

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Конструкція та міцність авіадвигунів»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**272 Авіаційний транспорт
(Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів)**

за темою № 7 - Система паливопостачання та регулювання

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023р. № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023р. № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023р. № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 28.08.2023р. № 1

Розробники:

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Царенко Андрій Олександрович

Рецензенти:

1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.
2. Професор циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

План лекцій:

1. Призначення та склад паливної системи двигуна.
2. Принцип роботи паливної системи двигуна.
3. Загальна характеристика системи автоматичного регулювання двигуна. Програми регулювання.
4. Структурна схема системи автоматичного регулювання двигуна.
5. Робота системи при спільній роботі двигунів в складі силової установки вертольота.
6. Основні агрегати системи паливоживлення і регулювання двигуна.
7. Перевірка і регулювання агрегатів системи автоматичного регулювання.
8. Можливі несправності системи паливоживлення і регулювання двигуна.
9. Технічне обслуговування паливоживлення і регулювання двигуна.

Рекомендована література:

Основна:

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2009. 477 с.
2. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8МТВ-1. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2019. 303 с.
3. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2021. 197 с.
4. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8(Т/П). Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2020. 243 с.

Допоміжна:

5. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

6. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 1, 2001. 554 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438354005/MI-17-Manual-Del-Motor-TB3-117-Libro-1> (дата звернення 26.08.2023)
7. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 2, 2001. 382 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438355792/Mi17-Manual-Del-Motor-TB3-117-Libro-2> (дата звернення 26.08.2023)
8. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 3, 2001. 94 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438357322/Manual-del-Motor-TB3-117-Libro-3-pdf> (дата звернення 26.08.2023)

Текст лекції

1. Призначення та склад паливної системи двигуна.

Основними функціями паливної системи двигуна: безперебійна подача палива в камеру згоряння і регулювання витрати палива відповідно до режимів роботи і польотними умовами, управління клапанами перепуску повітря і лопатками ВНА і напрямних апаратів 1- 4 ступенів компресора, видача сигналу на відключення стартера при запуску двигуна, дренаж камери згоряння і ущільнень агрегатів паливної системи.

Система низького тиску призначена для підвищення тиску палива, що надходить із зовнішньої системи, його тонкого очищення і подачі на вхід в насос регулятор.

До складу системи входять:

- відцентровий паливний насос ДЦН-70А,
- паливний фільтр тонкого очищення 8Д2.996.236,
- трубопроводи підведення палива в систему високого тиску,
- трубопроводи зливу палива з агрегатів системи високого тиску на вхід в паливний фільтр.

Система високого тиску забезпечує подачу палива в камеру згоряння двигателів, управління механізацією компресора, а також видачу сигналу на відключення повітряного стартера.

Система включає в себе:

- насос регулятор НР-3ВМ або НР-3ВМ-Т,
- паливний колектор з форсунками,
- виконавчий механізм ИМ-3А,
- гідроциліндр з кінцевим перемикачем,
- клапани перепуску повітря,
- трубопроводи високого тиску.

Разом з агрегатами паливної системи в регулюванні витрати палива бере участь електронний регулятор двигуна ЕРД-3ВМ і регулятор температури РТ-12-6.

Дренажна система призначена для видалення палива і масла, що просочилися через ущільнення агрегатів паливної системи, а також для зливу палива з камери згоряння при виключенні двигуна.

2. Принцип роботи паливної системи двигуна.

З вертолітної системи паливо з тиском $0,4 \dots 1,2 \text{ кгс / см}^2$ надходить на вхід в насос, що підкачує ДЦН-70А, який підвищує тиск, створюючи перепад ($0,4 \dots 1,6 \text{ кгс / см}^2$) і по трубопроводу подає паливо до фільтру тонкого очищення. Відфільтроване паливо по трубопроводах надходить в насос регулятор.

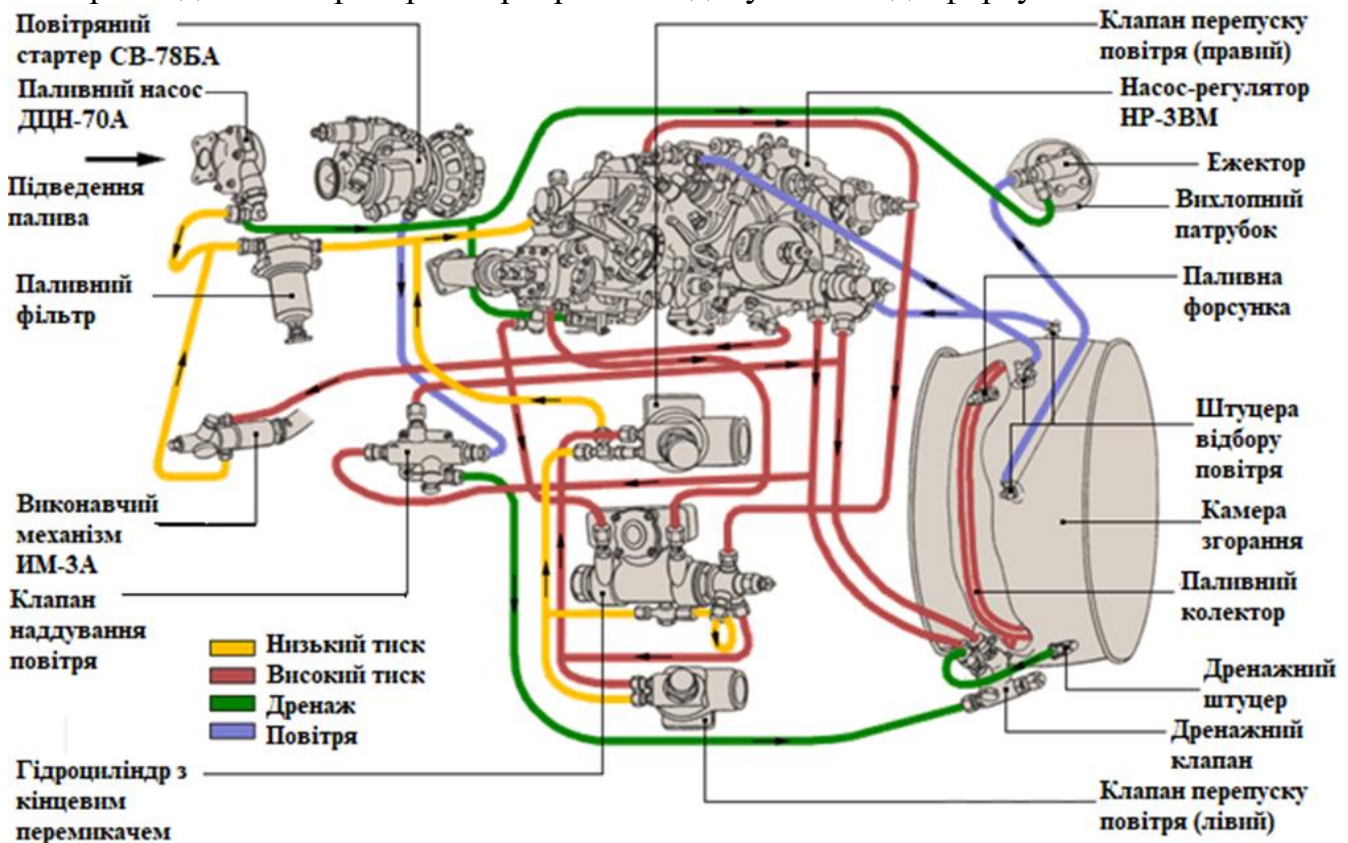
У насосі тиск палива підвищується плунжерним насосом, після чого основна частина палива подається до дозуючому пристрою, керованого за певною

програмою автоматичними пристроями, що входять до складу насоса регулятора, а також електронним регулятором ЕРД-3ВМ і регулятором температури РТ-12-6.

Дозоване паливо через систему клапанів насоса регулятора, трубопроводи та корпус дренажного клапана підводиться в перший і другий контури колектора форсунок.

Подача палива в перший контур відкривається при досягненні тиску ($NTK = 15 \dots 20\%$), $2,5 \dots 3 \text{ кгс / см}^2$ і проводиться далі на всіх режимах роботи двигуна. У другій контур паливо подається тільки на режимах вище малого газу після досягнення тиску $32 \pm 1 \text{ кгс / см}^2$.

У процесі запуску двигуна в другій контур форсунок через клапан наддуву повітря і трубопровід подається стиснене повітря, що відбирається від повітряного стартера, що забезпечує якісний розпил палива і гарантує надійний розпал камери згоряння. Закриття клапана відбувається при досягненні тиску в першому контурі $5 \dots 6 \text{ кг / см}^2$. Відбір палива до клапану наддуву виробляється з магістралі першого контуру по трубопроводу. Дозуючий пристрій насоса-регулятора також через трубопроводи і виконавчий механізм ИМ-3А з'єднується з магістраллю низького тиску. Спрацьовування виконавчого відбувається при досягненні NCT гранично допустимого за умовами значення $(118 \pm 2)\%$. За сигналом від електронного регулятора ЕРД-3ВМ. Злив дозованого палива з насоса - регулятора призводить до падіння тиску в його магістралях, в результаті чого розподільний пристрій перекидає подачу палива до форсунок.



Паливо, що відбирається безпосередньо через качає вузла насоса регулятора (Недозовані паливо) використовується в системі як робоче тіло в сервомеханізмі клапанів перепуску повітря гідроциліндрів повороту лопаток НА компресора.

Підведення палива до клапанів перепуску повітря проводиться при запуску і на малому газі через кінцевий перемикач нижнього гідроциліндра. При цьому клапани тиском палива утримуються у відкритому положенні.

З камери згоряння паливо при непрацюючому двигуні зливається в дренажний бак вертольота через відкритий дренажний клапан. Через корпус дренажного клапана також здійснюється дренаж клапана наддуву повітря. Закриття дренажного клапана відбувається при запуску двигуна тиском повітря, що надходить з камери згоряння.

Гранична норма витоків палива в дренажну систему

- з насоса, що підкачує ДЦН-70А $0,5 \text{ см}^3 / \text{хв.}$
- З насоса - регулятора НР-3ВМ $25 \text{ см}^3 / \text{хв}$
- Через дренажний клапан $5 \text{ см}^3 / \text{хв}$

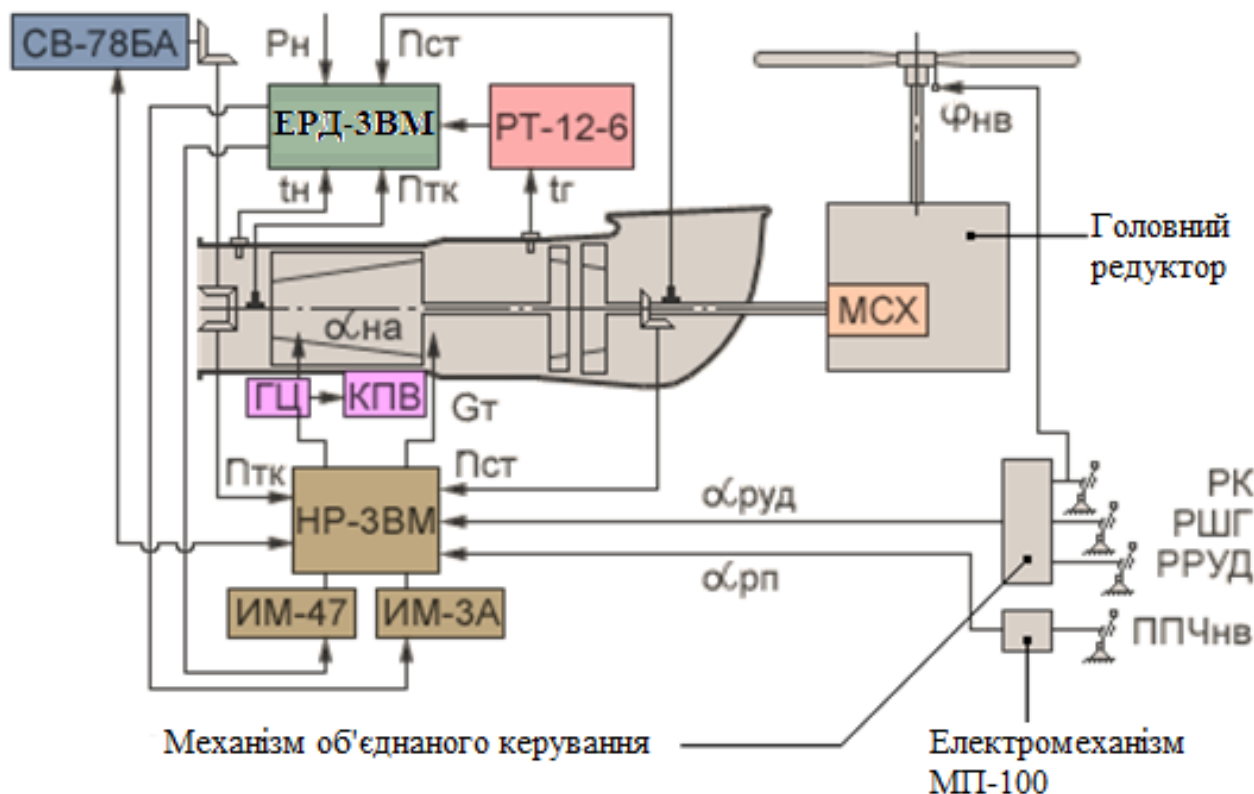
Примітка: За результатами виміру $1 \text{ см}^3 = 10$ краплям гасу.

3. Загальна характеристика системи автоматичного регулювання двигуна. Програми регулювання.

Система автоматичного регулювання двигуна ТВЗ-117ВМ складається з гідравлічної та електронної частин.

Гідравлічна частина САР входить до складу паливної системи високого тиску і являє собою комплекс автоматичних пристроїв, розташованих в агрегаті НР-3ВМ і нижньому гідроциліндре. Електронна частина САР утворена електронним регулятором двигуна ЕРД-3ВМ і регулятором температури газу РТ-12-6.

Зв'язок електронних регуляторів з насосом регулятором здійснюється через виконавчий механізми ІМ-3А і ІМ-47. Причому останній конструктивно пов'язаний з НР-3ВМ.



Функціональна схема основних зв'язків системи автоматичного регулювання двигуна.

Основними функціями САР при роботі двигуна є: автоматична підтримка незмінним заданого режиму роботи силової установки з оптимальною прийомистістю, обмеження небезпечних (з точки зору міцності двигуна, трансмісії і головного редуктора вертольота, а також газодинамічної стійкості компресора) режимів роботи двигунів, синхронізація потужності спарених двигунів, працюючих на один гвинт.

У процесі запуску САР також видає сигнал на своєчасне відключення стартера.

Програми регулювання.

Єдиним способом виконання зазначених функцій (за винятком регулювання компресора і видачі сигналу на вимикання повітряного стартера) є регулювання подачі палива в камеру згоряння. Це передбачає можливість регулювання за певною програмою тільки одного з параметрів робочого процесу двигуна. Для вертолітного ГТД такими параметрами можуть бути частоти обертання ротора турбокомпресора НТК або несучого гвинта НСТ. Заданий режим роботи силової установки, таким чином, підтримується одним з двох способів (програм): постійністю НТК ($NTK = const$), або ННВ ($NNV = const$).

На основних польотних режимах (від другого крейсерського до номінального включно) виходячи з завдання забезпечення оптимальних умов роботи несучого гвинта САР реалізує програму

$$n_{НВ} = 95 \pm 2\% = const.$$

Дана частота обертання несучого гвинта гарантує отримання максимального його ККД. Оскільки ротор несучого гвинта через редуктор і трансмісію жорстко пов'язаний з роторами вільних турбін, то практичним способом виконання даної програми є підтримка постійності частот обертання роторів вільних турбін обох двигунів, т. Е. **NCT = 100% = const.**

Умовою виконання даної програми є рівність розполагаемой потужності NE і потрібної гвинтовий потужності NHV. Потрібна потужність задається пілотом вручну шляхом зміни кроку несучого гвинта фНВ важелем «крок - газ» (РШГ). Зміна завантаження несучого гвинта приводить до зміни NHV і NCT внаслідок чого в роботу вступає гідравлічна частина САР (агрегат НР-3ВМ), що змінює подачу палива в двигун до відновлення рівності NE і NB і відповідно колишнього значення NCT.

Виконання програми NTK = const гарантує підтримання сталості розполагаемой потужності двигуна, з якої частота обертання ротора ТК пов'язана прямою залежністю. Дана програма реалізується системою регулювання на режимі малого газу і злітному режимі.

На режимі малого газу підтримується $NTK = 72 \dots 78\%$. При зниженні температури зовнішнього повітря ТН нижче $+5^\circ \text{C}$ частота обертання ротора ТК коригується в бік зменшення, що запобігає підвищенню розполагаемой потужності двигуна понад 147 кВт (200 л. С.)

Примітка: Підвищення NE при зниженні температури зовнішнього повітря пояснюється збільшенням ступеня підвищення тиску в компресорі НК і зростанням витрат повітря через двигун.

На злітній режимі САР обмежує максимальну частоту обертання ротора ТК, що є засобом обмеження максимальної розполагаемой потужності двигуна NE MAX. Це обмеження в свою чергу служить непрямим способом обмеження гранично допустимих навантажень на трансмісію і головний редуктор вертольота.

Для виключення впливу зовнішніх умов на розполагаемую потужність в процесі регулювання передбачається корекція NTK при зміні температури ТН і тиску РН зовнішнього повітря за законом:

$$NTK = 109,1 + 0,159T_H - 14,41P_H.$$

Наявність корекції по Тн і Рн дозволяє підтримувати сталість злітної потужності двигуна 1470 ... тисяча п'ятсот сорок п'ять кВт (2000 ... 2100 л. С.) В діапазоні температур - $60 \dots + 40^\circ \text{C}$ і висот польоту 0 ... 3,6 км. Значення nTK на злітному режимі в залежності від ТН визначається за графіком «А» додається до формуляру двигуна.

У висотних умовах (при РН < 760 мм.рт.ст) до отриманого значення NTK необхідно додати висотну поправку, яка визначається за графіком.

За межами зазначених діапазонів температур повітря і висот польоту виникає необхідність захисту двигуна від граничних теплових і механічних навантажень, що вимагає перемикання САР на інші програми регулювання.

При $T_H > 30^\circ \dots 40^\circ \text{C}$ система регулювання перемикається або на програму обмеження гранично допустимої за умовами міцності частоти обертання ротора

ТК (при $n_{TK} \max = 101\% = \text{const}$), або на програму обмеження максимальної температури газів перед турбіною ($T_H = 985 \pm 5^\circ \text{C} = \text{const}$)

При висоті польоту понад 3,6 км система регулювання перемикається на програму обмеження максимально наведеної частоти обертання ротора турбокомпресора $n_{TK.ПР.} = 103\% = \text{const}$.

Наведена частота обертання визначається за формулою:

$$n_{TK.пр.} = n_{TK.зам.} \sqrt{288 / T_H}$$

Де n_{TK} зам.-виміряна (фізична) частота обертання ротора ТК, T_H - виміряна температура зовнішнього повітря. Регулювання по $n_{TK.ПР.}$ є засобом непрямого обмеження максимального ступеня підвищення тиску в компресорі, що в свою чергу запобігає виникненню так званого верхнього помпажа.

Необхідність обмеження $n_{TK.MAX}$ пояснюється тим, що при наборі висоти наявність корекції n_{TK} по P_H викликає збільшення n_{TK} , що в умовах знижених температур зовнішнього повітря призводить до інтенсивного зростання n_{TK} (і $n_{TK.ПР.}$) і зниження запасу стійкості компресора. Практичне обмеження $n_{TK.ПР.}$ здійснюється зменшенням n_{TK} відповідно до температури повітря по закону:

$$n_{TK} = 100,5 + 0,192 T_H.$$

Виконання зазначених програм регулювання на злітній режимі забезпечується електронними регуляторами ЕРД-3ВМ і РТ-12-6, які впливають на насос регулятор через виконавчий механізм ИМ-47. У разі відмови (або виключення) електронних регуляторів системою регулювання передбачений перехід на програму обмеження максимальної витрати палива:

$$G_{T.MAX} = \text{const.}$$

Режим роботи двигуна	Контрольований параметр	Програма регулювання	Умови експлуатації, при яких реалізується програма.	Забезпечуюча програму частина САР	Примітка.
малий газ	n_{TK}	$n_{TK} = 72 \dots 78\% = \text{const}$	При $T_H \geq +5^\circ \text{C}$	НР- 3ВМ (регулятор n_{TK})	Див. Графік.
		Корекція n_{TK} по T_H	При $T_H < +5^\circ \text{C}$		
Ц, І Крейсерський, номінальний	$n_{НВ}$ ($n_{СТ}$)	$n_{НВ} = 95 \pm 2\%$ ($n_{СТ} = 100 \pm 2\%$)	Незалежно від польотних умов і завантаження гвинта.	НР-3ВМ (регулятор $n_{СТ}$)	-
Злітний	n_{TK} , T_H або G_T	$n_{TK} = 109,1 + 0,159 T_H - 14,41 P_H$.	$-60^\circ \text{C} \leq T_H \leq +40^\circ \text{C}$ $0 \leq H \leq 3,6 \text{ км.}$	ЕРД-3ВМ	Див. Графік АЕРД

		$n_{TK} = 100,5 + 0,192T_H$	$H > 3,6 \text{ км.}$	ЕРД-3ВМ	-
		$n_{TK.MAX.} = 101\% = \text{const}$	$T_H > 30 \dots 40^\circ \text{C}$	ЕРД-3ВМ	-
		$T_{Г.MAX.} = 985 \pm 5^\circ \text{C}$	$T_H > 30 \dots 40^\circ \text{C}$	ЕРД-3ВМ, РТ-12-6	
		$G_{T.MAX.} = \text{const}$	при відмові (Виключенні) електроніки	НР-3ВМ (автомат прийомистості)	Див. графік Д
Надзвичай- чайний	n_{TK}	$n_{TK.MAX.} = n_{TK.B3L} + 1 + 0,2\%$	при відмові сусіднього двигуна	ЕРД-3ВМ	-

Дана програма реалізується гідравлічною частиною САР і забезпечує непряме обмеження максимальної потужності двигуна. Перехід на програму на програму обмеження G_T . мах. супроводжується незначним підвищенням частоти обертання ротора ТК і потужністю двигуна.

