

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ
И РЕГУЛИРОВАНИЕ СИСТЕМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ
И УГЛОВ УСТАНОВКИ ЛОПАТОК
НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА КОМПРЕССОРА
ВЕРТОЛЕТА МИ-8

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)» в качестве электронного учебного пособия для студентов, обучающихся по программе высшего образования по направлению подготовки бакалавров 162300 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей

САМАРА
Издательство СГАУ
2014

УДК 6(075)
ББК 39.55я7
П 32

Авторы: *Д. Ю. Киселев, Ю. В. Киселев, В. И. Акифьев,*
А. А. Гульбис, С. Н. Тиц

Рецензенты: канд. техн. наук, доц. А. В. Суслин;
зам. директора Самарского филиала ООО «Авиапредприятие
«Газпром авиа» Д. А. Шачнев;
инженер-исследователь, канд. техн. наук Ю. Н. Мальцев

П 32 Проверка работоспособности и регулирование систем силовой установки и углов установки лопаток направляющего аппарата компрессора вертолета Ми-8 [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / *Д. Ю. Киселев, Ю. В. Киселев, В. И. Акифьев* [и др.]. – Электрон. текстовые и граф. данные (1,44 Мб). – Самара: Изд-во СГАУ, 2014. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

ISBN 978-5-7883-0860-9

Изложены принципы регулирования систем силовой установки, методика проверки углов установки лопаток направляющего аппарата компрессора вертолета Ми-8. Дано краткое описание и принципы работы системы запуска, системы малого газа, системы защиты турбины винта.

Предназначено для бакалавров, обучающихся по направлению 162300.62 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» при изучении дисциплины «Конструкция и техническое обслуживание вертолетов с ГТД» в 3 и 4 семестрах. Пособие может быть полезно также студентам других направлений и специальностей, изучающих конкретную авиационную технику.

УДК 6(075)
ББК 39.55я7

ISBN 978-5-7883-0860-9

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2014

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	4
1 Проверка работоспособности и регулирование систем силовой установки вертолета Ми-8.....	5
1.1 Система запуска двигателя	5
1.1.1 Краткая характеристика системы запуска двигателя.....	5
1.1.2 Электрическая пусковая система.....	8
1.1.3 Насос-регулятор НР-40ВА	17
1.1.4 Работа насоса-регулятора НР-40ВА в процессе запуска двигателя.....	20
1.2 Проверка работоспособности и регулирование системы запуска	24
1.2.1 Факторы, вызывающие необходимость проверки и регулировки системы запуска	24
1.2.2 Проверка и регулирование момента открытия запорного клапана.....	27
1.2.3 Проверка и регулирование температуры газов перед турбиной при запуске	28
1.2.4 Проверка и регулирование момента закрытия клапанов перепуска воздуха	30
1.2.5 Проверка и регулирование момента включения регулятора тока РУТ-600Д и отключения подачи пускового топлива.....	31
1.2.6 Проверка и регулирование момента отключения электростартера	33
1.3 Система малого газа	33
1.3.1 Работа НР-40 на режиме малого газа	33
1.3.2 Проверка и регулирование частоты вращения компрессора на малом газе	35
1.4 Система защиты турбины винта.....	37
1.4.1 Работа системы СЗТВ	37
1.4.2 Проверка работоспособности системы защиты турбины винта от раскрутки	38
2 Регулирование углов установки лопаток направляющего аппарата компрессора вертолета Ми-8.....	41
2.1 Гидравлическая система.....	42
2.2 Статическая обработка результатов измерения углов установки лопаток НА...	47
2.3 Измерение углов установки лопаток НА	50
2.4 Обработка результатов измерений	51
2.5 Регулировка углов установки лопаток НА	53
Список использованных источников	55

ВВЕДЕНИЕ

В процессе эксплуатации под действием рабочих и физико-химических процессов, в результате старения материалов, износа деталей в агрегатах и системах силовой установки возникают неисправности и отказы, которые вызывают потерю работоспособности агрегатов, т.е. изменяют их техническое состояние. Определение технического состояния осуществляется с помощью характеризующих его параметров. Поэтому при техническом обслуживании периодически проверяется работоспособность агрегатов и измеряются необходимые параметры. Если имеются отклонения от нормативных значений, то производится регулировка или замена агрегатов.

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

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

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

1 ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ И РЕГУЛИРОВАНИЕ СИСТЕМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТА МИ-8

1.1 Система запуска двигателя

1.1.1 Краткая характеристика системы запуска двигателя

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

Процесс вывода двигателя ТВ2-117А на режим малого газа имеет ряд особенностей. Устойчивое протекание рабочих процессов обеспечивается при значительной частоте вращения ротора турбокомпрессора, равной 12600 об/мин (60% по указателю тахометра ИТЭ-2). До этой частоты вращения при наземном запуске необходимо раскручивать ротор внешним пусковым устройством (стартером). При достижении этой частоты вращения турбина компрессора будет развивать необходимую избыточную мощность для дальнейшей самостоятельной раскрутки ротора с заданным ускорением. Эта особенность обусловлена характеристикой совместной работы турбины и компрессора на нерасчетных режимах.

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

$$M_j = J_0 \frac{d\omega}{d\tau}; \quad M_j = 2\pi \cdot J_0 \frac{dn}{d\tau},$$

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

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

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

ственного влияния на процесс запуска, аналогичный процессу запуску турбореактивного двигателя, но потребную мощность стартера необходимо увеличить, чтобы компенсировать уменьшение располагаемой мощности турбины турбокомпрессора, обусловленное распределением теплоперепада, срабатываемого на турбинах двигателя.

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

$$M_{пу} + M_T - M_k = M_j = 2\pi \cdot J_o \frac{dn}{d\tau}. \quad (2)$$

В зависимости от значений величин, входящих в уравнение (2), запуск двигателя условно разделяют на три этапа (рис. 1.1). В течение первого этапа раскрутка ротора происходит за счет крутящего момента стартера до частоты вращения вала турбокомпрессора $n_1=3800 \pm 200$ об/мин (17...19%), при которой производительность компрессора достаточна для надежного воспламенения и горения топлива в камере сгорания и вступления в раскрутку турбины.

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

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

Длительность запуска складывается из продолжительности этапов τ_1, τ_2, τ_3 , т.е. $\tau_{зап} = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3$, и для исправного двигателя при нормальных атмосферных условиях (температура $t_h = +15^\circ\text{C}$, давление воздуха $p_h = 760$ мм рт.ст.) составляет в среднем

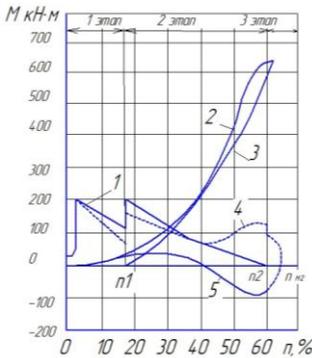


Рис. 1.1 – Изменение крутящих моментов на валу ротора в процессе запуска двигателя ТВ2-117А: 1 – момент пускового устройства; 2 – момент турбины компрессора; 3 – момент компрессора; 4 – момент, идущий на ускорение ротора; 5 – момент сопротивления вращения.

30 с. При этом $\tau_1 = 6$ с, $\tau_2 = 21$ с, $\tau_3 = 3$ с. Наиболее ответственным является второй этап. Для него характерны высокое значение температуры и температурных градиентов элементов горячего тракта двигателя и узкий диапазон устойчивой работы компрессора.

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

Автоматическое управление процессами запуска двигателя ТВ2-117А обеспечивает работу систем (рис. 1.2), обслуживающих запуск, и программирует их работу по времени и частоте вращения ротора и параметрам атмосферы P_h и t_h .

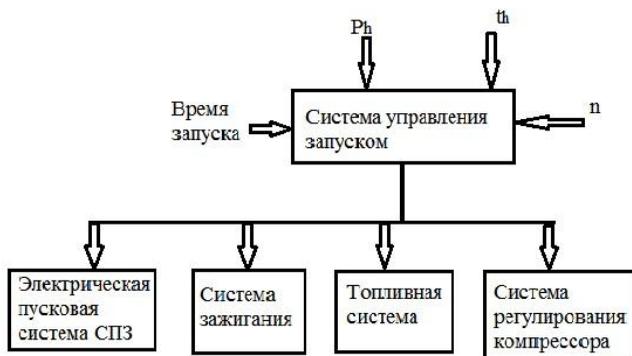


Рис. 1.2 – Системы, обеспечивающие запуск двигателя

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

Управление по частоте вращения ротора осуществляется от центробежного преобразователя гидравлической системы двигателя ТВ2-117. Дискретные и непрерывные команды по частоте воздействуют на электрическую систему запуска, форсируя электрическую мощность стартера по частоте вращения ротора двигателя на втором этапе запуска, регулируют противоположную характеристику компрессора, выключают системы зажигания и пускового топлива и выполняют ряд блокировочных функций. Подача и регулирование расхода топлива при запуске осуществляются автоматом запуска, который управляет расходом топлива по частоте вращения ротора двигателя с учетом давления P_n и температуры t_n наружного воздуха.

1.1.2 Электрическая пусковая система

Для раскрутки ротора двигателя ТВ2-117А электростартером на первом и втором этапах запуска применяется электрическая пусковая система, получившая название СПЗ-15 (система питания и запуска). Эта система входит в общую систему управления и регулирования процессами запуска и обеспечивает получение необходимой механической характеристики стартера. Кроме запуска, СПЗ-15 выполняет ложный запуск, холодную прокрутку и прекращение запуска. В качестве стартера в СПЗ-15 используется генератор ГС-18, который в процессе запуска работает в режиме электродвигателя (электростартера), а после выхода двигателя на режим малого газа выполняет функции генератора.

Применение в процессе запуска генератора в качестве пускового раскручивающего устройства накладывает на работу СПЗ-15 ряд особенностей, которые обусловлены характером протекания пусковых характери-

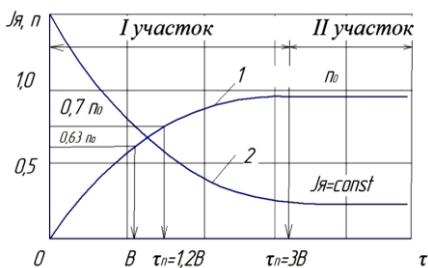


Рис. 1.3 – Скоростная (1) и токовая (2) характеристики пуска двигателя параллельного возбуждения при постоянном напряжении питания

стик системы стартер-нагрузка, жёсткой скоростной характеристикой стартера (частота вращения незначительно зависит от величины нагрузки на валу) и требованием эффективного использования энергии источников постоянного тока.

Рассмотрим основные пусковые характеристики шунтового генератора (рис. 1.3), работающего в режиме электродвигателя (стартера).

На характеристиках можно выделить два участка: участок *I* неустановившегося переходного процесса и участок *II* установившихся параметров частоты вращения *n* и величины потребляемого стартером тока *I_я*. Процесс изменения частоты вращения ротора генератора (стартера) во времени подчиняется экспоненциальному закону:

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

где *n₀* – установившаяся частота вращения;

B – электромеханическая постоянная времени;

τ – время работы двигателя.

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

Если принять *τ = B*, то согласно уравнению (4) получим *n = 0,632n₀*. Следовательно, *B* – это время, в течение которого система стартер-ротор, разгоняясь от *n = 0*, достигнет скорости вращения *0,632n₀*.

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

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

где *R_я* – сопротивление обмотки якоря; *J₀* – момент инерции вращающихся элементов двигателя; *i* – передаточное отношение редуктора между стартером и ротором двигателя; *C_e* – постоянный коэффициент, зависящий от конструктивных данных электростартера; *Φ* – магнитный поток обмотки возбуждения.

Длительность переходного процесса практически заканчивается за *τ = 3 B*.

Значение установившейся скорости вращения ротора электродвигателя при *C_e · Φ = const* (режим насыщения имеет место при *U > 20 В*)

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

определяется величиной напряжения *U* на его клеммах, так как в установившемся режиме *I_я · R_я << U*.

Токовая характеристика пуска системы стартер-ротор двигателя (рис. 1.3, кривая 2), как и скоростная, подчиняется экспоненциальному закону. Если пуск системы производится из состояния покоя, то величина пускового тока составит 0,7–0,8 тока короткого замыкания. Величина установившегося тока пропорциональна моменту сопротивления вращения *M_c* и определяется уравнением:

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

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

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

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

В системе запуска СПЗ-15 для получения частоты вращения ротора турбокомпрессора 60% необходимо подавать на клеммы стартера-генератора ГС-16 напряжение порядка 60...70 В.

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

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

В системе СПЗ-15 используются все три способа, причем переход с одной характеристики на другую по времени осуществляется либо скачкообразно, либо плавно. На рис. 1.4 показана пусковая характеристика ГС-18: кривая 1 – при включенном R_d ; кривая 2 – при $U = 24...30$ В; кривая 3 – при $U = 48...60$ В.

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

Так как $R_d \gg R_{я}$, то значительно возрастает электро-механическая постоянная и длительность переходного процесса. Поэтому в системе СПЗ-15 длительность τ_1 выбрана не из условия $n = 0,7 n_0$, а из условия необходимого времени для выбора эксплуатационных зазоров в редукторе привода ГС-18МО и получения некоторой величины начальной скорости вращения для следующего переходного процесса другой скоростной характеристики. Для данного периода $\tau = 3$ с (точка А, рис. 1.4).

