

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Конструкція і технічне обслуговування авіаційних двигунів»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти
Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів

за темою №7 - Паливна система двигуна та її ТО

Харків 2021

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 23.09.2021 № 8

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 22.09.2021 № 2

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 30.08.2021р. № 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. Викладач циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

План лекції

1. Призначення, принципова схема, основні елементи, їх призначення та розташування на двигуні.
2. Призначення, улаштування та робота елементів НР-40ТА, робочої паливної форсунки.
3. Призначення, улаштування та робота регулятора РО-40ТА.
4. Призначення, улаштування та робота СО-40.
5. Призначення, склад та робота пускової паливної та дренажної систем.
6. Контроль за роботою системи на землі та в польоті.
7. Аналіз відмов, можливих в експлуатації.

Рекомендована література:

Основна:

1. Кеба І.В. Конструкція і льотна експлуатація авіаційного двигуна ГТД 350. Москва: Транспорт, 1987. 224 с.
2. Нікітін Є.І. Турбовальний двигун ГТД-350. Москва: ДОСААФ СРСР, 1978. 192 с.

Додаткова:

3. Авіаційний газотурбінний двигун ГТД-350: Технічний опис. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów», 1977. 230 с.
4. Інструкція з експлуатації і технічного обслуговування двигуна ГТД-350. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów», 1977р.
5. Регламент технічного обслуговування вертольоту Мі-2 ч.1. Москва: ДержНДІ ЦА, 2007. 200 с.
6. Царенко А.О. Вертолiт Мі-2. Блок 3 Газотурбiнний двигун. (Категорiя В1.3): Конспект лекцiй. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.

Текст лекції

1. Призначення, принципова схема, основні елементи, їх призначення та розташування на двигуні.

Загальна характеристика паливної системи

Призначення паливної системи полягає в забезпеченні живлення двигунів паливом в кількості, необхідній для їх нормальної роботи на всіх режимах і при будь-яких польотних умовах.

Основні параметри паливної системи

Сорт палива (робоча і пусковий) Т-1, ТС-1, РТ

Заправна місткість баків, л:

- основного 600
- додаткового 238 ± 5 (кожен)

Аварійний залишок палива, л 100

Ступінь очищення палива (розміри частинок), мм 0,012 ... 0,016

Допустима температура повітря на вході в двигун, °C -60 ... + 60

Допустима температура палива на вході в двигун, °C ... -50 ... +60

Тиск палива, кг / см²:

- на вході в насос регулятор НР-40ТА. 0,4 ... 1,2
- перед робочою форсункою 60
- перед пусковою форсункою 2,0 ... 2,5

Витрата палива на два двигуна, кг / год:

- при транспортних польотах 235
- при навчальних польотах 220
- при польотах з вантажем на зовнішній підвісці 260
- при виконанні АХР 285

Збільшення витрати палива при включенні

ПОС і системи обігріву, % 2

Принципова схема паливної системи

Паливну систему вертолітної силової установки можна розділити на чотири системи: низького тиску, високого тиску, пускову і дренажну.

Система низького тиску призначена для зберігання на вертольоті необхідного запасу палива, очищення від механічних домішок і води та подачі його під надлишковим тиском до насосів-регуляторів двигунів.

Система високого тиску забезпечує регулювання подачі палива в камеру згорання двигуна і включає в себе: насос-регулятор, регулятор частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта), синхронізатор потужності, робочу паливну форсунку і систему трубопроводів.

Пускова паливна система призначена для подачі в двигун пускового палива. Вона складається з електромагнітного клапана, клапана постійного тиску і пускової форсунки.

Дренажна система забезпечує злив незгорілого палива з камери згоряння після невдалого запуску, злив палива з паливної форсунки після зупинки двигуна, з пускової форсунки при її продуванні в процесі запуску двигуна і крапельний злив палива і масла з ущільнень приводів агрегатів паливної системи. Основними елементами цієї системи є дренажний штуцер 14, блок дренажних клапанів 15 і дренажний бачок, розташований на вертольоті.