При відмові одного з двигунів електронна частина САР забезпечує автоматичний переключення справного двигуна на надзвичайний режим, на якому частота обертання ротора ТК у порівнянні з злітною режимом зростає на $1^{+0,2\%}$, що відповідає потужності двигуна приблизно на 200 л. с. (Ручне включення надзвичайного режиму на двигуні ТВ3-117ВМ не передбачено).

Умова спрацьовування режиму «ЧР»:

- Сигнал від вимикача ЧР на пульті ЕРД-3ВМ.
- Різниця n_{TK} свого і сусіднього двигуна = 5 ... 9%.
- Досягнення значення на 1% нижче злітної режиму.

Крім розглянутих програм на двигуні передбачено регулювання компресора з метою розширення запасу його газодинамічної стійкості і підвищення коефіцієнта корисної дії. Регулювання здійснюється за рахунок перепуску повітря через 7 ступені компресора, а також зміни настановних кутів лопаток ВНА і напрямних апаратів перших чотирьох ступенів. Управління клапанами перепуску повітря і поворотними лопатками НА здійснюється гідравлічною частиною САР (НР-3ВМ спільно з гідроциліндром) відповідно до наведеної частотою обертання ротора ТК $n_{TK.ПР}$. Клапани перепуску повітря утримуються у відкритому положенні від моменту запуску до $n_{TK.ПР.} = 84 \dots 87\%$.

4. Структурна схема системи автоматичного регулювання двигуна.

Відповідно до виконуваних функцій система автоматичного регулювання ділиться на системи:

- основного контуру,
- обмеження максимальних режимів,
- обмеження температури газів перед турбіною,
- захисту вільної турбіни.

Система основного контуру призначена для регулювання подачі палива в двигун від початку запуску до номінального режиму включно, а також для управління механізацією компресора і видачі сигналу на відключення повітряного стартера.

До складу системи входять гідравлічні автоматичні пристрої, зосереджені в насосі регуляторі НР-3ВМ і в нижньому гидроцилиндре. Відповідно до їх призначення автоматичні пристрої системи основного контуру можна розділити на чотири групи: пристрої, що

- регулюють подачу палива в двигун,
- забезпечують управління механізацією,
- забезпечують видачу сигналу на відключення стартера,
- допоміжні пристрої.

До першої групи пристроїв відносяться:

- регулятор частоти обертання ротора турбокомпресора (РЧВТК) з температурним коректором (ТК),
- регулятор частоти обертання ротора вільної турбіни (РЧВСТ),
- синхронізатор потужності (СМ) з блокувальним золотником (БЗСМ),
- клапани мінімального тиску (КМД), автомат запуску (АЗ),
- автомат прийомистості (АП), що виконує також функцію обмежувача максимальної витрати палива (ОМР).

Об'єктом впливу для даних пристроїв є основна дозирующая голка (ОДГ), встановлена в магістралі подачі палива від плунжерного насоса (ПН) до паливних форсунок. Регулювання витрати палива здійснюється дозувальною голкою спільно з клапаном постійного перепаду (КПП). Принцип їх роботи визначається тим, що продуктивність нерегульованого плунжерного насоса (ГН) залежить тільки від n_{TK} . В цьому випадку узгодження витрати палива, потрібного для підтримки даного режиму $G_{потр}$. З розполагаемой подачею насоса забезпечується за рахунок зливу частини палива з магістралі нагнітання насоса в магістраль всмоктування.

Злив проводиться через КПП відповідно до перепаду тиску на ОДГ:

$$P = P_{т.н.} - P_{т.д.}$$

де $P_{т.н.}$ -тиск недозованого палива в магістралі нагнітання насоса; $P_{т.д.}$ -тиск дозованого палива за ОДГ.

Величина P в свою чергу визначається положенням (площею поперечного перерізу) ОДГ. Від ОДГ дозоване паливо через стоп-кран СК, через важіль зупинки РВ, подається до системи клапанів, які розподіляють паливо по контурах форсунок. У перший контур паливо подається через запірний клапан ЗК-1 і підпірних (ПК) клапани. Початок подачі палива в другий контур регулюється розподільчим клапаном РК і запірним ЗК-2 клапанами.

Регулятори частоти обертання роторів ТК та СТ мають в своєму складі механізми зміни налаштування, що дозволяють виробляти управління режимами роботи двигунів. Система управління налаштуванням РЧВТК виконана за схемою «крок-газ» і включає в себе важіль об'єднаного управління «крок-газ»

(РГШ), рукоятку корекції (РК), важелі роздільного управління двигунами (РРУД).

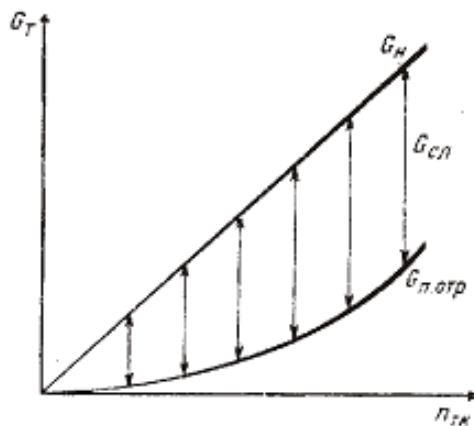


Рис. 3 Залежність потрібної та наявної витрат палива від n_{TK}

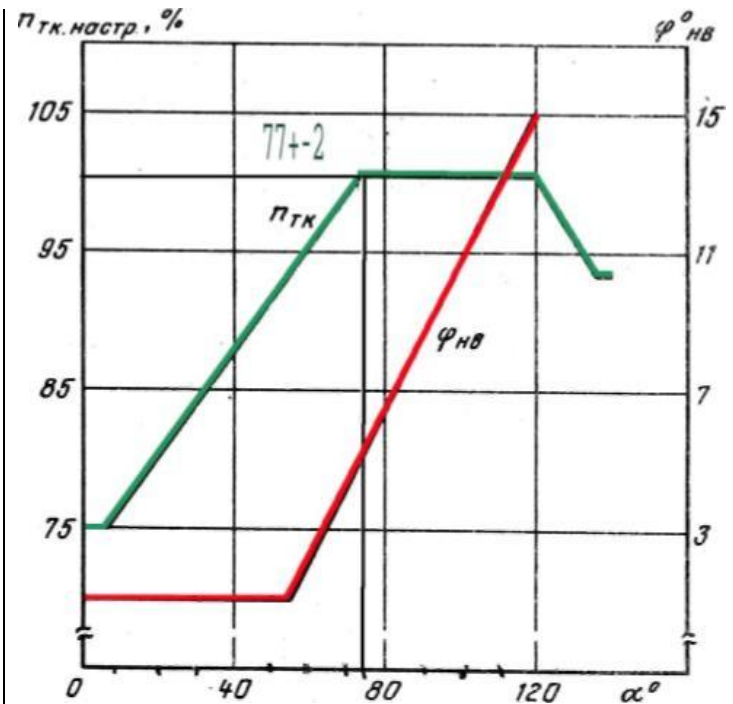


Рис. 4

Кінематичний зв'язок важелів з РЧВТК здійснюється через механізм об'єднаного управління вертольота і важіль управління двигуном (РУД), розташований на насосі - регуляторі. Положення РУД контролюється по лімбу насоса регулятора, що має поділки від 0 до 140 °. Налаштовувальна характеристика РЧВТК, що зв'язує кут повороту руд з налаштуванням регулятора частоти обертання наведена на малюнку.

Обертанням рукоятки корекції РУД обох двигунів переміщається по лімбу від $\alpha_{РУД} = 0 \dots 10^\circ$ (ліва корекція) до $\alpha_{РУД} 50^\circ$ (Права корекція). При цьому відбувається збільшення налаштування РЧВТК від $n_{TK.НАСТР} = 72 \dots 78\%$ до $n_{TK.НАСТР} = 94\%$.

Переміщенням РШГ, пов'язаного з автоматом перекошу в діапазоні $\varphi_{НВ} = 1 \dots 15^\circ$, руд обох двигунів переміщається в межах $\alpha_{РУД} = 50 \dots 120^\circ$. При цьому настройка РЧВТК спочатку зростає і при $\alpha_{РУД} = 77 \pm 2^\circ$ ($\varphi_{НВ} = 4^\circ$) досягає максимального значення $n_{TK.НАСТР.} = 101,5\%$. При подальшому переміщенні РШГ настройка РЧВТК залишається незмінною.

Важелями роздільного управління двигунів руд можуть бути встановлені по лімбу насоса - регулятора в будь-яке положення від 0 до 120 °. При знятті технологічних упорів РРУД може забезпечити установку руд в положенні $\alpha_{РУД} = 135 \dots 140^\circ$ («технологічний майданчик»), при якому настройка РЧВТК знижується на 6 ... 8% (точне значення визначається по паспорту насоса - регулятора). При цьому положенні РУД проводиться перевірка правильності налаштування РЧВТК. При повороті руд в діапазоні $30^\circ < \alpha_{руд} < 114^\circ$ одночасно зі зміною налаштування РЧВТК проводиться корекція налаштування РЧВСТ на

6%. Наявність корекції компенсує статизм в роботі РЧВСТ і покращує динамічні характеристики несучого гвинта на перехідних режимах.

Налаштування РЧВСТ може бути змінена за допомогою перемикача частоти обертання несучого гвинта ППЧНВ розташованого на важелі «крок-газ». З регулятором перемикач пов'язаний через механізм переналаштування (МП-100) (РП) розташований на насосі-регуляторі. Положення РП контролюється по лімбу з поділами від 0 до 100 °. Вихідним є положення РП відповідне $\alpha_{РУД} = 66 \pm 2\%$, що забезпечує настройку РЧВСТ на підтримку ННВ = $95 \pm 2\%$.

Друга група пристроїв системи основного контуру включає в себе регулятор напрямних апаратів (РНА) і два гідроциліндра (ГЦ). Сукупність даних пристроїв утворює автоматичну систему управління компресором, в якому РНА є командним пристроєм, а гідроциліндри виконавчими механізмами, що призводять в дію механізми повороту лопаток. Нижній гідроциліндр блокується з кінцевим мікроперемикачем (КП), через який видається команда на клапана перепуску повітря.

У третю групу пристроїв входить золотник відключення стартера ЗОВС, який спільно з мікрОВИМКАЧЕМ видає при запуску двигуна команду на вимикання стартера.

Системи обмеження максимальних режимів, температури газу перед турбіною і захисту вільної турбіни відносяться до *електронної частини САР*.

Система обмеження максимальних режимів регулює подачу палива на злітному режимі, забезпечуючи підтримку сталість NTK з високою точністю відповідно до ТН і РН. У разі відмови одного з двигунів система забезпечує автоматичний переклад справного двигуна на надзвичайний режим (ЧР).

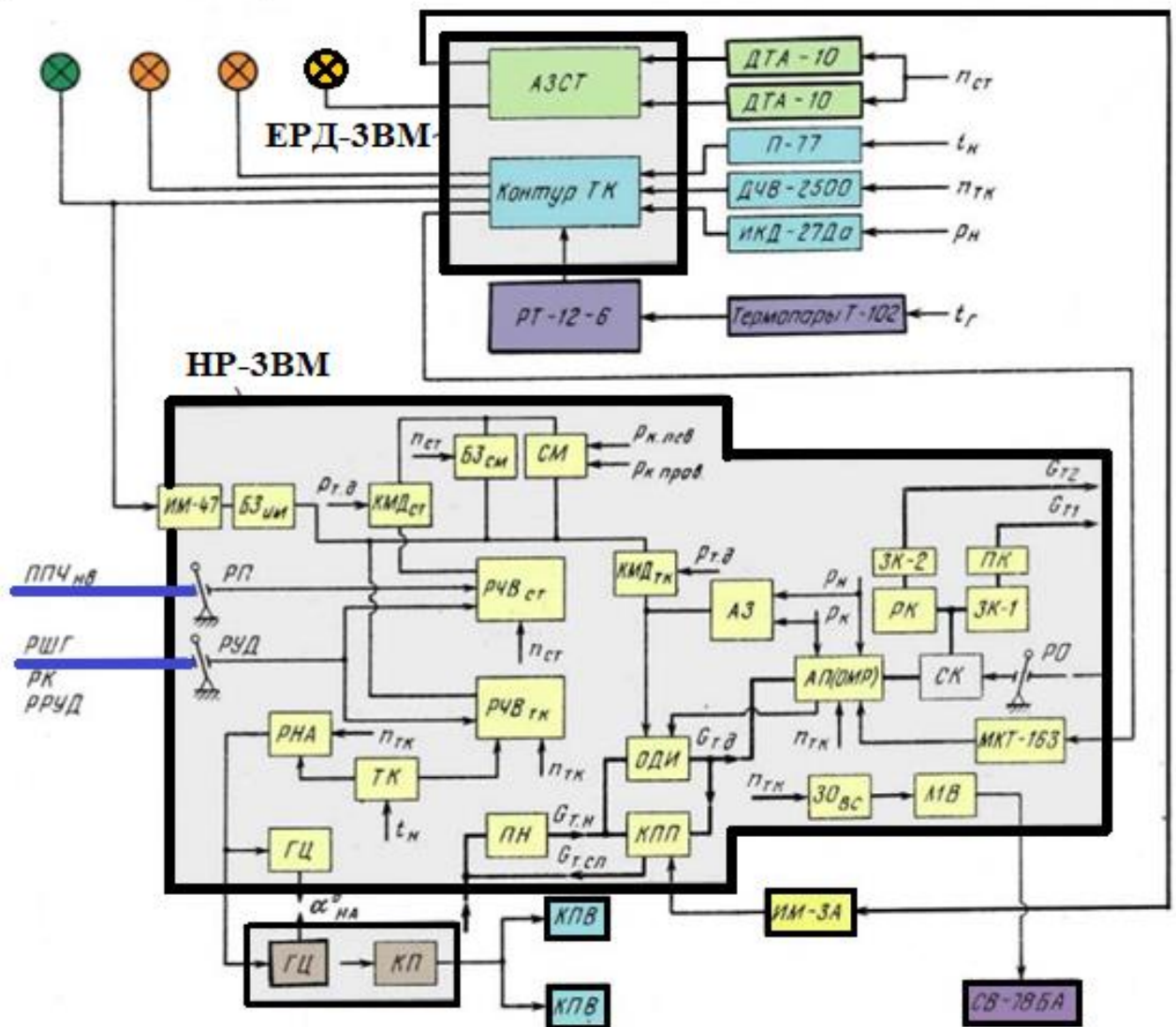


Рис.5 Структурно - функціональна схема регулювання двигуна.

До складу системи входять:

- контур турбокомпресора електронного регулятора ЕРД-3ВМ,
- датчик частоти обертання ротора турбокомпресора ДЧВ-2500,
- датчик температури зовнішнього повітря П-77,
- датчик тиску зовнішнього повітря ИКД-27Да.

Регулювання подачі палива здійснюється електронним регулятором шляхом впливу на ОДГ насоса регулятора через виконавчий механізм ИМ-47. Робота системи контролюється за світлосигнальним табло «РТ (ЕРД) працює». «ЧР» (надзвичайний режим). Про відмову (виключенні) сигналізує табло «ЕРД відключений». Табло «РТ (ЕРД) працює» включено також в процесі запуску до досягнення $n_{TK} = 60\%$.

Система обмеження температури газів перед турбіною бере участь в регулюванні витрати палива на злітному режимі при зростанні ТГ до $(985 \pm 5)^\circ \text{C}$. До складу системи входить батарея термопар Т-102 і регулятор температури

РТ-12-6. З основною дозувальній голкою регулятор температури пов'язаний через контур ТК ЕРД-3ВМ і механізм ІМ-47.

Система захисту вільної турбіни призначена для аварійної зупинки двигуна при зростанні n_{TK} до гранично допустимого значення за умовами міцності ротора турбіни $(118 \pm 2)\%$.

Система включає в себе автомат захисту вільної турбіни (АЗСТ) електронного регулятора двигуна, два датчика частоти обертання вільної турбіни ДТА-10, виконавчий механізм ІМ-3А. Регулюючим органом в даній системі є клапан постійного перепаду (КПП) насоса - регулятора. Робота системи автоматичного регулювання заснована на залежності між n_{HB} і n_{TK} і положенням органів керування двигуном.

5.Робота системи при спільній роботі двигунів в складі силової установки вертольота.

Робота системи автоматичного регулювання заснована на залежності між n_{HB} , n_{TK} і положенням органів керування двигуном.

Перед запуском двигуна органи управління двигуном встановлюються:

- важіль «крок-газ» - в нижнє положення ($\phi_{HB} = 1$),
- ручка корекції - в крайнє лівє положення,
- РУД насоса - регулятора - Аруд. = 0 ... 3 (+7),
- важіль переналаштування насоса - регулятора - арп. = $66 + 2^\circ$.

При цьому РЧВТК налаштований на підтримку $n_{TK} = 72 \dots 78\%$, а РЧВСТ - на підтримку $n_{HB} = 95 \pm 2\%$.

В процесі розкрутки ротора двигуна стартером (ділянка 0-1) основна дозирующая голка (ОДГ) насоса-регулятора встановлюється на упорі мінімальної подачі палива, запірні клапани ЗК-1 і ЗК-2 закриті. При досягненні $n_{TK} = 15 \dots 20\%$ тиск палива, створене качає вузлом насоса - регулятора, стає достатнім для відкриття клапана ЗК - 1, що подає паливо в перший контур форсунок.

Початок подачі палива в камеру згоряння супроводжується інтенсивним зростанням температури газу перед турбіною і розкручуванням несучого гвинта.

На першому етапі запуску регулювання подачі палива здійснює автомат запуску (АЗ) відповідно до тиску повітря за компресором РК і атмосферним тиском РН. При $n_{TK} = 45\%$ (точка 2) автомат запуску вимикається, і в роботу вступає автомат прийомистості (АП), що забезпечує вихід двигуна на режим малого газу (точка 4). Дозування при цьому проводиться відповідно до P_k і N_{tk} . У процесі виходу на малий газ при $n_{TK} = 60 \dots 65\%$ (точка 3) насос -регулятор через ЗО_{ВС} і МВ видає сигнал на відключення стартерата розблокування з противообледенительной системи.

При виході на малий газ (точка 4) в роботу вступає РЧВ_{ТК}, що забезпечує підтримку $n_{TK} = 75\% = \text{const}$. При температурі зовнішнього повітря нижче $+5^\circ \text{C}$ настройка РЧВТК зменшується температурним коректором. При роботі двигуна на високогірній площі РЧВТК для підтримання сталості n_{TK} зменшує подачу палива в двигун, що призводить до падіння тиску перед форсунками і

погіршення якості розпилу палива. З метою запобігання зриву факела полум'я при падінні тиску палива до 12 кг / см^2 в роботу вступає клапан мінімального тиску $\text{КМД}_{\text{ТК}}$ обмежує мінімальний тиск і мінімальний витрата палива ($G_t = 90 \text{ кг / год}$).