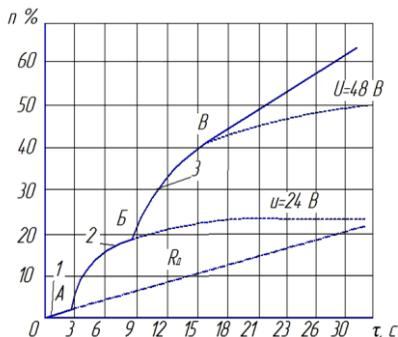


Рис. 1.4 – Пусковая характеристика стартера ГС-18: А – выключение R_d ; Б – увеличение напряжения с U до $2U$; В – включение регулятора тока РУТ-600

Шунтирование R_d скачкообразно переводит систему ГС-18 – ротор двигателя на другую характеристику при наличии начальной скорости вращения. В момент выключения R_d резко возрастает ток, потребляемый стартером ($I_{я} = 1200$ А), и крутящий момент стартера достигает значения $M_{ст} = 200$ Н·м. Длительность процесса разгона определяется условием $n = 0,7 n_0$ и составляет $\tau = 6$ с (точка Б, рис. 1.4).

Переход на следующую характеристику осуществляется скачкообразным изменением напряжения источника питания с $U = 24...30$ В до $U = 48...60$ В. В момент повышения напряжения вновь происходит увеличение потребляемого тока до 1150 А и крутящего момента стартера.

Длительность данного переходного процесса определяется условием $n = 0,7 n_0$.

Получение переходных процессов скоростных характеристик стартера путем уменьшения магнитного потока обмотки возбуждения в системе СПЗ-15 осуществляется плавно при помощи включения в цепь обмотки возбуждения угольного сопротивления регулятора тока РУТ-600Д (точка В, рис. 1.4) при электрической мощности стартера ГС-18 равной 20 кВА.

Угольный регулятор РУТ-600Д (рис. 1.5) представляет собой угольный столб, расположенный вдоль оси электромагнита. На сердечнике электромагнита размещаются токовая управляющая W_1 , управляющая W_y и стабилизирующая $W_{ст}$ обмотки.

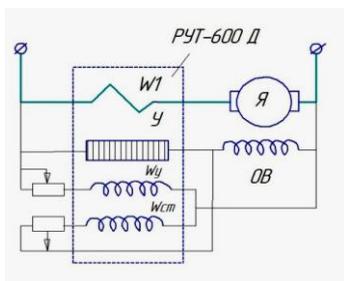


Рис. 1.5 – Схема включения угольного регулятора тока в электрическую цепь стартера ГС-18

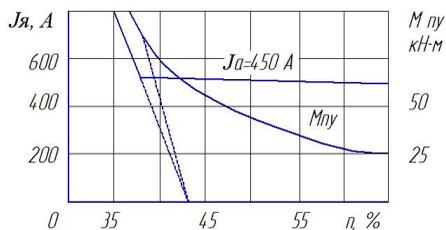


Рис. 1.6 – Токовая $J = f(n)$ и моментная $M_{пy} = f(n)$ характеристика стартер-генератора ГС-18 с регулятором тока РУТ-600 при $U=48$ В

Токовая обмотка включена в цепь якоря и регулирует ток стартера. Управляющая обмотка служит для коррекции тока якоря по напряжению источника питания, а стабилизирующая – для стабилизации процессов регулирования тока в переходных режимах. Угольный столб, набранный из тонких (1 мм) угольных шайб, сжат с одной стороны электромагнитной силой F_3 от обмоток W_1 , W_y , $W_{ст}$, а с другой стороны – механической силой $F_M = F_{пр} + F_{уг}$, где $F_{пр}$ – сила воздействия пружины, $F_{уг}$ – сила реакции угольного столба. В статическом режиме $F_3 = F_M$. По мере роста частоты вращения системы стартер–ротор двигателя происходит увеличение противоЭДС стартера $E_o = C_e \cdot \Phi \cdot n$, которое, согласно уравнению $I_я = (U - C_e \cdot \Phi \cdot n) / R_я$, приводит к уменьшению тока якоря и силы сжатия угольного сопротивления. При уменьшении $I_я$ ниже величины настройки регулятора РУТ-600Д, последний начнет увеличивать электрическое сопротивление угольного столба. Произойдет уменьшение величины Φ до такого значения, при котором сохраняется постоянной величина противоЭДС стартера. Следовательно, при $U = \text{const}$ РУТ-600Д будет поддерживать постоянными ток якоря и электрическую мощность стартера.

В системе СПЗ-15 при $U = 48$ В ток настройки РУД-600Д равен 450...500 А. При работе регулятора тока крутящий момент стартера уменьшается обратно пропорционально угловой скорости вращения ротора стартера (рис. 1.6).

Необходимо отметить, что получение характеристик электростартера регулированием 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, на втором этапе запуска, когда момент сопротивления с ростом частоты вращения уменьшается (см. рис. 1.1, стр. 6), равна 2...3.

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

Таким образом, регулирование скоростной характеристики стартера ГС-18 посредством РУТ-600Д позволяет получить положительный крутящий момент стартера на оборотах сопровождения запуска при достаточно высоком КПД стартера (0,80...0,85). В противном случае, как это показано на рис. 1.6 пунктирными линиями, ток якоря и крутящий момент стартера упадут до нуля, и стартер на частоте вращения 42...43% перейдет в генераторный режим работы.

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

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

Обязательными устройствами в системе СПЗ являются угольный регулятор тока и пусковое добавочное сопротивление. Упрощенная схема СПЗ-15 вертолета Ми-8 приведена на рис. 1.7.

К агрегатам системы СПЗ-15, участвующим в процессе запуска двигателей, относятся:

- генератор постоянного тока ГС-18;
- пусковая панель ПСГ-15;
- шесть аккумуляторных батарей A_{K1} , A_{K2} (12САМ-28);
- аэродромные розетки AP_1 и AP_2 (ШРАП-500).

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

Программный механизм ПМЖ2 предназначен для выдачи временных команд управления процессом запуска. Он состоит из малогабаритного двигателя постоянного тока Д-2Р с электроцентробежным регулятором скорости вращения, понижающего планетарного редуктора, вала с программными шайбами и микровыключателей, обеспечивающих подачу электрических сигналов в соответствии с программой запуска. Точность

выдачи временных сигналов зависит от стабильности скорости вращения электродвигателя и составляет $\pm 4-5\%$ при напряжении не ниже 16 В.

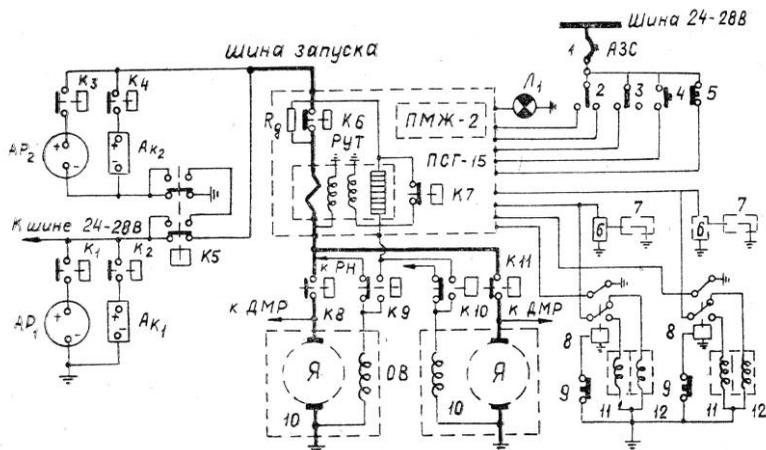


Рис. 1.7 – Электрическая схема питания и запуска вертолета Ми-8:

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

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

Запуск двигателя ТВ2-117А может осуществляться от двух групп аккумуляторных батарей АК₁ и АК₂, от аэродромного источника питания типа АПА-2М, АПА-35, АПА-50М через бортовые розетки АР₁ и АР₂ или от генератора ГС18МО, работающего двигателя и бортовых аккумуляторных батарей.

С пульта управления, расположенного на приборной доске вертолета Ми-8, подключение источников питания к панели ПСГ-15 осуществляет-

ся путем подачи напряжения питания, на силовые контакторы $K_1 - K_4$ в зависимости от выбора источника питания запуска. Для запуска желательно использовать наземный источник с напряжением 30...60 В.

Включение СПЗ-15 в работу осуществляется путем нажатия кнопки 4 «Запуск», При этом питание с шины 24...30 В через автомат защиты поступает на программный механизм ПМ панели ПСГ-15, который обеспечивает включение в работу агрегата зажигания 6 (СКНА-22-2А) и клапана пускового топлива 11 соответствующего двигателя в зависимости от включения переключателя 3 выбора запускаемого двигателя. Одновременно срабатывают контакторы K_8 и K_9 , (K_{10} и K_{11}), обеспечивающие подачу напряжения 24...30 В на якорь ГС-18МО через пусковое сопротивление R_d и подключение обмотки возбуждения ОВ генератора к шине запуска. В этом случае при напряжении на клеммах генератора ГС-18МО 4...5 В и пусковом токе 200...250 А осуществляется плавная раскрутка ротора двигателя. О работе панели ПСГ-15 свидетельствует загорание лампы L_1 светового табло «Автомат включен».

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

Через 3 с ПМЖ2-60У подает питание на контактор K_5 ПСГ-15, который шунтирует R_d , на якорь ГС-18МО подается полное напряжение 24...30 В от двух параллельно включенных источников питания запуска, и происходит интенсивная раскрутка ротора двигателя.

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

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

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

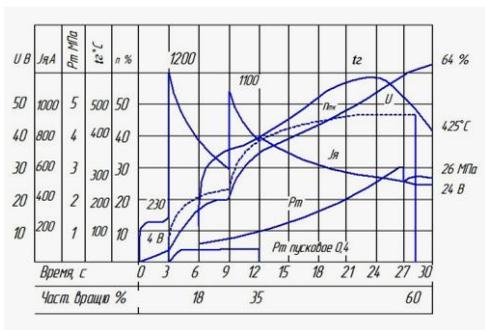


Рис. 1.8 – Изменение параметров двигателя и системы СПЗ-15 в процессе запуска двигателя для условий $H=0$, $V=0$, $t_{н} = +15^{\circ}\text{C}$, $P_{н} = 760$ мм рт.ст.

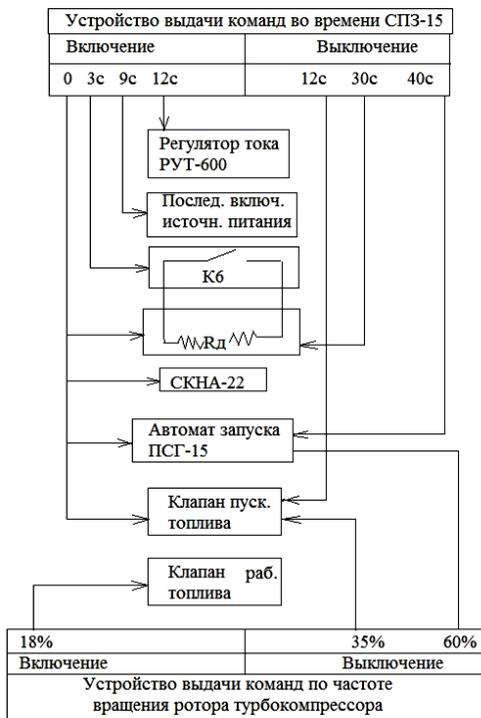


Рис. 1.9 – Циклограмма запуска двигателя

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

При достижении ротором двигателя $n_2 = 57-63\%$ по команде от гидравлической системы двигателя происходит отключение стартера от панели СПЗ-15. Если этого не произойдет, то на 40-й секунде программный механизм отключит стартер от шины запуска, подключит обмотки возбуждения к угольным регуляторам напряжения типа РН-180. Изменение во времени основных параметров СПЗ-15 и двигателя в процессе запуска приведено на рис. 1.8, а циклограмма запуска – на рис. 1.9.

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

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

1.1.3 Насос-регулятор НР-40ВА

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

- подачу топлива к пусковым и рабочим форсункам, распределение топлива между первым и вторым контурами;
- подачу топлива в двигатель по заданному закону при запуске и работе от режима малого газа до взлетного;
- поддержание заданной частоты вращения компрессора;
- ограничение подачи топлива в двигатель по максимальной физической частоте вращения ротора компрессора;
- ограничение подачи топлива по приведенной частоте вращения компрессора;
- ограничение подачи топлива по максимальной температуре газов;
- ограничение максимального расхода топлива;
- ограничение минимальной подачи топлива в двигатель;
- останов двигателя.

Основными элементами НР-40ВА являются: плунжерный насос 1 (рис. 1.10); всережимный регулятор 2 частоты вращения компрессора; клапан минимального давления 24; дроссельный пакет 25; ограничитель максимальной приведенной частоты вращения компрессора 3; дозирующее устройство 26; запорный клапан 4 первого контура; ограничитель максимального расхода топлива 7; запорно-подпорный клапан 9 второго контура; распределительный клапан 8 второго контура; стоп-кран 6; клапан 27 постоянного перепада давления на игле; автомат запуска 23.

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

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

Для подачи топлива в количестве, определяемом режимом работы двигателя, служит дозирующее устройство (рис. 1.11), которое состоит из дозирующей иглы 1 с сервопоршнем, клапана слива топлива 2 из полости А, пружины 3, упоров 4,7 крайнего положения иглы, дроссельного пакета 5 с фильтром, жиклера 6 и клапана 8 постоянного перепада давления.

