpha_{упрг} = 0-2^\circ$ (точка а на рис. 16). Обороты турбокомпрессора и несущего винта соответственно равны, $n_{т.к} = 63-66\%$; $n_{н.в} = 50-53\%$ (точки а и а' на рис. 17).

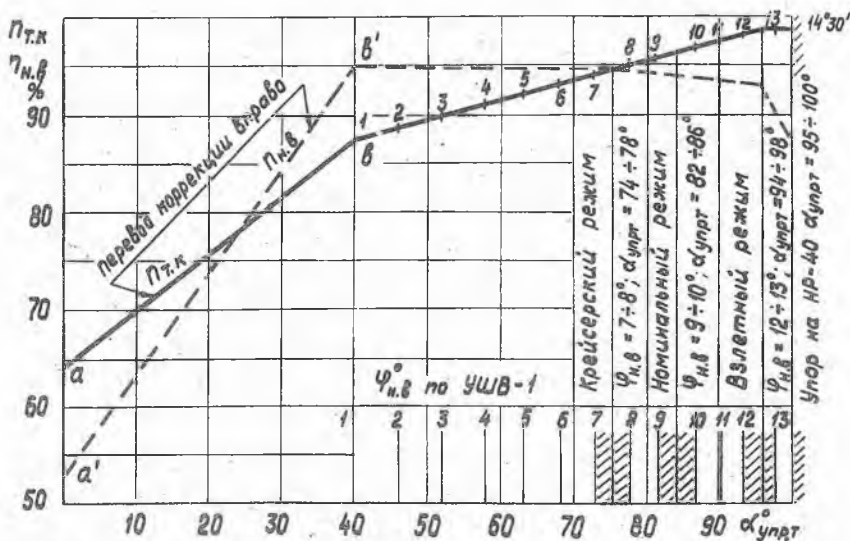
Перемещение рычага "Шаг-газ" вверх при сохранении левой коррекции приводит к увеличению шага и подачи топлива в двигатель. Зависимость $\varphi_{н.в} = f(\alpha_{упрг})$ - линейная (прямая аи на рис. 16). При шаге несущего винта $\varphi_{н.в} = 14^\circ$ $\alpha_{упрг} = 55^\circ$, $n_{т.к} = 90\%$, $n_{н.в} = 93 - 97\%$.

Если при шаге несущего винта $\varphi_{н.в} = 1^\circ$ дать правую коррекцию, то подача топлива в двигатель, обороты турбокомпрессора и несущего винта увеличатся и достигнут значений: $\alpha_{упрг} = 40-44^\circ$ (точки в, г на рис. 16); $n_{т.к} = 85 - 90\%$; $n_{н.в} = 95 \pm 2\%$, так как при повороте рукоятки коррекций на угол $\beta_{кор} = 75-90^\circ$ вступает в работу регулятор РО-40.

Увеличение общего шага при правой коррекции приведет к увеличению подачи топлива в двигатель и оборотов турбокомпрессора,



Р и с. 16. Кинематическая характеристика системы "Шаг-газ" вертолета Ми-8



Р и с. 17. Характеристика системы "Шаг-газ" (при $\nu = 0$, $\rho_H = 760$ мм.рт.ст., $t_H > 0^\circ\text{C}$)

а обороты несущего винта поддерживаются в пределах $95 \pm 2\%$. Значения $\alpha_{упрТ}$, соответствующие заданному шагу $У_{н.в.}$, лежат в заштрихованной зоне в, е, з, д, г (рис. 16). Значения $П_{Т.К}$, $П_{н.в.}$ $\alpha_{упрТ}$ в зависимости от режимов работы двигателя показаны на рис. 17.

Если при любом шаге несущего винта корректор газа не доводит до крайнего правого положения (за линию б, ж рис. 16), то автоматическая система поддержания постоянных оборотов несущего винта не включится, и подачей топлива в двигатели управляют при помощи рычага "шаг-газ" и корректора газа, т.е. управление двигателями и винтом осуществляется системой "шаг-газ".

Наряду с объединенным управлением "шаг-газ" на вертолете имеется раздельное управление двигателями, позволяющее изменять режим работы каждого двигателя без изменения общего шага несущего винта. Раздельное управление осуществляется двумя рычагами 5 (рис. 15), установленными на кронштейне левой ручки "шаг-газ".

При перемещении рычагов раздельного управления двигателями движение от них передается через тяги на наружный или внутренний валы дифференцированного узла 6. При этом рычаги, расположенные на валах, поворачиваются относительно оси А, а качалки - относительно неподвижной в этом случае оси В. Далее движение передается на тяги, соединенные через блок валов 7 с рычагами управления топливными насосами НР-40.

Перемещение рычага раздельного управления вверх от среднего положения увеличивает подачу топлива, вниз - уменьшает.

§ 3. Насос-регулятор НР-40

Насос-регулятор НР-40 предназначен для питания топливом и регулирования двигателя 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 "малый газ" до взлетного;

поддержание заданного числа оборотов турбокомпрессора;

ограничение подачи топлива в двигатель по $П_{Т.К}$;

ограничение подачи топлива в двигатель совместно с исполнительным механизмом ИМ-40 при достижении $t_{\text{д}}^* = 865 \pm 5^\circ\text{C}$;

ограничение максимального расхода топлива;

ограничение минимальной подачи топлива в двигатель;

останов двигателя путем прекращения подачи топлива.

Основными элементами НР-40 являются плунжерный насос I, (рис.18, см. вкладку) всережимный регулятор II оборотов турбокомпрессора, клапан минимального давления I3, дроссельный пакет 20, ограничитель I7 степени повышения давления $\pi_{\text{к}}^*$ за компрессором, дозирующее устройство 26, запорный клапан 32 I-го контура, подпорный клапан 3I I-го контура, ограничитель 35 максимального расхода топлива, запорно-подпорный клапан 45 II контура, распределительный клапан 46 II контура, стоп-кран 47, клапан 48 постоянного перепада давления на игле, автомат запуска 5I.

Из расходного бака вертолета подкачиваемыми насосами ПЦРІ-Ш топливо подается к насосу-регулятору НР-40, пройдя топливный фильтр, попадает на вход плунжерного насоса. В процессе работы в насосе повышается давление топлива и подается к дозирующей игле и клапану постоянного перепада давления. Клапан поддерживает на игле постоянный перепад $\Delta p = 2,5$ атм, увеличивая или уменьшая перепуск топлива на слив. Следовательно, весовой расход топлива G_{T} через иглу, определяемый выражением

$$G_{\text{T}} = \mu S \sqrt{2g \gamma_{\text{T}} \Delta p}, \quad (18)$$

где μ - коэффициент расхода;
 S - площадь проходного сечения;
 γ_{T} - удельный вес топлива;
 Δp - перепад давления на игле,

будет зависеть только от величины проходного сечения, форма которого неизменна.

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

Положением дозирующей иглы, т.е. величиной расхода топлива, управляют: автомат запуска, всережимный регулятор оборотов турбокомпрессора, клапан минимального давления, ограничитель $\pi_{\text{к}}^*$,

исполнительный механизм ограничителя температуры газов ИМ-40, регулятор оборотов РО-40 и синхронизатор мощности СО-40.

Ниже приводится краткое описание работы основных элементов насоса регулятора.

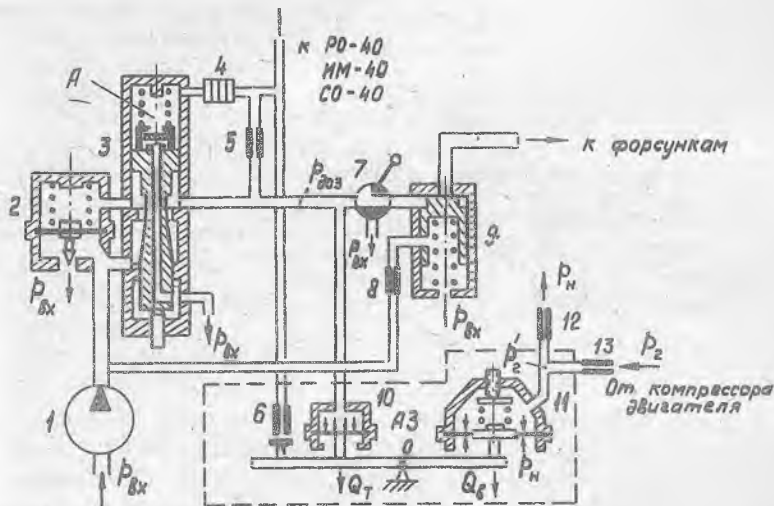
§ 4. Работа насоса-регулятора НР-40 в процессе запуска двигателя

В процессе запуска насос-регулятор дозирует подачу топлива через двигатель в соответствии с расходом воздуха в таком количестве, чтобы в каждый момент времени обеспечивать получение крутящего момента турбины компрессора при максимально допустимом значении температуры T_3^* . Эту функцию в НР-40 выполняет автомат запуска (АЗ), который управляет положением дозирующей иглы и, следовательно, давлением топлива перед рабочими форсунками.