Ознакою вступу в роботу $\text{КМД}_{\text{ТК}}$ є зростання $n_{\text{ТК}}$ понад значення, на яке налаштований РЧВТК . Переклад двигуна з режиму малого газу на другий крейсерський режим (точка 5) здійснюється введенням правої корекції ($\alpha_{\text{РУД}} = 50^\circ$) при збереженні мінімального кроку несучого гвинта ($\varphi_{\text{НВ}} = 1^\circ$), що відповідає налаштуванню РЧВТК на підтримку $N_{\text{ТК}} = 94\%$ і буде супроводжуватися ростом $n_{\text{ТК}}$ і $N_{\text{НВ}}$. При $n_{\text{ТК}} = 90 \dots 92\%$ частота обертання несучого гвинта досягне $95 \pm 2\%$, внаслідок чого в роботу вступає РЧВСТ , зрізати надлишок палива, заданий налаштуванням РЧВТК . В результаті чого РЧВТК виявляється виключеним з роботи, оскільки фактичне значення $n_{\text{ТК}}$ ($90 \dots 92\%$) виявляється нижче частоти налаштування регулятора. Режим роботи двигунів при цьому визначає РЧВСТ підтримує $N_{\text{НВ}} = 95\%$ роботи двигунів при цьому визначає РЧВСТ підтримує $N_{\text{НВ}} = 95\%$



Рис.6 Налаштувальна характеристика регулятора $n_{\text{СТ(НВ)}}$

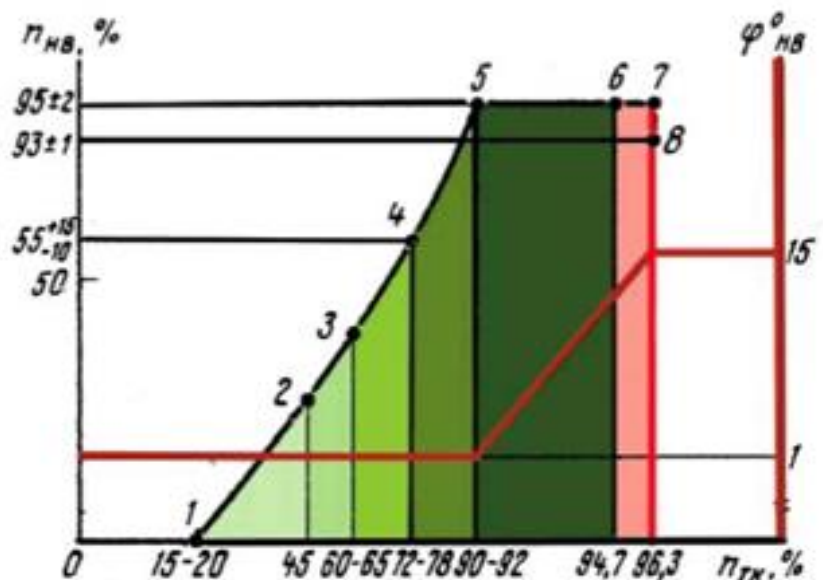


Рис.7 Залежність $n_{\text{НВ}}$ від $n_{\text{ТК}}$:

- 1-відкриття запорного клапана I контура форсунок
- 2-вимкнення автомата запуску
- 3-вимкнення повітряного стартеру
- 4-режим малого газу
- 5-режим правої корекції
- 6-номінальний режим
- 7-вступ в роботу обмежувачів максимального режиму
- 8-злітний режим

На режимах роботи двигуна від крейсерського до максимально тривалого включно, управління двигунами здійснюється за способом автоматичної підтримки $N_{\text{НВ}} = \text{const}$. При цьому для зміни режиму роботи двигунів пілот важелем «крок-газ» впливає на загальний крок несучого гвинта, змінюючи його

навантаження. Зміна навантаження несучого гвинта приводить до зміни N_{HB} і n_{CT} , внаслідок чого в роботу вступає РЧВСТ, що змінює подачу палива в двигун для відновлення колишньої частоти обертання несучого гвинта $N_{HB} = (95 \pm 2)\%$. Недоліком даного способу регулювання є провали (або закидання) частоти обертання несучого гвинта на перехідних режимах. Частково цей недолік компенсується завдяки корекції налаштування РЧВСТ, яка відбувається одночасно з переміщенням РШГ.

Регулятор має меншу настройку, буде забезпечувати дещо меншу подачу палива в порівнянні з сусіднім двигуном, в результаті чого при рівних частотах обертання роторів СТ потужності двигунів виявляться різними. Для виключення цього в систему регулювання включені синхронізатори потужності СМ. Що працюють за принципом вирівнювання тисків повітря за компресорами. Причому участь у роботі приймає тільки СМ «веденого» двигуна, що підвищує його потужність до рівня двигуна, що має велику потужність («веденого»). У певних ситуаціях робота СМ може привести до некерованої розкрутці несучого гвинта. Наприклад, при руйнуванні гнучкого валика приводу РЧВСТ останній дає команду на збільшення подачі палива аж до виходу двигуна на максимальний режим. В цей час СМ справного двигуна, фіксуючи різницю тисків повітря за компресорами, дає команду на збільшення його потужності, результатом чого є швидке зростання N_{HB} . Для запобігання надмірного закидання N_{HB} СМ відключається з роботи блокувальним золотником BZ_{CM} при $N_{HB} = 107 \pm 2\%$. При відключенні СМ в роботу вступає РЧВСТ справного двигуна, знижуючи його режим до тих пір, поки частота обертання несучого гвинта не відновиться до (95%) . При необхідності пілот може призвести ручну переналаштування РЧВСТ за допомогою перемикача підстроювання частоти обертання НВ (ППЧНВ) розташованого на важелі «крок-газ». При цьому N_{HB} може бути змінена від $(91 \pm 2)\%$ до $(97 + 2 - 1\%)$. На великій висоті польоту до роботи РЧВСТ може підключитися клапан мінімального тиску КМДСТ запобігає падіння тиск палива перед форсунками нижче $18 \text{ кгс} / \text{см}^2$. Тим самим виключається зменшення потужності двигуна нижче 400 л. с., яке може привести до розчіплювання муфти вільного ходу головного редуктора.

Переклад двигуна на злітний режим (точка 8) здійснюється шляхом збільшення кроку несучого гвинта до максимального значення. При цьому РЧВСТ двигунів дають команду на збільшення подачі палива з метою відновлення колишнього значення N_{HB} .

При установці лопатей НВ в положення $\phi_{HB} = 12 \dots 13^\circ$ (точка 7) потужність двигуна досягне максимального значення. Починаючи з цього моменту в роботу вступає контур ТК ЕРД-3ВМ, що забезпечує сталість n_{TK} і розташовується потужності двигуна. Відповідно подальше збільшення кроку НВ супроводжується зменшенням N_{HB} (ділянка 7 - 8), що і є ознакою виходу двигуна на злітний режим. При цьому необхідне значення N_{HB} встановлюється пілотом вручну підбором кроку несучого гвинта. В умовах підвищених температур зовнішнього повітря до роботи ЕРД-3ВМ може підключатися регулятор температури РТ-12-6, що запобігає зростання температури газу понад

(985 ± 5) ° С. Включення в роботу ЕРД-3ВМ або РТ-12-6 контролюється по включенню світлосигнального табло «РТ (ЕРД) лев. (Прав.) Працює».

У разі порушення механічної зв'язку ротора СТ двигуна з головним редуктором, що супроводжується різким наростанням ПСТ проводиться аварійне відключення двигуна автоматом захисту вільної турбіни (АЗСТ) електронного регулятора ЕРД-3ВМ. АЗСТ спрацьовує при досягненні $n_{СТ} = (118 \pm 2)\%$, видаючи через ИМ-3А команду на клапан постійного перепаду (КПП) основний дозуючої голки. При цьому КПП замикає лінію нагнітання насоса зі зливом, що викликає падіння тиску в каналах насоса - регулятора і закриття запірних клапанів.

Спрацювання АЗСТ контролюється по світлосигнального табло «Перевищення $n_{СТ}$ лев. (Прав.) Двиг.».

6. Основні агрегати системи паливоживлення і регулювання двигуна.

Відцентровий паливний насос ДЦН-70А призначений для створення надлишкового тиску на вході в насос - регулятор НР-3ВМ для забезпечення його безкавітаційної роботи.

Основні технічні дані ДЦН-70А.

Перепад тисків, що створюється насосом від 0, 4 кгс / см² на малому газі до 0,7..1,6 на злітному режимі .

Подача палива 120 ... 800л / год

Допустимі витоку палива в дренажну систему (не більше)0,5см³ / хв.

Конструктивно складається з корпусу (завітка), кришки (вхідного патрубку), качає вузла і вузла манжетного ущільнення. Гойдає вузол насоса складається з робочої крильчатки і шнека, розташованих на загальному валу. Манжетное ущільнення відокремлює порожнину качає вузла від масляної порожнини коробки приводів просочилася через ущільнення паливо, а також масло, проникаюче з коробки приводів через торцеве графітове ущільнення, скидається через вихлопної патрубков двигуна через ежектор. В процесі експлуатації двигуна регламентні роботи на насосі не проводять.

Заміна насоса може проводитися у випадках: підвищеного витоку палива через дренажний штуцер (більше 0,5 см³/хв) (якщо причиною витоку не є порушення графітового ущільнення в коробці приводів), при неможливості усунення течі палива в місці роз'єму корпусу і кришки підтяжкою гайок, при руйнуванні хвостовика вала насоса.

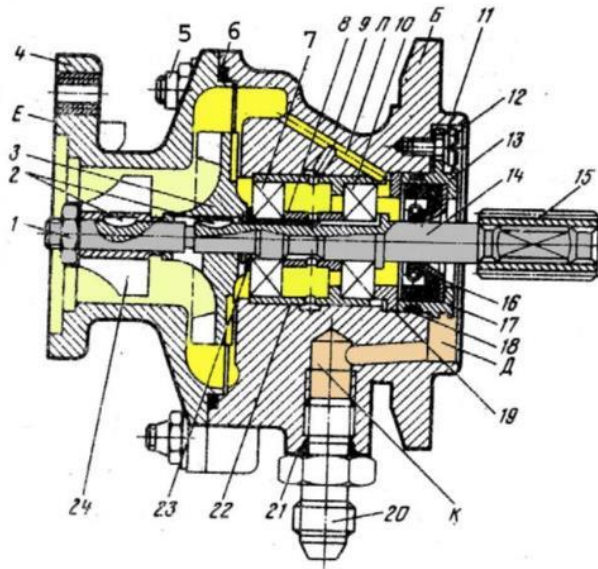


Рис.8 Відцентровий паливний насос ДЦН-70А

1,5-гайки, 2-шпонки, 3 робоча крильчатка, 4 кришка, 6,18,21-кільця ущільнювачів, 7,10-кулькові підшипники, 8-втулка розпорна, 9-корпус, 11-шайба, 12- гвинт,13-корпус ущільнення, 14- вал, 15-шліцьова втулка, 16-конус, 17- манжета, 19- втулка наполеглива, 20- дренажний штуцер, 22-стакан підшипників, 23-регулювальні шайби, 24-додаткова осьова крильчатка, Е, Б - фланці, Д, Л, К-канали.

Паливний фільтр 8Д2.966.236.

Забезпечує тонку очистку палива, що надходить із зовнішнього паливної системи на вхід в насос-регулятор.

Конструктивно фільтр складається з фільтроелемента, склянки і кришки. Фільтроелемент є гофрований сітчастий циліндр, що забезпечує тонкість фільтрації 0,016 мм. У кришці фільтра розташовані перепускний і дренажний клапани, а також сигналізатор перепаду тиску.

Пропускний клапан забезпечує перепуск в насос регулятор неочищеного палива при зростанні перепаду тиску на фільтрі ($0,7 \text{ кгс/см}^2$) при його забрудненні. При перепаді тиску ($0,4 \pm 0,08$) кгс / см^2) спрацьовує сигналізатор перепаду, який видає сигнал на табло «Заблоковано ТФ лев. (Прав.) Двиг. ». У нижній частині стакана фільтра розташований кульковий клапан, призначений для зливу палива.

Дренажний клапан.

Призначений для зливу палива з камери згоряння двигуна при його виключенні.

При працюючому двигуні через корпус дренажного клапана здійснюється підведення палива в колектор форсунок, який своїми патрубками вставляється в отвори верхньої частини корпусу. Через порожнину корпусу клапана проводиться також дренаж клапана наддуву повітря.

При працюючому двигуні клапан під дією тиску повітря, що надходить з камери згоряння, притискається до сидла, відсікаючи порожнину камери згоряння від каналів дренажу. При зупинці двигуна, коли тиск повітря падає нижче $1,2 \text{ кгс / см}^2$, клапан відкривається, забезпечуючи злив палива в дренажний бачок вертольота. При непрацюючому двигуні дренажний клапан постійно відкритий. Гранична норма витоку палива через клапан становить $5 \text{ см}^3 / \text{хв}$.

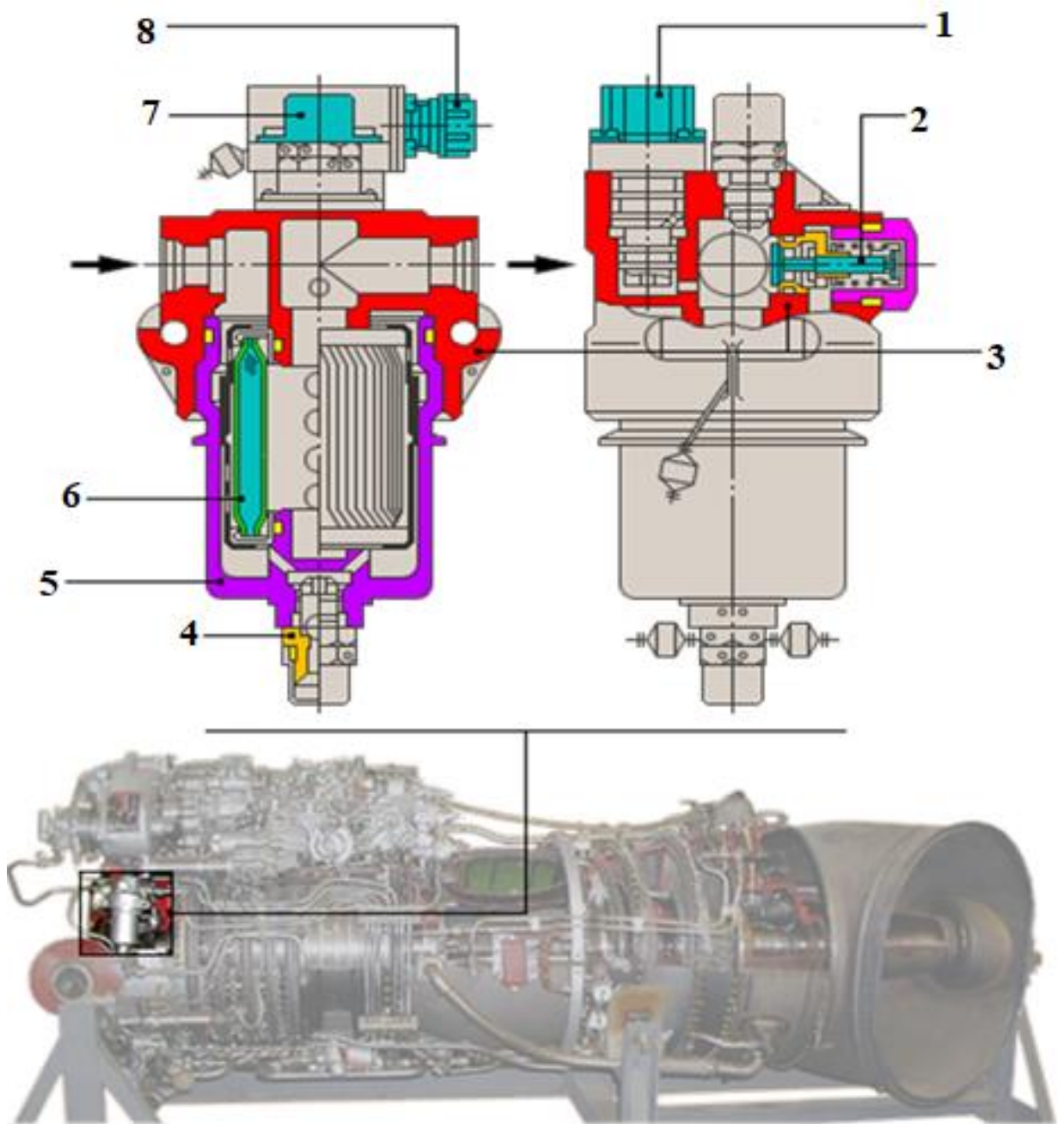


Рис.9 Паливний фільтр 8Д2.966.236

1- сигналізатор перепаду тисків, 2- перепускний клапан, 3-кришка,
4-зливний клапан, 5- склянка, 6-фільтроелемент, 7-дренажний клапан,
8- штепсельний роз'єм сигналізатора перепаду

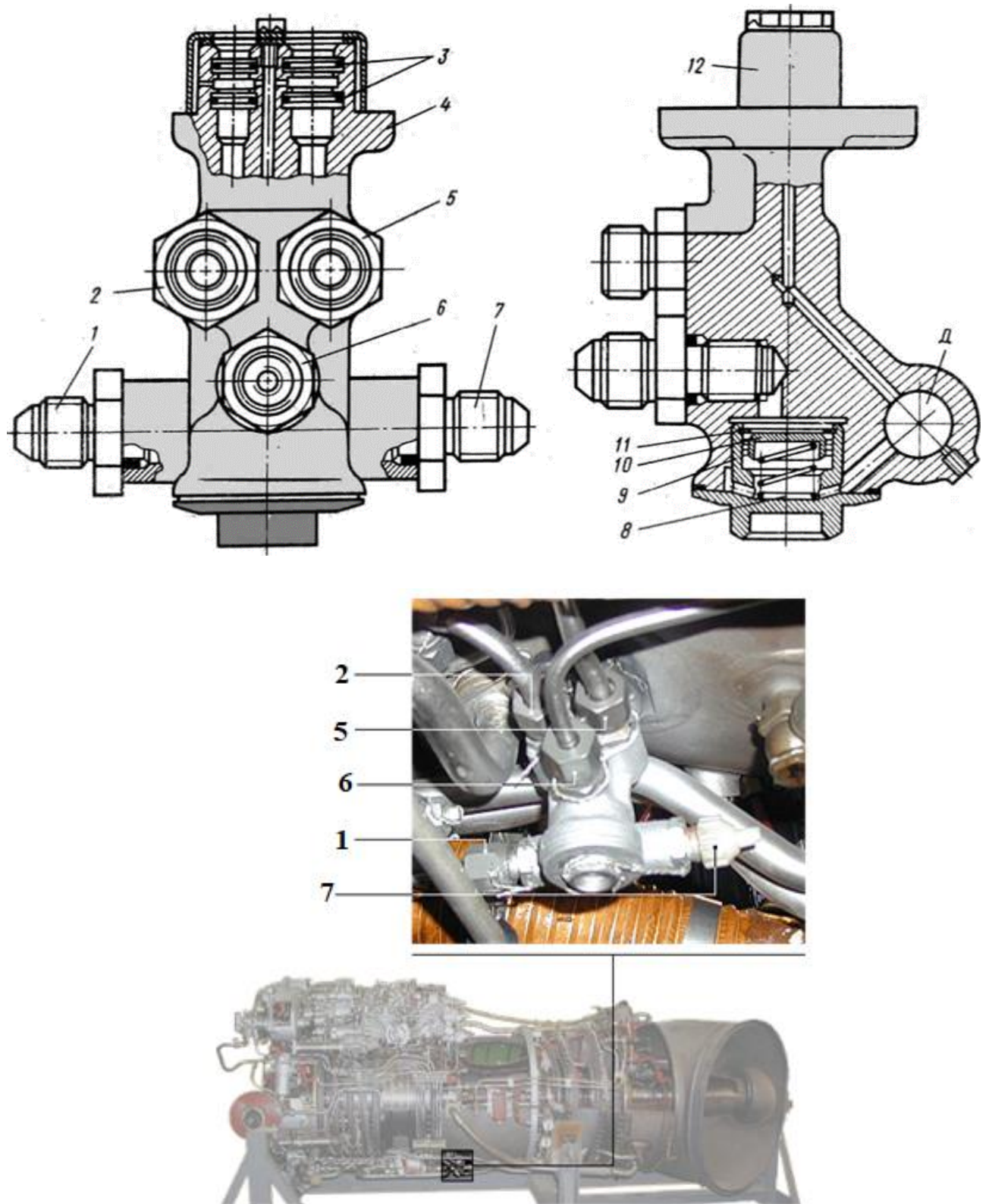


Рис.10 Дренажний клапан

1-штуцер зливу палива з клапана наддуву, 2-штуцер підведення палива в перший контур форсунок , 3-ущільнювальні кільця , 4- корпус , 5- штуцер підведення палива в другий контур форсунок , 6- штуцер дренажу палива з камери згорання, 7- штуцер зливу палива в дренажний бачок, 8-пружина клапана, 9-сідло клапана,10-клапан, 11-стопорні кільця 12-екран, Д- порожнина.

Ежектор

Забезпечує відведення палива і масла з дренажних порожнин ДЦН-70А і НР-3ВМ в порожнину вихлопного патрубку двигуна. При проході стисненого повітря, що відбирається з диффузора камери згоряння, через калібрований отвір штуцера ежектора в дренажних магістралях за рахунок ефекту ежекції створюється розрідження. Підтримка розрідження в дренажних порожнинах ДЦН-70А і НР-3ВМ протидіє проникненню палива з полостей агрегатів в масляну порожнину коробки приводів агрегатів.