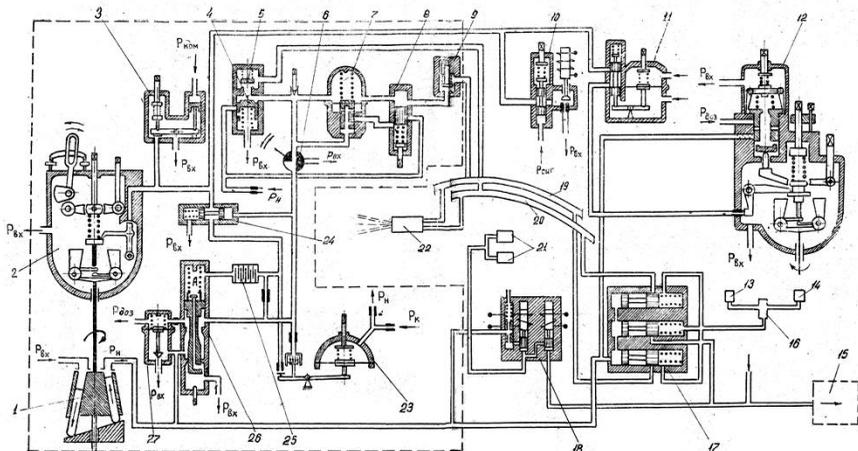


Рис. 1.10 – Схема топливной системы ТВаД ТВ2-117:

1 – плунжерный насос; 2 – всережимный регулятор; 3 – ограничитель; 4 – запорный клапан первого контура; 5 – запорный клапан второго контура; 6 – стоп-кран; 7 – ограничитель; 8 – распределительный клапан второго контура; 9 – запорно-подпорный клапан второго контура; 10 – исполнительный механизм ИМ-400; 11 – СО-40; 12 – РО-40; 13 – штуцер слива из камеры сгорания; 14 – штуцер слива из корпуса соплового аппарата второй ступени турбины компрессора; 15 – дренажный бачок; 16 – фильтр; 17 – блок дренажных клапанов; 18 – блок электромагнитных клапанов; 19 – коллектор первого контура форсунок; 20 – коллектор второго контура; 21 – пусковые воспламенители; 22 – рабочая форсунка; 23 – автомат запуска; 24 – клапан минимального давления топлива; 25 – дроссельный пакет; 26 – дозирующая игла; 27 – клапан постоянного перепада давления.

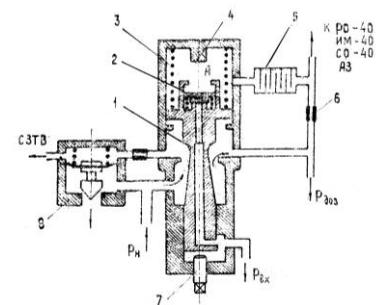


Рис. 1.11 – Схема дозирующего устройства насоса-регулятора НР-40:
1 – дозирующая игла; 2 – клапан слива;
3 – пружина; 4, 7 – упоры; 5 – дроссель;
6 – жиклер.

Массовый расход топлива (14) через иглу дозирующего устройства зависит от площади проходного сечения и перепада давления на игле.

$$G_m = \mu \cdot S_u \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta P_u}, \quad (14)$$

где μ – коэффициент расхода, учитывающей форму проходного сечения и вязкость топлива;

S – площадь проходного сечения иглы;

ρ – плотность топлива;

ΔP – перепад давления топлива на игле.

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

Следовательно, расход топлива через иглу зависит только от величины площади проходного сечения иглы в виде двух сегментов, форма которого неизменна. Изменение площади проходного сечения иглы осуществляется ее перемещением под действием сил, действующих на сервопоршень дозирующей иглы. Из условия равенства усилий на сервопоршне иглы (15) следует, что положение дозирующей иглы определяется соотношением давлений $P_{\text{доз}}$ и P_a и величиной усилия пружины.

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

где $P_{\text{доз}}$ – дозированное давление топлива;

P_a – давление топлива в полости А сервопоршня;

S_1 и S_2 – соответственно площадь сервопоршня со стороны полости А и со стороны иглы;

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

Учитывая, что $S_2 \approx S_i = S$ и $\Delta P = P_{\text{доз}} - P_a$, получим

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

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

$$Q_{\text{пр}} = c \cdot (x_0 + x),$$

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

Тогда перемещение дозирующей иглы (отсчет значений x производится от положения иглы на упоре максимальной подачи) $x = -x_0 + \Delta P S / c$ пропорционально перепаду давления Δp на сервопоршне дозирующей иглы.

При нахождении иглы вблизи упора минимальной подачи (верхнее положение иглы, рис. 1.11) перепад на сервопоршне Δp максимальный, а вблизи упора максимальной подачи (нижнее положение иглы, рис. 1.11) минимальный.

Положением дозирующей иглы, т.е. величиной расхода топлива, управляют (рис. 1.12): автомат запуска, всережимный регулятор частоты вращения турбокомпрессора, ограничитель минимального давления топлива, ограничитель приведенной частоты вращения турбокомпрессора, регулятор частоты вращения несущего винта

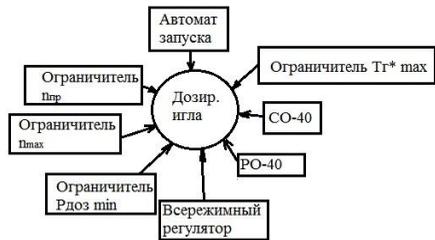


Рис. 1.12 – Структурная схема управления положением дозирующей иглы.

РО-40, синхронизатор мощности СО-40, ограничитель максимальной температуры газов, ограничитель максимальной частоты вращения турбокомпрессора путем изменения величины перепада давления на сервопоршне дозирующей иглы.

1.1.4 Работа насоса-регулятора НР-40ВА в процессе запуска двигателя

При запуске насос-регулятор осуществляет подачу топлива в камеру сгорания в соответствии с расходом воздуха через двигатель и в таком количестве, чтобы в каждый момент запуска обеспечить получение крутящего момента турбины компрессора при максимально допустимом значении температуры газа. Эту функцию НР-40 выполняет автомат запуска АЗ, который управляет положением дозирующей иглы и, следовательно, расходом топлива путем изменения перепада давления на сервопоршне иглы.

При неработающем двигателе дозирующая игла усилием пружины (см. рис. 1.11, стр. 18) сервопоршня установлена на упор 7 максимального расхода топлива, и полость А над сервопоршнем сообщается с каналом $P_{вх}$ подвода топлива к насосу-регулятору через открытый клапан 2 и осевой канал дозирующей иглы. При раскрутке ротора двигателя, стартер-генератором ГС-18, увеличивается давление топлива P_n за плунжерным насосом. Расход и давление топлива в начальный момент раскрутки определяются величиной проходного сечения сливного жиклера 8 (рис. 1.13). Все топливо, подаваемое насосом, через жиклер 8, радиальные отверстия втулки и золотника запорного клапана 9 поступает на вход в насос.

Увеличение давления топлива за дозирующей иглой вызывает соответственно возрастание величины перепада давления на сервопоршне иглы. При $\Delta PS > Q_{пр}$ игла перемещается вверх до упора 4 (см. рис. 1.11) минимальной подачи. Клапан 2 закрывается, давление топлива в полости А несколько повысится и будет определяться степенью открытия плоского клапана АЗ. До частоты вращения ротора турбокомпрессора 20% плоский клапан 6 АЗ (рис. 1.13) открыт полностью и перепад давления на сервопоршне иглы достаточен для ее удержания на упоре минимальной подачи топлива.

При достижении ротором турбокомпрессора частоты вращения 17... 18% давление топлива $P_{доз}$ достигнет величины 0,45...0,5 МПа (точка А, рис. 1.14) и запорный клапан 9 (рис. 1.13) откроется, а слив топлива через жиклер 8 прекратится. В момент открытия запорного клапана начнется подача топлива в рабочие форсунки камеры сгорания в количестве, соответствующем положению дозирующей иглы на упоре минимальной подачи.

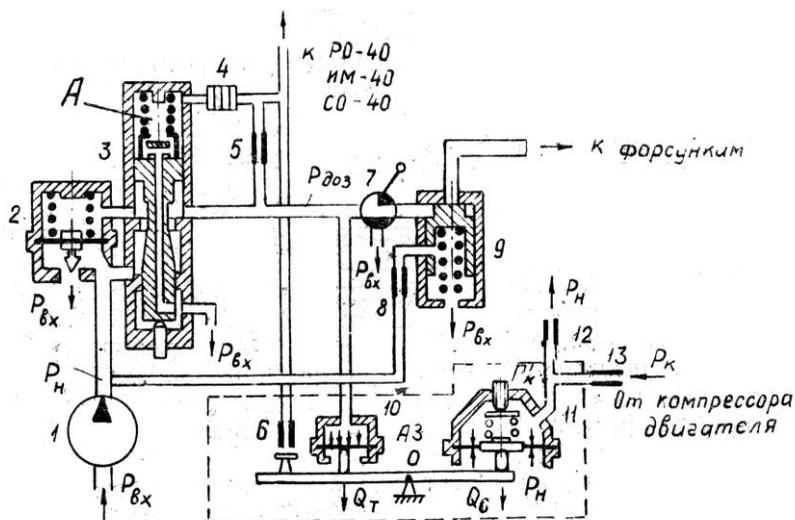


Рис. 1.13 – Схема регулирования подачи топлива в процессе запуска двигателя: 1 – насос-регулятор НР-40; 2 – клапан постоянства перепада давления; 3 – дозирующая игла; 4 – дроссель; 5 – жиклер; 6 – плоский клапан с жиклером; 7 – стоп-кран; 8 – сливной жиклер; 9 – запорный клапан; 10 – преобразователь давления топлива автомата запуска; 11 – преобразователь давления воздуха автомата запуска; 12, 13 – воздушные жиклеры; $P_{вх}$ – давление топлива на входе в насос; $P_{доз}$ – давление топлива за дозирующей иглой; $P_к$, $P_н$ – давление воздуха соответственно за компрессором и в атмосфере; АЗ – автомат запуска.

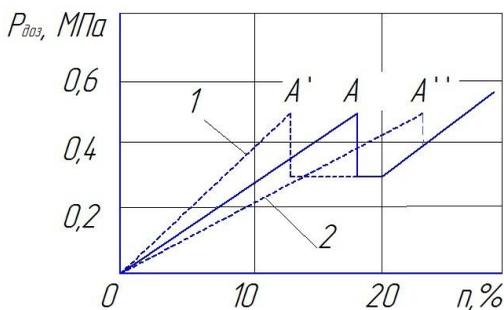


Рис. 1.14 – Изменение давления топлива $P_{доз}$ за дозирующей иглой от частоты вращения компрессора при различных диаметров сливного жиклера; точки А, А', А'' – моменты открытия запорного клапана.

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

Давление открытия запорного клапана регулируется заменой сливного жиклера. Изменение диаметра жиклера на 0,1 мм изменяет момент открытия запорного клапана по частоте вращения ротора двигателя в среднем на 2%. На рис. 1.14 показано изменение давления топлива за дозирующей иглой НР-40 по частоте вращения ротора двигателя при увеличении (линия 2) и уменьшении (линия 1) диаметра сливного жиклера на 0,2 мм относительно его номинального значения (сплошная линия), равного 1,3 мм.

После открытия запорного клапана величиной расхода топлива управляет АЗ. Однако до $n \approx 20\%$ автомат не изменяет положения иглы, которая стоит на упоре минимального расхода топлива (участок $a-b$ на рис. 1.15), и только с $n \approx 20\%$ начинает управлять положением дозирующей иглы (точка b на рис. 1.15).

Принцип работы-автомата запуска заключается в сравнении давления воздуха P_k за компрессором двигателя, редуцированного воздушными жиклерами 12 и 13 (см. рис. 1.13), с давлением топлива $P_{\text{доз}}$ за дозирующей иглой и выработки такой величины перепада давления на сервопоршне иглы (на жиклере 5), чтобы на каждой частоте вращения ротора двигателя давление воздуха за компрессором P_k соответствовало давлению топлива $P_{\text{доз}}$.

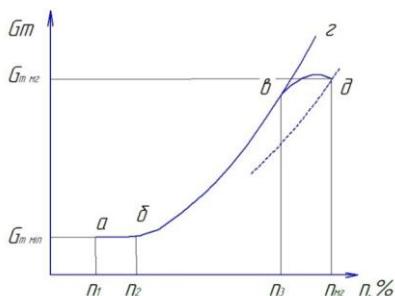


Рис. 1.15 – Изменение расхода топлива G_T от частоты вращения ротора в процессе запуска двигателя: пунктирная линия – расход топлива на установившемся режиме.

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

Таким образом, в процессе запуска на мембрану будет действовать сила от разности давлений $P_k - P_n$ и сила сжатой пружины $Q_{\text{пр}}$.

Суммарная сила

$$Q_c = (P_k - P_n) S + Q_{\text{пр}},$$

где S_x – эффективная площадь мембраны, на которую действует P_k .

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

$$Q_{\Gamma} = P_{\text{доз}} \cdot S_2,$$

где S_2 – эффективная площадь мембраны, на которую действует $P_{\text{доз}}$.

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

$$P_{\text{доз}} = \frac{S_1 \cdot h_1}{S_2 \cdot h_2} \cdot (P_{\kappa} - P_{\text{н}}) + \frac{h}{S_2 \cdot h_2} \cdot Q_{\text{пр}}. \quad (17)$$

где h_1 и h_2 – плечи рычага АЗ, на которые соответственно действуют силы Q_c и Q_{Γ} .

Поясним работу АЗ по характеристике разгона ротора двигателя.

При неработающем двигателе рычаг АЗ под усилием пружины находится в упоре и плоский клапан б (см. рис. 1.13) закрыт. В начальный момент раскрутки ротора в процессе запуска двигателя происходит повышение давления топлива, что вызывает открытие плоского клапана АЗ, так как $P_{\kappa} = P_{\text{н}}$ и $Q_{\Gamma} \cdot h_2 > Q_{\text{пр}} \cdot h_2$.