Робота паливної системи

При роботі двигунів паливо з підвісних баків 12 самопливом надходить в основний бак 1. З основного бака подається насосом ЭЦН-75 № 1 (поз. 4) блок фільтрів з пожежними кранами, звідки по двох трубопроводах надходить до насосів-регуляторів двигунів.

З системи низького тиску паливо надходить у насос високого тиску (вхід А) регулятора НР-40ТА (поз. 16). З насоса високого тиску паливо подається до клапана постійного тиску 6 пускової паливної системи, до клапана протильодової 3, до датчика сигналів 17 системи управління перепуском повітря з компресора, до блоку дренажних клапанів 15, до регулятора частоти обертання вільної турбіни 12, а також в систему регулювання подачі палива до форсунки.

До форсунки 10 паливо надходить від насоса-регулятора у кількості, визначеному системою регулювання. Робочим органом, змінює подачу палива до форсунки, є дозуюча голка насоса-регулятора. Зміною подачі палива в камеру згоряння регулюється частота обертання турбокомпресора і вільної турбіни (несучого гвинта). Тому від насоса-регулятора частина дозованого палива підводиться через синхронізатор потужності 11 до регулятора частоти обертання вільної турбіни 12. Зміна частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) призводить до зливу дозованого палива з сервомеханізму дозуючої голки. Сервомеханізм голки налаштовується на таку подачу палива, при якій частота обертання несучого гвинта залишається постійною. Застосування синхронізатора потужності дозволяє встановлювати однакові режими паралельно працюючих двигунів вертолітної силової установки.

Подача палива до робочої форсунки в процесі запуску двигуна регулюється відповідно до витратою повітря за допомогою пневматичного автомата запуску, до якого підводяться повітря через компресора і атмосферне повітря. Автомат запуску також впливає на сервомеханізм дозуючої голки насоса-регулятора. Зливається дозоване паливо автоматом запуску, а також з усіма регульовальними пристроями системи автоматичного регулювання на вхід в насос високого тиску.

Тонкий розпил палива, що підводиться від системи високого тиску в камеру згоряння, забезпечується паливної форсункою. Так як витрата палива в камеру згоряння змінюється в широких межах, то для забезпечення тонкого розпилу

паливна форсунка виконується двоканальною. Перший канал форсунки забезпечує подачу палива в камеру згоряння в процесі запуску і роботи двигуна на режимі малого газу. Другий канал включається в роботу при виведенні двигуна на підвищені режими.

Для попередження попадання палива через ущільнення насоса-регулятора і регулятора частоти обертання вільної турбіни в масляну порожнину редуктора передбачений злив палива, яке просочилося в дренажний бачок. В цей же бачок зливається паливо з камери згоряння, пускової і робочої форсунок. Паливо, що просочилося через ущільнення агрегатів, зливається безперервно, а паливо з порожнини камери згоряння і форсунок — тільки на непрацюючому двигуні, коли дренажні клапани пружинами утримуються у відкритому положенні. Дренажні клапани закриваються і відповідно припиняється злив палива в момент запуску двигуна під дією тиску палива, що поступає до торців золотників клапанів.

Управління двигунами

Здійснюється системою "КРОК-ГАЗ", в яку входить важіль "КРОК-ГАЗ", рукоятка корекції і важелі роздільного управління.

Управління загальним кроком здійснюється від важеля "КРОК-ГАЗ", кінематично пов'язаний з повзуном автомата перекошу і одночасно з важелями подачі палива насосів-регуляторів НР-40ТА.

Для зміни частоти обертання несучого гвинта при заданому значенні загального кроку на важелі «крок-газ» є поворотна рукоятка корекції, яка кінематично пов'язана тільки з важелями подачі палива насосів-регуляторів НР-40ТА.

Для окремого випробування кожного двигуна без зміни загального кроку несучого гвинта на вертольоті є два важеля роздільного керування двигунами, які також з'єднуються тільки з важелями подачі палива насосів-регуляторів НР-40ТА.