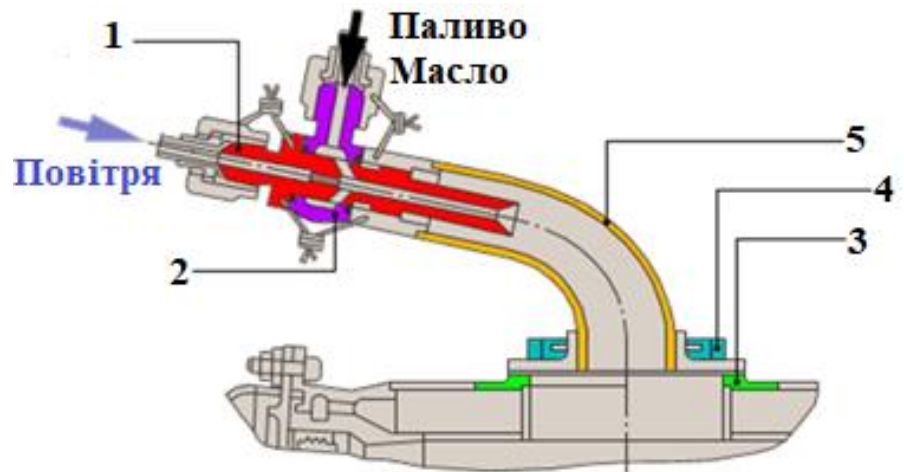


Рис.11 Ежектор

1-штуцер ежектора, 2-поворотний штуцер, 3-корпус, 4-гвинт, 5-корпус опор вільної турбіни.

Клапан наддуву повітря.

Призначений для подачі стисненого повітря від повітряного стартера СВ-78БА в другій контур паливних форсунок для поліпшення якості розпилю палива в початковий момент запуску.

Клапан управляється тиском палива, яке підводиться до торця золотника з магістралі першого контуру форсунок. З іншого боку в порожнину корпусу через сітчастий фільтр і зворотний клапан подається стиснене повітря від повітряного стартера СВ-78БА. У початковий момент запуску, клапан віджаний пружиною в

крайнє ліве положення, забезпечує безперешкодний підведення повітря в трубопровід другого контуру форсунок. При зростанні тиску палива в магістралі першого контуру до 5 ... 6 кгс / см² золотник переміщається вправо і, притискаючись до сідла, перекриває подачу повітря.

При зупинці двигуна внаслідок падіння тиску палива клапан відкривається. У цей момент паливо, що потрапляє в його порожнину з магістралі другого контуру, відводиться через корпус дренажного клапана в дренажний бачок. Проникненню при цьому палива в повітряну магістраль стартера перешкоджає запірний клапан.

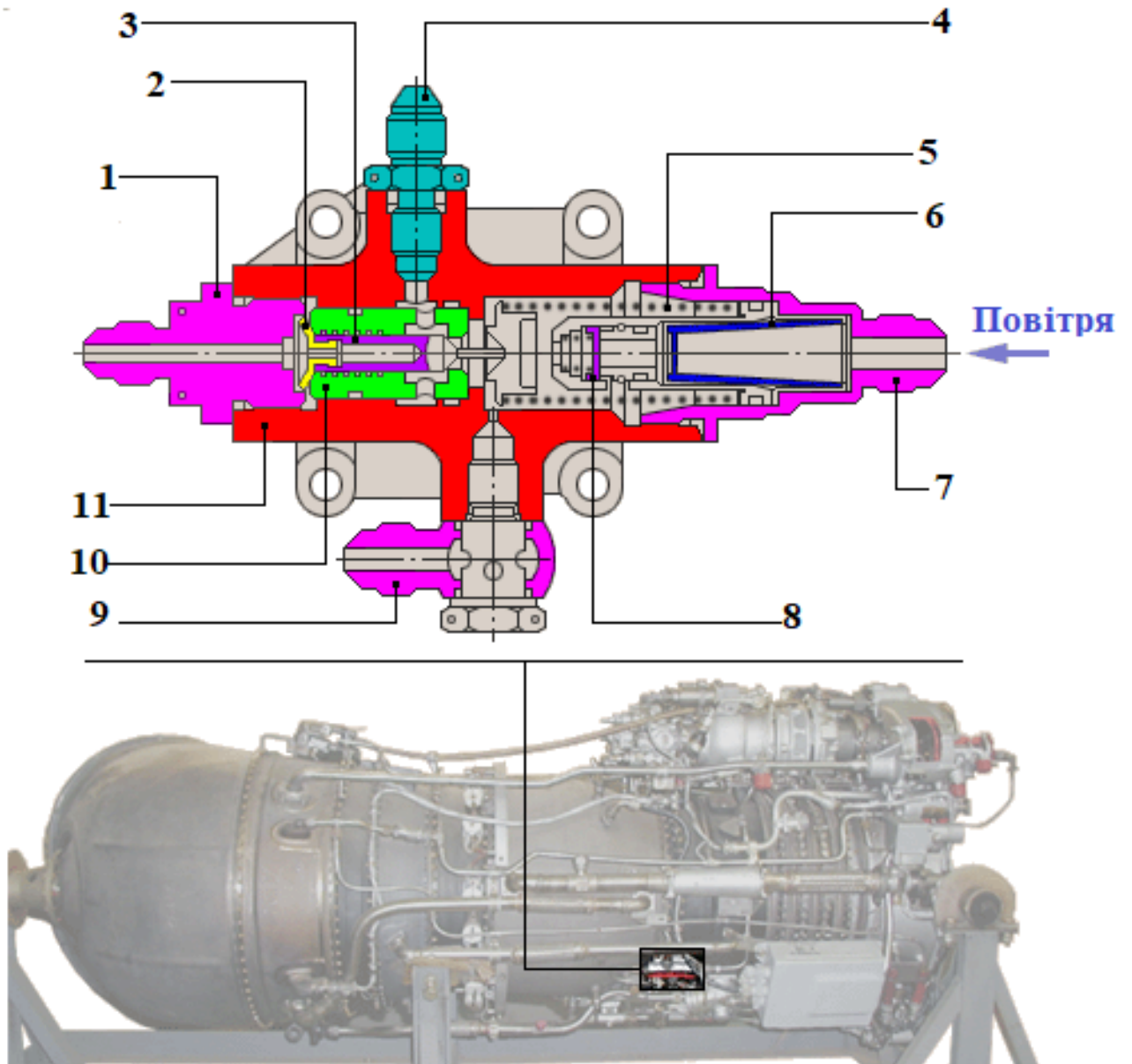


Рис. 12 Клапан наддуву повітря

1-штуцер підведення палива з магістралі першого контуру, 2-гумовий клапан, 3-золотник, 4-штуцер підведення повітря в магістраль другого контуру, 5- пружина, 6 - повітряний фільтр, 7 - штуцер підведення повітря з повітряного стартера, 8-зворотний клапан, 9-штуцер зливу палива в дренажний бачок, 10-гільза, 11-корпус

Насос - регулятор НР-ЗВМ (НР-ЗВМ-Т).

Являє собою комплекс автоматичних пристроїв, об'єднаних в одному агрегаті з насосом високого тиску. Автоматичні пристрої насоса регулятора НР-ЗВМ забезпечують:

- дозування палива на запуск, прийомистості і скиданні;
- підтримка заданих режимів роботи по частоті обертання ротора турбокомпресора і частоті обертання несучого гвинта (вільної турбіни);
- синхронізацію тиску повітря за компресорами (Рк) при спільній роботі двох двигунів;
- зменшення подачі палива за сигналами електронних регуляторів;
- розподіл палива по контурах форсунок;
- управління напрямними апаратами компресора;
- видачу сигналу на відключення стартера;
- останов двигуна.

Основні технічні дані НР-ЗВМ.

Тиск палива на вході в НР

При запуску 0,4 ... 1,2 кгс / см².

На робочих режимах 0,4 ... 2,8 кгс / см².

Максимальний тиск в першому контурі форсунок (не більше) 60 кгс / см²

Частота обертання ротора ТК, при якому починається подача

палива в перший контур форсунок 15..20%

Кути повороту руд по лімбу НР:

На майданчику малого газу0..3 (+7)

На майданчику злітної режиму 77 ± 2 ... 120 + 2

На майданчику контроль 135 + 2 ... 145-3

Частота обертання несучого гвинта при відключенні

синхронізатора потужності107 ± 2%.

Частота обертання ротора ТК при видачі сигналу

на відключення стартера60 ± 5%

Маса (не більше) 27,5кг.

ПРИМІТКА. Агрегат НР-ЗВМ-Т має підвищену працездатність рухливих ущільнень і зносостійкість шарнірного з'єднання «плунжер-підп'ятник», що забезпечують збільшення надійності і ресурсу. Агрегати НР-ЗВМ і НР-ЗВМ-Т взаємозамінні.

Всі пристрої насоса-регулятора змонтовані в загальному алюмінієвому корпусі. До складу насоса регулятора входять:

- насос високого тиску,
- вхідний фільтр,
- два центральних паливних фільтра,
- повітряний фільтр з редуктором,
- основна дозирующая голка,
- клапан постійного перепаду,
- Стоп-кран ,
- запірний і підпірних клапани першого контуру,
- розподільний і запірний клапан другого контуру,

- клапан постійного тиску,
- датчики командного тиску палива турбокомпресора і вільної турбіни,
- синхронізатор потужності з золотником аварійного відключення,
- клапани мінімального тиску контурів регулятора ТК і СТ,
- автомат запуску,
- автомат прийомистості,
- виконавчий механізм ІМ-47 з блокувальним золотником,
- регулятор напрямних апаратів компресора
- клапан відведення повітря.

Для зручності технічного обслуговування регульовальні гвинти насоса - регулятора мають цифрове, а регульовальні жиклери - літерне таврування на корпусі агрегату. Вплив регульовальних гвинтів і жиклерів агрегату на регульовані параметри наведені в таблиці.

Регулювочний гвинт.	Регульований параметр.	Ціна одного обороту гвинта.	Допустимий діапазон регулювання, обороти гвинта.	Необхідне значення регульованого параметра при перевірці.
1	Максимальна настройка регулятора частоти обертання ротора ТК	0,5%	± 12 об.	Див. Графік.
2	Частота обертання ротора ТК на малому газі.	0,4% -1 кляцання 1 оборот - 18 кляцань.	+ 1об. - 1,5об.	Див. Графік.
3	Частота обертання НВ.	3%	± 1об.	(96 ± 0,5)%.
4	Частота обертання НВ.	0,35%	± 9 об.	(96 ± 0,5)%
5	Частота обертання ротора ТК при відключенні стартера	4%	± 1 об.	60 ... 65%
6	Частота обертання ротора ТК при спрацюванні блокувального механізму ІМ-47.	6,5%	± 1,5 об.	84%

13	Тиск палива при помилковому запуску.	0,5 кгс / см ²	± 1,5 об.	2,5 ... 3 кгс / см (2)
15	Частота обертання ротора ТК визначається обмежувачем максимальної витрати палива.	0,75%	± 3 об.	Див. Графік «Д».
17	Максимальна температура газу на кінцевому етапі запуску, час часткової прийомистості.	При загвинчуванні Тг знижується, а час прийомистості зростає.	+3, -2	Див графік. Час прийом. = 3 ... 6 сек.

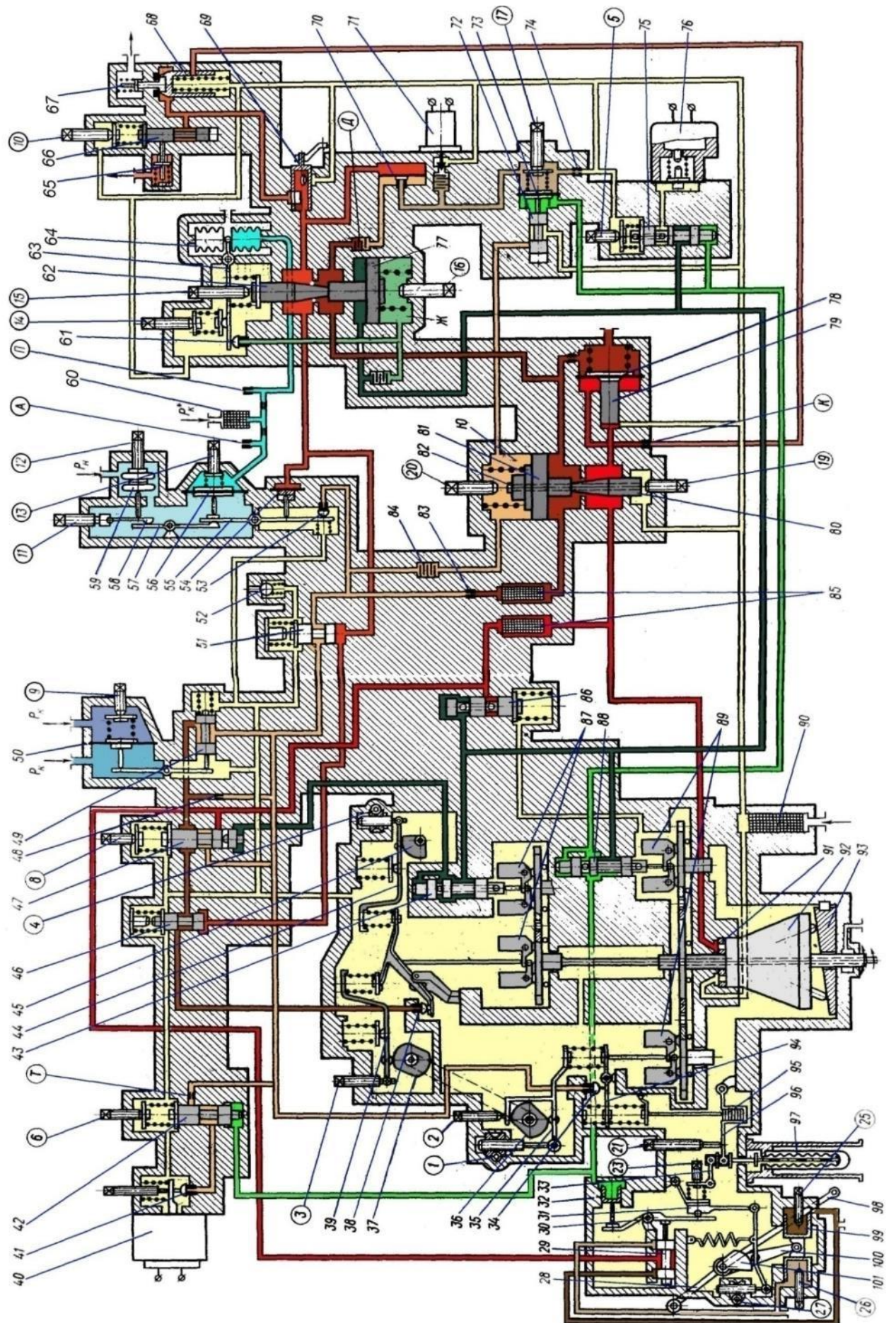
Регульов-аний жиклер.	Регульований параметр.	Вплив на регульований параметр при збільшенні діаметра жиклера.	Гранично допустимі діаметри і крок жиклера.
А	Температура газу при nТК.ПР. = 40 ° С.	ТГ знижується, темп зростання nТК зменшується	1,2 ... 2,0 мм 0,1 мм.
П	Максимальна температура газу на кінцевому етапі запуску	ТГ знижується, час прийомистості зростає	1,6 ... 2,2 мм. 0,05 мм.
До	Частота обертання ротора ТК при відкритті запірною клапана.	Зростає (0,1 1%)	0,8 ... 2,5 мм. 0,1 мм.

Вхідний паливний фільтр 90 складається з латунного каркаса з напаяв на нього фільтрує сіткою з розміром осередків 0,025 ... 0,040 мм. У корпусі НР фільтр фіксується вхідним штуцером.

Центральні паливні фільтри 85 забезпечують додаткове очищення палива, що надходить до прецизійним золотниковим парам НР. За конструкцією фільтра однакові.

Кожен з них складається з 14 капсул, встановлених на загальному каркасі, і магнітного кільця, що затримує металеві продукти зносу. У каркасі фільтра встановлено кульковий клапан, перепускає в магістралі насоса неочищене паливо при засміченні фільтра.

Порожнини фільтрів закриваються пробками з встановленими під них пружинами.



Повітряний фільтр з редуктором 60 призначений для очищення і редукування тиску повітря, що підводиться через компресора двигуна до автомата прийомистості. Фільтр складається з каркаса і сітки, що фільтрує, припаяних до штуцера підведення повітря. Корпус штуцера кріпиться до корпусу редуктора, в який через перехідники вворачуються стравлювати жиклери А (автомата запуску) і П (автомата прийомистості)

Насос високого тиску плунжерного типу складається з опорної шайби змінної товщини 93, ротора 92, семи плунжерів і плоского розподільного золотника 91. Ротор насоса приводиться в обертання від ротора турбокомпресора через шлицеву ресору. При обертанні ротора плунжери, притиснуті до опорної шайби, під дією відцентрової сили роблять в своїх гніздах зворотно-поступальний рух. За один оборот ротора кожен плунжер робить два такту - всмоктування і нагнітання. Підведення і відведення палива до плунжера здійснюється через фасонні вікна розподільного золотника.

Для запобігання витoku палива з порожнини насоса в коробку приводів в його конструкцію включено торцеве ущільнення з плаваючою і опорної втулками і кришкою. Просочилося паливо через дренажний штуцер відводиться в вихлопної патрубок.

Від насоса паливо з високим тиском подається до основної дозуючої голки 80, клапану постійного перепаду 79, а також через центральний паливний фільтр - до клапана постійного тиску 86, золотника аварійного відключення синхронізатора потужності 47 і до регулятора напрямних апаратів.

Клапан постійного тиску 86 служить для підтримки постійного тиску в магістралі живильної золотникові механізми датчиків командного тиску палива 43 і 88, сервопривід дозуючої голки автомата прийомистості 62 і золотник відключення повітряного стартера 75 з метою забезпечення їх стабільної роботи.

Тип клапана - золотниковий. Золотник управляється тиском палива, що надходить під його верхній торець з магістралі постійного тиску. Принцип роботи клапана заснований на дроселювання підведення палива з магістралі нагнітання насоса отсечной кромкою золотника. Налаштування клапана задається затягуванням пружини золотника.

Датчики командного тиску палива турбокомпресора і вільної турбіни перетворюють постійний тиск палива, що надходить від клапана постійного тиску, в змінне тиск, пропорційне відповідно N^2TK і N^2CT .

Обидва датчика аналогічні по конструкції і складаються кожен з відцентрового датчика 89, 87 і золотникового механізму 88, 43. Золотник при роботі навантажений з одного боку відцентровою силою датчика, а з іншого боку - зусиллям від командного тиску палива, що надходить під верхній його торець. Принцип роботи датчика заснований на регулюванні зливу палива, що надходить з магістралі постійного тиску.

При збільшенні nTK , наприклад, золотник датчика зміщується вгору і своєї отсечной кромкою зменшує слив. При цьому зростає кількість палива, що надходить в командну магістраль і його тиск.

Командний тиск палива, пропорційне N^2TK , використовується в насосі-регуляторі для управління золотником механізму відключення повітряного стартера 75, золотником 42 блокування ІМ-47, диференціальним клапаном автомата прийомистості 72 і регулятором напрямних апаратів.

Командний тиск палива, пропорційне N^2CT використовується для управління золотником відключення синхронізатора потужності 47.

Механізм відключення стартера складається з золотника 75 і мікровиключача 76 з гумовою мембраною.

На початку запуску золотник пружиною віджимается вниз, відсікаючи при цьому порожнину мембрани мікровимикача від магістралі постійного тиску. При досягненні $nTK = 60 \dots 65\%$ золотник під дією командного тиску переміщається вгору, відкриваючи подачу палива з постійним тиском до мембрани мікровимикача. Прогин мембрани викликає спрацювання мікровимикача, що розриває при цьому ланцюг стартера. Одночасно з цим знімається блокування датчика противообледенительной системи РІО-ЗМ.

Регулювання спрацювання механізму виробляється зміною сили натягу пружини золотника гвинтом 5. При обертанні гвинта 5 за годинниковою стрілкою, частота обертання ПТК при якій відключається стартер, збільшується, а проти годинникової стрілки - зменшується.

Стоп кран 69 забезпечує останов двигуна за рахунок механічного припинення подачі палива в двигун і складається з втулки і золотника з важелем.

У положенні «Робота» золотник від'єднує магістраль підведення палива від дозуючої голки з каналом відводу палива до форсунок. При повороті золотника в положення «Стоп» канал відводу палива перекривається, а магістраль підведення палива від дозуючої голки одночасно з'єднується зі зливом на вході в насос високого тиску. Положення важеля стоп-крана контролюється по мітках «Р» (робота) і «С» (стоп), вибитим на виступах фланця кріплення втулки стоп-крана.

Запірний і підпірний клапани першого контуру форсунок відкривають підведення палива в колектор форсунок при досягненні тиску $2,5 \dots 3 \text{ кгс / см}^2$. При зупинці двигуна запірний клапан запобігає витoku палива з внутрішніх порожнин насоса-регулятора. Запірний клапан 68 складається з поршня, розташованого у втулці, пружини і сідла. Момент відкриття клапана регулюється підбором жиклера «К», через який під поршень клапана подається паливо з лінії нагнітання насоса. Збільшення діаметра жиклера викликає збільшення тиску під поршнем, в результаті чого відкриття клапана буде відбуватися при більшому значенні nTK . Підпірний клапан 67, встановлений в штуцері відведення палива до форсунок, створює додатковий опір в паливній магістралі НР, що забезпечує підтримку в ній необхідного тиску в момент відкриття запірного клапана.