Если в момент открытия запорного клапана на НР-40 (на частоте вращения $n = 17-19\%$) подача топлива в камеру сгорания двигателя определяется положением иглы на упоре минимального расхода, то начиная с $n = 20\%$ давление P_{κ} будет воздействовать на рычаг АЗ, поворачивая его на прикрытие плоского клапана АЗ (точка б на рис. 1.15).

Слив топлива из полости А сервопоршня дозирующей иглы уменьшится и, следовательно, уменьшится перепад давления на сервопоршне иглы. Это приводит к перемещению иглы на увеличение расхода и давления топлива. Возросшее давление $P_{\text{доз}}$, действуя на мембрану АЗ, создаст дополнительное усилие, момент которого будет компенсировать возросший момент от силы Q_c так, чтобы обеспечить равновесное положение рычага АЗ. Таким образом, по мере разгона ротора двигателя, в процессе запуска будет соблюдаться равенство моментов при различных положениях рычага АЗ.

По мере увеличения частоты вращения двигателя плоский клапан автомата запуска будет прикрываться и уменьшать перепад давления на сервопоршне дозирующей иглы. Следовательно, увеличится расход топлива (участок б–в на рис. 1.15).

Соответствие подачи топлива и расхода воздуха через компрессор в процессе запуска двигателя обеспечивается подбором геометрических размеров АЗ, жесткости пружины и жиклеров 12 и 13 (см. рис. 1.13).

В процессе эксплуатации расходную характеристику АЗ можно изменять согласно уравнению (17), подбирая диаметры жиклеров 12 и 13 и изменяя предварительное натяжение пружины. Увеличение натяжения пружины АЗ закручиванием регулировочного винта приводит к более раннему (по частоте вращения ротора турбокомпрессора) вступлению в работу АЗ. Аналогичное воздействие на расходную характеристику АЗ оказывает уменьшение диаметра воздушного жиклера 12 (см. рис. 1.13), только это воздействие более эффективно на конечном участке расходной характеристики.

Автомат запуска НР-40 настроен на повышенный расход топлива с целью получения на турбине турбокомпрессора максимально допустимого крутящего момента при непрерывном увеличении расхода воздуха через двигатель (росте частоты вращения двигателя). В конце запуска на частоте вращения $n = 60\text{--}65\%$ в работу АЗ вмешивается всережимный центробежный регулятор насоса НР-40, настроенный на поддержание режима малого газа. Всережимный регулятор начинает уменьшать темп снижения перепада давления ΔP на сервопоршне дозирующей иглы (на жиклере 5, см. рис. 1.13) путем включения дополнительного слива топлива из полости А сервопоршня иглы (точка ν на рис. 1.15). Для компенсации дополнительного слива через всережимный регулятор НР-40 АЗ будет прикрывать плоский клапан. На частотах вращения, близких к режиму малого газа, слив топлива из полости А сервопоршня дозирующей иглы через всережимный регулятор настолько увеличивается, что АЗ эти утечки не может компенсировать даже при полном закрытии плоского клапана. Автомат запуска выключается из работы.

Однако частота вращения ротора ТВ2-117А в процессе запуска продолжает возрастать даже при уменьшении расхода топлива (участок $\nu\text{--}d$ на рис. 1.15) за счет избыточной мощности турбины (расход топлива больше, чем требуется на режиме малого газа). При достижении частоты вращения двигателя 64% регулирование расхода топлива будет осуществлять всережимный центробежный регулятор НР-40.

1.2 Проверка работоспособности и регулирование системы запуска

1.2.1 Факторы, вызывающие необходимость проверки и регулировки системы запуска

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

При постоянной мощности ПУ характер разгона двигателя при различных t_n зависит от превышения ΔM крутящего момента турбины M_T над моментом сопротивления компрессора M_c . Величины ΔM и T_r при запуске двигателя за одно и то же время при различных t_n почти неизменны.

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

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

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

Проверка работоспособности и регулирование системы запуска двигателя включают в себя операции проверки и регулирования:

- момента открытия запорного клапана первого контура топливных форсунок;

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

Регулировка насоса-регулятора НР-40

Регулировку максимального расхода топлива имеет право выполнять только штатный представитель завода, остальные регулировки – внештатный представитель. Ниже подробно описаны наиболее часто проводимые регулировки.

1.2.2 Проверка и регулирование момента открытия запорного клапана

Открытие запорного клапана 1-го контура рабочих форсунок должно происходить при достижении ротором компрессора частоты вращения $n_k = 17...19\%$. Момент открытия клапана выбран из условия создания компрессором давления и расхода воздуха, достаточного для устойчивого горения топлива. Давление топлива перед форсунками должно быть 2 кгс/см^2 при $n_k = 21...22\%$.

Момент открытия клапана определяется по появлению давления перед форсунками и регулируется заменой жиклера, соединяющего клапан высокого давления за плунжерным насосом со сливом через отверстие в золотнике запорного клапана.

Жиклер установлен под пробкой 2 (рис. 1.16). Диаметр жиклера $0,8...1,2 \text{ мм}$. Увеличение диаметра на $0,1 \text{ мм}$ увеличивает частоту открытия на 2% . Давление топлива перед форсунками при $n_k = 21...22\%$ в эксплуатации не регулируется.

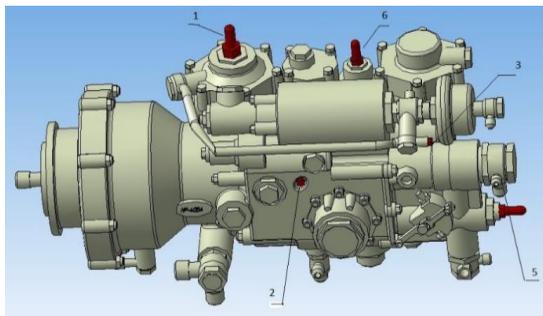


Рис. 1.16 – Насос-регулятор НР-40 ВА (вид сбоку)

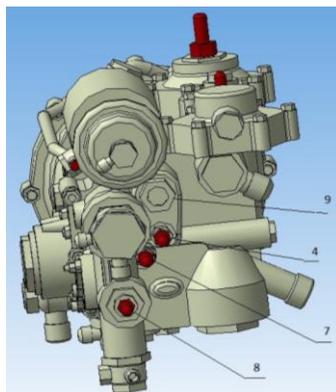


Рис. 1.17 – Насос-регулятор НР-40ВА (вид спереди)

На рисунках: 1 – колпачок винта регулирования автомата запуска; 2 – пробка жиклера регулирования открытия запорного клапана первого контура форсунок; 3 – жиклер автомата запуска; 4 – винт регулирования частоты вращения двигателя на малом газе; 5 – штуцер замера давления топлива в первом контуре форсунок; 6 – винт регулирования ограничителя приведенных оборотов; 7 – винт регулирования максимального расхода топлива; 8 – винт регулирования момента открытия запорного клапана второго контура форсунок; 9 – винт регулирования максимальных оборотов.

Определение момента открытия запорного клапана и величины давления топлива перед форсунками проводится в следующей последовательности:

- для повышения точности замера частоты и давления, напряжение источника наземного питания требуется уменьшить до величины $\approx 20\text{В}$, что обеспечивает в конце холодной прокрутки $n_k = 21 \dots 22\%$;
- соединить специальным шлангом штуцер 5 на НР-40 (рис. 1.16) со штуцером датчика замера давления масла на соседнем двигателе;
- провести холодную прокрутку двигателя с открытым стоп-краном;
- замерить по указателю тахометра ИТЭ-2 частоту n_k , на которой открывается запорный клапан; давление топлива по прибору указателю ЭМИ-ЗРИ, измеряющего давление масла соседнего двигателя (при $n_k = 21 \dots 22\%$);
- если момент открытия запорного клапана не соответствует условиям: отвернуть пробку жиклера, вывернуть его, установить новый жиклер необходимого диаметра, завернуть пробку;
- произвести холодную прокрутку с новым жиклером, замерить момент открытия клапана и величину давления топлива;
- убедиться в отсутствии подтеканий топлива;
- отсоединить шланг от штуцера, установить на штуцер заглушку;
- подсоединить трубопровод подвода масла к штуцеру датчика давления;

1.2.3 Проверка и регулирование температуры газов перед турбиной при запуске

Проверка заключается в замере t_r на частотах $n_k < 40\%$ и $n_k > 40\%$, определении времени запуска и запаса по t_r . Значение t_r и времени запуска на частотах $n_k < 40\%$ должно соответствовать графику на рис. 1.18 и 1.19. При $n_k > 40\%$ температура не должна превышать 600°С .

t_r на частотах $n_k < 40\%$ регулируется винтом автомата запуска. При закручивании винта расход топлива и температура увеличиваются. Допуск на регулировку от исходной величины ± 2 оборота, за один раз – $1/6$ оборота.

t_r на частотах $n_k > 40\%$, регулируется путем замены жиклера 3 (рис. 1.16). Диаметр жиклера $1,1 \dots 1,8$ мм. Рекомендуется устанавливать жиклер, с диаметром, отличным от установленного ранее на величину $0,2$ мм, после чего следует произвести повторный запуск.

Порядок проверки:

- определить по графику рис. 1.20 минимальную частоту вращения компрессора в конце ложного пуска в соответствии с температурой t_n ;

– подобрать напряжение наземного источника питания, при котором обороты в конце ложного запуска с закрытым стоп-краном и отключенным зажиганием находилась бы в области допустимых значений;

– по графикам (рис. 1.18, 1.19) определить время запуска и допустимую t_r в зависимости от t_n ;

– произвести запуск двигателя, замеряя время запуска и t_r на частотах $n_k < 40\%$ и $n_k > 40\%$, если значения не соответствуют допустимым, произвести регулировку.

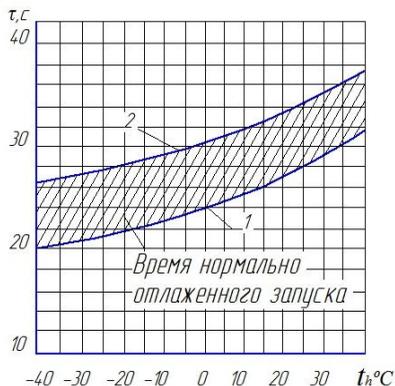


Рис. 1.18 – Зависимость времени запуска нормально отлаженного двигателя от температуры наружного воздуха: 1 – запуск двигателя от аэродромного источника питания; 2 – запуск от бортовых аккумуляторных батарей

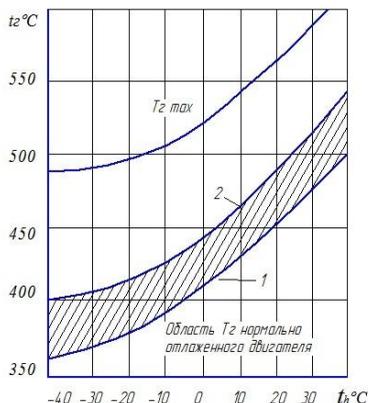


Рис. 1.19 – Зависимость $t_{g \max}$ и t_g нормально отлаженного двигателя при запуске при $n_{тк} < 40\%$ от температуры наружного воздуха: 1 – запуск двигателя от аэродромного источника питания; 2 – запуск от бортовых аккумуляторных батарей

Произвести регулировку винтом автомата запуска или с помощью жиклера, если замеренные значения не соответствуют допустимым.

Для регулировки винтом автомата запуска необходимо:

- отвернуть гайку-колпачок 1 (рис. 1.16);
- ослабить контргайку;
- так как допуск на регулировку от исходного положения составляет ± 2 оборота, за один раз повернуть винт на 1/6 оборота в нужную сторону, и, удерживая винт, затянуть контргайку;
- навернуть гайку-колпачок;

Для регулировки с помощью жиклера необходимо:

- вывернуть жиклер, расположенный на корпусе воздушного фильтра насоса НР-40ВА;
- для устранения зависания частоты вращения компрессора установить новый жиклер с диаметром, отличным от установленного ранее на величину 0,2 мм, для уменьшения температуры выбрать жиклер с большим диаметром;
- произвести повторный запуск двигателя и замерить параметры регулировки.

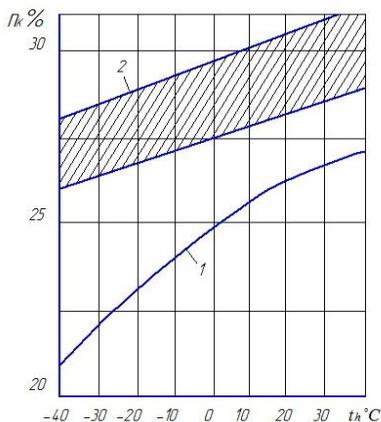


Рис. 1.20 – Зависимость допустимых оборотов раскрутки ротора компрессора в конце ложного пуска от температуры наружного воздуха.

Если регулировка произведена правильно, проводят контроль запаса по температуре t_r . Винт автомата запуска заворачивают на один оборот относительно отрегулированного положения. При этом значение t_r на частотах $n_k < 40\%$ должно быть не больше, чем по графику (рис. 1.20). При $n_k > 40\%$ температура не должна превышать 600°C . После проверки винт возвращают в нормальное положение.

На рисунке показаны: 1 – минимально допустимая частота раскрутки от бортовых аккумуляторов; 2 – область допустимой частоты раскрутки от наземного источника питания.