На неработающем двигателе дозирующая игла пружиной сервопоршня удерживается на упоре максимального расхода топлива, а полость А над сервопоршнем через открытый клапан иглы и осевое отверстие (см. рис. 19) дозирующей иглы сообщена с линией *Р_{вх}* подвода топлива к НР-40. При раскрутке ротора ТВ2-117 стартером ГС-18ТП увеличивается давление топлива за плунжерным насосом и дозирующей иглой. Причем, перепад давления на игле равен нулю, так как отсутствует расход топлива через рабочие форсунки. Расход топлива через насос I и давление за ним в начальный момент раскрутки ротора определяются величиной проходного сечения сливного жиклера 8. Все топливо, подаваемое насосом, через жиклер 8, радиальные отверстия втулки и золотника запорного клапана 9 поступает на слив. Величина диаметра жиклера 8 (0,8 - 1,8 мм) определяет скорость нарастания давления за насосом по оборотам ротора ТВ2-117.

При раскрутке ротора под действием возрастающего давления топлива за дозирующей иглой (*Р_{доз}*) игла поднимается вверх до

упора минимальной подачи, и клапан дозирующей иглы закрывается. Давление топлива в полости А над сервопоршнем дозирующей иглы после закрытия клапана начинает увеличиваться и величина его определяется степенью открытия плоского клапана 6 АЗ. Так как до оборотов ротора турбокомпрессора $n_{т.к} = 20\%$ плоский клапан открыт полностью, перепад давления на сервопоршне дозирующей иглы достаточен для удержания иглы на упоре минимальной подачи.



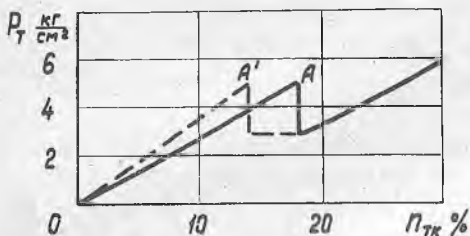
Р и с. 19. Схема регуляции подачи топлива на запуске двигателя:

1-насос регулятора НР-40; 2-клапан постоянного перепада давления на дозирующей игле; 3-дозирующая игла; 4-дроссель; 5-жиклер; 6-плоский клапан с жиклером; 7-кран прекращения подачи топлива в двигатель; 8-сливной жиклер; 9-топливный запорный кран; 10-преобразователь давления топлива автомата запуска; 11-преобразователь давления воздуха автомата запуска; 12,13-воздушный жиклер;

$P_{вх}$ - давление топлива на входе в насос; $P_{доз}$ - давление топлива за дозирующей иглой; P_2, P_N - соответственно давление воздуха за компрессором двигателя и в атмосфере; АЗ - автомат запуска

В процессе запуска при достижении ротором ТВ2-II7 оборотов, равных $n_{т.к} = 17-19\%$, давление топлива $P_{доз}$ достигает величины $4,5 - 5,0 \text{ кг/см}^2$ (точка А на рис. 20) и клапан 9 (рис. 19)

открывается. В момент открытия запорного клапана начинается подача топлива к рабочим форсункам. Давление $p_{доз}$ резко падает до величины 2-3 кг/см² за счет увеличения расхода топлива через рабочие форсунки.



Р и с. 20. Изменение давления топлива за дозирующей иглой насоса-регулятора в начальный момент раскрутки ротора двигателя. Пунктирная линия - изменение давления топлива при уменьшении диаметра сливного жиклера. Точки A и A' - момент открытия запорного клапана

Резкое падение давления $p_{доз}$ не вызывает закрытия запорного клапана, так как в момент его открытия эффективная площадь, на которую действует $p_{доз}$, резко увеличивается.

Одновременно с открытием запорного клапана прекращается слив топлива через жиклер 8. Это приводит к уменьшению падения давления за дозирующей иглой.

Момент открытия запорного клапана регулируется заменой сливного жиклера 8 (рис. 19). Изменение диаметра жиклера на 0,1 мм изменяет обороты открытия запорного клапана на 2%. После открытия запорного клапана подачей топлива в двигатель управляет АЗ насоса-регулятора НР-40ВР. Принцип работы АЗ заключается в следующем.

Сравнивая давление p'_2 воздуха за компрессором двигателя, редуцированное воздушными жиклерами 12, 13, с давлением топлива $p_{доз}$ за дозирующей иглой 3, АЗ формирует перепад давления Δp на жиклере 5 такой величины, чтобы на любых оборотах запуска давление топлива $p_{доз}$ соответствовало давлению воздуха за компрессором двигателя. Для этого в полость над мембраной через воздушный фильтр подводится воздух от X ступени компрессора двигателя, давление p'_2 которого редуцировано жиклерами 12 и 13 (рис. 19). Полость под мембраной автомата запуска через фильтр сообщена с атмосферным давлением p_H . Таким образом, в процессе запуска на мембрану будет действовать сила разности давлений $p'_2 - p_H$ и сила сжатой пружины. Суммарная сила

$$Q_c = (p_2' - p_H) S + Q_{np},$$

где S — эффективная площадь мембраны;
 Q_{np} — сила упругости пружины автомата запуска;
 p_2', p_H — соответственно редуцированное давление за компрессором и атмосферное давление.

На другое плечо рычага автомата запуска через мембрану и шток действует сила давления топлива

$$Q_T = (p_{доз} - p_{доз_0}) S_1,$$

где $p_{доз_0}$ — давление топлива при положении иглы на упоре минимальной подачи;
 S_1 — эффективная площадь мембраны.

Положение рычага АЗ, а значит, и степень открытия плоского клапана будут зависеть от величин моментов, развиваемых силой давления топлива Q_T и суммарной силой Q_c .

Из равенства моментов сил Q_c и Q_T , действующих на рычаг автомата запуска, следует:

$$p_{доз} = p_{доз_0} + \frac{S h}{S_1 h_1} (p_2' - p_H) + \frac{h}{S_1 h_1} Q_{np}, \quad (19)$$

где h, h_1 — плечи рычага автомата запуска, на которые действуют силы Q_c и Q_T .

Поясним работу АЗ по характеристике разгона ротора двигателя. Если в момент открытия запорного клапана подача топлива в камеры сгорания двигателя определяется положением иглы на упоре минимальной подачи, то, начиная с некоторого значения оборотов турбокомпрессора ($n_{т.к} = 18-20\%$), давление воздуха p_2' начинает воздействовать на рычаг АЗ и поворачивать его относительно опоры, прикрывая плоский клапан. Слив топлива из полости А уменьшится, а давление $p_{ред}$ возрастет.

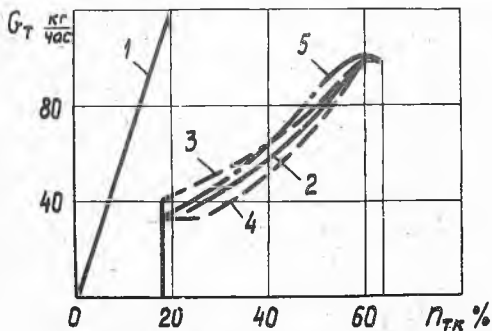
Согласно уравнению

$$p_{ред} S_1 + Q_{np} = p_{доз} S_2, \quad (20)$$

где $p_{ред}$ — давление топлива над поршнем;
 $p_{доз}$ — давление топлива под поршнем (за иглой);
 S_1, S_2 — площади сервопоршня, на которые действуют $p_{ред}$ и $p_{доз}$.

Рост $p_{ред}$ вызовет рост давления $p_{доз}$ (за счет перемещения дозирующей иглы в сторону увеличения подачи топлива).

Увеличенное давление $p_{доз}$, действуя на мембрану, создаст усилие Q_T , 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 до режима малого газа будет соблюдаться равенство (19) при различных положениях рычага АЗ. По мере роста оборотов плоский клапан будет прикрываться и уменьшать перепад давления на сервопоршне. Соответствие подачи топлива и расхода воздуха через компрессор в процессе запуска двигателя обеспечивается подбором геометрических размеров элементов АЗ, натяжением пружины и размерами жиклеров I2 и I3. В процессе эксплуатации топливную характеристику автомата запуска можно изменять согласно уравнению (19), подбирая диаметры жиклеров I2 и I3 и изменяя натяжение пружины. Увеличение натяжения пружины АЗ путем заворачивания регулировочного винта приводит к смещению дозирующей иглы на увеличение подачи топлива на начальном участке расходной характеристики АЗ (рис. 21). Аналогичное действие на расходную характеристику АЗ оказывает уменьшение диаметра воздушного жиклера I2 (рис. 19), только его действие наи-



Р и с. 21. Расходные характеристики насоса-регулятора НР-40ВР в процессе запуска: 1-производительность насоса; 2-исходная расходная характеристика; 3-характеристика при ввернутом винте АЗ; 4-характеристика при вывернутом винте АЗ; 5-характеристика при минимальном диаметре воздушного жиклера

более эффективно на конечном участке расходной характеристики (рис. 21). Насос-регулятор НР-40 в процессе запуска двигателя настроен на повышенный режим подачи топлива с целью получения максимально допустимого крутящего момента турбины. В конце запуска на оборотах $n_{TK} = 55-60\%$ в работу автомата запуска вмешивается все-режимный центробежный регулятор насоса НР-40ВР. Всережимный регулятор по оборотам начинает умень-

дать темп снижения перепада давления Δp на жиклере путем включения дополнительного слива топлива из полости сервопоршня дозирующей иглы. Для компенсации утечек через всережимный регулятор НР-40 АЗ будет прикрывать плоский клапан.