Управління останком двигунів здійснюється двома ручками, які змонтовані на стельовій панелі. Ручки за допомогою жорсткої проводки управління з'єднуються з важелями зупинки на насосах-регуляторах НР-40ТА.

Система автоматичного регулювання двигуна. Загальні відомості.

Система управління і автоматичного регулювання подачі палива в двигун забезпечує подачу палива в камеру згоряння при запуску двигуна на землі і в повітрі; підтримання стійкої роботи двигуна на всіх усталених режимах; надійну роботу двигуна на перехідних режимах; обмеження максимальної витрати палива і максимальної фізичної частоти обертання турбокомпресора; підтримання частоти обертання несучого гвинта вертольота в заданих межах; підтримання рівності потужностей двигунів при спільній роботі на несучий гвинт.

В комплект паливорегулюючої апаратури входять наступні агрегати: насос-регулятор НР-40ТА; регулятор частоти обертання несучого гвинта (вільної турбіни)

РО-40ТА, синхронізатор потужності 3-40; основна паливна форсунка і система трубопроводів.

2.Призначення, улаштування та робота елементів НР-40ТА, робочої паливної форсунки.

Насос-регулятор НР-40ТА забезпечує подачу палива до форсунки двигуна, підтримання заданих частоти обертання турбокомпресора і максимальної витрати палива, подачу палива по заданому закону при запуску і розгоні двигуна від режиму малого газу і проміжних режимів до максимального режиму, зупинка двигуна стоп-краном.

Основними елементами НР-40ТА (див. рис 7.3) є:

- ☐ Вхідний паливний фільтр
- ☐ Плунжерний насос високого тиску
- ☐ Клапан перепаду і дозуюча голка
- ☐ Всережимний регулятор частоти обертання турбокомпресора
- ☐ Клапан мінімального тиску палива
- ☐ Автомат запуску
- ☐ Клапан стравлювання повітря
- ☐ Запірний клапан
- ☐ Стоп-кран
- ☐ Обмежувач максимальної витрати палива

При роботі двигуна паливо з основного бака вертольота через блок фільтрів і пожежний кран подається підкачуючим насосом до НР-40ТА. Пройшовши фільтр, воно надходить через шайбу золотника 5 вхід в плунжерний насос. Насос підвищує тиск палива та подає його до дозуючої голці і клапану 45 постійного перепаду тиску на дозуючому перерізі голки. Через дозуючий переріз голки 26, стоп-кран 40, гвинт 36 обмежувача максимальної витрати палива і поршень 33 запірної клапана паливо надходить до форсунки.

Кількість палива, що надходить до форсунки, залежить від положення дозуючої голки. Дозуючої голкою послідовно керують: автомат запуску, всережимний регулятор частоти обертання турбокомпресора, клапан мінімального тиску палива, регулятор частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) РО-40ТА і синхронізатор потужності 3-40. Система управління «крок-газ» пов'язана з важелем 14 всережимного регулятора частоти обертання турбокомпресора.