1.2.4 Проверка и регулирование момента закрытия клапанов перепуска воздуха

Проверка заключается в определении частоты вращения компрессора, на которой происходит закрытие клапанов перепуска. Клапаны должны закрываться на $n_k = 50-56\%$, замеряемой по указателю ИТЭ-2. Момент закрытия определяется по резкому падению давления топлива перед форсунками. Регулирование момента закрытия осуществляется винтом 4 (рис. 1.21) двухпозиционного датчика агрегата КА-40 [3]. При заворачивании винта на один оборот частота вращения закрытия клапанов увеличивается на 0,5%, при отворачивании – уменьшается.

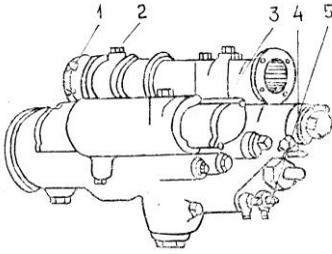


Рис. 1.21 – Общий вид агрегата КА-40

На рисунке: 1 – прокладка для регулирования включения угольного регулятора РУТ-600 и отключения подачи пускового топлива; 2 – регулировочный винт датчика полной температуры КА-40; 3 – прокладка для регулирования момента отключения стартера; 4 – винт регулирования срабатывания двухпозиционного датчика КА-40; 5 – штуцер замера давления перед КПВ.

Проверку необходимо производить в следующей последовательности.

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

Произвести запуск двигателя и следить за показаниями приборов; в начале запуска давление топлива перед клапанами перепуска возрастет и указатель ЭМИ-ЗРИ покажет давление 25-35 кгс/см² (2,5-3 МПа), а затем давление перед клапанами упадет до нуля.

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

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

Произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность регулировки.

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

1.2.5 Проверка и регулирование момента включения регулятора тока РУТ-600Д и отключения подачи пускового топлива

Известно, что для повышения эффективности системы СПЗ-15 [3] целесообразно в процессе запуска двигателя использовать переходные процессы различных характеристик электростартера. Различные пусковые характеристики стартера параллельного возбуждения можно получить введением в цепь якоря добавочного сопротивления, изменением напря-

жения источника питания и регулированием магнитного потока, обмотки возбуждения с помощью РУТ-600Д.

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

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

В момент включения регулятора и отключения подачи пускового топлива сигнальная лампочка специального приспособления гаснет.

Регулирование частоты включения РУТ-600Д и отключения подачи пускового топлива осуществляется перемещением микровыключателя 4 (рис. 1.22) при помощи набора прокладок 3 (см. рис. 1.22). Увеличение или уменьшение толщины набора прокладок на 0,1 мм соответствует уменьшению или увеличению частоты включения регулятора на 1%, соответственно.

Порядок проверки, следующий:

- разъединить штепсельный разъем 5 блока контактов агрегата КА-40;
- соединить между собой части разъема 5 специальным кабелем с сигнальной лампочкой;
- провод сигнальной лампочкой через верхний люк вывести в кабину вертолета;
- произвести запуск двигателя;
- в момент погасания лампочки замечать по указателю ИТЭ-2 частоту вращения компрессора;
- произвести регулировку, если замеренная частота не соответствует условиям, для чего: при неработающем двигателе отвернуть винты 2; сдвинуть фланец 1 при помощи отвертки и снять набор прокладок 3; измерить толщину набора, подобрать новый набор прокладок и установить его под фланец; завернуть винты 2;
- произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность проведенной регулировки;
- после окончания работ снять кабель и соединить штепсельный разъем 5.

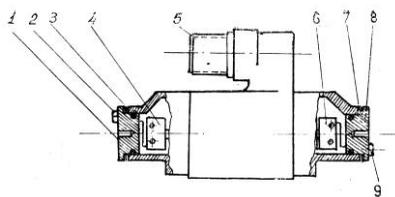


Рис. 1.22 – Блок контактов КА-40:
1,8 – фланец; 2,9 – винт;
3,7 – прокладка; 4,6 – концевой выключатель; 5 – штепсельный разъем

1.2.6 Проверка и регулирование момента отключения электростартера

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

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

Регулирование момента отключения стартера осуществляется перемещением микровыключателя 6 (см. рис. 1.22) при помощи набора прокладок 7 (см. рис. 1.22). Увеличение толщины набора на 0,1 мм вызывает отключение стартера позднее, т.е. частота отключения увеличивается на 1%. Уменьшение толщины набора обеспечивает более раннее отключение стартера. Порядок проверки следующий.

Произвести запуск двигателя.

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

Произвести регулировку, если замеренная частота не соответствует техусловиям, для чего: при неработающем двигателе отвернуть винты 9 (см. рис. 1.22); сдвинуть фланец 8 при помощи отвертки и снять набор прокладок 7; замерить толщину набора, подобрать новый и установить его под фланец; завернуть винты 9.

Произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность проведенной регулировки.

1.3 Система малого газа

1.3.1 Работа НР-40 на режиме малого газа

Частота вращения турбокомпрессора на режиме малого газа поддерживается НР-40 в пределах $n_k = 63...66\%$ путем изменения расхода топлива. Регулятор состоит: из тахометрического датчика с грузиками 12 (рис. 1.23), качающего золотника 13, пружины 11, кулачка 9 и рычага

управления 7. Режим работы двигателя задается рычагом « шаг-газ » и ручкой коррекции.

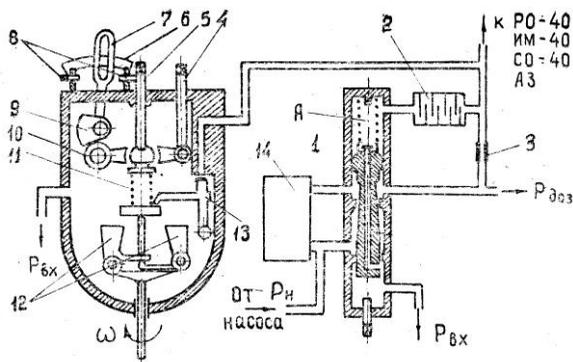


Рис. 1.23 – Схема регулирования подачи топлива всережимным регулятором: 1 – дозирующая игла; 2 – дроссельный пакет; 3 – жиклер; 4,5 – регулировочный винт; 6,8 – упор; 7 – рычаг; 9 – кулачок; 10 – рычаг с роликом; 11 – пружина; 12 – грузики; 13 – качающийся золотник; 14 – клапан постоянного перепада давления на игле.

При работе двигателя на режиме малого газа рычаг « шаг-газ » находится на нижнем упоре, ручка коррекции – в положении « левая коррекция », а рычаг управления HP-40 – на упоре 6 « Минимальная частота вращения ». Кулачок 9 сжимает пружину 11, создавая минимальную силу упругости пружины $Q_{пр}$.

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

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

Условие равновесия иглы 1 восстанавливается при новом ее положении. Расход топлива достаточен для поддержания частоты $n_{мг}$ при изменении внешних условий.

Возрастание частоты вращения турбокомпрессора при изменении внешних условий вызывает перемещение золотника вправо и увеличение

перепада ΔP . Игла перемещается вверх на уменьшение расхода топлива до тех пор, пока не восстановится частота $n_{\text{МГ}}$.

Если частота вращения турбокомпрессора на малом газе не равна $n_{\text{к}} = 63 \dots 66\%$, то она регулируется изменением затяжки пружины винтом 5.

1.3.2 Проверка и регулирование частоты вращения компрессора на малом газе

Проверка частоты вращения малого газа производится после прогрева двигателя. При проверке рычаг «шаг-газ» должен находиться на нижнем упоре, рукоятка коррекции – в положении левая коррекция, рычаг управления НР-40 – в положении «минимальные обороты». При любых внешних условиях частота вращения компрессора по указателю ИТЭ-2 должна быть равна 63-66%. Регулирование частоты вращения малого газа производится винтом 4 (рис. 1.23, стр. 34). Один винта оборот вправо увеличивает $n_{\text{тк}}$ на 2%, разрешается поворачивать не более чем на два оборота от исходного положения.

Порядок проверки следующий:

- запустить и прогреть двигатель;
- замерить частоту вращения компрессоров на малом газе;
- если замеренная частота вращения не соответствует допускаемой, произвести регулировку, затем повторную проверку.

Порядок регулировки:

- отвернуть колпачковую гайку;
- ослабить контргайку и повернуть регулировочный винт, рассчитав направление и угол поворота;
- удерживая винт, затянуть контргайку и навернуть колпачок.

Таблица 1

Регулировочные элементы и нормы регулирования

Наименование регулировочного элемента	Назначение	Нормы регулирования
Винт автомата запуска	Расход топлива при запуске на $n_{\text{тк}} < 40\%$	Отладку запуска после замены НР-40ВА (М) производит представитель завода. Допуск на регулировку от исходной ± 2 оборота, за один раз – 1/6 оборота. В эксплуатации допуск ± 1 оборот (если надо больше – пригласить представителя завода).

Продолжение табл. 1.1

<p>Воздушный жиклер автомата запуска</p>	<p>Расход топлива при запуске на $n_{\text{тк}} > 40\%$</p>	<p>Ø жиклера 1,1...1,8 мм. Рекомендуется устанавливать жиклер, диаметром, отличным от стоящего ранее на величину 0,2 мм, после чего произвести повторный запуск.</p>
<p>Жиклер регулировки открытия запорного клапана I контура рабочих форсунок</p>	<p>Момент открытия клапана на $n_{\text{тк}} = 17...19\%$</p>	<p>Ø жиклера 0,8...1,2 мм. Увеличение диаметра на 0,1 мм увеличивает частоту открытия на 2% – регулирует представитель завода.</p>
<p>Винт регулировки частоты вращения турбокомпрессора на режиме малого газа</p>	<p>Частота вращения ротора турбокомпрессора $n_{\text{тк}} = 63...66\%$</p>	<p>Один оборот вправо увеличивает $n_{\text{тк}}$ на 2%.</p>
<p>Винт регулировки максимальной частоты вращения турбокомпрессора</p>	<p>Максимальная физическая частота вращения $n_{\text{тк}} = 100,5\%$</p>	<p>Поворот винта вправо на один щелчок увеличивает максимальную частоту вращения на 0,4% – регулирует представитель завода.</p>
<p>Винт максимального расхода топлива</p>	<p>Максимальный расход топлива 440 ± 7 кг/час – регулирует максимальную частоту вращения $n_{\text{тк}}$</p>	<p>Поворот винта вправо на один оборот уменьшает максимальный расход на ≈ 10 кг/час; при отворачивании винта на 1 оборот максимальная частота вращения $n_{\text{тк}}$ повышается на 1% – регулирует представитель завода.</p>
<p>Дроссельный пакет</p>	<p>Регулирует время приемистости при переходе с режима малого газа до взлетного режима (15 с).</p>	<p>При установке пакета с большей проливкой $20 \text{ см}^3/\text{м}$ время приемистости уменьшается на 2...3 с; разрешается установка дроссельных пакетов с проливкой $70...150 \text{ см}^3/\text{м}$ – регулирует представитель завода.</p>

1.4 Система защиты турбины винта

1.4.1 Работа системы СЗТВ

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

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

Принцип работы СЗТВ заключается в следующем. При нарушении кинематической связи передачи мощности свободной турбины к несущему винту произойдет быстрый рост частоты вращения ротора свободной турбины. Регулятор частоты вращения несущего винта РО-40 будет не в состоянии предотвратить рост частоты вращения уменьшением расхода топлива. При частоте вращения ротора турбины винта 123–129% вступает в работу устройство аварийного останова двигателя. Центробежная сила грузиков 11 (рис. 1.24) вызовет перемещение рычага 9, который через толкатель прижмет клапан 3 к седлу золотника 4 аварийного останова двигателя.

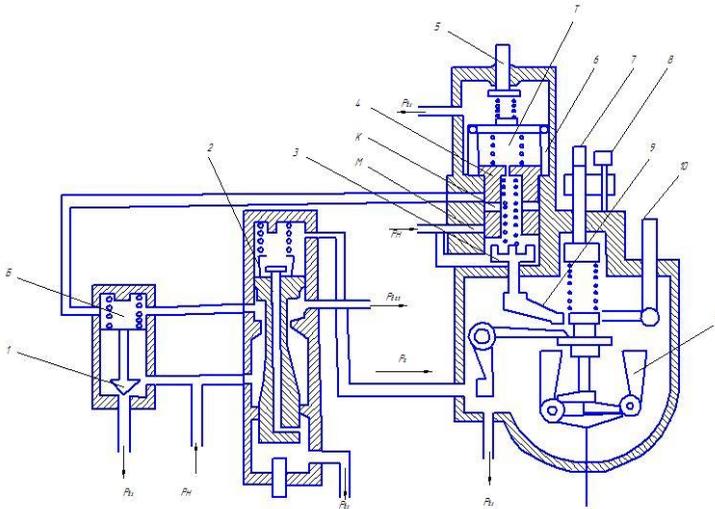


Рис. 1.24 – Схема работы системы защиты турбины винта от раскрутки

На рис 1.24 отмечены: 1 – клапан постоянного перепада давления; 2 – дозирующая игла; 3 – клапан слива; 4 – золотник аварийного останова; 5, 7, 10 – регулировочный винт; 6 – захваты; 8 – винт фиксации режима; 9 – рычаг; 11 – грузики; М, К, Т – отверстия.

Слив топлива, поступающего через демпфер-дроссель от плунжерного насоса НР-40 и через осевой канал золотника, прекратится. Под усилием возрастающего давления топлива золотник вместе с клапаном слива начнет перемещаться вверх и откроет канал М подвода топлива от плунжерного насоса НР-40 под торец клапана слива 3. Золотник вместе с клапаном слива резко переместится в верхнее положение и зафиксируется рычагами захвата Щ. При этом радиальные каналы К золотника через отверстия Т сообщат пружинную полость клапана постоянного перепада давления на дозирующей игле со сливным давлением p_{ex} .