Розподільчий 66 і запірний клапан 65 другого контуру форсунок забезпечують підведення палива в колектор форсунок при зростанні тиску палива до $32 \pm 1 \text{ кгс / см}^2$. Розподільчий клапан складається з золотника, що переміщається у втулці, і пружини, зтягування якої регулюється гвинтом 10.

Золотник управляється тиском палива, що надходить під його торець з магістралі дозуючої голки.

Тарільчасте запірний клапан змонтований в порожнині штуцера відводу палива в колектор форсунок.

Основна дозирующая голка і клапан постійного перепаду утворюють дозуючий пристрій, що регулює подачу палива в двигун по командам від автоматичних пристроїв.

Дозування здійснюється шляхом перепуску на слив частини палива з магістралі нагнітання насоса через клапан постійного перепаду. Сигналом для зміни зливу є відхилення перепаду тисків від заданого значення на дозуючої голки при її переміщенні або зміні подачі насоса

Вузол основний дозуючої голки (ОДГ) складається з золотника 80 із закріпленням на ньому сервопоршнем 81, втулки і пружини сервопоршня. На поверхні золотника в середній його частині виконані два фасонних зрізу, що утворюють його профільну частину. Зазор між профільною частиною золотника і внутрішнім паском втулки є дозуюче перетин для проходу палива до форсунок. Переміщення золотника вгору викликає зменшення площі перетину, а вниз - збільшення. Хід золотника обмежується гвинтами мінімального 20 і максимального 19 витрат палива. Переміщення золотника здійснюється за рахунок регулювання тиску в порожнині Ю сервопоршня, яке визначається співвідношенням між обсягом палива, що підводиться в цю порожнину через жиклер 83 і дросельний клапан 84, і обсягом палива перепускає на сливі. Злив здійснюється через клапан одного з автоматичних пристроїв і є змінною величиною. У разі рівного розподілу обсягів сливального і підводиться палива тиск в порожнині Ю підтримується постійним, а поршень разом з золотником знаходиться в рівновазі. Зменшення обсягу сливального палива (при закритті клапана одного з регуляторів) викликає підвищення тиску в порожнині Ю і переміщення дозуючої голки вниз, у бік збільшення подачі палива, а збільшення зливу призводить до зменшення тиску в порожнині Ю і переміщенню дозуючої голки вгору, в бік зменшення подачі палива.

На торці золотника голки встановлений прискорювальний клапан 82, що забезпечує в початковий момент запуску переклад дозуючої голки з упору максимальної подачі, на якому вона знаходиться під дією пружини, на упор мінімальної подачі. Робота клапана полягає в зливі палива з порожнини Ю через внутрішню розточення золотника.

Клапан постійного перепаду складається з золотника 79, втулки і пружини. Мембрана навантажена зліва зусиллям від тиску палива, що надходить з лінії нагнітання на-соса, а праворуч - зусиллям від затяжки пружини і тиску палива, що надходить з каналу за дозувальною голкою. На сталих режимах мембрана і золотник знаходяться в рівновазі, забезпечуючи сталість зливу з лінії нагнітання. При порушенні рівноваги мембрана переміщає золотник і змінює обсяг сливального палива з лінії нагнітання. Наприклад, при переміщенні дозуючої голки в сторону збільшення прохідного перетину перепад тисків на голці зменшується, що викликає зміщення мембрани і золотника вліво. Золотник при

цьому перекидає злив з лінії нагнітання для відновлення колишнього значення перепаду тисків.

Регулятор частоти обертання турбокомпресора служить для підтримки заданої частоти обертання ротора турбокомпресора від режиму малого газу до вступу в роботу регулятора частоти обертання вільної турбіни ($n_{TK} = 90 \dots 92\%$). Регулятор складається з відцентрового датчика частоти обертання ротора 89, двоступеневого важеля 94 з паливним клапаном 34 і пристрою, що задає, що включає в себе пружину, важіль 35 і профільований кулачок 36. Кулачок розташований на валику важеля керування двигуном (РУД).

На сталому режимі роботи двигуна (при $n_{TK} = \text{const}$) важіль регулятора знаходиться в рівноважному положенні, при якому злив палива через клапан 34 забезпечує сталість тиску в порожнині Ю і утримання основний дозуючої голки в положенні постійної подачі палива.

При відхиленні частоти обертання n_{TK} від заданої в бік збільшення важіль 94 під тиском відцентрового датчика збільшує слив через клапан, що призводить до зменшення тиску в порожнині Ю і переміщенню дозуючої голки в сторону зменшення подачі палива для відновлення колишнього значення n_{TK} . Зменшення n_{TK} відповідно викликає прикриття паливного клапана, підвищення тиску в порожнині Ю і переміщення дозуючої голки на збільшення подачі палива.

При повороті РУД профільований кулачок пристрою, що задає, впливаючи через важіль 35 на пружину, змінює силу її натягу, забезпечуючи тим самим переналаштування регулятора на підтримку більшої або меншої частоти обертання.

При установці руд по лімбу НР в положення $\alpha_{\text{руд}} = (77 \pm 2)^\circ$ (права корекція), $\phi_{\text{НВ}} = 4^\circ$ настройка регулятора стає максимальною, відповідної $n_{TK.\text{НАСТР.}} = 101,5\%$, і при подальшому переміщенні руд залишається незмінною («майданчик максимального режиму»). При цьому потужність обмежується одним з автоматичних пристроїв (РЧВСТ, ЕРД-ЗВМ або РТ-12-6), внаслідок чого фактичне значення n_{TK} завжди буде нижче $101,5\%$ і регулятор ТК виявиться вимкненим з роботи.

Частота обертання ротора ТК на малому газі регулюється гвинтом 2, кожен оборот якого має 18 фіксованих положень (кляцань). Максимальна настройка регулятора визначається гвинтом 1 черв'ячного типу. Поворот гвинтів за годинниковою стрілкою викликає збільшення налаштування регулятора, проти годинникової стрілки - зменшення.

Температурний коректор призначений для зміни налаштування регулятора частоти обертання ротора ТК при температурах $-60 \dots +5^\circ\text{C}$, а також для корекції положення поворотних напрямних апаратів в діапазоні $\text{ТН} = -60 \dots +60^\circ\text{C}$ через зміну налаштування регулятора напрямних апаратів.

Коректор складається з термопатрон 97, штовхача і системи важелів.

Основним елементом термопатрон є герметична колба з розташованим всередині сильфоном, який через упаяний в нього шток пов'язаний з штовхачами. Порожнина між колбою і сильфоном заповнена лігроїном.

При підвищенні температури повітря, що надходить в термопатрон з повітрозабірника двигуна, сильфон внаслідок розширення лігроїна стискається і переміщує вгору штовхач. При цьому через важіль 96 і пружину видається команда на збільшення налаштування (прикриття паливного клапана) регулятора частоти обертання ротора ТК. Одночасно з цим через важіль 33 і пружину проводиться корекція налаштування регулятора напрямних апаратів компресора, який видає команду на прикриття поворотних лопаток.

При досягненні температури повітря $T_H = + 5^{\circ} \text{C}$ важіль 96 впирається в гвинт 21, внаслідок чого корекція налаштування регулятора частоти обертання ротора ТК припиняється.

У конструкцію важеля 96 вбудований термокомпенсатором 95, компенсуючий температурні розширення корпусу НР при нагріванні палива.

Регулятор частоти обертання вільної турбіни призначений для підтримки постійності частоти обертання несучого гвинта в заданих межах $(95 \pm 2)\%$ на режимах від правої корекції, до номінального включно. Регулятор складається з відцентрового датчика 87, важеля з паливним клапаном 38 і пристрою, що задає, утвореного механізмом 6% -ної і 15% -ної корекції.

Механізм 6% -ної корекції забезпечує регулятори на підтримку частоти обертання $N_{HB} = \text{const}$ у всьому діапазоні основних експлуатаційних режимів. Він складається з важеля 39, двох пружин і профільованого кулачка 37, встановленого на загальному валу з кулачком 36 регулятора частоти обертання ротора ТК і з руд.

Механізм 15% -ної корекції, забезпечує можливість ручного переналаштування частоти обертання несучого гвинта і по конструкції аналогічний механізму 6% -ної корекції. Профільований кулачок механізму 15% -ної корекції 45 встановлений на валу важеля переналаштування, що наводиться в обертання від перемикача на важелі «крок-газ» (ППЧНВ) через електромеханізм МП-100.

На сталих режимах, що характеризуються постійним кроком НВ, важіль і паливний клапан регулятора знаходяться в рівновазі, забезпечуючи злив палива з порожнини Ю, при якому положення основної дозуючої голки і подача палива в двигун будуть незмінними. Відхилення N_{HB} від заданого значення викликає зміни зусилля з боку відцентрового датчика і відповідно зміна положення важеля і паливного клапана. Це супроводжується зміною тиску в порожнині Ю і переміщенням основної дозуючої голки на зміну подачі палива для відновлення заданого значення N_{HB} .

На перехідних режимах зміна кроку НВ призводить до зміни потрібної гвинтовий потужності і відхилення N_{HB} і n_{CT} від заданих значень. Реагуючи на що виникло відхилення, регулятор видає команду основою дозуючої голки на зміну розполагаемой потужності двигуна для відновлення колишнього значення n_{CT} . Переміщення важеля «крок - газ» на перехідних режимах викликає переналаштування регулятора через механізм 6% -ної корекції і, отже, видачу команди основний дозуючої голки на зміну подачі палива одночасно зі зміною

завантаження НВ. Завдяки цьому значно скорочуються динамічні «провали» (або «занедбаність») частоти обертання несучого гвинта на перехідних режимах.

Наявність 6% -ної корекції забезпечує також компенсацію статичної помилки в роботі регулятора («статизму»), гарантуючи тим самим підтримання ННВ на всіх режимах з високою точністю.

На злітній режимі регулятор з роботи вимикається, так як потрібна потужність двигуна, обмежується електронними регуляторами, стає при максимальному кроці несучого гвинта недостатньою для досягнення $\text{ННВ} = 95\%$, частота обертання НВ зменшується, стаючи нижче, ніж настройка регулятора.

Регулювання частоти обертання несучого гвинта здійснюється гвинтами 3 і 4. Обертання гвинтів за годинниковою стрілкою викликає збільшення ННВ, а проти - зменшення.

Синхронізатор потужності разом з регулятором частоти обертання вільної турбіни входить в систему підтримки $\text{ННВ} = \text{const}$ і призначений для усунення разнорежимності роботи двигунів шляхом вирівнювання тисків за їх компресорами.

Виникнення разнорежимності пов'язано з погрішностями в налаштуванні частоти обертання СТ (різниця в зусиллях затягування настроювальних пружин). Синхронізатор складається з повітряної мембрани 50 і золотникового механізму 49. Повітряна мембрана порівнює тиск повітря за компресором «свого» двигуна, яке надходить в її праву порожнину, з тиском за компресором сусіднього двигуна, що подається в ліву порожнину. Золотниковий механізм, пов'язаний з мембраною важелем встановлений в магістралі зливу, що з'єднує порожнину Ю основний дозуючої голки з регулятором частоти обертання СТ.

У разі рівного розподілу тисків в мембранних порожнинах або при більшому тиску в правій порожнині (тобто за компресором свого двигуна) золотник не впливає на величину зливу і відповідно на режим роботи двигуна.

У двигуна, що має меншу настройку РЧВСТ тиск в правій мембранної порожнини синхронізатора виявляється менше, ніж в лівій, внаслідок чого золотник почне зміщуватися вліво, дроселює при цьому слив з порожнини Ю. Це викличе переміщення основної дозуючої голки в сторону збільшення подачі палива до моменту відновлення рівності тисків в мембранних порожнинах.

У процесі запуску двигуна при працюючому сусідньому двигуні різниця тисків в мембранних порожнинах досягає величини, при якій золотник синхронізатора запускається двигуна повністю перекриває слив з порожнини Ю, не забезпечуючи необхідну витік палива через клапан РЧВСТ. В результаті цього підвищується тиск в порожнині Ю і дозирующая голка перенастраивается на велику подачу палива. Для виключення цього явища до складу синхронізатора введений обвідний паливний жиклер 48.

Блокувальний золотник синхронізатора потужності 47 призначений для аварійного відключення синхронізатора при збільшенні частоти обертання НВ до $(107 \pm 2)\%$. Зазначене явище має місце в разі порушення кінематичного зв'язку ротора СТ з відцентровим датчиком РЧВСТ (руйнування гнучкого валика). При

цьому паливний клапан останнього перекриває злив з порожнини Ю, викликаючи тим самим переміщення основної дозуючої голки на збільшення подачі палива аж до виходу двигуна на злітний режим. При цьому синхронизатор сусіднього двигуна, фіксуючи виникнення різниці тисків за компресорами, також перекриває злив з порожнини Ю, що призводить до швидкого зростання його потужності і до некерованої розкрутці несучого гвинта.

Вузол блокувального золотника включає в себе золотник 47 з втулкою і штовхачем, а також пружину золотника з регульовальним гвинтом 8. Золотник управляється командним тиском палива, пропорційним N^2CT надходять під його штовхач від золотникового механізму датчика 43.

При зростанні NHV до $(107 \pm 2)\%$ штовхач під дією зусилля від командного тиску зміщує золотник вгору, відкриваючи при цьому канал підведення під золотник палива з лінії нагнітання насоса. Під дією цього тиску золотник зміщується в крайнє верхнє положення, з'єднуючи при цьому порожнину Ю зі зливом в РЧВСТ минаючи синхронизатор потужності. При цьому РЧВСТ починає знижувати режим роботи справного двигуна до тих пір, поки сумарна потужність двигунів не забезпечить обертання несучого гвинта з частотою обертання $(92 \pm 2)\%$.

Клапани мінімального тиску 51 і 46 обмежують нижню межу подачі палива в двигун в висотних умовах і при різкому скиданні газу. Обидва клапана аналогічні по конструкції і являють собою золотникові механізми, керовані тиском дозованого палива, що відбирається з каналу за дозувальною голкою 62 автомата прийомистості. У разі падіння тиску палива нижче заданої межі золотник клапана опускається під дією пружини вниз, дроселює при цьому слив з порожнини Ю і припиняючи тим самим переміщення основної дозуючої голки в сторону зменшення подачі палива.

Клапан 51 виключає падіння тиску палива нижче $12 \text{ кгс} / \text{см}^2$ на режимі малого газу для запобігання зриву факела полум'я в камері згоряння. Клапан 46 обмежує нижню межу витрат палива на режимах визначаються РЧВСТ, запобігаючи падінню потужності двигуна нижче 400 л. с., при якій може статися розчеплення муфти вільного ходу. Клапан налаштований на тиск $18 \text{ кгс} / \text{см}^2$.

Виконавчий механізм ИМ-47, Керує положенням основний дозуючої голки на злітний і надзвичайному режимах по командам від електронного регулятора двигуна ЕРД-3ВМ (контуру ТК) і регулятора температури РТ-12-6. Вплив на ИМ-47 може являти собою як суму сигналів від обох регуляторів, так і сигнал від одного з них. Виконавчий механізм являє собою поляризоване реле 40 з рухомим якорем-заслінкою і паливним клапаном 41. При подачі живлення на реле його заслінка починає коливатися з частотою, яка визначається прогальністю сигналу, забезпечуючи при цьому злив з порожнини Ю основної дозуючої голки. Величина зливу і тиск в порожнині Ю визначаються прогальністю сигналу, яка в залежності від nTK і TG може змінюватися від 0 до 100%.

Блокувальний золотник виконавчого механізму блокує роботу ИМ-47 в разі зменшення ПТК нижче 84%. Блокувальний золотник 42 управляється командним тиском палива, пропорційним N^2TK яке подається під його торець від датчика

88. При зменшенні n_{TK} до 84% золотник під дією пружини опускається вниз, відсікаючи при цьому паливний канал виконавчого механізму від каналу зливу палива з порожнини Ю.

Налаштування блокувального золотника регулюється гвинтом 6. При повороті гвинта за годинниковою стрілкою значення n_{TK} , при якому спрацьовує золотник, збільшується.

Автомат запуску дозує подачу палива в камеру згоряння на першому етапі запуску (до $n_{TK} = 45\%$) в залежності від тиску повітря за компресором РК і тиску зовнішнього повітря РН.

Принципово автомат запуску (АЗ) складається з повітряної і паливної частин, з'єднаних важелем 55. Паливна частина АЗ складається з клапана 53, керуючого зливом палива з порожнини Ю, і вузла паливної мембрани 54, що є датчиком тиску палива перед форсунками.

Повітряна частина АЗ складається з вузла повітряної мембрани 56 і висотного коректора 59. У праву порожнину мембрани через повітряний фільтр 60 через компресора подається стиснене повітря, тиск якого редукується вхідним (Вхідний жиклер являє собою калібрований отвір, висвердлений в тілі корпусу редуктора повітряного фільтра) і стравлювати А жиклерами. Ліва порожнину мембрани через отвір корпусу повідомляється з атмосферою.

Висотний коректор автомата запуску є пакет герметичних анероїда 59, підібганих регулювальним гвинтом 12 до опори 58, з'єднаної через важіль коректора 57 з важелем 55.

Перед запуском двигуна важіль 55 під дією пружини притискає клапан 53 до сидла, перекриваючи злив з порожнини Ю. В початковий момент запуску паливна мембрана за рахунок зусилля, створюваного тиском палива, повертає важіль АЗ за годинниковою стрілкою і відкриває клапан 53, що з'єднує порожнину Ю зі зливом. Основна дозирующая голка при цьому утримується на упорі мінімальної подачі палива. У міру збільшення n_{TK} і РК повітряна мембрана починає повертати важіль АЗ на прикриття клапана, завдяки чому тиск в порожнині Ю наростає і основна дозирующая голка переміщається на збільшення подачі палива. Зростання при цьому тиск палива через мембрану 54 створює на важелі АЗ зусилля, що викликає відкриття клапана і відповідно зниження тиску в порожнині Ю. Завдяки цьому гальмується переміщення дозуючої голки на збільшення подачі палива і запобігає надмірне наростання тиску палива перед форсунками. При досягненні $n_{TK} = 45\%$ паливний клапан під дією тиску повітря перекриває злив з порожнини Ю, т. Е. АЗ вимикається з роботи.

У висотних умовах настройка АЗ знижується висотним коректором для запобігання переобогащення суміші в камері згоряння і закидання температури газу перед турбіною. З підйомом на висоту анероїди коректора розширюються і через 57 створюють на важелі АЗ зусилля, спрямоване на відкриття зливу палива з порожнини Ю. Регулювання подачі палива на першому етапі запуску проводиться регулювальним гвинтом 13 або підбором стравлювати жиклера А. Гвинтом 13 регулюється тиск палива в початковий момент запуску (тиск палива

перевіряється при помилковому запуску). Поворот гвинта за годинниковою стрілкою збільшує тиск палива, а проти - зменшує. Жиклером А регулюється темп наростання n_{TK} і TG на першому етапі запуску. Регульованим параметром при цьому є температура газу при наведеної частоті обертання ротора $TK = 40\%$.

Автомат прийомистості дозує подачу палива в камеру згоряння на режимах прийомистості (розгону), а також на другому етапі запуску при $n_{TK} = 45 \dots 75\%$ відповідно до тиску повітря за компресором РК і частотою обертання ротора ТК. У разі відмови (виключення) електронних регуляторів на злітній режимі автомат прийомистості виконує функцію обмежувача максимальної витрати палива.

Основними частинами АП є: вузол дозуючої голки, механізм управління дозуючої голкою і механізм регулювання перепаду тисків на дозувальній голці.

Вузол дозуючої голки складається з золотника 62, з'єднаного сервопоршнем 77, втулки і пружини. У порожнині сервопоршня паливо підводиться з магістралі постійного-ного тиску, причому в нижню порожнину Ж через дросель. Тиск в порожнині Ж регулюється шляхом зливу палива через клапан 61. Крайні положення дозуючої голки фіксується гвинтами мінімального 16 і максимального 15 витрат палива.

Механізм управління дозуючої голкою АП змінює положення голки, відповідно до тиску повітря за компресором Рк шляхом регулювання зливу з порожнини Ж. механізм складається з блоку сильфонов 64, важеля 63, двох пружин і паливного клапана 61. Блок сильфонов складається з вакуумного і повітряного сильфонов. У порожнину останнього з дифузора камери згоряння через повітряний фільтр подається стиснене повітря, тиск якого редукується вхідним і стравлювати П жиклерами.

На сталих режимах ($RK = const$) важіль 63 знаходиться в рівновазі, забезпечуючи слив з порожнини Ж, при якому дозирующая голка АП нерухома. При цьому дозуюче перетин голки АП більше, ніж дозуюче перетин основний голки. На режимі розгону повітряний сильфон розширюється і повертає важіль на прикриття зливу з порожнини Ж. Дозуюча голка при цьому переміщається вгору на збільшення прохідного перетину. Одночасно з цим під дією пружини зворотного зв'язку важіль переміщається до вихідного рівноважного стану, в результаті чого рух голки спочатку сповільнюється, а потім припиняється.