На оборотах, близких к оборотам малого газа, площадь сливного отверстия всережимного регулятора настолько увеличивается, что автомат запуска эти утечки уже не может компенсировать даже при полном закрытии плоского клапана. Следовательно, автомат запуска выключается из работы, но обороты ротора ТВ2-117 в процессе запуска продолжают нарастать за счет избыточной мощности турбины (расход топлива больше, чем требуется на установившихся режимах). При достижении ротором двигателя оборотов малого газа вступает в работу всережимный регулятор НР-40ВР.

§ 5. Работа насоса-регулятора на малом газе

Обороты турбокомпрессора, соответствующие режиму малого газа, поддерживаются постоянными всережимным регулятором агрегата НР-40. Он предназначен для поддержания заданного числа оборотов ротора турбокомпрессора от режима малого газа ($n_{т.к} = 64 \pm 2\%$) до 0,4 номинального ($n_{т.к} = 80\%$), а также ограничения его максимальных оборотов ($n_{т.к}^{max} = 100,5\%$).

Всережимный регулятор имеет механический маятниковый центробежный чувствительный элемент 2 (рис. 18) с кулачковым механизмом настройки 6. Чувствительный элемент воздействует на качающийся золотник 3, управляющий сервопоршнем. Он связан непосредственно с дозирующей иглой 26, выполняющей роль регулирующего органа регулятора числа оборотов. Быстродействие сервопоршня задается дроссельным пакетом 20.

При положении ручки "Шаг-газ" на нижнем упоре и левой коррекции рычаг механизма настройки регулятора находится на упоре 8 "минимальные обороты". Кулачок сжимает пружину 4 на величину, соответствующую оборотам малого газа.

Как сказано выше, на оборотах, близких к оборотам малого газа, автомат запуска из работы выключается. Это происходит потому, что центробежная сила $Q_{ц}$ чувствительного элемента, преодолевая натяжение пружины $Q_{пр}$, поворачивает качающийся золотник вправо и приоткрывает выходное сечение окна. Начиная с этого момента, по-

ложением дозирующей иглы начинает управлять всережимный регулятор.

На установившихся оборотах малого газа приток топлива через жиклер 50 компенсируется сливом через открытое сечение окна 12. Сервопоршень под действием сил (см. уравнение 20) находится в равновесии.

Поршень с дозирующей иглой стоит на месте, обеспечивая подачу топлива, необходимую для поддержания постоянных оборотов турбокомпрессора на малом газе. В равновесии находится и качающийся золотник, при этом

$$Q_{ц} = Q_{пр} \quad (21)$$

При увеличении оборотов малого газа под воздействием внешних условий сила $Q_{ц}$ также увеличивается. Равновесие золотника нарушается, и он поворачивается вправо, увеличивая проходное сечение окна. Это вызовет падение давления за жиклером 50, и поршень начнет медленно перемещаться вверх, вытесняя топливо из полости А через дроссельный пакет и окно на слив. Дозирующая игла уменьшит подачу топлива, обороты двигателя уменьшатся.

Уменьшение оборотов происходит до тех пор, пока всережимный регулятор не придет в равновесие при новом положении дозирующей иглы.

Если изменение внешних условий приведет к уменьшению оборотов двигателя, то всережимный регулятор восстановит их, увеличив подачу топлива.

Обороты малого газа турбокомпрессора в пределах $64 \pm 2\%$ регулируют изменением величины натяжения пружины винтом 9.

§ 6. Работа насоса-регулятора на крейсерском, номинальном и взлетном режимах

Изменение режима работы двигателя осуществляется изменением подачи топлива насосом НР-40. Управление насосом-регулятором 8 осуществляется кулачковым механизмом настройки, который связан с рычагом I "Шаг-газ", рукояткой коррекции 2 и рычагом 5 отдельного управления двигателя (рис. 15).

Перевод двигателя на режим выше малого газа осуществляется поворотом рукоятки коррекции вправо до упора с последующим подъемом рычага "Шаг-газ" или перемещением рычага отдельного управле-

ния двигателем. При этом рычаг механизма настройки перемещается от упора "минимальные обороты" к упору 7 (рис. 18) "максимальные обороты", сжимая кулачком через рычаг 5 пружину 4. Уравнение (21) равновесия золотника нарушается, и золотник поворачивается влево. Если режим работы двигателя не превышает 0,4 номинального, то поворот золотника уменьшит слив топлива из полости А над сервопоршнем. Когда $P_{ред}$ увеличивается, равновесие поршня согласно уравнению (19) нарушается, и он перемещает иглу вниз на увеличение подачи топлива. Давление топлива $P_{доз}$ и обороты турбокомпрессора будут расти до тех пор, пока не наступит условие равенства (21). При этом золотник займет такое положение, при котором подвод топлива через жиклер 50 компенсируется сливом через окно 12. При достижении условия (20) дозирующая игла остановится, обеспечивая подачу топлива в количестве, необходимом для работы двигателя на заданном установившемся режиме. Следовательно, каждому положению рычага механизма настройки соответствует свой режим работы двигателя.

На режимах от 0,4 номинального до взлетного положением дозирующей иглы управляет регулятор оборотов свободной турбины Р0-40, который предназначен для поддержания постоянных оборотов несущего винта. Регулятор работает совместно с насосом НР-40 следующим образом: из полости А сервопоршня дозирующей иглы НР-40 редуцированное давление топлива $P_{ред}$ через клапан 13 минимального давления и синхронизатор мощности С0-40 подводится в регулятор Р0-40 к жиклеру стравливания. Если обороты несущего винта меньше оборотов настройки Р0-40, равных $95 \pm 0,5\%$, то клапан 44 под действием сил [см. неравенство (22)] закрыт:

$$P_{ред} S_{ж} h + Q_4 \leq Q_{пр} \quad (22)$$

- где $P_{ред}$ - давление топлива перед жиклером стравливания Р0-40;
 $S_{ж}$ - площадь поперечного сечения жиклера стравливания;
 h - соотношение плеч рычага 40;
 Q_4 - центробежная сила грузовиков 43, приведенная к оси пружины 42;
 $Q_{пр}$ - сила упругости пружины 42.

Подача топлива в двигатель регулируется насосом НР-40 или исполнительным механизмом ИМ-40 системы ограничения температуры.

При переходе двигателя на режим 0,4 номинального за счет правой коррекции механизм 6 настраивает всережимный регулятор на режим более высокий, чем это необходимо при любых внешних условиях для сохранения $\eta_{н.в} = 95\%$. При этом неравенство (22) принимает вид

$$P_{ред} S_{жс} h + Q_y > Q_{пр} \quad (23)$$

Клапан 44 откроет слив топлива через жиклер стравливания РО-40, а золотник 3 всережимного регулятора перекроет слив топлива через окно I2 из полости А сервопоршня. Начиная с этого момента, подачей топлива в двигатель управляет регулятор РО-40. На установившемся режиме слив топлива через жиклер стравливания РО-40 равен притоку через жиклер 50 НР-40. Дозирующая игла находится в новом равновесном положении [см. равенства (19)]. Подача топлива в двигатель достаточна для вращения винта с $\eta_{н.в} = 95 \pm 0,5\%$.

Если под воздействием внешних условий обороты несущего винта отклоняются от оборотов настройки РО-40, то клапан 44 увеличит или уменьшит слив через жиклер стравливания. Это вызовет изменение давления в полости А. Игла начнет перемещаться и изменит подачу топлива в двигатель, поддерживая обороты несущего винта постоянными.

Повышение режима работы двигателя достигается затяжением несущего винта и одновременным увеличением силы упругости пружины 4 всережимного регулятора (рис. 18 и рис. 17). Затяжка пружины заведомо больше, чем это требуется на заданном шаге винта. Поэтому золотник 3 всережимного регулятора несмотря на увеличение оборотов турбокомпрессора будет перекрывать окно I2. Увеличение нагрузки на несущем винте вызовет уменьшение слива через жиклер стравливания РО-40. Давление в полости А сервопоршня дозирующей иглы увеличится, и она переместится на увеличение подачи топлива в двигатель.

Обороты турбокомпрессора увеличатся, а обороты несущего винта будут оставаться постоянными при любых внешних условиях.

Однако при повышении режима работы давление дозированного топлива будет увеличиваться. Редуцированное давление $P_{ред}$ в полости А также будет расти. Следовательно, неравенство (21) будет выполняться при меньших оборотах. Поэтому обороты несущего винта при повышении режима работы двигателя не будут оставаться постоянными, а будут несколько уменьшаться.