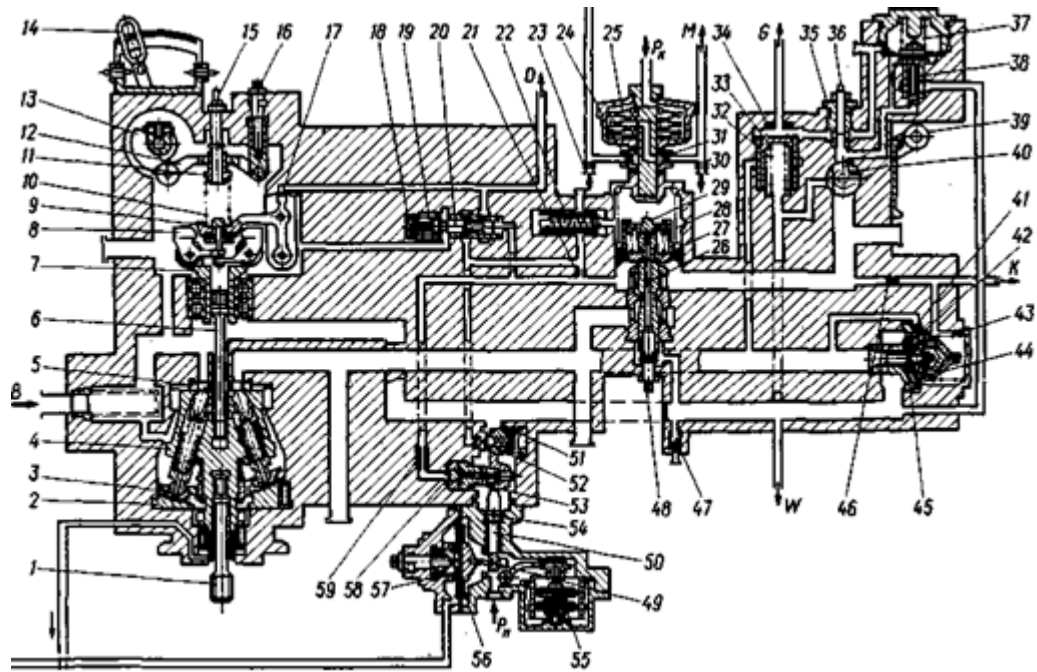


Рис.7.3 Принципова схема насоса-регулятора НР-40ТА:

1, 6 - ресори; 2 похила шайба; 3 - плунжер; 4 - ротор; 5, 20 - золотники; 7 - тахометричний датчик; 8 - важок; 9 - маятник; 10, 19, 28, 32, 37, 43, 51, 57 - пружини; 11 - опора; 12, 14, 39, 49, 50 - важелі. 13 - кулачок; 15, 16, 36, 54 - винти; 18, 48 - опори; 17 - зливний вікно; 21, 24, 23, 30, 31, 46, 59 - жиклери; 22 дросельний пакет; 25 - повітряний фільтр; 26 дозуюча голка; 27, 33 - поршні; 29, 38, 45, 47, 52 - клапани; 34 - сідло клапана; 35 - втулка; 40 - стоп-кран; 41 - канал; 42 - порожнина; 44, 56, 58 - мембрани; 53 - сухар; 55 - анероїд; 49 - опорна голка; У - вхід палива; Ф-фільтр; W- слив; G - до форсунки; D - до РВ-40ТА; J - дренаж; K - до РО-40ТА

У процесі запуску двигуна до частоти обертання малого газу ($n_{\text{тк}} = 57 \pm 3\%$ на $H = 0$) дозуючої голкою управляє автомат запуску. Від режиму малого газу до частоти обертання несучого гвинта $n_{\text{нв}} = 80-84\%$ -регулятор $n_{\text{тк}}$, при $n_{\text{нв}} = 80-84\%$ - положення дозуючої голки залежить від роботи регулятора РО-40ТА. При досягненні $n_{\text{тк}} = 101\%$ в роботу вступає всережимний регулятор $n_{\text{тк}}$, а при досягненні максимальної витрати палива - обмежувач максимальної витрати.

Вхідний паливний фільтр сітчастий, грубого очищення. Він служить для захисту качаючого вузла насоса-регулятора від потрапляння механічних частинок.

Плунжерний насос високого тиску призначений для підвищення тиску палива перед надходженням його до дозуючої голці. Він складається з ротора 4 з приводний ресорою 1, похилої шайби 2, закріпленої нерухомо, семи плунжерів 3, плоского золотника 5. Принцип роботи заснований на тому, що при обертанні ротора внаслідок похилого розташування шайби плунжери здійснюють зворотно-поступальні рухи в своїх гніздах. При цьому кожний плунжер протягом півоберту ротора засмоктує паливо і протягом другого півоберту виштовхує його в лінію високого тиску через вікно золотника. Для запобігання кавітації паливо до насоса подається підкачиваючим насосом ЭЦН-75, продуктивність якого значно перевищує потрібну подачу палива у двигун. Надлишок палива регуляторами перепускається знову на

вхід в насос. Плунжерні пари насоса змащуються паливом. Зупинка двигуна закриттям пожежного крана або повної вироблення палива призводить до руйнування елементів насоса, що може викликати попадання металевої стружки під всі елементи паливної автоматики. Тому в разі зупинки двигуна закриттям пожежного крана проводиться заміна агрегату НР-40ТА, а питання про подальшу експлуатацію двигуна узгоджується із заводом.