Регулювання перепаду тисків на дозуючому перетині голки АП проводиться відповідно до частоти обертання ротора ТК. Механізм регулювання перепаду складається з дроселя Д, мембрани 70 нульового перепаду, диференціального клапана 72 і жиклера 74 постійного зливу.

У праву порожнину мембрани 70 подається паливо з каналу за дозувальній голкою АП, а в ліву з каналу перед голкою. Регулюючи злив палива з лівої порожнини, мембрана підтримує в ній тиск, що дорівнює тиску в правій порожнини, в результаті чого на дроселі Д створюється перепад тисків, рівний перепаду на дозувальній голці АП. Оскільки витрата палива через дросель і жиклер 74 постійного зливу однакові, перепад тисків на жиклері завжди буде пропорційний перепаду тисків на дроселі.

Так як тиск за жиклером - постійна величина, можна вважати, що тиск палива перед жиклером пропорційно перепаду тисків на дозувальній голці АП.

Диференціальний клапан складається з вузла паливної мембрани 73 і золотникового механізму 72, пов'язаного з порожниною Ю основний дозуючої голки. Золотник управляється мембраною, навантаженої справа зусиллям від зтяжки пружини і тиску палива, пропорційного перепаду тисків на дозувальній голці АП. Зліва на мембрану діє командне тиск палива, пропорційне N^2TK , що надходить від датчика 88. На сталих режимах золотник клапана знаходиться в правому положенні, перекриваючи злив з порожнини Ю. При переході двигуна на підвищений режим, одне з автоматичних пристроїв перекриває злив з порожнини Ю, викликаючи швидке переміщення основної дозуючої голки на збільшення подачі палива і, отже, зростання перепаду тисків на дозувальній голці АП. При цьому мембранний механізм 73 переміщує золотник вліво, відкриваючи слив з порожнини Ю.

Надалі в міру зростання nTK золотник диференціального клапана під дією командного тиску переміщається вправо і прикриває слив з порожнини Ю. При цьому рух основний дозуючої голки прискорюється, а перепад тисків на дозувальній голці АП зростає пропорційно N^2TK .

При виході двигуна на заданий режим основна дозирующая голка стає під контроль одного з автоматичних пристроїв і зупиняється. При цьому перепад тисків на голці АП зменшується, що призводить до закриття диференціального клапана і вимикання автомата прийомистості з роботи. Регулювання витрати палива на режимах розгону здійснюється регулювальним гвинтом 17 або підбором стравлювати жиклера П. Поворот гвинта за годинниковою стрілкою, як і збільшення діаметра жиклера, переналаштовує АП на більш глибоку зрізання палива, в результаті чого знижується темп зростання nTK і ТГ на режимі розгону і збільшується час прийомистості.

При роботі двигуна на злітному режимі дозирующая голка АП встановлюється на упор максимальної подачі. При цьому витрата палива через її дозуюче перетин буде залежати від становища основної дозуючої голки, керованої електронними регуляторами, і роботи диференціального клапана.

У разі відмови електроніки, основна дозирующая голка різко переміщається до упору максимальної подачі. Що призводить до зростання перепаду тисків на голці АП, і вступу в роботу диференціального клапана. Відкриваючи слив з порожнини Ю, клапан зупиняє основну дозувальну голку, в результаті чого перепад тиску на дозувальній голці АП і, отже, подача палива в двигун стають постійними. Таким чином, автомат прийомистості виконує функцію обмежувача максимальної витрати палива (ОМР).

При працюючих електронних регуляторах включення в роботу диференціального клапана викликає додаткове зрізання палива (АП працює як ОМР) і перешкоджає виходу двигуна на злітний режим. З метою виключення впливу налаштування АП на роботу ЕРД при виході двигуна на злітний режим диференціальний клапан АП вимикається з роботи за допомогою механізму переналаштування, що включає в себе електромагнітний клапан МКТ-163 71 і

жиклер. Сигнал на вимикання електромагнітного клапана подає контур ТК електронного регулятора в процесі виходу двигуна на злітний режим при досягненні частоти обертання n_{TK} на 5% нижче максимального значення, що визначається налаштуванням ЕРД. При цьому електромагнітний клапан відкриває злив палива з каналу за мембраною нульового перепаду, що призводить до падіння тиску в правій мембранній порожнині диференціального клапана. В результаті цього клапан закриває слив з порожнини Ю, що забезпечує зняття обмеження по перепаду тисків на дозувальній голці АП. Витрата палива при цьому буде визначатися тільки становищем основної дозуючої голки, керованої електронними регуляторами.

Відключення диференціального клапана при виході на злітний режим забезпечує також і поліпшення прийомистості двигуна, так як сприяє більш інтенсивному наростанню подачі палива в камеру згоряння.

Регулятор напрямних апаратів компресора (РНА) керує положенням лопаток ВНА і НА перших чотирьох ступенів компресора за певною програмою відповідно до наведеної частоти обертання ТК. Принципово РНА складається з вузла верхнього гідроциліндра і командного вузла.

Основним елементом вузла гідроциліндра є силовий поршень 99, який через сухар і важіль 100 пов'язаний з силовим валиком РНА. На силовому валу встановлюється важіль 28, пов'язаний тягою з верхнім механізмом повороту лопаток компресора. Рух поршня в циліндрі обмежується упором 26 «малого газу» і упором 25 злітної режиму.

Командний вузол РНА складається з золотникового механізму 29, важеля - ваг 30, поршня командного тиску 32, важеля температурної корекції 33 і механізму зворотного зв'язку.

Поршень 32 і механізм температурної корекції виробляють сигнали, пропорційні відповідно частоті обертання ротора ТК і температурі зовнішнього повітря. Важіль - ваги, підсумовуючи ці сигнали, формує підсумковий сигнал, пропорційний наведеної частоті обертання ротора ТК, і передає його на золотниковий механізм, керуючий підведенням палива в порожнині верхнього і нижнього гідроциліндрів.

Механізм зворотного зв'язку встановлює в процесі регулювання певну відповідність між зміною наведеної частоти обертання ротора ТК і зміною положення лопаток НА (ВНА). Механізм зворотного зв'язку включає в себе валик з профільованим кулачком 101, тяги і повзун 31. Валик приводиться в обертання від однієї з лопаток ВНА через регульовані тяги L1 і L2 і важіль зворотного зв'язку 98 на насосі - регуляторі.

На сталих режимах важіль - ваги знаходиться в рівновазі, а золотник займає нейтральне положення, перекриваючи канали відводу палива до гідроциліндрів. При збільшенні n_{TK} під дією командного тиску палива поршень повертає важіль - ваги проти годинникової стрілки, в результаті чого золотник зміщується в положення правіше нейтрального і відкриває підведення палива з лінії нагнітання насоса в ліву порожнину верхнього гідроциліндра, поєднуючи одночасно праву порожнину зі зливом. При цьому силовий поршень починає

переміщатися в бік упору 25, забезпечуючи через систему важелів і тяг поворот лопаток НА на відкриття (зменшення α вна). Синхронно з верхнім гідроциліндром працює і нижній гідроциліндр, що виключає перекид поворотних кілець НА.

Одночасно з цим кулачок 101, повертаючись проти годинникової стрілки, віджимає тягу разом з повзуном 31 вниз, за рахунок чого збільшується плече важеля - ваг, на яке діє пружина температурної корекції. В результаті важіль-ваги разом з золотником починають повертатися до вихідного положення. У момент повернення золотника в нейтральне положення лопатки НА фіксуються в новому положенні при меншому значенні α вна.

У разі зменшення n_{TK} РНА працює аналогічно, але в зворотну сторону, забезпечуючи поворот лопаток на прикриття.

При збільшенні T_H ($NTK = \text{Const}$) по сигналу від термопатрона, переданому через важіль 33 і пружину, важіль - ваги повертаються за годинниковою стрілкою, зміщуючи при цьому золотник в положення лівіше нейтрального. В результаті РНА видає команду на прикриття лопаток НА (збільшення α вна).

Перед запуском двигуна важіль - ваги під дією пружини повернутий за годинниковою стрілкою, а золотник перебуває в положенні лівіше нейтрального. Відповідно при запуску силовий поршень відразу встановлюється на упор 26, забезпечуючи установку лопаток на прикриття ($\alpha_{ВНА} = 27 + 1,5$) °. В даному положенні лопатки утримуються до $n_{TK.ПР.} = 81\%$, після чого починається їх поступовий поворот на відкриття.

Регулювання характеристики кутів НА проводиться в експлуатації зміною довжини тяг зворотного зв'язку $L1$ і $L2$. Зміна довжини тяги $L1$ викликає зміна кута нахилу характеристики, а зміна довжини тяги $L2$ - її паралельне зміщення.

Зміна $\alpha_{ВНА}$ на 1° дає зміна потужності двигуна на 70 к.с.

Клапан відведення повітря 52 служить для видалення повітря з магістралей паливної системи двигуна, а також для заповнення внутрішніх порожнин паливної системи маслом при консервації двигуна. Клапан складається з кульки з пружиною і втулки. Порожнина клапана заглушена пробкою.

Нижній гідроциліндр з кінцевим перемикачем.

Спільно з РНА є частиною системи управління компресором і призначений для приводу в дію нижнього механізму повороту лопаток НА компресора і для управління клапанами перепуску повітря.

До складу гідроциліндра входить вузол силового поршня, аналогічний по конструкції і роботі верхньому гідроциліндра, а також вузол кінцевого перемикача, керуючий становищем клапанів перепуску повітря. Вузол перемикача складається з золотника і втулки, встановлених в расточке хвостовика задньої пробки гідроциліндра.

При запуску двигуна силової поршень переміщається під дією тиску палива в крайнє праве положення до упору в гільзу золотника. При цьому золотник перепускає паливо з високим тиском через штуцери Г і В до клапанів перепуску повітря, забезпечуючи їх відкриття. При збільшенні $n_{TK.ПР}$ понад 81% силовий

поршень зміщується вліво, забезпечуючи поворот лопаток НА на відкриття. Слідом за поршнем під дією тиску переміщається і золотник. При $n_{TK.ПР.} = 84 \dots 87\%$ золотник перекриває підведення палива до клапанів, одночасно повідомляючи їх зі зливом. У цей момент обидва клапана закриваються. Регулювання спрацьовування клапанів перепуску повітря в процесі експлуатації не проводиться.

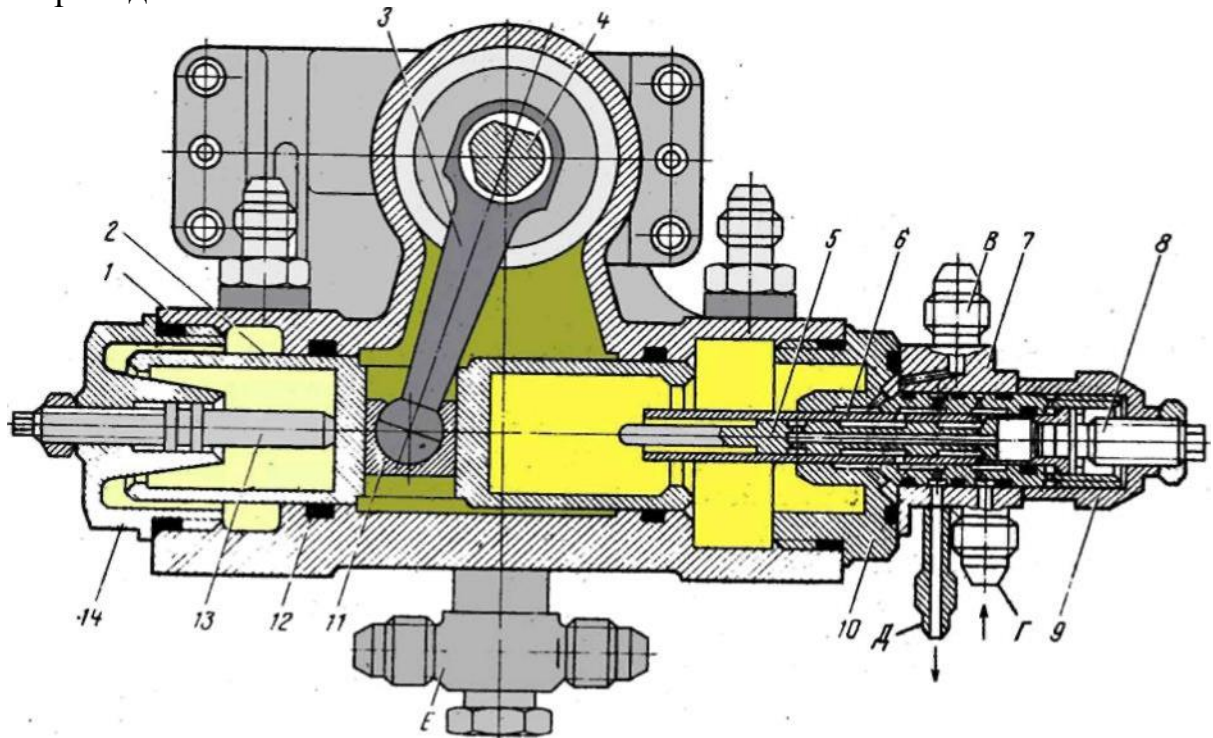


Рис. 14 Нижній гідроциліндр з кінцевим перемикачем

- | | |
|--|--|
| 1- корпус, | 8-регулювальний гвинт упору малого газу, |
| 2-силовий поршень, | 9-заглушка, |
| 3- важіль , | 10, 14 - пробки, |
| 4-силовий валик | 11-сухар, |
| 5-золотник кінцевого перемикача | 12- резино-фторопластове ущільнення, |
| 6-гільза, | 13 - регулювальний гвинт упору злітного режиму |
| 7-корпус штуцерів «В», «Г» та «Д», режиму. | |

Виконавчий механізм ИМ-3А.

Є частиною системи захисту вільної турбіни і призначений для зливу палива з клапана постійного перепаду насоса - регулятора по сигналу від електронного регулятора двигуна (АЗСТ).

Виконавчий механізм складається з електромагніту з рухомою заслінкою, клапана і паливного фільтра, розташованих в загальному литому корпусі. При подачі на електромагніт сигналу від АЗСТ його заслінка переміщується вправо, забезпечуючи при цьому злив палива з клапана постійного перепаду на вхід в паливний фільтр 8Д2.966.236. При цьому клапан постійного перепаду зміщується в крайнє праве положення, з'єднуючи лінію нагнітання насоса високого тиску зі зливом.

Подача палива в канали основної дозуючої голки при цьому припиняється, що викликає закриття запірних клапанів і вимикання двигуна.

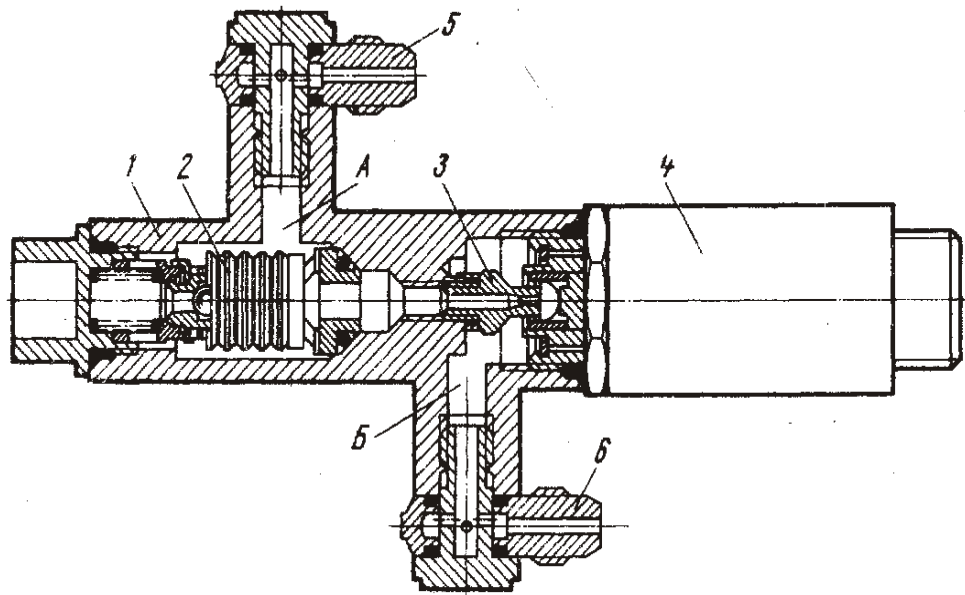


Рис. 15 Виконавчий механізм ИМ-3А

1-корпус, 2-фільтр, 3-клапан, 4-електромагніт підведення палива з насоса - регулятора ,
6 - штуцер відведення палива на слив.

Електронний регулятор двигуна ЕРД-3ВМ.

Являє собою спеціалізовану електронну цифрову обчислювальну машину з незмінною програмою, що працює в реальному масштабі часу. ЕРД входить складовою частиною в систему обмеження максимальних режимів і в систему захисту вільної турбіни і призначений для вироблення керуючих сигналів на виконавчий механізм насоса-регулятора ІМ-47, виконавчий механізм системи захисту вільної турбіни ИМ-3А і на виконавчий механізм переналаштування автомата прийомистості МКТ-163 .

Електроживлення регулятора здійснюється від шин акумуляторної батареї і від випрямного пристрою бортової системи електропостачання трифазного змінного струму. Напруга живлення-27 В.

Конструктивно ЕРД складається з литого підстави з чотирма кріпильними лапками і кожуха. На лицьовій панелі ЕРД розташовані: вилки Х1 і Х2 для стикування ЕРД з системами двигуна і вертольота, контрольна розетка Х3 для стикування ЕРД з пультом наземного контролю ПНК-3ВМ, клема заземлення Х4, регулювальні гвинти (резистори) «Регулювання nТК» і «Регулювання ЧР ».

До складу ЕРД входять три функціональних вузла: джерело живлення, автомат захисту вільної турбіни (АЗСТ), контур обмеження частоти обертання роботи турбокомпресора (контур ТК).

АЗСТ спільно з датчиками частоти обертання ротора СТ ДТА-10 і виконавчим механізмом ИМ-3А утворює систему захисту вільної турбіни і

забезпечує виконання таких функцій: Вироблення сигналу на виконавчий механізм ИМ-3А і на світлосигнальне табло «Перевищення n_{CT} » при досягненні $n_{CT} = (118 \pm 2)\%$, контроль справності ланцюгів ИМ-3А на працюючому двигуні при $n_{CT} = 96 \pm 2\%$.

Конструктивно АЗСТ складається з двох аналогових каналів, на кожен з яких від датчиків ДТА-10 надходять електричні сигнали, частота яких пропорційна частоті обертання ротора СТ. Кожен з каналів проводить вимірювання частоти сигналів і порівнює її з максимально допустимою частотою.

При досягненні граничного значення n_{CT} відбувається спрацювання обох каналів АЗСТ з видачею команди на виконавчий механізм ИМ-3А і на світлосигнальне табло «Перевищення n_{CT} ». При цьому обидва канали стають на самоблокування, що унеможливує проведення запуску двигуна. Розблокування здійснюється короткочасним (на 2 ... 3сек) вимиканням живлення ЕРД.

При спрацюванні одного з каналів АЗСТ видає сигнал тільки на табло. Якщо при цьому протягом 0,2 сек. другий канал не спрацює, то схема контролю видає команду на установку обох каналів у вихідне положення.

Контур турбокомпресора ЕРД спільно з датчиком частоти обертання турбокомпресора ДЧВ-2500, датчиком температури зовнішнього повітря П-77, датчиком тиску зовнішнього повітря ИКД-27Да-220-780 і виконавчим механізмом ИМ-47 утворює систему обмеження максимальних режимів.

Основними функціями контуру ТК є:

- Обмеження частоти обертання ротора ТК на злітній режимі з корекцією по РН і ТН відповідно до закону

$$n_{TK} = 109,1 + 0,159T_H - 14,41P_H.$$
- Обмеження максимальної частоти обертання ротора ТК

$$n_{TK} = 101\%.$$
- Обмеження максимальної наведеної частоти обертання ротора ТК ($N_{TK} = 103\%$) шляхом корекції n_{TK} по ТН по закону

$$n_{TK} = 100,5 + 0,192T_H$$
- Перенастроювання контуру ТК, що забезпечує переклад двигуна на надзвичайний режим (ЧР) з одночасною видачею сигналу на табло «ЧР»

Примітка: Переклад двигуна на режим «ЧР» проводиться при відмові сусіднього двигуна при виконанні наступних умов:

1. Наявності сигналу від вимикача ЧР на пульті ЕРД,
 2. Наявності різниці в частотах обертання роторів ТК «свого» і сусіднього двигуна 5 ... 9%,
 3. Досягненні n_{TK} значення на 1% нижче розрахункового значення максимальної злітної режиму.
- Обмеження n_{TK} на надзвичайному режимі значенням, що перевищує n_{TK} злітної режиму на 1 ... 1,2%.
 - Видача керуючого сигналу на виконавчий механізм МКТ-163 переналаштування автомата прийомистості в процесі розгону двигуна при досягненні n_{TK} на 5% нижче розрахункового значення для максимальної

злітної режиму і зняття сигналу в процесі скидання газу при nTK на 7% нижче розрахункового значення.