На взлетном режиме шаг несущего винта увеличивается настолько, что равенство $N_{пот} = N_{рас}$ выполняется при $n_{н.в} = 93-1\%$. Эти обороты являются оптимальными для взлетного режима, но они ниже оборотов настройки Р0-40, поэтому Р0-40 из работы выключается. Подачей топлива на взлетном режиме в зависимости от t_H начинает управлять насос-регулятор НР-40 или исполнительный механизм ИМ-40 системы ограничения температуры T_3^* .

При $t_H = +30 \pm 40^\circ\text{C}$ турбокомпрессор развивает максимальные обороты $n_{т.к}^{max} = 100,5\%$. Дальнейшее увеличение оборотов может привести к разрушению двигателя под действием центробежных сил. Ограничителем максимальных оборотов является всережимный регулятор, который при перемещении рычага насоса НР-40 на угол $\alpha_{у.нр} = 80 \pm 105^\circ$ настраивается на ограничение $n_{т.к}^{max} = 100,5\%$. Его пружина сжимается настолько, что равенство $Q_4 = Q_{нр}$ начинает выполняться при оборотах $n_{т.к} = 100,5\%$. В этом случае всережимный регулятор работает также, как и на режимах от малого газа до 0,4 номинального. Регулировка максимальных оборотов турбокомпрессора производится изменением величины максимальной силы упругости пружины винтом 10 через рычаг 5.

При $t_H = -55 \pm 60^\circ\text{C}$ подачей топлива на взлетном режиме управляет ограничитель степени повышения давления π_K^* в компрессоре. Понижение t_H до $-55 \pm 60^\circ$ вызовет рост степени повышения давления (π_K^*) до 7,2, что приближает работу первых ступеней компрессора к режиму заклинивания, а последних ступеней - к режиму помпажа. При дальнейшем понижении температуры t_H может возникнуть помпаж, поэтому необходимо ограничить рост π_K^* . Это осуществляется ограничителем π_K^* , который начинает уменьшать подачу топлива в двигатель при достижении $\pi_K^* = 7,2$, поддерживая это значение π_K^* постоянным. Ограничитель π_K^* работает следующим образом. Воздух из-за X ступени компрессора проходит через фильтр, редуцируется жиклерами 2I и подается в левую полость мембраны 15. В правую полость мембраны подводится воздух из-за VI ступени компрессора.

Для случая $\pi_K^* < 7,2$, не учитывая реакции струи на плоский клапан 19, уравнение равновесия рычага (18) можно записать в виде

$$p_2' S + Q_{нр1} \leq p_{2I} S + Q_{нр2}, \quad (24)$$

где p_2' - редуцированное давление за компрессором;
 S - эффективная площадь мембраны;
 $Q_{np1}; Q_{np2}$ - сила упругости пружин I4 и I6;
 $p_{\bar{v}}$ - давление воздуха за VI ступенью компрессора.

При достижении $\pi_K^* = 7,2$ неравенство (2I) принимает вид

$$p_2' S + Q_{np1} > p_{\bar{v}} S + Q_{np2}.$$

Рычаг I8, поворачиваясь, открывает слив топлива из полости А поршня дозирующей иглы через плоский клапан I9. Давление в полости А уменьшится и дозирующая игла переместится на уменьшение подачи топлива в двигатель. Перемещение иглы происходит до тех пор, пока π_K^* не уменьшится до 7,2. Слив топлива через клапан I9 компенсируется притоком через жиклер 5С, и игла не перемещается. Отклонение π_K^* от значения $\pi_K^* = 7,2$ вызовет изменение слива топлива через клапан I9 и такое изменение подачи топлива в двигатель, что значение π_K^* будет поддерживаться постоянным.

В диапазоне t_H от -50°C до $+30^{\circ}\text{C}$ подачей топлива в двигатель управляет ограничитель максимального расхода топлива. Такой закон регулирования подачи топлива принят для того, чтобы мощность двигателя в широком диапазоне температур оставалась практически постоянной. Величина максимального расхода равна 440 ± 7 кг/ч и выбрана таким образом, чтобы при $t_H = +15^{\circ}\text{C}$ $N_{\text{вэл}} = 1500$ л.с.

Ограничитель состоит из винта 33, регулирующего сечение на выходе топлива из НР-40, и клапана 34 с мембранным усилителем, поддерживающего на выходном сечении постоянный перепад давлений. Величина перепада задается усилием пружины. При увеличении расхода топлива растут гидравлические потери на выходном сечении, следовательно, увеличивается перепад давлений на мембране. Если расход не превышает максимальный, то клапан 34 закрыт и все дозированное иглой топливо поступает к форсункам. Уравнение равновесия клапана имеет вид

$$\Delta p S \leq Q_{np},$$

где Δp - перепад давлений на клапане 34;
 S - эффективная площадь мембраны;
 Q_{np} - сила упругости пружины.

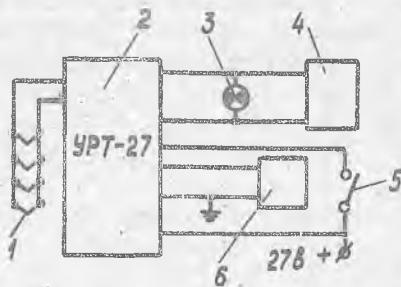
При увеличении расхода топлива перепад Δp увеличивается настолько, что, воздействуя на мембрану и преодолевая усилие пружины, открывает клапан 34. Часть дозированного иглой топлива через открытый клапан идет на слив. Излишек топлива, подводимого к ограничителю, регулируется изменением положения иглы упором 54. Величина максимального расхода топлива регулируется винтом 33.

При высоких температурах наружного воздуха $t_n \geq +40^\circ\text{C}$ температура T_3^* может превысить максимально допустимую. Подача топлива в этом случае регулируется исполнительным механизмом ИМ-40 системы ограничения T_3^* , который уменьшает подачу топлива в двигатель, поддерживая t_3^* постоянной и равной $865 \pm 5^\circ\text{C}$. Система ограничения температуры газа представлена на рис. 22.

Термо-ЭДС от термопар I поступает в агрегат УРТ-27, где сравнивается с опорным напряжением. Его величина определяет $T_{3,пох}^*$ и зависит от положения задатчика УРТ-27. Разность термо-ЭДС и опорного напряжения усиливается и подается на электромагнит МТК-4-2 исполнительного механизма ИМ-40.

Одновременно загорается сигнальная лампа 3. Включение электромагнита происходит с определенной скажностью. Чем выше температура T_3^* по сравнению с заданной, тем с большей скажностью работает электромагнит. Превышение T_3^* над $T_{3,зад}^*$ на 35°C вызывает изменение скажности от 0 до 100%.

При скажности 100% электромагнит включен в течение 1/50с. При забросе T_3^* на 100°C выше заданной на индикаторе отказа 6 загорается сигнал "Отказал УРТ-27". Проверка исправности агрегата УРТ-27 производится на работающем двигателе включением переключателя 5. Температура настройки автоматически снижается на 200°C , и система ограничения температуры срабатывает. Об исправности УРТ-27 судят по загоранию сигнальной лампы и падению температуры T_3^* по указателю ИТГ-1.



Р и с.22. Система ограничения температуры газа T_3^* :

1-термопары Т-80Т; 2-усилитель регулятора УРТ-27; 3-сигнальная лампа; 4-исполнительный механизм ИМ-40; 5-переключатель; 6-индикатор отказа УРТ-27

Работает механизм ИМ-40 следующим образом (рис. 18). При оборотах ротора турбокомпрессора $n_{TK} = 93 \pm 1\%$ золотник 27 клапана блокировки под действием $P_{сигн}$, подводимого от КА-40, поднимется вверх и сообщит канал подвода топлива от НР-40 с жиклером стравливания. Однако, если сигнал на электромагнит МТК-4-2 не подается, то клапан 30 перекрывает слив топлива через жиклер стравливания. При повышении температуры газа выше $865^{\circ} + 5^{\circ}C$ усилитель УРТ-27 по сигналу термопар подает электрические импульсы на электромагнит, который, открывая клапан 30, перепустит топливо из полости А сервопоршня дозирующей иглы на слив. Давление в полости А упадет, и игла уменьшит подачу топлива в двигатель. Температура T_3^* перестанет повышаться. Количество топлива, идущее на слив, а значит, и скорость уменьшения подачи топлива в двигатель, зависит от скважности сигнала и размера жиклера стравливания. Постановка жиклера большего диаметра приводит к большому снижению подачи топлива и оборотов турбокомпрессора. Для предотвращения слишком большого падения оборотов турбокомпрессора при срабатывании ИМ-40 в конструкции имеется золотник блокировки 27. При уменьшении оборотов $P_{сигн}$ также уменьшается, поэтому золотник под действием пружины опустится вниз и перекроет доступ топлива от НР-40 к жиклеру. Обороты турбокомпрессора перестанут уменьшаться. Регулирование оборотов включения блокировки осуществляется винтом 29.