Дозуюча голка служить для регулювання подачі палива до форсунки двигуна у відповідності з заданим режимом роботи. Вузол голки складається з профільної голки 26, втулки поршня 27 з пружиною 28, клапана 29 і гвинта-упору 48. Положення голки управляє поршень 27. Перестановочними зусиллями поршня є тиск палива знизу і зверху на поршень і сила пружності пружини 28. При роботі двигуна кількість проходить через голку палива визначається дозуючим перерізом голки і перепадом тиску палива в перерізі. Упором 48 голка встановлюється у положення, що обмежує максимальний витрата палива.

Клапан перепаду підтримує постійний перепад тиску палива на дозуючому перерізі голки. Він складається з переміщається у втулці клапана 45, скріпленого з мембраною 44, і пружини 43. Клапан 45 і порожнину 42 під мембраною 44 зліва з'єднані з лінією високого тиску за плунжерним насосом. Порожнину 42 з лінією високого тиску з'єднується через канали 41. Через прецизійний зазор між клапаном і втулкою відбувається демпфірування клапана при роботі. Порожнину праворуч від мембрани повідомлена з лінією високого тиску за дозуючої голкою 26. Крім того, на мембрану праворуч діє пружина 43, натяг якої визначає перепад тиску палива на дозуючій голці. Перепад підтримується постійною зміною пере-пуску палива з лінії високого тиску клапаном 45 через отвори у втулці на злив. У вузлі клапана перепаду є додатковий канал до з жиклером 46 для перепуску палива до золотнику системи захисту турбіни гвинта від розкрутки, розташованої в регуляторі РО-40ТА.

Автомат запуску призначений для подачі палива в камеру згорання в процесі запуску двигуна в залежності від тиску повітря за компресором p_k і тиску навколишнього середовища p_n . Він складається з плоского клапана 52, сухаря 53 з мембраною 58, пружин 51 та 57, мембрани 56, важеля 50, голки 49, анероїда 55, важеля висотного коректора і гвинта 54 налаштування висотного коректора.

Плоский клапан 52 повідомлений з паливним каналом між жиклером 21 і дросельним пакетом 22, через що паливо надходить у порожнину над поршнем голки. До мембрани 58 сухаря 53 підводиться паливо з порожнини високого тиску за дозуючої голкою. В ліву порожнину мембрани 56 підводиться повітря, взятий за компресором, з тиском, редукованим стравлюючим жиклером 23 фільтра 25. Права порожнину мембрани повідомлена з атмосферою.

На непрацюючому двигуні дозуюча голка 26 пружиною 28 утримується на нижньому упорі 48 (максимальної подачі палива). Порожнину над поршнем 27 через клапан 29 і внутрішню порожнину дозуючої голки повідомлена з лінією низького тиску. При запуску двигуна поршень 27 під тиском палива переміщує дозуючу голку

в крайнє верхнє положення. Клапан 29 доходить до упору і закривається. У такому положенні він утримується тиском палива при роботі двигуна.

У початковий момент запуску тиск палива, що підводиться до мембрани 58, збільшується значно швидше тиску повітря, підведеного у ліву порожнину мембрани 56. Тому мембрана 58 через сухар 53 повертає важіль 50 і відкриває плоский клапан 52. Паливний канал між жиклером 21 і дросельним пакетом 22, а також порожнину над поршнем дозуючої голки 26 повідомляються з лінією зливу. Дозуюча голка переміщається вгору в положення, що відповідає мінімальній подачі палива.