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

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

1.4.2 Проверка работоспособности системы защиты турбины винта от раскрутки

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

В процессе эксплуатации необходимо периодически проверять работоспособность СЗТВ на контрольном режиме при $n_{cm} = 90-98\%$. Для проведения проверки необходимо:

- перенастроить регулятор оборотов свободной турбины РО-40М с рабочего на контрольный режим, для чего: отвернуть винт 2 (рис. 1.25) фиксации режима до выхода его из паза рабочего режима; повернуть рычаг с винтом 2 против часовой стрелки так чтобы винт встал против паза контрольного режима; завернуть винт 2 до упора в паз контрольного режима;

- произвести запуск и прогрев двух двигателей [2];

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

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

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

Если двигатель не выключился, то плавно увеличивая частоту рычагом раздельного управления непроверяемого двигателя, добиться срабатывания СЗТВ при $n_{cm} = 90-98\%$; при срабатывании СЗТВ закрыть стопкран проверяемого двигателя на $n_{cm} = 50-60\%$;

- выключить второй двигатель [2];

- произвести запуск аварийно-остановленного двигателя для проверки надежности блокировки подачи топлива системой СЗТВ, чтобы избежать запуска двигателя из-за прекращения подачи топлива в форсунки двигателя;

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

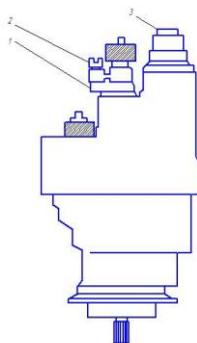


Рис. 1.25 – Регулятор оборотов РО-40М: 1 – паз; 2 – винт фиксации режима; 3 – заглушка

- произвести разблокировку аварийного золотника, для чего необходимо: расконтрить и отвернуть заглушку 3; вместо заглушки ввернуть специальное приспособление от руки до упора; вывернуть приспособление, завернуть и законтрить заглушку;
- произвести запуск проверяемого двигателя с целью проверки разблокирования подачи топлива системой СЗТВ;
- если срабатывание СЗТВ на $n_{cm} = 90\text{--}98\%$ не происходит, то необходимо произвести регулировку, для чего необходимо: расконтрить гайку винта 1 и отвернуть ее на 1-2 оборота;
- произвести регулировку поворотом винта 1, удерживая винт, законтрить его гайкой.

Затем произвести повторный запуск двигателя и проверить правильность регулировки СЗТВ.

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

Контрольные вопросы

1. Назовите факторы, вызывающие необходимость проведения проверки работоспособности и регулировочных работ.
2. Как производится проверка и регулирование момента открытия запорного клапана?
3. Как производится проверка и регулирование температуры газов при запуске?
4. Как производится проверка и регулирование момента закрытия клапанов перепуска?
5. Как производится проверка и регулирование момента включения РУТ-600Д и отключение подачи пускового топлива?
6. Как производится проверка и регулирование момента отключения стартера?
7. Как производится проверка и регулирование режима малого газа?
8. Как производится проверка и регулирование СЗТВ?

2 РЕГУЛИРОВАНИЕ УГЛОВ УСТАНОВКИ ЛОПАТОК НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА КОМПРЕССОРА ВЕРТОЛЕТА МИ-8

Положение лопаток направляющего аппарата (НА) компрессора оказывает существенное влияние на процесс запуска, двигателя, его помпажные характеристики [6], мощность, часовой и удельный расход топлива [5].

Изменение угла установки лопаток НА на 1° приводит к изменению мощности двигателя на 3,3%, расхода топлива на 2,2% и удельного расхода топлива на 1,1%. Разброс углов в пределах допуска $\pm 2^\circ$ изменяет мощность на $\pm 6,6\%$ а удельный расход на $\pm 2,2\%$.

Поэтому при эксплуатации двигателя периодически или в случае замены агрегатов системы управления – поворотом лопаток, необходимо проверить соответствие углов установок лопаток НА техническим условиям. Такая проверка производится по действующей в гражданской авиации методике на трех режимах работы: $n_{кр1} = 80,6\%$, $n_{кр1} = 88,4\%$, $n_{кр1} = 95,75\%$.

Углы установки лопаток на указанных частотах вращения соответственно равны: $\alpha_1 = -25 \pm 2^\circ$, $\alpha_2 = -15 \pm 2^\circ$, $\alpha_3 = -5 \pm 2^\circ$.

Зависимость угла положения лопаток НА, по лимбу гидромеханизма, от частоты вращения ротора турбокомпрессора показана на рис. 2.1. Управление поворотом лопаток НА осуществляется, гидравлической системой двигателя.

Измеряя на работающем двигателе фактические углы установки лопаток НА и сравнивая их с допустимыми значениями делают заключение о правильности регулировки. Однако при измерении углов и частот вращения неизбежны ошибки, поэтому, для получения достоверных значений, производится статистическая обработка полученных результатов.

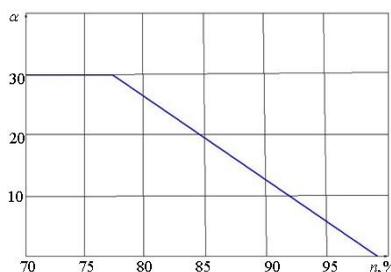


Рис. 2.1 – Зависимость угла положения лопаток НА от частоты вращения при $t = +15^\circ\text{C}$.

2.1 Гидравлическая система

Гидравлическая система двигателя ТВ2-17А предназначена для выработки дискретных и непрерывных сигналов.

Дискретные сигналы управляют работой электрической системы запуска СПЗ-15, открывают и закрывают клапаны перепуска воздуха системы регулирования компрессора. Кроме этого, дискретные команды снимают блокировку в противообледенительной системе двигателя и системе ограничения максимальной температуры газов перед турбиной.

Непрерывные сигналы управляют положением лопаток входного направляющего аппарата, направляющих аппаратов первых трех ступеней компрессора, и работой ограничителя приведенной частоты вращения турбокомпрессора. Функциональная схема гидравлической системы представлена на рис. 2.2. Рабочей жидкостью гидросистемы является топливо, которое подается из топливной системы вертолета. Гидросистема работает от начала запуска до взлетного режима.

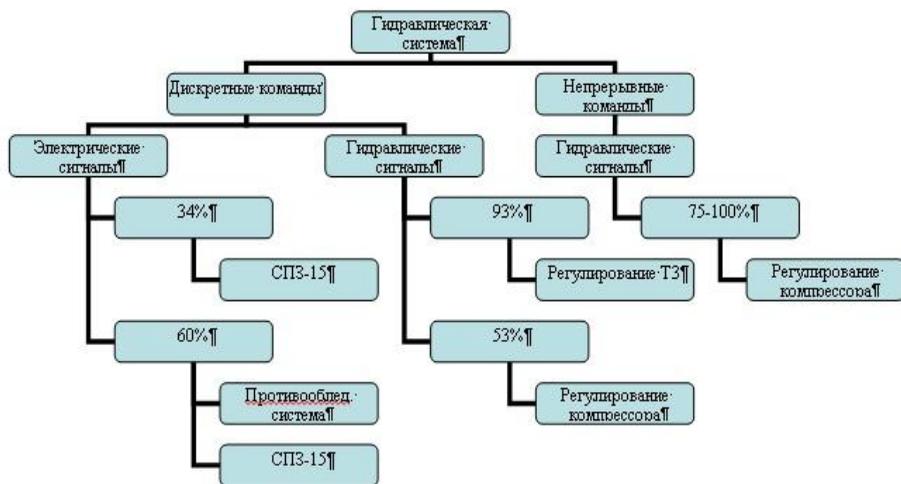


Рис. 2.2 – Функциональная схема гидравлической системы двигателя

Гидросистема состоит из плунжерного насоса ПН-40Р, командного агрегата КА-40, двух клапанов перепуска воздуха, двух механизмов управления поворотом лопаток НА компрессора, клапана включения противообледенительной системы двигателя и трубопроводов.

Принцип работы гидравлической системы заключается в следующем. Топливо из баков вертолета под давлением $(0,4-1,2)$ кг/см², создаваемым

подкачивающими насосами, поступает к плунжерному насосу ПН-40, где давление повышается до $27,5 \text{ кг/см}^2$ ($2,75 \text{ МПа}$) и поддерживается постоянным при помощи редукционного клапана насоса независимо от режима работы двигателя. Далее топливо под давлением поступает к командному агрегату КА-40, гидромеханизм поворота лопаток и клапан противообледенительной системы двигателя.

В командном агрегате КА-40 давление топлива преобразуется в сигнальное $P_{\text{сигн}}$ при помощи центробежного датчика, а при помощи сильфонного датчика – в командное давление $P_{\text{ком}}$. Эти значения давления пропорциональны квадрату частоты вращения ротора турбокомпрессора. Командное давление, кроме того, корректируется по температуре наружного воздуха $t_{\text{н}}$:

$$P_{\text{сигн}} = f(n_{\text{к}}^2), \quad P_{\text{ком}} = f(n_{\text{к}}^2, 1/t_{\text{н}}).$$

Сигнальное давление используется для создания дискретных команд, а командное – для непрерывных пропорциональных команд.

Принцип действия центробежного датчика основан на редуцировании давления топлива, величина которого пропорциональна квадрату частоты вращения привода датчика. Вращающийся золотник 1 (рис. 2.3) нагружен слева центробежной силой $F_{\text{д}}$ грузиков, приведённой к оси золотника, а справа – силой от давления топлива. В зависимости от соотношения этих сил золотник будет находиться в равновесном положении или перемещаться во втулке.

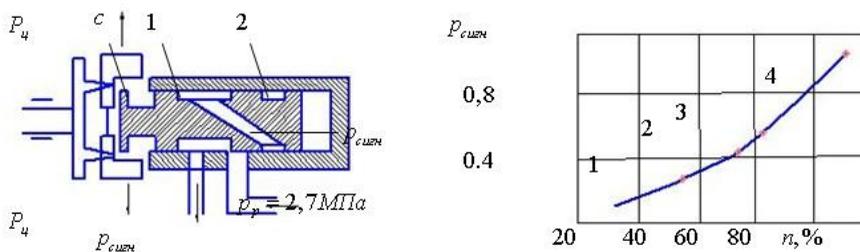


Рис. 2.3 – Схема датчика сигнального давления (а) и его характеристика (б): 1 – золотник; 2 – втулка

При этом своей рабочей кромкой C золотник будет открывать или закрывать отверстие во втулке и тем самым изменять величину сигнального давления до тех пор, пока не наступит равновесное положение золотника $A \cdot F_{\text{ц}} = B \cdot P_{\text{сигн}}$, где A и B – коэффициенты пропорциональности. Из ха-

рактеристики (рис. 2.3, б) видно, что чувствительность преобразователя (датчика) $\Delta P_{\text{сигн}}/\Delta n$ зависит от частоты-вращения.

Чувствительность растет (погрешность 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 электроконтактов, к двухпозиционному датчику, в датчик командного давления и к золотнику исполнительного механизма ИМ-40.

Блок электроконтактов агрегата КА-40 преобразует сигнальное давление в два дискретных электрических сигнала. Он состоит из двух мембран, соединенных между собой штоком, пружины и двух микровыключателей. Мембраны отделяют микровыключатели от топливных полостей блока контактов и воспринимают давление топлива. На мембрану действует давление топлива в сливных полостях агрегата КА-40 и усилие от пружины. Мембрана нагружена усилием от $P_{\text{сигн}}$. Наличие двух одинаковых мембран, жестко связанных штоком, исключает влияние изменения давления топлива в линиях сливных полостей агрегата КА-40 на момент срабатывания электроконтактов. При достижении сигнального давления $P_{\text{сигн}} = 3 \text{ кг/см}^2$ (0,3 МПа) (точка 3, рис. 2.3) или частоты вращения ротора турбокомпрессора $n = 33...36\%$ сила от сигнального давления, действующая на поверхность мембраны, преодолевая усилие пружины, переместит шток с мембранами вправо и освободит контакты микровыключателя. Микровыключатель, входящий в цепь управления системы СПЗ-15, прекратит подачу топлива к пусковым форсункам, включит электроклапан продувки пусковых форсунок и угольный регулятор тока РУТ-600Д.

При дальнейшем росте сигнального давления и, соответственно, перемещении штока, произойдет срабатывание второго микровыключателя, контакты которого отключат стартер ГС-18МО от шины запуска и снимут блокировку включения противообледенительной системы двигателя.

Двухпозиционный датчик предназначен для управления положением клапанов перепуска воздуха за VI ступенью компрессора двигателя. Золотник датчика нагружен справа силой пружины, а слева – силой от сигнального давления. При неработающем двигателе клапаны перепуска воздуха закрыты, так как золотник датчика находится в крайнем левом положении под действием пружины, и полость под поршнем клапана перепуска сообщена с каналом рабочего давления гидросистемы. При запуске двигателя рабочее давление $P_{\text{раб}}$ в гидросистеме за короткое время достигает величины 27 кг/см^2 (2,7 МПа) и через проточки золотника поступает под поршень, открывая клапаны перепуска воздуха.

Клапаны перепуска остаются открытыми в процессе запуска до частоты вращения ротора двигателя, равной 50...56%. На этой частоте вращения сила от сигнального давления переместит золотник двухпозиционного датчика вправо, сжимая пружину, и соединит полость под поршнем клапана перепуска со сливом. Клапаны перепуска воздуха под действием усилий пружин закроются и прекратят перепуск воздуха из компрессора в атмосферу.