§ 7. Работа насоса НР-40 при проверке приемистости

Приемистость двигателя - способность быстро изменять режим работы. Быстрое изменение режима работы может привести к росту температуры T_3^* и, как следствие, к помпажу компрессора. Для предупреждения забросов температуры T_3^* и неустойчивой работы компрессора в насосе НР-40 имеется дроссельный пакет 20, а лопатки направляющего аппарата и спрямляющих аппаратов 3-х ступеней компрессора делаются поворотными.

При перемещении рычага "Шаг-газ" за I-2с от упора "минимальные обороты" до упора "максимальные обороты" сила упругости пружины 4 всережимного регулятора увеличивается настолько, что золотник 3 (рис. 18) полностью перекроет слив топлива через окно I2,

Всерезимный регулятор из работы выключается. Скорость увеличения расхода топлива определяется пропускной способностью дросселя 20 и профилем дозирующей иглы. Закон изменения подачи топлива выбирается так, чтобы в процессе приемистости имелся достаточный запас устойчивости компрессора по помпажу и не превышалось предельное значение T_3^* .

При достижении двигателем оборотов, равных оборотам настройки регулятора PO-40 или оборотам одного из режимов ограничения, дозировка топлива осуществляется регулятором PO-40 или одним из ограничителей.

При остром снижении режима работы двигателя шаг винта уменьшается и винт раскручивается. В этом случае регулятор PO-40 открывает слив топлива из полости А сервопоршня дозирующей иглы. Подача топлива быстро уменьшается. Если давление топлива при этом упадет ниже $21 \pm 0,5$ кгс/см², то золотник клапана 13 минимального давления топлива разобьет полость А с жиклером стравливания PO-40. Дальнейшее уменьшение подачи топлива прекратится. Это предотвратит срыв пламени в камере сгорания при резком "сбросе газа".

§ 8. Работа насоса НР-40 при останове двигателя

Останов двигателя производится переводом рычага 47 стоп-крана в положение "Закртыо". При переводе стоп-крана в это положение топливная магистраль за дозирующей иглой сообщается каналом в стоп-кране с линией всасывания, а затем перекрывается. Давление дозированного топлива падает. Клапаны 31, 32, 51 под действием своих пружин герметично закрывают каналы подвода топлива в I и II контур из насоса НР-40. В процессе "выбега" двигателя плунжерный насос работает на себя, а дозирующая игла смещается до упора 54 максимальной подачи.

Несгоревшее топливо из камеры сгорания, корпуса турбины, I и II контуров через открывшиеся дренажные клапаны сливается в дренажный бачок вертолета.

§ 9. Синхронизатор мощности СО-40

Синхронизатор мощности предназначен для обеспечения синхронности режимов работы спаренных двигателей силовой установки вертолета.

Включение СО-40 в систему регулирования вызвано тем, что регуляторы РО-40 имеют различные характеристики, следовательно, обороты двигателей будут различаться. Так как двигатели работают на один редуктор, то обороты их должны отличаться незначительно.

Синхронизатор мощности СО-40 представляет собой золотниковый механизм 36, управляемый мембранным чувствительным элементом 37. Принцип работы агрегата основан на сравнении давлений p_2^I и p_2^{II} за компрессорами двух спаренных двигателей и в устранении разницы между ними. Это достигается путем подачи команды на увеличение режима работы двигателя, у которого p_2 меньше.

Золотник каждого из агрегатов СО-40 включен последовательно в топливную магистраль, соединяющую насос НР-40 с регулятором РО-40. В полость Б мембранного чувствительного элемента подводится давление p_2^I за компрессором двигателя, на котором установлен СО-40, а в полость В - давление p_2^{II} другого двигателя.

При равенстве $p_2^I = p_2^{II}$ равновесное положение золотника 36 описывается уравнением

$$p_2^I S_1 + Q_{np1} \geq p_2^{II} S_2 + Q_{np2} \kappa, \quad (25)$$

- где p_2^I - давление воздуха за компрессором, на котором стоит СО-40;
- p_2^{II} - давление воздуха за компрессором другого двигателя;
- S_1, S_2 - эффективные площади мембраны 37;
- Q_{np1}, Q_{np2} - силы упругости пружин;
- κ - соотношение плеч рычага.

При равновесном положении золотника топливо из полости А сервопоршня дозирующей иглы свободно поступает к регулятору РО-40, который и осуществляет дозировку топлива.

Если $p_2^{II} > p_2^I$, то золотник опускается и дросселирует подвод топлива к РО-40. Давление в полости А возрастает и дозирующая игла, перемещаясь вниз, будет увеличивать подачу топлива в двигатель I до тех пор пока не выполнится равенство $p_2^I = p_2^{II}$. В результате режимы работы двигателей будут примерно одинаковы.

Регулирование синхронности режимов работы двигателей осуществляется винтом 38.

Ш. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ
ПО ЗАПУСКУ
И ОПРОБОВАНИЮ ДВИГАТЕЛЕЙ
НА ВЕРТОЛЕТЕ Ми-8

§ I. Общие указания

1. Запуск и опробование двигателей производится только на вертолете, лопасти несущего винта которого оборудованы специальными тормозными щитками. Несущий винт с тормозными щитками при работе на минимальном шаге обеспечивает необходимую загрузку двигателей. При этом тяга, создаваемая винтом, недостаточна для отрыва вертолета от земли даже при работе двигателей на взлетном режиме.

2. Запуск двигателей на таком вертолете производится в обычном порядке без дополнительного регулирования и ограничений.

3. Запуск двигателей ТВ2-117 осуществляется системой СПЗ-15, работающей в режиме $U - 2U$. Запуск производится от двух источников постоянного тока с напряжением 24-30В и может быть осуществлен от двух блоков бортовых аккумуляторных батарей I2-SAM-28 (автономный запуск) с электроемкостью не менее 80 а.ч. каждый или от аэродромных источников питания типа АПА-2М, АПА-50М, АПА-35-2 и др. с располагаемой электрической мощностью не менее 15 кВт. Кроме этого, запуск двигателя можно производить от генератора работающего двигателя, с использованием блока бортовых аккумуляторных батарей.

4. Продолжительность запуска двигателей зависит от напряжения источников питания и должна быть:

при запуске от бортовых аккумуляторных батарей не более 40 с;
от аэродромных источников питания - не более 30 с.

5. При запуске "Заброс" температуры газов перед турбиной не должен превышать:

500⁰С - при частоте вращения ротора турбокомпрессора ниже 40%;
600⁰С - при частоте вращения ротора турбокомпрессора выше 40%.

6. После неудавшегося запуска двигателя производится холодная прокрутка (продувка).

7. Спробование двигателей и главного редуктора на вертолете, лопасти несущего винта которого снабжены специальными тормозными щитками, только раздельное. Режимы работы двигателя задаются рычагами раздельного управления (РРУ). Ручка "Шаг-газ" должна находиться на нижнем упоре, что соответствует минимальному установочному углу лопасти I^0 по указателю УШВ-I.

§ 2. Подготовка к запуску

Подготовка к запуску двигателей включает подготовку места стоянки и самого вертолета.

Для подготовки стоянки необходимо:

1. Проверить состояние швартовочных приспособлений (привязи), надежность крепления тросов к вертолету и якорям стоянки.

2. Убедиться в наличии и исправности наземных противопожарных средств.

3. Убрать посторонние предметы в радиусе 25 метров от вертолета. Особое внимание необходимо обращать на присутствие легких предметов (пыль, снег, бумага, ветошь и т.д.), которые могут подниматься работающим несущим винтом и засасываться в двигатели.

Попадание посторонних предметов не только может вызвать механические повреждения газозоудного тракта двигателей, но и привести к забросу температуры газов при запуске. Необходимо исключить попадание песка и пыли в двигатели. Для этой цели желательно полить стоянку водой.

Для подготовки вертолета к запуску необходимо:

1. Расчехлить вертолет.

2. Снять заглушки с входных туннелей двигателей, вентилятора и выхлопных устройств.

3. Произвести внешний осмотр вертолета, обратив особое внимание на отсутствие течи топлива, масла, жидкости в системах вертолета; убедиться в отсутствии механических повреждений несущего и хвостового винтов вертолета; правильность зарядки амортизаторов ласси и колес (по обжатию); обжатие амортизаторов должно быть следующим:

основное шасси - 180- 200 мм
переднее шасси - 100 - 120 мм.

Обжатие пневматиков:

основное шасси 50 - 70 мм
переднее шасси 20 - 40 мм.

4. В кабине вертолета обратить особое внимание на систему управления вертолетом, состояние контрольно-измерительных приборов двигателей, редукторов, несущего винта.

5. Растормозить несущий винт, переместить для этого ручку тормоза 17 (рис. 23) вниз до упора.

6. Затормозить колеса основного шасси, прижав рычаг управления тормозом 4 к ручке управления 5, и зафиксировать стопором. Убедиться при этом в наличии давления воздуха в тормозах по манометру, расположенному на левой боковой панели 7 электропульты. Давление должно быть 25-30 кгс/см².

7. Подсоединить к бортовым розеткам № 1 и № 2 вилки наземного источника электропитания.