- Зниження обмежуваного значення nTK в режимі «контроль» на 4% за сигналом від спеціального перемикача на пульті ЕРД.

Вхідні електричні сигнали від датчиків nTK , TH , RH надходять на пристрій введення контуру TK і перетворюються в цифровий код поточної величини nTK . Цифрова мікроЕОМ за надійшла вхідної інформації обчислює входи керуючих впливів за програмою, що зберігається в постійному пристрої, що запам'ятовує (ПЗУ).

Управління впливу видається у вигляді вихідного дискретного сигналу на МКТ-163, а також сигналу на виконавчий механізм ИМ-47. При цьому задане значення nTK вибирається по мінімуму з розрахованих значень nTK допустимого, але не більше максимально допустимої частоти обертання. В системі обмеження режимів контур TK ЕРД працює спільно з регулятором температури РТ-12-6. При цьому сигнали від ЕРД і РТ надходять на ИМ-47 через систему АБО.

Спільна робота регуляторів здійснюється шляхом зупинки роботи пристрою виведення ЕРД на час проходження імпульсного сигналу від РТ, після закінчення якого робота пристрою виведення триває. Одночасно з видачею сигналу на ИМ-47 контур TK видає команду на включення табло «РТ (ЕРД) працює».

ЕРД має також систему вбудованого контролю, яка при виявленні відмови знімає всі керуючі сигнали і формує команду на табло «Відключення ЕРД». При запуску двигуна табло «Відключення ЕРД» горить до $nTK = 60\%$.

Регулятор температури РТ-12-6

Регулятор температури РТ-12-6 спільно з батареєю термопар Т-102 і виконавчим механізмом ИМ-47 насоса - регулятора утворює систему обмеження температури газів перед турбіною. Основні елементи регулятора змонтовано в блоках, встановлених на литому корпусі, і з'єднаних між собою друкованим монтажем.

На лицьовій панелі регулятора розташована клемна колодка для підключення термопар, силовий штепсельної вилки для підключення регулятора до електричної мережі вертольота і контрольний роз'єм для підключення пульта контролю ПКРТ.

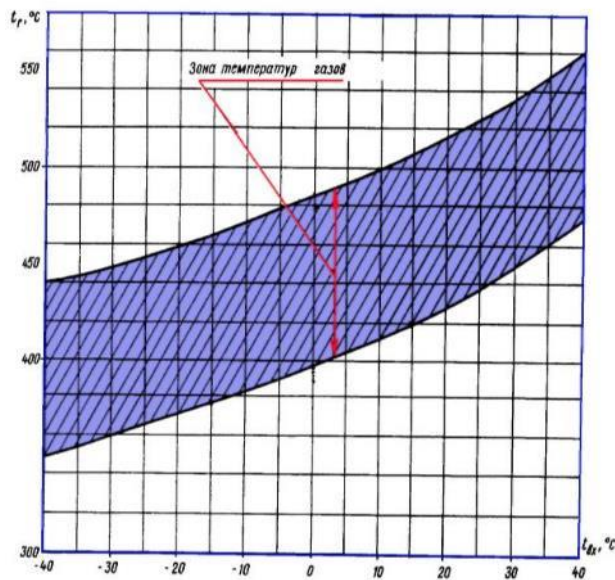
У регуляторі сигнал отриманий від термопар, порівнюється з опорною напругою задатчика, пропорційним максимальній температурі газу.

При зростанні ТГ вище налаштування регулятора елемент порівняння видає сигнал на підсилювач, де він посилюється і далі через контур TK ЕРД надходить на виконавчий механізм ИМ - 47 насоса - регулятора у вигляді високочастотних імпульсів.

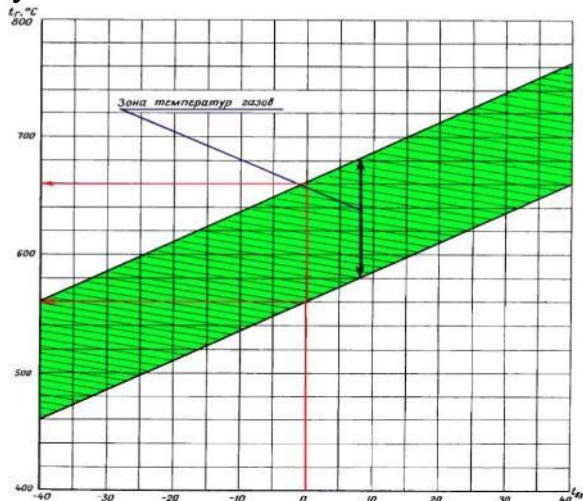
7.Перевірка і регулювання агрегатів системи автоматичного регулювання.

При перевірці та регулюванню запуску двигуна визначають температуру газів при наведеній частоті обертання ротора ТК птк пр = 40% і максимальну температуру газу на кінцевому етапі запуску.

Необхідні значення температури газу визначаються в залежності від t_n . Регулювання T_g при птк пр = 40% виробляється підбором стравлювати жиклера «А». Регулювання $T_{g\text{макс}}$ проводиться гвинтом 17 диференціального клапана автомата прийомистості. При повному використанні допустимого діапазону регулювання гвинтом 17, допускається проведення регулювання заміною стравлювати жиклера «П» автомата прийомистості.



Залежність t_g при птк пр. = 40% від t_n на вході в термопатрон НР-3ВМ при налагодженому запуску



Залежність максимальної t_g від t_n на вході в термопатрон НР-3ВМ при налагодженому запуску

Перевірка моменту видачі сигналу на відключення повітряного стартера проводиться по виключенню табло «СВ працює» в процесі запуску. Якщо

стартер при $p_{TK} = 60 \dots 65\%$ не відключається, необхідно припинити запуск двигуна натисканням на кнопку «Припинення запуску» і закриттям стоп крана. У разі якщо при $p_{TK} = 66\%$ не відбудеться відключення СВ, вимкніть його кнопкою припинення запуску, якщо СВ не відключиться, вимкніть його відключенням АІ-9В. Регулювання моменту відключення стартера проводиться гвинтом 5 насоса - регулятора.

При перевірці та регулюванні помилкового запуску.

Визначають частоту обертання ротора ТК при відкритті запірного клапана першого контуру і тиск палива. Перед хибним запуском до штуцера відводу палива в перший контур на насосі - регуляторі під'єднують манометр зі шкалою до $10 \text{ кгс} / \text{см}^2$.

Частоту обертання при відкритті запірного клапана визначають по появі тиску в першому контурі форсунок. Вона повинна становити $p_{TK} = 15 \dots 20\%$. Регулювання p_{TK} відкриття запірного клапана виробляють заміною жиклера До насоса- регулятора (Діапазон регулювання $0,8 \dots 2,5 \text{ мм}$, крок 1 мм) .Тиск палива в кінці помилкового запуску (при сталій p_{TK}) має бути в межах $2.5 \dots 3 \text{ кгс} / \text{см}^2$.

Регулювання тиску палива виробляється гвинтом 13 автомата запуску.

При перевірці і регулюванні мінімального налаштування регулятора частоти обертання ротора ТК (на малому газі), необхідне значення p_{TK} малого газу визначається за графіком залежно від t_n . Регулювання p_{TK} малого газу виробляти гвинтом 2 регулятора частоти обертання ротора ТК.

Перевірка роботи клапанів перепуску повітря (КПВ).

Зафіксувати температуру повітря взятого по інформації про погоду.

Плавним, прямим рухом РРУД збільшити частоту p_{TK} і з припинення виходу струменя повітря з відвідного патрубка або по зміні температури газів (на $20..50^\circ \text{C}$) визначити частоту обертання при якій закриваються КПВ.

Зворотним плавним рухом РРУД зменшити частоту обертання ротора ТК і по наявності струменя повітря з відвідного патрубка або по зміні температури газів з відвідного патрубка (на $20..50^\circ \text{C}$) визначити p_{TK} при якій закриваються КПВ.

Визначити по таблиці наведену частоту обертання p_{TK} , при якій закриваються і відкриваються КПВ для замірянний T_n на вході в термопатрон.

Наведена p_{TK} при якій закриваються КПВ, повинна бути в межах $84 \dots 87\%$, наведена p_{TK} при якій відкриваються КПВ не менше 82% .

Закриття клапанів перепуску повітря повинне відбуватися при p_{TK} ін. Не відрізняється від значення, записаного в формулярі двигуна, більш ніж на 1% . Це свідчить про те, що верхня частина характеристики знаходиться в нормі.

Перевірка часткової прийомистості.

Для перевірки часткової прийомистості двигун попередньо вивести корекції (автоматики) на якому зафіксувати птк, після чого двигун малий газ.

Прийомистість перевіряється переключенням двигуна за 1 ... 2 сек. на режим правої корекції. Час переходу двигуна від малого газу, до моменту, коли птк стане на 1 ... 1,5% менше, ніж зафіксована раніше на правій корекції, має бути в межах 3 ... 6 сек. Температура газів при цьому не повинна перевищувати встановлених значень (див.графік).

Регулювання часткової прийомистості проводиться регулювальним гвинтом 17, або стравлювати жиклером «П» автомата прийомистості. Діапазон регулювання гвинта 17(+3 об.), (- 2об.) Від вихідної регулювання

Діапазон регулювання жиклера «П»:

- Для двигунів ТВЗ-117ВМ- 1,6 ... 2,2 мм, крок-0,05, діапазон + 0,15 ...- 0,25 мм.

Перевірка і регулювання налаштування регулятора частоти обертання вільної турбіни.

1. Підготовчі роботи

1.1. Встановіть на перевіряється двигун технологічний упор згідно з Інструкцією з технічної експлуатації вертольота, забезпечивши положення РУД на вугіллі $85^{\circ} \pm 10$ по лімбу НР-3ВМ.Проверьте і, при необхідності, встановіть важіль переналаштування регулятора частоти обертання на кут $(66 \pm 2)^{\circ}$.

1.2. Вимкніть синхронизатор потужності перевіряється двигуна, від'єднавши на непроверяемую двигуні трубопровід від штуцера системи синхронізації і поставивши заглушку на штуцер.

2. Перевірка налаштування регулятора частоти обертання НВ

2.1.Запустіть два двигуна.

2.2.За графіком "Б", що додається до формулярів двигуна, визначте для температури, взятої по Метеодані, заміряну частоту обертання птк, відповідну витраті палива $G_t = (330 \pm 10)$ кг / год;

2.3.Переведіть РРУД перевіряється двигуна на технологічний упор.

2.4. Завантаженням кроку НВ виведіть двигун на частоту обертання птк, приблизно на 2% більшу, чий визначена за графіком "Б".

2.5. Важелем РРУД плавно збільшуйте режим непроверяемую двигуна, поки частота обертання птк. перевіряється двигуна не знизиться до величини, визначеної за графіком "Б" (з допуском $\pm 0,5\%$).

2.6. На сталому режимі заміряйте частоту обертання пнв, яка повинна бути $96 \pm 0,5\%$.

2.7. Переведіть двигун на режим малого газу.

2.8. Охолодіть двигуни і зупиніть їх.

3. Заключні роботи

3.1. Зніміть технологічний упор; підключіть від'єднаний трубопровід синхронізатора потужності до штуцера.

РЕГУЛЮВАННЯ: При необхідності зміни пнв до 1,5% регулювання проводиться гвинтом «4» насоса - регулятора, а при пнв більше 1,5% гвинтами «3» і «4» в одну сторону. При цьому на кожен гвинт має припадати половина регулювання. У скрутних випадках для полегшення визначення величини і напрямки регулювання гвинтами «3» і «4» на одному з двигунів від важеля переналаштування (РП), встановленого в положення $\alpha_{\text{пер}} = 66 \pm 2^\circ$, від'єднується тяга управління. У процесі спільного випробування, перемикачем переналаштування РП сусіднього двигуна ставиться в положення, що усуває дефект («вилка» в птк, зменшення пнв на злітному режимі). Після зупинки двигунів необхідно перевірити стан РП.

Перевірка діапазону переналаштування регулятора частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта).

Проводиться при працюючих обох двигунах на режимі $\phi_{\text{НВ}} = 3^\circ$.

Для перевірки перемикач переналаштування (ППЧНВ) відхиляється спочатку вниз потім вгору. У кожному положенні перемикача після припинення зміни параметрів роботи двигуна потрібно зафіксувати частоту обертання несучого гвинта; в нижньому положенні $\text{ННВ} = 91 \pm 2\%$, в верхньому положенні $\text{ННВ} = 97-1 \pm 2\%$.

Після перевірки необхідно перемикачем переналаштування відновити колишнє значення несучого гвинта.

Примітка:

Якщо при верхньому переналаштуванні частота обертання $\text{ННВ} = (97-1 + 2)$ не буде досягнута, прогрійте масло в головному редукторі до температури від $+40^\circ\text{C}$ до $+60^\circ\text{C}$ і повторіть перевірку.

Увага:

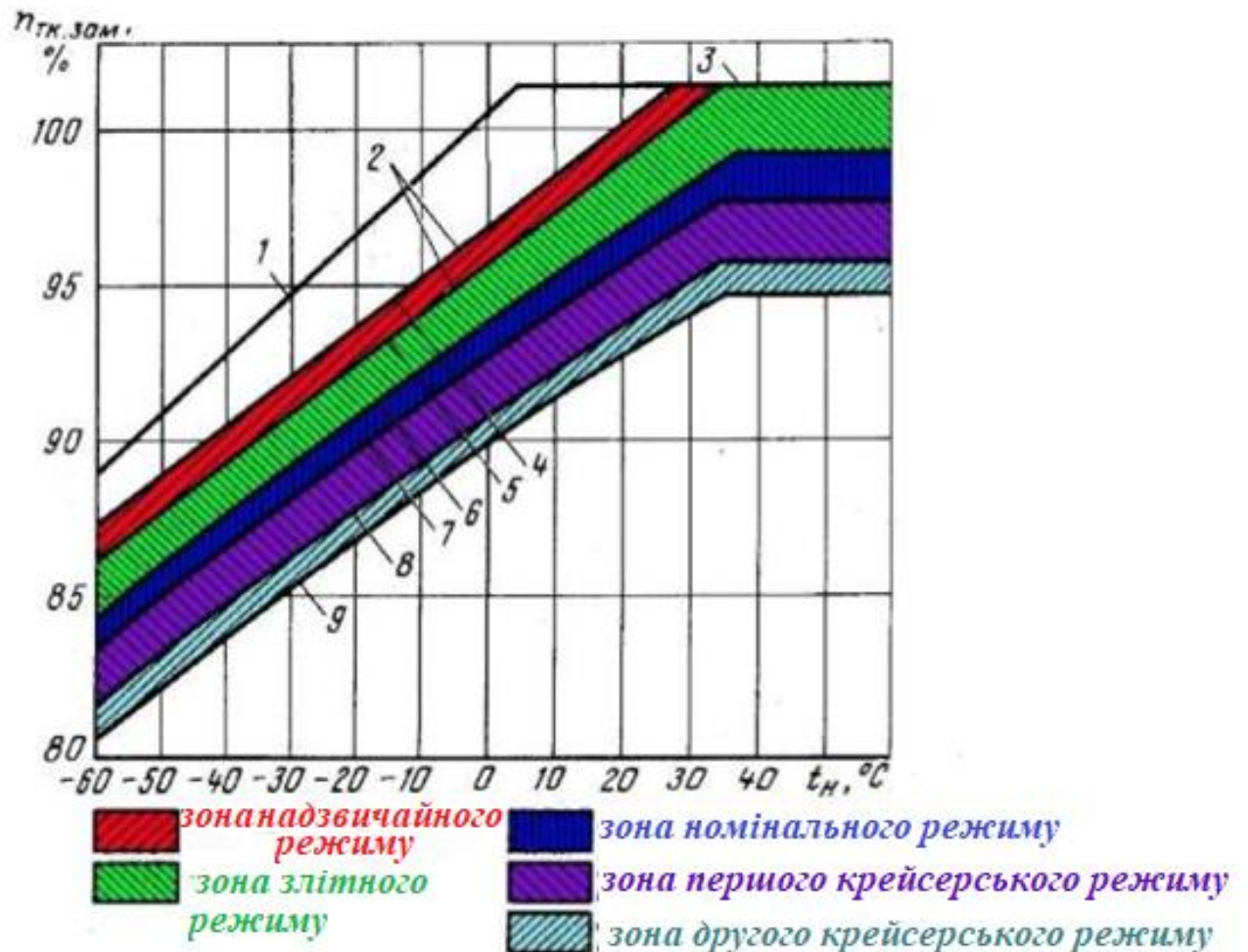
1. При нижньому переналаштуванні збільшення, а при верхньому зменшення частоти обертання несучого гвинта не допускається.
2. Різниця частот обертання птк двигунів при перевірці діапазону переналаштування не регламентується.

При перевірці переналаштування з відключеними синхронізаторами потужності різно-закритість двигунів не повинна перевищувати 4 ... 5%, тоді після підключення синхронізаторів різнорежимності не буде.

Перевірка і регулювання максимальної частоти обертання ротора турбокомпресора на злітному режимі, обмеженою електронним регулятором двигуна

Виробляється з встановленими завантажувальними шайбами на лопатях або при завантаженні вертольота при загальній злітній масі 13000 кг.

Перед перевіркою необхідно відключити регулятор температури РТ-12-6, встановити важіль переналаштування в положення $\alpha_{\text{ПЕР}} = 66 \pm 2^\circ$, визначити необхідну величину птк для злітної режиму за графіком «АЕРД» з урахуванням висотної поправки.



Після запуску переміщенням РРУД і завантаженням НВ вивести двигун на І крейсерський режим. З І крейсерського режиму провести два виходи на злітний режим за 5 ... 7 с і один вихід за 2 ... 3 с. Частоту обертання НВ підтримуйте в межах 92 ... 94%. Після кожного виходу через 3 хв роботи на злітній режимі заміряйте n_{TK} . При цьому світлосигнальне табло «ОГР Т ЛЕВ (ПРАВ) ДВИГУНА» має горіти або блимати. Фактичне значення n_{TK} визначається як середнє арифметичне за результатами трьох виходів. Фактична частота обертання n_{TK} не повинна відрізнятися від необхідної більш ніж на $\pm 0,5\%$. Якщо на злітній режимі t_H прагнути перевищити $990^\circ C$, то перевірку частоти обертання слід зробити при зниженні температури t_H нижче $+20^\circ C$. Регулювання n_{TK} мах проводиться гвинтом «Регулювання ПТК» електронного регулятора двигуна.

Перевірка і регулювання максимальної налаштування регулятора частоти обертання ротора ТК (На технологічному майданчику)

Виробляється тільки після заміни насоса-регулятора (НР) або після виконання робіт.

Виробляється на технологічному майданчику ($\alpha_{РУД} = 135 \dots 140^\circ$), на якій настройка регулятора знижується на 6 ... 8%.

Перед перевіркою необхідно расконтріть і вивернути гвинт упору руд на НР, а упор РРУД в кабіні вертольота встановити в положення, що забезпечує переміщення важеля до 140° по лімбу НР. Допускається збільшення показань аруд по лімбу на режимі малого газу до 25° . Необхідна частота обертання ТК на технологічному майданчику визначається наступним чином:

Для $t_H < +5^\circ \text{C}$ $n_{\text{ТК.тр.}} = 101,15 - \Delta n_{\text{ПАСП.}} + 0,192 (t_H - 5)$.

Для $t_H > +5^\circ \text{C}$ $n_{\text{ТК.тр.}} = 101,15 - \Delta n_{\text{ТК.ПАСП.}}$.

де $n_{\text{ТК.ПАСП.}}$ - зниження налаштування регулятора, %, на технологічному майданчику, що визначається за формулою

$n_{\text{ТК.ПАСП.}} = 0,025 \Delta n_{\text{НР}}$,

де $\Delta n_{\text{НР}}$ - потрібне зниження налаштування частоти обертання $n_{\text{ТК}}$ при куті повороту $135 \dots 145^\circ$, виписане з паспорта регулятора.

Перевірка $n_{\text{ТК}}$ проводиться триразовим висновком двигуна за допомогою РРУД на режим, відповідний $\alpha_{\text{РУД}} = 135 \dots 140^\circ$, при включеному ЕРД. За результатами виміру визначається середньоарифметична (за трьома виходами) величина частоти обертання $n_{\text{ТК.Ф.}}$ з урахуванням тарировочної поправки (Δn) комплексу вимірювача частоти обертання за формулою:

$n_{\text{ТК.Ф.}} = (N_{\text{ТК.ЗАМ}})_{\text{ср}} \pm \Delta n$ Якщо фактична замеренная частоту обертання $n_{\text{ТК.Ф.}}$, відрізняється від необхідної частотою обертання $n_{\text{ТК.тр.}}$, більш ніж на $\pm 0,5\%$, то проводиться регулювання максимальної налаштування регулятора частоти обертання ТК здійснюється гвинтом «1» насоса - регулятора.