Сигнальное давление, соответствующее частоте вращения ротора турбокомпрессора 92...94% (точка 4, рис. 2.3), снимет блокировку включения системы ограничения предельно допустимой температуры газа перед турбиной.

Командное давление создается датчиком командного давления, схема которого приведена на рис. 2.4 и управляет положением лопаток НА, ограничителем приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора

Сильфон 1 нагружен изнутри силой от сигнального давления, скорректированного жиклерами 8 и 9, силами упругости сильфона и пружины 2 снизу, а сверху – силами от командного давления и пружины 3.

В зависимости от частоты вращения ротора турбокомпрессора равновесие сил возникает при различных деформациях сильфона или положениях поршня б относительно золотника. На частотах вращения ниже режима малого газа поршень б не перекрывает радиальное отверстие в золотнике 4 и командное давление имеет постоянное значение.

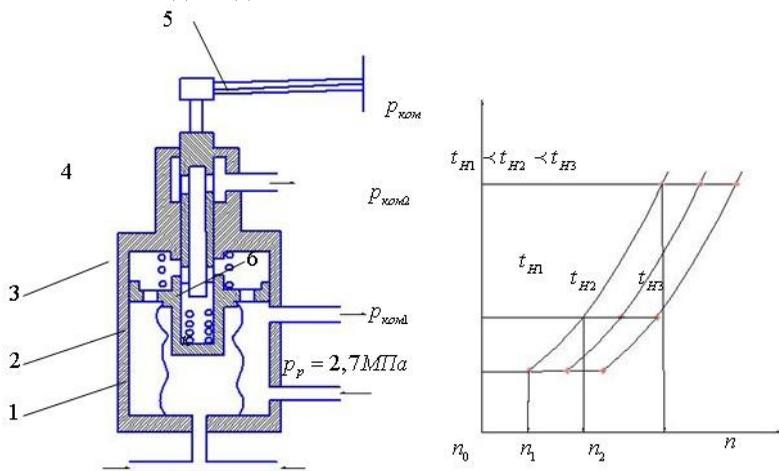


Рис. 2.4 – Схема датчика командного давления (а) и его характеристика (б):
1 – сильфон; 2, 3 – пружина; 4 – золотник; 5 – биметаллический датчик температуры;
б – поршень; к – полость.

При увеличении частоты вращения ротора турбокомпрессора свыше определенной величины (рис. 2.4) давление внутри сильфона возрастает до такой величины, что поршень *б* постепенно перекрывает отверстие в золотнике *4* и уменьшает слив жидкости из полости *К*. Это вызывает увеличение командного давления. Так как давление внутри сильфона и командное давление действуют на одну и ту же площадь сильфона, то увеличение $P_{\text{сипн}}$ вызовет пропорциональное увеличение $P_{\text{ком}}$. Коррекцию величины $P_{\text{ком}}$ по температуре наружного воздуха осуществляет биметаллический датчик полной температуры *5*, который управляет положением золотника *4* относительно поршня и, следовательно, изменяет величину проходного отверстия слива жидкости из полости *К*.

При работе двигателя биметаллическая пластина датчика полной температуры обдувается потоком воздуха, поступающего в компрессор двигателя, и прогибается вверх (при повышении температуры наружного воздуха) или вниз (при понижении). Прогиб вызывает смещение золотника *4* относительно поршня *б* и изменяет командное давление на величину, обратно пропорциональную температуре наружного воздуха.

Гидромеханизм управления положением лопаток НА представляет собой двухцилиндровый золотниковый гидроусилитель с обратной связью. К золотниковому распределителю через штуцер подводится топливо с рабочим давлением $27,5 \text{ кг/см}^2$ (2,7 МПа), а под поршень – командное давление. На частотах вращения турбокомпрессора ниже 75%, когда $P_{\text{ком}} < P_{\text{ком1}}$ (рис. 2.4), поршень с золотником управления занимает крайнее правое положение. При этом двухцилиндровый исполнительный механизм находится в крайнем правом положении, что соответствует углу 30° по лимбу указателя гидромеханизма.

С увеличением командного давления свыше $P_{\text{ком1}}$ (рис. 2.4) поршень, сжимая пружину, переместит золотник влево. При этом проточки гильзы и золотника обеспечат поступление жидкости под рабочим давлением в полость, находящуюся под поршнем правого цилиндра гидромеханизма, а полость левого поршня будет сообщена со сливом. Поршни гидромеханизма начнут перемещаться, поворачивая при этом ведущий рычаг и профильный кулачок, сидящий с ним на одном валу. Поворот профильного кулачка вызовет смещение гильзы обратной связи в направлении движения золотника и разобщение каналов подачи и слива топлива в исполнительный гидромеханизм. Поворот лопаток НА прекратится. Таким образом, определенному значению командного давления будет соответствовать определенное положение ведущего рычага гидромеханизма и, следовательно, определенная величина установочных углов лопаток НА. Изме-

нение величины командного давления на $0,3 \cdot 10^5$ кг/см² соответствует изменению установочного угла лопаток направляющего аппарата на $3,5^\circ$.

2.2 Статическая обработка результатов измерения углов установки лопаток НА

Статистическая обработка производится с целью определения зависимости угла α установки лопаток НА от частоты вращения компрессора n_k и температуры наружного воздуха t_n , доверительной области этой зависимости, средних значений и дисперсий углов установки лопаток НА на режимах работы двигателя, соответствующих углам установки $\alpha_1 = -25^\circ$, $\alpha_2 = -15^\circ$, $\alpha_3 = -5^\circ$.

Зависимость $a = f(n_{кпр})$ определяется в виде линейной регрессии

$$\alpha = a + b \cdot n_{кпр}, \quad (1)$$

где a , b – свободный член и коэффициент регрессии.

Приведенная частота вращения

$$n_{кпр} = n_k \cdot \sqrt{1 + 29,3 \cdot \frac{15 - t_n}{n_k^2}}, \quad (2)$$

где n_k – измеренная частота вращения компрессора, %;

t_n – температура наружного воздуха, °С.

Значения a и b определяются методом наименьших квадратов [10]:

$$a = \frac{\sum_{i=1}^m \alpha_i - b \sum_{i=1}^m n_{кпр i}}{m}. \quad (3)$$

$$b = \frac{m \sum_{i=1}^m n_{кпр i} \cdot \alpha_i - \sum_{i=1}^m n_{кпр i} \cdot \sum_{i=1}^m \alpha_i}{m \sum_{i=1}^m n_{кпр i}^2 - \left(\sum_{i=1}^m n_{кпр i} \right)^2}, \quad (4)$$

где m – число измерений α_i или $n_{кпр i}$.

Степень приближения экспериментальной функциональной зависимости между переменными к аналитической зависимости (линейной, параболической, тригонометрической) можно оценить с помощью коэффициента корреляции r :

$$r = \frac{m \sum_{i=1}^m n_{\text{кпр}i} \cdot \alpha_i - \sum_{i=1}^m n_{\text{кпр}i} \cdot \sum_1^m \alpha_i}{\left[m \sum_{i=1}^m n_{\text{кпр}i}^2 - \left(\sum_{i=1}^m n_{\text{кпр}i} \right)^2 \right] \left[m \sum_{i=1}^m \alpha_i^2 - \left(\sum_{i=1}^m \alpha_i \right)^2 \right]}. \quad (5)$$

Если $r < 0,3$ то степень приближения слабая. Если $0,3 < r < 0,7$ то умеренная, если $0,7 < r < 1$ – хорошая [1].

Расчет коэффициентов a , b и r производится по формулам (3)–(5) с помощью ЭВМ.

Для определения доверительной области зависимости (1) находятся доверительные интервалы для среднего значения угла α установки НА и коэффициента регрессии b .

Для этого предварительно вычисляются среднее значение угла $\tilde{\alpha}$ и среднеквадратичное отклонение S для $\tilde{\alpha}$ следующим образом:

$$\tilde{\alpha} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \alpha_i, \quad S = \sqrt{S_{\tilde{\alpha}}^2}, \quad (6)$$

где $m = \sum_{i=1}^k n_i$ – число всех измерений α_i ; k – число выборок (за выборку принимаются результаты измерений на одном из контрольных режимов работы двигателя); n_i – число измерений в i -й выборке.

Дисперсия определяется из выражения

$$S_{\tilde{\alpha}}^2 = \frac{(n_1 - 1)S_{\alpha_1}^2 + (n_2 - 1)S_{\alpha_2}^2 + \dots + (n_k - 1)S_{\alpha_k}^2}{m(n_1 + n_2 + \dots + n_k - k)}, \quad (7)$$

где n_k – число измерений n в i -й выборке; S_k^2 – дисперсия по i -й выборке; m – число всех измерений; k – число выборок.

Дисперсия $S_{\alpha_k}^2$ вычисляется из выражения

$$S_{\alpha_k}^2 = \frac{1}{n_{k-1}} \sum_{i=1}^k (\alpha_i - \bar{\alpha}_k)^2, \quad (8)$$

где $\bar{\alpha}_k$ – математическое ожидание угла установки НА в k -й выборке.

Значения $\tilde{\alpha}$ и $\tilde{S}_{\tilde{\alpha}}$ вычисляются с помощью ЭВМ.

Доверительные интервалы для среднего $\tilde{\alpha}$ равны

$$\tilde{\alpha} - t\tilde{S} \leq \tilde{\alpha} \leq \tilde{\alpha} + t\tilde{S}, \quad (9)$$

где t – критерий Стьюдента; $\tilde{\alpha}$ – математическое ожидание значений угла установки лопаток НА.

Критерий Стьюдента t находится по таблицам [12] в зависимости от доверительной вероятности P и числа наблюдений m . Для некоторых значений P и m значения t приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Квантили распределения Стьюдента

$m-1$	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95	0,98	0,99	0,999
1	1,000	1,376	1,963	3,078	6,314	12,706	31,821	63,657	636,619
2	0,810	1,061	1,336	1,886	2,920	4,303	6,965	9,965	31,598
3	0,765	0,978	1,250	1,638	2,353	3,181	4,541	5,841	12,941
4	0,741	0,941	1,190	1,533	2,132	2,776	3,747	4,604	8,610
5	0,727	0,920	1,156	1,476	2,015	2,571	3,365	4,032	6,869
6	0,718	0,906	1,134	1,440	1,943	2,447	3,143	3,707	5,959
7	0,711	0,896	1,119	1,415	1,895	2,365	2,998	3,499	5,405
8	0,706	0,889	1,108	1,397	1,860	2,306	2,896	3,355	5,011
9	0,703	0,883	1,100	1,383	1,833	2,262	2,821	3,250	4,781
10	0,700	0,879	1,093	1,372	1,812	2,228	2,704	3,169	4,587
12	0,695	0,873	1,083	1,356	1,782	2,179	2,681	3,055	4,318
14	0,692	0,868	1,076	1,345	1,761	2,145	2,624	2,977	4,140
16	0,690	0,865	1,071	1,337	1,746	2,120	2,583	2,921	4,015
18	0,688	0,862	1,067	1,330	1,734	2,101	2,552	2,878	3,922
20	0,687	0,860	1,064	1,325	1,725	2,086	2,528	2,845	3,850
26	0,684	0,856	1,058	1,316	1,708	2,060	2,485	2,787	3,725
30	0,663	0,854	1,055	1,310	1,697	2,042	2,457	2,750	3,646
60	0,679	0,848	1,046	1,296	1,671	2,000	2,390	2,660	3,460
∞	0,674	0,842	1,036	1,282	1,645	1,960	2,326	2,576	3,291

При нахождении доверительных интервалов для коэффициента регрессии b_0 предварительно вычисляются среднеквадратичные отклонения \tilde{S}_α и $\tilde{S}_{n_{\text{кпр}}}$ угла α установки лопаток и приведенной частоты вращения $n_{\text{кпр}}$ из выражений:

$$\tilde{S}_\alpha = \sqrt{\frac{1}{m-1} \sum_{i=1}^m (\alpha_i - \tilde{\alpha})^2}, \quad (10)$$

$$\tilde{S}_{n_{\text{кпр}}} = \sqrt{\frac{1}{m-1} \sum_{i=1}^m (n_{\text{кпр}i} - \tilde{n}_{\text{кпр}})^2}, \quad (11)$$

где $\tilde{n}_{\text{кпр}} = \left(\sum_{i=1}^m n_{\text{кпр}i} \right) / m$ – среднее значение по всем измерениям частоты вращения.

Доверительные интервалы для коэффициента регрессии b_o :

$$b_o - \varepsilon \leq b_o \leq b_o + \varepsilon, \quad (12)$$

где $\varepsilon = \frac{t \tilde{S}_\alpha \sqrt{1-r}}{\tilde{S}_{n_{\text{кпр}}} \sqrt{m-2}}$.

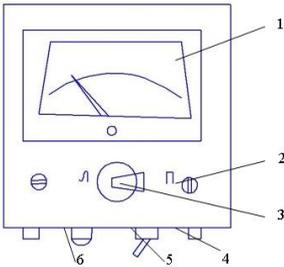
2.3 Измерение углов установки лопаток НА

Измерение углов производится на работающем двигателе прибором (рис. 2.5), созданным на кафедре ЭАТ.

Прибор состоит из потенциометрического датчика, закрепленного на рычаге гидромеханизма, и указателя 1. Переключателем 3 производится подключение датчика левого или правого двигателя к указателю. Потенциометрами 2 и 4 осуществляется регулирование крайних положений стрелки миллиамперметра.