8. Установить переключатель "Аэродромное питание-аккумулятор", расположенный на правой панели 14 электропульты, в положение "Аэродромное питание" и переключатель "Сеть на аккумулятор" в положение "выключено". Если запуск двигателей производится от блоков бортовых аккумуляторных батарей, то переключатель "Аэродромное питание - аккумулятор" ставится в положение "аккумулятор", а выключатель "Сеть на аккумулятор" в положение "Включено".

9. Включить на левой панели АЗС 11 электропульты следующие автоматы защиты сети (АЗС): "Запуск", "Зажигание", "Индикаторы двигателей и редуктор", "Ограничение температуры двигателей", "Насосы топливных баков", "Топливомер", "Проверка ламп, мигалка", "Генератор переменного тока", "Преобразователь 115В", "Гидросистема", "Указатель винта", "Триммеры", "Противопожарная система".

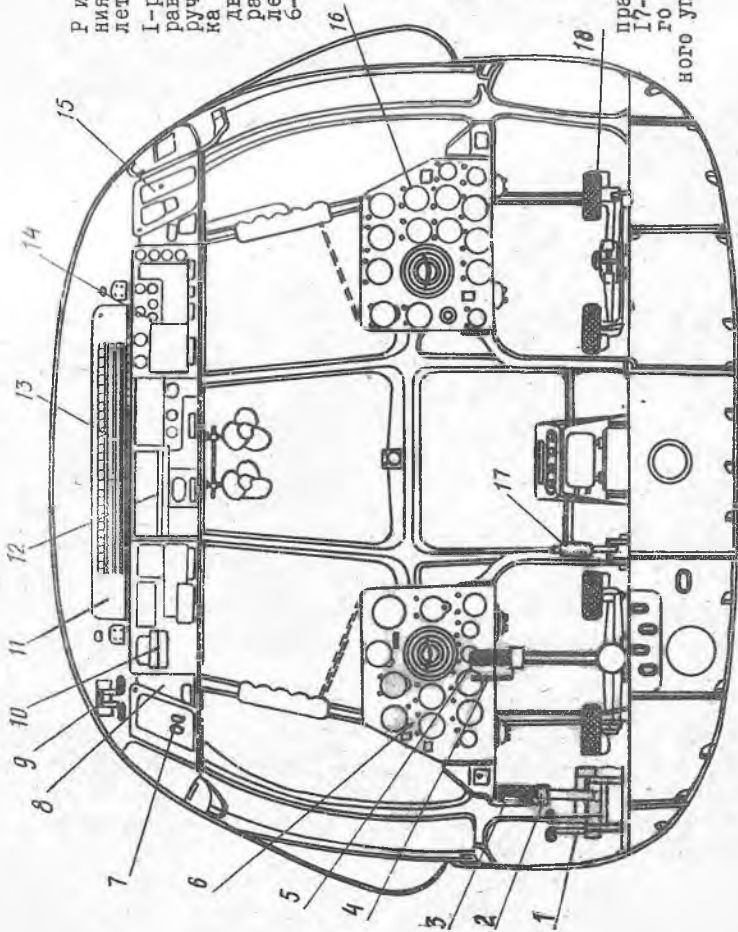
10. Замерить напряжение в электросети вертолета, установив для этого переключатель вольтметра поочередно в положение "Аккумуляторная шина" и "Розетки 1 и 2". Напряжение должно быть в пределах 24-30 В.

11. Проверить исправность системы сигнализации пожаротушения в следующей последовательности:

1) убедиться в том, что выключатель "Включение системы", расположенный на щитке "Противопожарная система" средней панели 12

Р и с. 23. Схема размещения оборудования кабины летчиков:

1-рычаги раздельного управления двигателями; 2-ручка "Шат-газ"; 3-рукоятка коррекции управления двигателями; 4-рычаг управления тормозами колес; 5-ручка управления; 6-левая приборная доска; 7-левая окованная панель электропульты; 8-левый щиток электропанелей; 9-рычаги стоп-бранов; 10-левая панель электропульты; 11-левая панель АВС электропульты; 12-средняя панель электропульты; 13-правая панель АВС электропульты; 14-правая панель электропульты; 15-правая окованная панель электропульты; 16-правая приборная доска; 17-ручка тормоза несущего винта; 18-педдали ногового управления



электропульты, находится в положении "Выключено";

2) установить переключатель "Отгнетушение-контроль датчиков" в положение "Контроль датчиков";

3) установить выключатель "Мигалка" на левой боковой панели ? электропульты в положение "Включено";

4) включить противопожарную систему при помощи выключателя "Включение системы", при этом должно мигать световое табло "Контроль датчиков";

5) установить последовательно переключатель "Контроль датчиков" в положения 1, 2, 3 (левый двигатель); 1, 2, 3 (правый двигатель); 1, 2, 3, 4 (редукторный отсек) и 1,2 (отсек обогревателя). Перемещение переключателя производить с выдержкой не менее одной секунды в каждом положении. При исправных цепях системы сигнализации должно мигать соответствующее табло четырех отсеков и гореть табло "Кран открыт", свидетельствующее об открытии распределительного крана проверяемого отсека.

Если табло "Кран открыт" мигает, то необходимо выключить и через 5 секунд включить АЗС "Автомат сработал" на левой панели АЗС. Если табло продолжает мигать, то это свидетельствует о неисправности распределительного крана или электрических цепей проверяемого отсека. При этом необходимо выявить неисправность цепи и крана, затем устранить ее.

Установить переключатель "Контроль датчиков" в крайнее левое (исходное) положение и убедиться, что табло "Кран открыт" не горит.

Установить переключатель "Отгнетушение-контроль датчиков" в положение "Отгнетушение", при этом световое табло "Контроль датчиков" прекратит свое мигание.

Выключить систему "Мигалка" выключателем на левой панели электропульты.

12. Установить ручку "Шаг-газ" 2 в крайнее нижнее положение (на упор), рукоятку коррекции 3 - в крайнее левое положение и рычаги раздельного управления I двигателями - в нейтральное положение (на защелку).

13. Убедиться в том, что рычаги стоп-кранов 9 находятся в крайнем заднем положении (на себя).

14. Установить переключатели "Основная", "Дублирующая" гидросистемы, находящиеся на средней панели I2 электропульты, в положение "Включено".

15. Открыть топливный пожарный кран первого двигателя, установив переключатель "Пожарный кран" в положение "Открыто". При этом световое табло "Пожарный кран закрыт" должно погаснуть.

16. Установить переключатель "Преобразователь И15В - генератор - И15В" на правой панели I4 электропульты в положение "Преобразователь И15В, а переключатель "Преобразователь - 36В" в положение "Основной".

17. Установить выключатели "Топливонасосы" на левой панели I0 электропульты в положение "Включено". При этом должны загореться световые табло "Расходный бак", "Левый бак" и "Правый бак", что будет свидетельствовать о работе этих насосов.

18. Установить переключатель топливомера на правой приборной доске I6 летчиков в положение "Расходный".

19. Установить переключатель "Левый-правый" на щитке запуска, расположенного на средней панели I2 электропульты, в положение, соответствующее первому запускаемому двигателю.

20. Убедиться, что переключатель "Прокрутка-запуск" находится в положении "Запуск".

21. Замерить температуру наружного воздуха по термометру, расположенному на каркасе фонаря кабины пилотов.

22. Определить по графику (рис.24) частоту вращения ротора турбокомпрессора на крейсерском номинальном и взлетном режимах, соответствующую замеренной t_H .

23. Установить секундомер бортовых часов в нулевое положение.

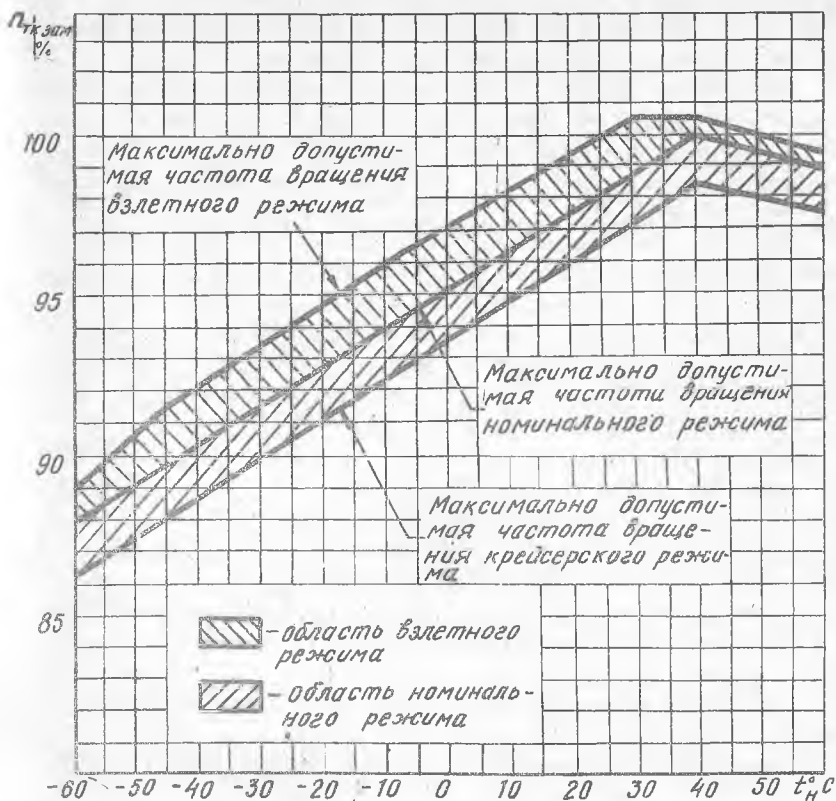
§ 3. Запуск двигателей

Запуск первого двигателя производится в следующей последовательности:

1. Подать команду "От винтов".