Перевірка і регулювання обмежувача максимальної витрати палива (ОМР) після заміни насоса-регулятора

Визначити за графіком «Д» необхідну частоту обертання $N_{\text{ТК}}$ з урахуванням висотної поправки згідно з графіком.

Після запуску і прогріву двигуна ЕРД і РТ відключаються, після чого проводиться висновок двигуна на злітний режим і визначається фактична $n_{\text{ТК}}$ з урахуванням тарировочної поправки (Δn) комплексу вимірювача частоти обертання за формулою:

$n_{\text{ТК.Ф.}} = (N_{\text{ТК.ЗАМ}})_{\text{ср}} \pm \Delta n$

Якщо фактична замеренная частоту обертання $n_{\text{ТК.Ф.}}$, відрізняється від необхідної частотою обертання $n_{\text{ТК.тр.}}$, більш ніж на $\pm 0,5\%$, то проводиться регулювання ОМР гвинтом «15» насоса - регулятора.

Перевірка роботи автомата захисту вільної турбіни (АЗСТ) електронного регулятора двигуна, проводиться при спільному випробуванні двигунів.

При поканального перевірці перемикач АЗСТ на пульті ЕРД встановлюється в положення «СТ1», що відповідає подачі сигналу «Контроль» на перший канал. Після цього введенням правої корекції режим роботи двигунів підвищується до початку мигання табло «Перевищення $n_{\text{СТ}}$ » перевіряється двигуна. При цьому частота обертання НВ повинна складати $(91,5 \pm 2)\%$. Потім, ввівши ліву корекцію, необхідно зменшити ННВ на $5 \dots 7\%$ і переконатися в тому, що табло продовжує горіти. Для перевірки другого каналу перемикач

АЗСТ встановлюється в положення «Робота» (табло повинно згаснути), а потім - в положення «СТ2». Перевірка другого каналу проводиться згідно із зазначеною вище методикою.

Для перевірки АЗСТ з видачею сигналу на останов двигуна після перевірки першого каналу перемикач переводиться з положення «СТ1» в положення «СТ2» без затримки в положенні «Робота» (Табло має горіти). Після цього введенням правої корекції режим роботи двигунів підвищується до тих пір, поки не відбудеться вимкнення перевіряється двигуна ($NHB = 91,5 \pm 2\%$).

Перевірка роботи контуру ТК ЕРД.

Проводиться при випробуванні двигуна після установки його на вертоліт. Для цього необхідно перевести двигун на режим правої корекції і встановити перемикач контуру ТК на пульті ЕРД в положення «контроль» (ТК лев. Або ТК прав.). Після цього плавним рухом важеля «крок-газ» збільшити режим роботи двигуна до початку мигання табло «РТ (ЕРД) працює». Частота обертання при НТК при цьому повинна бути на $(4 \pm 1)\%$ менше необхідного значення для максимальної злітної режиму (згідно з графіком «АЕРД»). Через 10 ... 30 сек, перемістивши важіль «крок - газ» в бік збільшення режиму, слід переконатися в тому, що частота обертання ротора ТК не збільшується.

Перевірка роботи регулятора температури РТ-12-6.

Здійснюється висновком двигуна на режим правої корекції. Після чого натиснувши кнопку «Контроль» на панелі РТ, переміщенням важеля «крок - газ» потрібно збільшити режим роботи двигуна до початку мигання табло «РТ (ЕРД) працює». При цьому температура газів перед турбіною повинна бути в межах $820 \dots 850^\circ \text{C}$, а частота обертання ротора ТК - не менше 84% .У разі спрацювання РТ при НТК $<84\%$ проводиться регулювання блокувального золотника виконавчого механізму ИМ-47 гвинтом 6 насоса - регулятора .

Після перевірки кнопку «Контроль» відпустити, при цьому табло повинно згаснути, а tg і НТК можуть дещо зрости.

Перевірка вимірювача режимів ІР-117.

За графіком «С» додається до формуляру двигуна визначити частоту обертання птк відповідному номінальному режиму для температури, взятої по інформацію про погоду. Визначити поправку Δ птк для фактичної величини барометричного тиску. Отримати фактичне значення птк с урахуванням поправки.

Вивести двигун на фактичний номінальний режим з точністю до $\pm 0,5\%$. При цьому бічний індекс повинен знаходитися у верхній половині центрального індексу «Н». Вивести двигун по ІР-117 на перший крейсерський режим, і затримавши на цьому режимі 10 ... 15 сек, перевірте відповідність показань приладів контролюють роботу двигуна, зазначених в таблиці і графіку. Режим роботи двигунів визначається положенням бокового індексу щодо центральних індексів «Н» і «К» Злітна режим - бічний індекс знаходиться вище центрального індексу «Н».

Номинальний режим - бічний індекс знаходиться вище центрального індексу «К», до положення навпроти індексу «Н».

Крейсерський режим - бічний індекс знаходиться навпроти або нижче центрального індексу «К».

Перевірка і регулювання характеристики направляючих апаратів компресора.

Проводиться при швидкості вітру не менше 5 м / сек.

Перед перевіркою на вісь стрілки показчика положення лопаток ВНА на корпусі першої опори встановлюється лічильник, підключений до бортової мережі вертольота 27В.

Плавно і послідовно, тільки прямим рухом РРУД, вивести двигун на режими відповідні НТК.ПР. = 85%, 90%, 95%.

На графік залежності кута повороту ВНА (α ВНА) від наведеної частоти обертання (НТК_{ПР}) Нанести отримане значення кутів на відповідних частотах обертання. Через три точки провести усереднену пряму яка повинна укладатися в зону графіка. Регулювання проводиться при зміщенні характеристики НА компресора на розкриття нижче номінального значення до 4 °, або на прикриття вище номінального значення до 2 °.

У разі зміщення на великі величини двигун відсторонюється від експлуатації.

Регулювання характеристики НА виробляється зміною довжини тяг L1 і L2.

Зміною довжини тяги L1 здійснюється поворотом регулювального гвинта і викликає зміна кута γ нахилу характеристики. Зменшення L1 збільшує кут γ , збільшення- зменшує.

Загортання гвинта на чотири оберти збільшує довжину L1 на 2 мм, що відповідає зміні α ВНА на крайніх точках 85- 95% приблизно на 1 °. перед регулюванням расшпінтуйте і ослабте гайку «Ж», після регулювання затягніть її і зашпінтуйте.

Базовий розмір L L- для двигунів серії МТ, 3 з 41 ± 1мм,

Lr для двигунів серії В, ВМ, ВМА 44 ± 1мм.

Паралельний зсув характеристики кутів НА компресора виробляється зміною довжини тяги L2. Для чого зняти пломби, Расстопор тягу зворотного зв'язку, послабити контр гайку і повернути гайки в необхідну сторону. Зміна довжини L2 здійснюється поворотом передньої вушка тяги.

Увага! Отвір тяги L2 має ліву різьбу, для вкоротити тяги вушко крутити на себе, для подовження від себе. Щоб не помилитися, перед регулюванням зафіксувати положення показчика на лімбі зворотного зв'язку НР.

Збільшення L2 зміщує характеристику вгору (в сторону прикриття кутів), а зменшення вниз (в сторону розкриття кутів). Один оборот тендера тяги зміщує характеристику приблизно на 3 °.

Увага! Після регулювання тяги L2 дротом діаметром 0,5 мм слід перевірити перекриття контрольного отвору тяги різьбовій вушка. Дріт в контрольне отвір проходити не повинна. У зв'язку з утрудненим доступом до контр гайки, що знаходиться під насосом регулятором, дозволяється її НЕ расконтрівать. В цьому

випадку, відвернувши гайку «Ж» зняти і повернути передню вушко сполучної тяги L2 в необхідну сторону.

Один оборот вушка зміщує характеристику ВНА приблизно на 1,5%.

Після регулювання тягами L1 і L2, при установці ручної перекладанням ВНА в положення верхнього і нижнього упорів зробіть перевірку наявності зазорів між важелями зворотного зв'язку НР і упорами «малий газ» і «зліт». Зазори повинні бути не менше 0,2 мм.

При установці НР-3 ... кут важеля зворотного зв'язку по лімбу НР, повинен бути встановлений на кут $26 \pm 1^\circ$. Після чого необхідно зробити вимір характеристики кутів ВНА.

Увага! Щоб опустити НТК тягу L2 потрібно вкоротити. При спрощеному методі перевірка характеристики по частоті обертання НТК. ПР закриття клапанів перепуску повітря (верхня частина характеристики) і по одній точки в нижній частині характеристики.

Закриття клапанів перепуску повітря повинне відбуватися при НТК.ПР. що не відрізняється від значення, записаного в формулярі двигуна, більш ніж на 1%. Це свідчить про те, що верхня частина характеристики знаходиться в нормі.

Кут установки ВНА в нижній частині характеристики визначається на номінальному режимі (або при відсутності вітру, в режимі висіння на висоті 5 ... 7 м). Значення α ВНА фіксується по сліду від стрілки на пластиліні, накладеної на лімб ВНА. Визначивши НТК.ПР., Відповідну режиму виміру ВНА, отримане значення α ВНА наноситься на графік залежності α ВНА від НТК. ПР Завдана точка повинна бути в зоні регулювання параметрів графіка.

8.Можливі несправності системи паливоживлення и регулювання двигуна.

НЕСПРАВНОСТЬ	ПРИЧИНА	СПОСІБ УСУНЕННЯ
Течія палива через дренажного штуцера насоса-регулятора, що перевищує 25см ³ / хв.	Негерметичність торцевого ущільнення насоса-регулятора.	Замінити насос-регулятор.
Наявність металевої стружки на центральних паливних фільтрах насоса-регулятора.	Приробіток деталей, підвищений знос деталей качаючого вузла насоса-регулятора.	Промити паливні фільтри, провести випробування двигуна.
Немає займання або пізніше займання палива при запуску.	При наявності палива в вихлопному патрубку:	Провести помилковий запуск двигуна і перевірити наявність палива в вихлопному патрубку
	а) течія палива через дренажний клапан при запуску.	Промити дренажний клапан і повторно перевірити

		відсутність течі. Якщо дефект не усунений - замінити клапан.
	б) малий тиск палива в першому контурі форсунок.	Перевірити величину тиску палива при помилковому запуску і при необхідності провести регулювання.
	в) несправний клапан наддуву повітря.	Замінити клапан наддуву повітря.
	г) несправна свічка запалювання або агрегат запалювання.	Замінити в залежності від причини свічку, високовольтний провід або агрегат запалювання.
	При відсутності палива в вихлопному патрубку:	
	а) повітряні пробки в паливних магістралях.	Стравити повітряні пробки через клапан насоса-регулятора і повторно перевірити наявність палива в вихлопному патрубку.
	б) не в нормі частота обертання ротора ТК при відкритті запірного клапана.	Перевірити і при необхідності провести регулювання частоти обертання ТК при відкритті запірного клапана.
	в) негерметичність з'єднань трубопроводів підведення палива в перший контур форсунок.	Усунути негерметичність підтяжкою гайок, болтів або штуцерів сполук або заміною ущільнювальних кілець, прокладок і т.п.
	Немає розкрутки або зависання частоти обертання ротора ТК при запуску.	Недостатня розкрутка ротора двигуна стартером. Виміряти тиск повітря перед стартером при холодній прокручуванні двигуна.

	Раннє відключення повітряного стартера.	Перевірити чистоту повітряного фільтра стартера. Якщо фільтр чистий - провести регулювання частоти обертання ТК при відключенні стартера.
	Кут ВНА на упорі малого газу не відповідає $(27 + 1,5)^\circ$	Перевірити і при необхідності відрегулювати упори гідроциліндрів.
	Засмічення повітряного фільтра або входних жиклерів автомата запуску або / і автомата прийомистості насоса-регулятора.	Промити повітряний фільтр. Промити і прочистити входні жиклери.
	Негерметичність магістралі підведення повітря до насоса-регулятора.	Усунути негерметичність.
	Чи не в нормі тиск палива в магістралі першого контуру форсунок.	Перевірити тиск палива в першому контурі форсунок при помилковому запуску. При необхідності .проізувести регулювання.
	Незадовільна регулювання атомата запуску.	Провести регулювання.
Частота обертання ротора ТК при відключенні стартера не вкладається в норму.	Незадовільна регулювання механізму відключення повітряного стартера.	Провести регулювання частоти обертання ТК при відключенні повітряного стартера.
Температура газу при запуску вище норми.	Засмічення стравлювального жиклера А автомата запуску або жиклера П автомата прийомистості.	Промити і прочистити стравлювати жиклери.
	Незадовільна регулювання автомата запуску або автомата прийомистості.	Провести перевірку і регулювання запуску.
Частота обертання ротора ТК на малому газі не вкладається в норму.	Важіль управління двигуном на насосі-регуляторі не варто на упорі малого газу.	Відрегулювати тяги управління двигуном.
	Незадовільна настройка регулятора частоти обертання ТК.	Провести регулювання малого газу.
Частота обертання ротора ТК при перевірці регулятора	Незадовільна настройка блокувального золотника виконавчого механізму ИМ-47.	Провести регулювання спрацьовування

температури газу нижче норми 84%.		блокувального золотника.
Звісно частоти обертання ротора ТК при переміщенні руд на збільшення режиму з малого газу.	Засмічення повітряного фільтра або вхідного жиклера автомата приймистості.	Промити повітряний фільтр і вхідний жиклер автомата приймистості.
	Незадовільне регулювання автомата приймистості.	Відрегулювати автомат приймистості. Якщо дефект не усунений, замінити насос- регулятор.
	Негерметичність з'єднань трубопроводу підведення повітря до автомата приймистості.	Усунути негерметичність підтяжкою з'єднань.
Великий закид температури газу перед турбіною при приймистості.	Засмічення стравлюючого жиклера П автомата приймистості. Незадовільне регулювання автомата приймистості.	Промити і прочистити підбурюючий жиклер. Перевірити і відрегулювати часткову приймистість.
Зменшення (більше норми) частоти обертання ротора ТК на злітному режимі регулятором частоти обертання СТ.	Положення важеля переналаштування частоти обертання несучого гвинта не відповідає нормі.	Перемикачем на важелі "Крок-Газ" встановити важіль переналаштування в положення 64° - 66°
	Незадовільна настройка регулятора частоти обертання СТ.	Перевірити настройку і регулювання регулятора частоти обертання СТ.
Діапазон переналаштування частоти обертання несучого гвинта не в нормі.	Розрегульовані упори вертолїтної тяги управління важелем переналаштування.	Перевірити кути установки важеля переналаштування по лімбу насоса- регулятора, коли вертолїтний тяга знаходиться на упорах. При необхідності провести регулювання упорів.
	Незадовільна настройка регулятора частоти обертання СТ	Перевірити настройку і при необхідності провести регулювання регулятора частоти обертання СТ.
Різниця в частотах обертання турбокомпресора більше 2% при	Незадовільна настройка регуляторів частоти обертання СТ.	Провести регулювання регулятора частоти обертання обертів СТ.

спільній роботі двигунів на І крейсерському і номінальному режимах.	Відхилення від норми характеристики кутів напрямних апаратів на одному з двигунів.	Перевірити і при необхідності відрегулювати характеристику кутів НА.
Частота обертання ротора ТК на злітному режимі не відповідає при включеному ЕРД графіку "А". Світлосигнальне табло "РТ (ЕРД) ЛЕВ. (ПРАВ) працює" не горить.	Якщо nТК нижче норми: а) порушення герметичності з'єднань трубопроводів підведення повітря до автомата прийомистості.	Усунути негерметичність.
	б) засмічення вхідного жиклера автомата прийомистості або повітряного фільтра.	Промити повітряний фільтр і вхідний жиклер.
	в) засмічення центральних паливних фільтрів насоса-регулятора.	Промити паливні фільтри.
	г) негерметичність клапанів перепуску повітря.	Замінити клапан перепуску повітря або нижній гідроциліндр.
	д) відхилення від норми характеристик кутів напрямних апаратів.	Перевірити і при необхідності відрегулювати характеристики кутів НА.
	е) негерметичність прискорювального клапана основний дозуючої голки.	Замінити насос-регулятор.
	Якщо nТК вище норми: а) несправність в електричному ланцюзі від датчика ДЧВ-2500 до ЕРД-ЗВМ.	Усунути несправність в ланцюзі.
	б) несправність ДЧВ-2500 або ЕРД-ЗВМ	Замінити датчик ДЧВ-2500 або електронний регулятор ЕРД-ЗВМ.
Низька температура газу на режимах.	Неправильне під'єднання компенсаційних проводів на сполучній і перехідній колодках термопар.	Забезпечити правильне під'єднання проводів.
	Несправний вимірювач температури газу.	Замінити вимірювач.
	Замикання на "масу" колектора термопар на сполучної колодці.	Замініть колектор.
	Порушення ізоляції або обрив термоелектродів термопар.	Замініть пошкоджені термопари.
Велика температура газів на режимах.	Несправний вимірювач температури газу.	Замінити вимірювач.
	Несправна заслінка або клапан противообледенительной системи	Усунути несправність в електроланцюзі або замінити заслінку і клапан.
	Негерметичність клапана перепуску повітря.	Перевірити герметичність і в разі необхідності замінити клапан.
	Негерметичність в системі відбору повітря на потреби вертольота.	Усунути негерметичність.

	Незадовільна настройка регулятора температури РТ-12-6.	Перевірити регулятори пультом ПКРТ. Провести регулювання або заміну РТ.
Частота обертання ротора ТК при перевірці контуру ТК ЕРД не в нормі.	Несправність в електричному ланцюзі від датчика ДЧВ-2500 до ЕРД.	Усунути несправність.
	Датчик ДЧВ-2500.	Замінити датчик.
Раніше включення системи обмеження температури газів.	Несправний вимірювач температури газу.	Замінити вимірювач.
	Незадовільна настройка або несправність регулятора температури.	Перевірити регулятори пультом ПКРТ. Провести регулювання або заміну РТ.
Включення світлосигнального табло "Перевищення Nст" на робочих режимах.	Несправність в електричному ланцюзі датчиків ДТА-10.	Усунути несправність.
	Несправність датчиків ДТА-10.	Перестиківка штепсельних роз'ємів підключити резервні датчики.

9. Технічне обслуговування системи паливоживлення і регулювання двигуна.

При оперативних видах технічного обслуговування: переконатися у відсутності ослаблення кріплення отбортовочні хомутів і затискних колодок трубопроводів, торкання трубопроводів між собою і про сусідні деталі (Зазор між трубопроводами і нерухомими деталями повинен бути не менше 3 мм, потертостей), подряпин і рисок на трубопроводах (пошкодження глибиною більше 0,1 мм не допускаються), вм'ятин на трубопроводах (вм'ятини глибиною понад 10% діаметра трубопроводу не допускаються), слідів корозії.

При зовнішньому огляді агрегатів паливної системи необхідно переконатися у відсутності їх механічних пошкоджень, надійності кріплення, відсутності течі палива по роз'ємів фланців агрегатів, з під штуцерів в місцях приєднання трубопроводів, а також в цілості пломб і стопорення регулювальних елементів.

При періодичних видах технічного обслуговування проводиться заміна фільтруючого елемента фільтра 8Д2.966.236, проливання паливних фільтрів насоса регулятора і виконавчого механізму ИМ-3А, промивка повітряного фільтра і жиклерів редуктора насоса регулятора, а також очищення жиклерною отвори ежектора.

При заміні фільтруючого елемента 8Д2.966.236 одночасно замінюються кільця ущільнювачів. Забруднений фільтр промивають на ультразвукової установки з перевіркою часу заповнення по прилади ВКФ (час заповнення не повинно перевищувати 5сек.).

Вхідний паливний фільтр і повітряний фільтр насоса регулятора промивають в бензині власний пензлем з подальшою обдування їх повітрям.

Центральні паливні фільтри насоса регулятора після знімання прополіскують чистим бензином і обдуваються стисненим повітрям з тиском не більше 1,5 кг / см². При промиванні фільтр не розбирають. При обдувці фільтра стислу струмінь направляють перпендикулярно осі фільтра.

Після огляду центральні фільтри промивають на ультразвуковій установці з наступною перевіркою на приладі ПКФ. Час заповнення фільтра має бути не більше 5сек. Аналогічно обслуговується паливний фільтр агрегату ИМ-3А, але без промивання на ультразвуковій установці.

Після промивання паливних фільтрів проводиться випускання повітря з внутрішніх порожнин насоса регулятора через клапан.

Прочищення жиклерного отвору ежектора проводиться контрдуальною проволокою діаметром 0,8 мм.

Демонтаж, огляд і очищення жиклерів автомата запуску і автомата прийомистості здійснюються по черзі. Стравлюючі жиклери АЗ і АП та їх перехідники промивають бензином і очищають голкою. Вхідний жиклер автомата прийомистості промивають і очищають разом зі штуцером.

При експлуатації двигунів в умовах зимових температур зовнішнього повітря додавайте в паливо рідина «І», згідно з інструкцією на її застосування.