Измерение углов производится в следующей последовательности:

1. Сделать тарировку прибора, для чего:



подключить прибор к бортовой сети вертолета, соблюдая полярность;

включить тумблер 5, при этом должна загореться лампочка б;

установить переключатель 3 в положение левый или правый двигатель;

устанавливая рычаг гидромеханизма поочередно в положение 30° и 0° по лимбу, вращением потенциометров 2 и 4 добиться, чтобы стрелка прибора находилась в положении 150 и 0 делений шкалы соответственно;

Рис. 2.5 – Прибор для изменения углов установки лопаток

устанавливая рычаг гидромеханизма поочередно в положение 0, 5, 10, 15, 20, 25, 30° и обратно, замерить соответствующие показания прибора в делениях шкалы и построить тарифовочный график.

2. Запустить и прогреть двигатель в соответствии с инструкцией [4].

3. Установить рычагом раздельного управления двигателем частоту вращения компрессора 80, 82,5, 85, 87,5, 90, 92,5, 95, 97,5% и замерить соответствующие показания прибора.

Примечание. Измерение производится каждой группой студентов

2.4 Обработка результатов измерений

Обработка результатов измерений углов производится в следующей последовательности:

- перевести показания прибора в градусы, используя тарифовочный график;
- привести замеренные значения n_k к стандартным условиям по формуле (2);
- вычислить значения коэффициентов a и b линейной регрессии, коэффициент корреляции r по формулам (3) – (5);
- вычислить средние значения угла α и приведенной частоты вращения $n_{n\text{кр}}$, среднеквадратичное отклонение S по формулам (6), (7) и (11) и доверительный интервал для $\tilde{\alpha}$ по формуле (9), задавшись значением доверительной вероятности P ;
- рассчитать среднеквадратичные отклонения \tilde{S}_α и $\tilde{S}_{n\text{кр}}$ по формулам (10) и (11);
- вычислить доверительный интервал ε для коэффициента регрессии по формуле (12);
- построить доверительную область значений углов установки лопаток для чего:
- рассчитать значения α_i по уравнениям:

$$\alpha = a + bn_{\text{кр}}, \quad (13)$$

$$\alpha = a + (b - \varepsilon)n_{\text{кр}}, \quad (14)$$

$$\alpha = a + (b + \varepsilon)n_{\text{кр}}; \quad (15)$$

- задавшись двумя значениями $n_{\text{кр}}$;
- нанести на график зависимости $\alpha = f(n_{\text{кр}})$ полученные координаты точек и провести через них прямые, описываемые уравнениями (13)–(15);

- нанести на график точку 1 с координатами α и $n_{к пр}$ и отложить от нее вверх и вниз величину доверительного интервала $tS_{\bar{\alpha}}$ (точки 2 и 3, рис. 2.6);
- провести через точки 2 и 3 прямые 2–4, 3–5, параллельные прямой, описываемой уравнением (15), и прямые 2–6, 3–7, параллельные прямой, описываемой уравнением (14);
- площадь фигуры 4–2–6–5–3–7–4 – доверительная область, в которой с доверительной вероятностью P лежат истинные значения углов установки лопаток НА;
- прямые 7–3, 3–5 – нижняя доверительная граница, а прямые 4–2, 2–6 – верхняя доверительная граница;
- нанести на график верхнюю границу допуска в виде прямой, проходящей через точки с координатами – 27° и $80,6\%$; – 3° и $95,75\%$ и нижнюю границу допуска – прямую, проходящую через точки с координатами – 23° и $80,6\%$; – 3° и $95,75\%$;
- определить средние значения углов $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ и их доверительные интервалы для частот вращения $80,6; 88,4; 95,75\%$ по уравнению (13) и доверительной области;

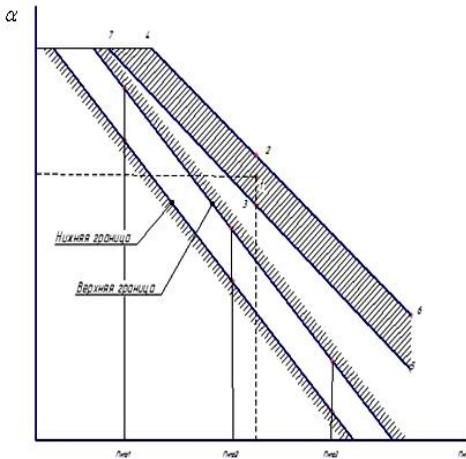


Рис. 2.6 – Зависимость $\alpha = f(n_{п пр})$

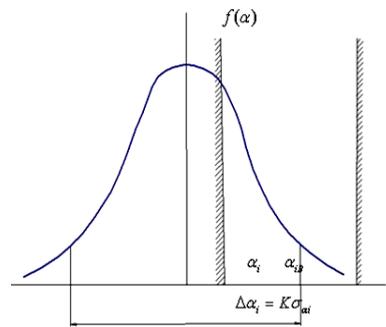


Рис. 2.7 – Определение вероятности нахождения значений углов в поле допуска

- рассчитать среднеквадратичное отклонение σ_{α_i} (рис. 2.7) по формуле

$$\sigma_{\alpha_i} = \frac{\Delta\alpha_i}{K},$$

где $\Delta\alpha_i$ – длина доверительного интервала;

K – коэффициент, зависящий от доверительной вероятности:

$$\beta = 0,9 \quad K = 2,56; \quad \beta = 0,95 \quad K = 3,3; \quad \beta = 0,99 \quad K = 3,3;$$

- определить вероятность P нахождения значений углов в поле допуска для трех контрольных режимов по формуле:

$$P(\alpha_{iH} < \alpha_i < \alpha_{iB}) = \Phi(x_2) - \Phi(x_1),$$

где $\Phi(x_i)$ – стандартная функция нормального распределения находится по табл. 2.2. x_i квантиль нормального распределения:

$$x_1 = \frac{\alpha_{iB} - \bar{\alpha}_i}{\sigma_{\alpha_i}}, \quad x_2 = \frac{\alpha_{iH} - \bar{\alpha}_i}{\sigma_{\alpha_i}},$$

где α_{iB}, α_{iH} – верхнее и нижнее значение допуска на i -м контрольном режиме.

Если рассчитанные значения вероятностей $P(\alpha_{iH} < \alpha_i < \alpha_{iB}) < 0,95$, то истинные значения углов не соответствуют техническим требованиям и необходимо проведение регулировки углов установки лопаток НА.

2.5 Регулировка углов установки лопаток НА

Регулирование углов осуществляется поворотом винта 13 датчика полной температуры (рис. 2.8).

При повороте винта по часовой стрелке (заворачивание) углы поворота лопаток по абсолютной величине увеличиваются, при повороте винта против часовой стрелки (отворачивание) – уменьшаются.

Один оборот винта изменяет углы поворота лопаток на 4° .

Регулирование углов следует производить в следующей последовательности:

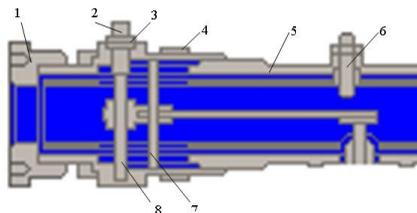


Рис. 2.8 – Датчик полной температуры КА-40: 1 – фланец, 2 – контрольный винт, 3 – стопорное кольцо, 4 – муфта, 5 – труба, 6, 8 – регулировочный винт, 7 – штифт

– рассчитать направление и угол поворота винта в соответствии с данными произведенной проверки;

– расконтрить регулировочный винт, сняв пружинное разрезное кольцо 3 и отвернув контрольный винт 2;

- повернуть регулировочный винт в нужном направлении на необходимый угол и законтрить его;

- запустить и прогреть двигатель;

- произвести измерения углов и обработку данных, как сказано в разд. 2.4, п. 2.

В случае необходимости повторить регулировку углов поворота лопаток НА.

Таблица 2.2

Значения стандартной нормальной функции распределения

X	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0,00	0,5000	0,4960	0,4920	0,4880	0,4840	0,4801	0,4761	0,4721	0,4681	0,4641
-0,10	0,4602	0,4562	0,4522	0,4483	0,4443	0,4404	0,4364	0,4325	0,4286	0,4247
-0,20	0,4207	0,4168	0,4129	0,4090	0,4052	0,4013	0,3974	0,3936	0,3897	0,3859
-0,30	0,3821	0,3783	0,3745	0,3707	0,3669	0,3632	0,3594	0,3557	0,3520	0,3483
-0,40	0,3446	0,3409	0,3372	0,3336	0,3300	0,3264	0,3228	0,3192	0,3156	0,3121
-0,50	0,3085	0,3050	0,3015	0,2981	0,2946	0,2912	0,2877	0,2843	0,2810	0,2776
-0,60	0,2743	0,2709	0,2676	0,2643	0,2611	0,2578	0,2546	0,2514	0,2483	0,2451
-0,70	0,2420	0,2389	0,2358	0,2327	0,2297	0,2266	0,2236	0,2206	0,2177	0,2143
-0,80	0,2119	0,2090	0,2061	0,2033	0,2005	0,1977	0,1949	0,1922	0,1894	0,1867
-0,90	0,1841	0,1814	0,1788	0,1762	0,1736	0,1711	0,1685	0,1660	0,1635	0,1611
-1,00	0,1587	0,1563	0,1539	0,1515	0,1492	0,1469	0,1446	0,1423	0,1401	0,1379
-1,10	0,1357	0,1335	0,1314	0,1292	0,1271	0,1251	0,1230	0,1210	0,1190	0,1170
-1,20	0,1151	0,1131	0,1112	0,1093	0,1075	0,1056	0,1039	0,1020	0,1003	0,0985
-1,30	0,0968	0,0951	0,0934	0,918	0,0901	0,0885	0,0869	0,0853	0,0838	0,0823
-1,40	0,0808	0,0793	0,0778	0,0764	0,0749	0,0735	0,0721	0,0708	0,0694	0,0681
-1,50	0,0668	0,0655	0,0643	0,0630	0,0618	0,0606	0,0594	0,0582	0,0571	0,0559
-1,60	0,0548	0,0537	0,0526	0,0516	0,0505	0,0495	0,0485	0,0475	0,0465	0,0455
-1,70	0,0446	0,0436	0,0427	0,0418	0,0409	0,0401	0,0392	0,0384	0,0375	0,0367
-1,80	0,0359	0,0351	0,0344	0,0336	0,0329	0,0322	0,0314	0,0307	0,0301	0,0294
-1,90	0,0288	0,0281	0,0274	0,0268	0,0262	0,0256	0,0250	0,0244	0,0239	0,0233
-2,00	0,0223	0,0179	0,0139	0,0107	0,0082	0,0062	0,0047	0,0035	0,0020	0,0019
-3,00	0,0014	0,0010	0,0007	0,0005	0,0003	0,0002	0,0002	0,0001	0,0001	0,0000

Контрольные вопросы

1. Назначение и работа системы управления поворотом лопаток НА.
2. Чем регулируются углы установки лопаток, почему при этом изменяются углы?
3. Какова зависимость $\alpha = f(n_{\text{кр}})$.
4. Методика обработки результатов измерений.
5. Как определить вероятность попадания значений углов в поле допуска?
6. Как производится тарировка прибора и измерение углов?

Список использованных источников

1. Кеба, И.В. Летная эксплуатация вертолетных газотурбинных двигателей / И.В. Кеба. – М.: Транспорт, 1976. – 279 с.
2. Запуск и опробование турбовинтовых двигателей ТВ2–117А на вертолете МИ-8: метод. указания /Сост. М.Е. Князев, Н. И. Игонин, Г. А. Новиков. – Куйбышев: Изд-во КуАИ, 1990. – 18 с.
3. Системы запуска, регулирования и управления двигателя ТВ2–117А: учеб. пособие / Г.А. Новиков, М.Е. Князев, Н. Игонин. – Куйбышев: Изд-во КуАИ, 1990. – 67 с.
4. Адлер, Ю.П. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий / Ю.П. Адлер, Е.В. Маркова, Ю.В. Грановский. – М.: Наука, 1976. – 279 с.
5. Епишев, Н.И. Влияние износа лопаток компрессора и измерения настройки регулируемого направляющего аппарата на параметры двигателя ТВ2-117А / Н.И. Епишев, Г.А. Новиков, С.Я. Селезнев. – Куйбышев, 1984, 21 с. (Рукопись представлена Куйбышевским авиационным институтом. Деп. в научнотехнической библиотекой ГОСНИИ ГА 24,09 1984 г., № 262 ГА-84 ДП.
6. Князев, М.Е. Запуск и опробование турбовинтовых двигателей ТВ2-117А на вертолете МИ-8: метод. указания / М.Е. Князев, Н.Н. Игонин, Г.А. Новиков. – Куйбышев: КуАИ, 1984. – 18 с.
7. Князев, М.Е. Работа систем силовой установки вертолета МИ-8 при запуске двигателей ТВ2-117А: метод. указания/ М.Е. Князев, Н.Н. Игонин, Г.А. Новиков. – Куйбышев: КуАИ, 1984. – 26 с.
8. Князев, М.Е. Работа системы регулирования при запуске и опробование двигателей ТВ2-117А: метод. указания / М.Е. Князев, Н.Н. Игонин, Г.А. Новиков. – Куйбышев: КуАИ, 1986. – 32 с.

Учебное электронное издание

*Киселев Денис Юрьевич,
Киселев Юрий Витальевич,
Акифьев Владимир Иванович,
Гульбис Антон Алексеевич,
Тиц Сергей Николаевич*

**ПРОВЕРКА РАБОТСПОСОБНОСТИ
И РЕГУЛИРОВАНИЕ СИСТЕМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ
И УГЛОВ УСТАНОВКИ ЛОПАТОК
НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА КОМПРЕССОРА
ВЕРТОЛЕТА МИ-8**

Электронное учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова
Довёрстка И.И. Спиридонова

Арт. 31 /2014.

Самарский государственный аэрокосмический университет.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.