2. Получив ответ наблюдающего "есть от винтов", нажать на 2-3с на кнопку "Запуск", расположенную на щитке запуска и включить секундомер. При нажатии кнопки "Запуск" на щитке должно загореться световое табло "Автомат включен", что свидетельствует о включении в работу автоматики запуска.

3. Перевести рычаг стоп-крана первого двигателя в положение "Открыто" (вперед).



Р и с. 24. Зависимость частоты вращения ротора турбокомпрессора от температуры t_n ($H=0$, $v=0$)

Двигатель должен автоматически выйти на режим малого газа. Длительность выхода зависит от температуры наружного воздуха, напряжения источников электропитания и не должна превышать 40–50с. В процессе выхода двигателя на режим необходимо контролировать работу электрической пусковой системы СПЗ–15. При нормальной работе СПЗ–15 на 3 и 9 секундах должно наблюдаться скачкообразное падение напряжения бортовой сети с последующим плавным возрастанием

до прежней величины. Однако напряжение не должно падать ниже 16 В. На частоте вращения турбокомпрессора 57±63% должно погаснуть световое табло "Автомат включен", что будет свидетельствовать об отключении стартера ГС-18ТП от источников запуска.

Отключение стартера от источников электропитания может произойти по времени через 40 с с начала работы СПЗ-15. При этом частота вращения ротора турбокомпрессора может не достигнуть значения 57±63%. Световое табло "Автомат включен" погаснет через 60 с с начала работы СПЗ-15.

При нормальном запуске двигателя на 6-й секунде или частоте вращения ротора турбокомпрессора 19-20% наблюдается повышение температуры газа по термометру ИТГ-1 и давления топлива по указателю УИ5-3. Давление масла в двигателе и главном редукторе при частоте вращения 45% должно быть не менее 1 кгс/см².

Запуск двигателя необходимо прекратить в случаях, если: произойдет заброс температуры газов перед турбиной T_3^* выше 500°С при частоте вращения ротора турбокомпрессора менее 40%;

произойдет заброс температуры газов T_3^* выше 600°С при частоте вращения ротора турбокомпрессора более 40%;

прекратится нарастание частоты вращения ротора турбокомпрессора (зависание оборотов) в течение более 3 с;

будет отсутствовать давление масла в двигателе и главном редукторе при достижении частоты вращения ротора турбокомпрессора 45%;

напряжение в бортовой сети упадет ниже 16В на время более 1 с;

будет отсутствовать давление масла в гидросистеме;

будет подана команда наблюдающего о прекращении запуска.

Прекращение запуска осуществляется переводом рычага стоп-крана назад (на себя) с последующим нажатием кнопки "Прекращение запуска" на щитке запуска. При этом насос-регулятор НР-40 прекратит подачу топлива к форсункам и отключится стартер-генератор.

После неудавшегося запуска перед повторным запуском необходимо произвести холодную прокрутку (продувку) двигателя. Она выполняется при закрытом стоп-кране и положении переключателя "Запуск-прокрутка" в положении "Прокрутка" путем нажатия кнопки "Запуск" на 2-3 с.

4. При выходе двигателя на режим малого газа остановить секундомер и замерить время выхода на режим.

Запустить второй двигатель, для чего необходимо:
установить переключатель "Левый-правый" в положение, соответствующее второму запускаемому двигателю.

Дальнейшие операции по запуску выполняются аналогично запуску первого двигателя.

После выхода второго двигателя на режим малого газа необходимо проделать следующее:

1. Установить переключатель "Аккумулятор - аэродромное питание" в положение "Аккумулятор" - выключатель "Сеть на аккумулятор" поставить в положение "Включено".
2. Отсоединить аэродромные источники электропитания от вертолета.
3. Установить выключатели "Генераторы" на правой панели I4 электропульты в положение "Включено". Световые табло "Отказ левого генератора", "Отказ правого генератора" должны погаснуть.
4. Проверить напряжение, создаваемое генераторами, для чего переключатель вольтметра установить поочередно в положение "Левый" и "Правый". Напряжение должно быть не менее 28,5В, а разность напряжений не должна превышать 0,5В. Если разность превышает данное значение, то необходимо отрегулировать напряжение генераторов с помощью выносных сопротивлений ВС-25В, установленных на правой панели электропульты.

П р и м е ч а н и е. При необходимости можно запустить второй двигатель от генератора работающего двигателя и блока бортовых аккумуляторных батарей в следующей последовательности:

1. Установить переключатель "Аэродромное питание-аккумулятор" в положение "Аккумулятор", выключатель "Сеть на аккумулятор" поставить в положение "Включено".
 2. Установить первому двигателю частоту вращения ротора турбокомпрессора 80% перемещением вверх рычага раздельного управления двигателя.
 3. Включить генератор работающего двигателя при помощи выключателя "Левый" или "Правый" на правой панели электропульты. При этом световое табло "Отказ генератора" должно погаснуть.
 4. Проверить напряжение, создаваемое генератором, для чего переключатель вольтметра перевести в положение "Генераторы", соответствующее работающему генератору. Напряжение должно быть 24-30В.
 5. Нажать на кнопку "Запуск" на 2-3 с.
- Двигатель должен выйти на режим малого газа аналогично первому двигателю.

После выхода на режим малого газа второго двигателя первому двигателю установить режим малого газа.

§ 4. Прогрев силовой установки.

Проверка гидросистемы и управления вертолетом

Прогрев силовой установки производится на режиме малого газа до тех пор, пока температура масла в маслосистемах двигателя будет не менее +30⁰С, главного редуктора - не ниже 15⁰С, промежуточного и хвостового редукторов - не ниже 10⁰С.

Во время прогрева силовой установки выполняется проверка работы гидросистемы и управления вертолетом.

Проверка работы гидросистемы производится в следующей последовательности:

1. Убедиться, что горит световое табло "Основная гидросистема" на средней панели электропультга.

2. Проверить давление жидкости по манометру основной гидросистемы, при перемещениях органов управления значения давления должны находиться в пределах $42-67 \text{ кгс/см}^2$.

3. Установить переключатель "Основная гидросистема" в положение "Выключено", при этом световое табло "Основная гидросистема" должно погаснуть, появиться давление в дублирующей системе и загореться табло "Дублирующая система". При перемещениях органов управления давление по манометру дублирующей гидросистемы должно находиться в пределах $42-67 \text{ кгс/см}^2$. При этом в основной гидросистеме давление жидкости не должно изменяться.

4. Включить основную гидросистему и убедиться в падении давления в дублирующей гидросистеме до нуля.

П р и м е ч а н и е. Если давление в основной и дублирующей гидросистемах будет часто колебаться в интервалах $42-67 \text{ кгс/см}^2$, то необходимо выключить двигатель и установить причину неисправности.

Проверка управления вертолетом выполняется следующим образом:

1. Отклонить ручку управления 5 влево и вправо, вперед и назад.

2. Отклонить педали 18 ножного управления от нейтрального положения. Отклонение органов управления должно быть без заеданий и усилия по мере отклонения их от нейтрального положения должны возрастать. При снятии усилий с органов последние должны возрастать. При снятии усилий с органов последние должны возвращаться самостоятельно в первоначальное положение.

П р е д у п р е ж д е н и е

Во избежание разворотов вертолета и появления колебаний типа "Земной резонанс" не допускать отклонений органов управления более чем 50 мм от нейтрального положения и при этом движения должны быть плавными и медленными (за время 5 с), без рывков.

После прогрева силовой установки замерить по приборам параметры работы двигателей и главного редуктора на режиме малого газа. Параметры должны соответствовать данным табл. 1 и 2.

§ 5. Опробование двигателей

Опробование двигателей производится согласно графику (рис. 25) и заключается в замере показаний приборов, контролирую-

щих работу двигателей и редукторов на крейсерском, номинальном и взлетном режимах и сравнении их с данными, приведенными в табл. 1 и 2.



Р и с. 25. График прогрева и опробования двигателя на вертолете

Порядок опробования каждого двигателя производится в следующей последовательности:

1. Перевести рычаг отдельного управления второго неопробуемого двигателя вниз до упора, предварительно сняв его с защелки. Такое положение рычага будет соответствовать режиму малого газа.

2. Повернуть рукоятку коррекции управления двигателями вправо до отказа, при этом будут увеличиваться частоты вращения ротора турбокомпрессора первого двигателя и несущего винта.

3. Установить первому опробуемому двигателю крейсерский режим, для чего необходимо:

перевести рычаг отдельного управления первого двигателя вверх до начала поворота рукоятки коррекции влево;

перевести рычаг отдельного управления второго двигателя вверх до получения частоты вращения турбокомпрессора на крейсерском режиме;

замерить параметры, контролирующие работу двигателя, несущего винта и редуктора и сравнить с данными табл. I и 2.

4. Установить первому двигателю номинальный режим, для чего необходимо:

перевести рычаг отдельного управления второго двигателя вниз до получения частоты вращения турбокомпрессора на номинальном режиме.

Замерить параметры и сравнить с данными табл. I и 2.

5. Установить первому двигателю взлетный режим, для чего необходимо:

перевести рычаг отдельного управления второго двигателя вниз до получения частоты вращения турбокомпрессора на взлетном режиме;

замерить параметры и сравнить с данными табл. I и 2.

6. Установить первому двигателю режим малого газа, для чего переместить рычаг отдельного управления вниз до упора, рукоятку коррекции повернуть влево до упора, установить рычаг отдельного управления второго двигателя в нейтральное положение (на защелку).

7. Произвести опробование второго двигателя. Опробование выполняется аналогично опробованию первого двигателя.

Т а б л и ц а I

Параметры работы двигателя

П а р а м е т р ы		Р е ж и м			
		Малый газ	Крейсерский	Номинальный	Взлетный
Частота вращения, %	Ротор турбокомпрессора	64 ± 2 -1	Согласно графику (рис.24)		
	Несущего винта	45 ± 10	95 ± 2	93-1	
Температура газов перед турбиной компрессора, °С не более		600	810	860	875
Температура масла на выходе, °С	Минимальная для запуска без подогрева	-40			
	Минимальная для выхода на режим выше малого газа			30	
	Минимальная для работы на режимах			70	

Продолжение табл. I

П а р а м е т р ы		Р е ж и м			
		Малый газ	Крейсерский	Номинальный	Взлетный
	Рекомендуемая		90 - 100		
	Максимальная		125		
Давление, кгс/см ²	Топлива	16-35	не более 60		
	Масла	2	3 - 4		
Время непрерывной работы, мин		20		60	6

Т а б л и ц а 2

П а р а м е т р ы		Р е ж и м			
		Малый газ	Крейсерский	Номинальный	Взлетный
Частота вращения несущего винта %		45+10		95+2	93-1
Температура масла на входе, °C	Минимальная для запуска без подогрева	- 40			
	Минимально допустимая при выходе на режим выше малого газа			- 15	
	Минимально допустимая при длительной работе			30	
	Рекомендуемая			50 - 80	
	Максимальная			90	
Давление масла, кгс/см ²		0,5		3,5 + 0,5	

§ 6. Останов двигателей

Перед остановом двигателей необходимо произвести их охлаждение, проработав для этого на режиме малого газа в течение 2-3 минут. Останов двигателей производится поочередно в следующей последовательности:

1. Отключить генератор первого и второго двигателя выключателями "Генераторы". При этом должны загореться световые табло "Отказ генераторов".

2. Установить секундомер в нулевое положение.

3. Перевести рычаг стоп-крана первого двигателя назад (на себя) и включить секундомер.

4. Определить время выбега ротора турбокомпрессора. Время выбега должно быть не менее 40 секунд. Время выбега считается от момента закрытия стоп-крана до полной остановки ротора турбокомпрессора (контролируется по указателю ИТЭ-2).

5. Закрыть топливный пожарный кран, установив переключатель в положение "Закрыто", при этом должно загореться световое табло "Пожарный кран закрыт".

Произвести останов второго двигателя в той же последовательности, что и первого двигателя.

6. Выключить топливные подкачивающие и перекачивающие насосы выключателями "Топливные насосы", при этом световые табло "Топливонасосы" должны погаснуть.

7. Выключить основную и дублирующую гидросистему выключателями "Гидросистема".

8. Выключить систему пожаротушения выключателем на щитке пожаротушения.

9. Выключить все автоматы сети (АЗС) на панелях АЗС электропульты.

10. Выключить бортовое электропитание, установив выключатель "Сеть на аккумулятор" в положение "Выключено".

11. Растормозить колеса основного шасси, сняв со столпора рычаг тормоза на ручке управления.

12. Затормозить несущий винт, переместив для этого ручку тормоза вверх.

§ 7. Техника безопасности при запуске и опробовании двигателей

При выполнении запуска и опробования силовой установки вертолета необходимо руководствоваться следующими указаниями техники безопасности:

запуск и опробование производится после тщательного изучения данного учебного пособия, непосредственного знакомства в ка-

бине вертолета с органами управления, приборами контроля работы силовой установки и т.д.;

запуск и опробование выполняется на вертолете, пришвартованном к стоянке (на привязи), и на лопастях несущего винта должны быть установлены специальные тормозные щитки;

запуск и опробование производится при наличии исправных наземных средств пожаротушения ;

запуск и опробование выполняется при наличии наблюдавшего с красным и белым флажками, находящегося на расстоянии 20-25 м впереди вертолета;

перед запуском площадка, на которой установлен вертолет, в радиусе 25 метров от вертолета должна быть очищена от пыли и грязи и смочена водой;

запуск двигателя разрешается производить при скорости ветра любого направления не более 8 м/с;

разрешается производить запуск при ветре 20 м/с, если он обдувает вертолет спереди и слева;

при скорости ветра свыше 20 м/с запускать двигатели запрещается;

запускать двигатели с неисправными приборами, контролирующими работу двигателей и редуктора, запрещается; повторные запуски можно производить только после выявления и устранения неисправностей силовой установки вертолета.

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. Акимов В.М., Бакюлев В.И. Теория ВРД. М., "Машиностроение", 1976.
2. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М., "Машиностроение", 1968.
3. Алавадин Г.Н., Гушин В.Г. Авиационный турбовинтовой двигатель ТВ2-117А и редуктор ВР-8. М., "Машиностроение", 1968.
4. Ахмадеев Г.К. Вертолет Ми-8. Книга I. Инструкция по тех.эксплуатации. М., "Машиностроение", 1972.
5. Дмитриев И.С., Есаулов Ф.Ю. Системы управления одновинтовых вертолетов. М., "Машиностроение", 1969.
6. Кулагин В.В., Совместная работа узлов и характеристика ГТД. Учебное пособие. Куйбышев, РуАИ, 1975.
7. Романов А.И., Дическул Д.А., и др. Авиационный турбовинтовой двигатель ТВ2-117А и редуктор ВР-8. М., "Машиностроение", 1967.

8. Черкасов Б.А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. М., "Машиностроение", 1974.
9. Япуневич М.С. Практическая аэродинамика вертолета Ми-8. М., "Машиностроение", 1973.

О Г Л А В Л Е Н И Е

В в е д е н и е	3
-----------------------	---

I. СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

§ 1. Краткая характеристика запуска двигателя ТВ2-117	4
§ 2. Электрическая пусковая система.....	8
§ 3. Электрическая система зажигания.....	19
§ 4. Система подачи пускового топлива.....	21
§ 5. Регулирование подачи топлива в процессе запуска двигателя.....	23
§ 6. Гидравлическая система двигателя.....	27

II. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

И УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ И НЕСУЩИМ ВИНТОМ

§ 1. Общие сведения.....	34
§ 2. Принцип управления двигателями и несущим винтом.	34
§ 3. Насос-регулятор НР-40.....	40
§ 4. Работа насоса-регулятора НР-40 в процессе запуска двигателя.....	42
§ 5. Работа насоса-регулятора на малом газе.....	47
§ 6. Работа насоса-регулятора на крейсерском, номинальном и взлетном режимах.....	48
§ 7. Работа насоса НР-40 при проверке приемистости...	54
§ 8. Работа насоса НР-40 при останове двигателя . . .	55
§ 9. Синхронизатор мощности СО-40.....	55

III. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ЗАПУСКУ И ОПРОБОВАНИЮ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЕРТОЛЕТЕ МИ-8	
§ 1. Общие указания.....	57
§ 2. Подготовка к запуску.....	58
§ 3. Запуск двигателей.....	62
§ 4. Прогрев силовой установки. Проверка гидросистемы и управления вертолетом.....	65
§ 5. Опробование двигателей.....	66
§ 6. Останов двигателей.....	69
§ 7. Техника безопасности при запуске и опробовании двигателей.....	70
Л и т е р а т у р а	71

Михаил Егорович Князев
Николай Николаевич Игонин
Герман Арсеньевич Новиков

ЗАПУСК И ОПРОБОВАНИЕ
ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
НА ВЕРТОЛЁТЕ Ми-8

Учебное пособие

Редактор Н.А.К а с а т к и н а
Техн.редактор Н.М.К а л е н к о
Корректор С.С.Р у б а н

Подписано в печать 29.08.78. ЕО 00262
Формат 60x84 1/16. Бумага оберточная белая.
Офсетная печать. Усл. п.л. 4,42. Уч.изд.л. 4,3.
Тираж 500 экз. Заказ № 6597 . Цена 15 коп.

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

Областная типография им. В.П.Мяги, Куйбышев, Венцека, 60.