По мірі зростання частоти обертання турбокомпресора збільшується тиск повітря за компресором p_k , і мембрана 56, повертаючи важіль 50, поступово закриває плоский клапан 52. Тиск палива в порожнини над поршнем 27 дозуючої голки збільшується, і голка переміщається на збільшення подачі палива у двигун. При досягненні $n_{\text{тк}} = (57 \pm 3) \%$ мембрана 56 повністю закриває плоский клапан 52 і автомат запуску виключається з роботи. При запуску двигуна в умовах зниженого атмосферного тиску анероїди 55 висотного коректора розширюються і збільшують зусилля на важіль 50 у бік відкриття плоского клапана 52, що дещо уповільнює швидкість збільшення подачі палива в двигун. При нормальній роботі автомата запуску двигун виходить на режим малого газу за час не більше 40 с при запуску від акумуляторів і 30 с при запуску від аеродромного джерела живлення, а занедбаність температури газу перед турбіною не перевищує значення, що визначається за графіком $t_g = f(t_n)$. Подача палива автоматом запуску при закиді температури газу перед турбіною компресора вище допустимої або при припиненні наростання частоти обертання турбокомпресора до $n_{\text{тк}} < 40\%$ регулюється гвинтом пружини 57, а на $n_{\text{тк}} > 40 \%$ — підбором діаметра повітряного стравлюючого жиклера 23.

Всережимний регулятор частоти обертання турбокомпресора призначений для підтримання заданої частоти обертання на всіх режимах роботи двигуна в системі ручного управління, а також для підтримки частоти обертання малого газу і обмеження максимальної частоти обертання в системі автоматичного управління роботою двигуна. Регулятор складається з тахометричного датчика 7 з тягарцями 8, маятника 9, пружини 10 із змінною затяжкою від важеля управління 14, поршня 27 дозуючої голки, пружини 28, дросельного пакету 22 і жиклера 21.

В системі ручного управління регулятор працює наступним чином: Важки 8, отримуючи обертання через ресору 6 від ротора плунжерного насоса, розвивають відцентрову силу, яка врівноважується силою пружини 10, зтягнутої на заданий режим роботи двигуна. При цьому маятник 9 встановлює певний діаметр зливного вікна 17. Кількість палива, що проходить через жиклер 21 з порожнини за дозуючої голкою в канал перед дросельним пакетом 22, дорівнює кількості палива, яке перепускається через вікно 17 маятника в порожнину низького тиску.

Сили від тиску палива знизу на поршень 27 і зверху від тиску палива і пружини 28 рівні. Поршень 27 утримує дозуючу голку 26 в положенні потребуючої подачі палива в двигун. При відхиленні частоти обертання турбокомпресора в бік збільшення від заданої зростає сила, що розвивається тягарцями 8, яка, подолавши

натяг пружини 10, перемістить відсічну крайку маятника 9 вправо на збільшення перерізу зливного вікна 17. Це викличе падіння тиску перед дросельним пакетом та в порожнини над поршнем дозуючої голки. Поршень 27 під дією надлишкового тиску знизу почне повільно пересуватися вгору, переміщаючи дозуючу голку на зменшення подачі палива в двигун. Частота обертання турбокомпресора зменшується, і система приходить в рівновагу при новому положенні дозуючої голки і відповідно іншою подачі палива в двигун. При відхиленні частоти обертання турбокомпресора в бік зменшення від заданої весь процес буде протікати аналогічно, але в зворотному порядку, тобто в бік збільшення подачі палива в двигун.

Необхідна частота обертання турбокомпресора задається натягом пружини 10 допомогою важеля 12 через опору 11. На важіль 12 впливає кулачок 13, який повертається важелем управління 14 і з'єднаний з системою "крок—газ". Таким чином, в системі ручного управління кожному положення важеля управління 14 відповідає певне натяг пружини регулятора і, отже, певна частота обертання турбокомпресора. Регулювальним гвинтом 15 виробляється настроювання величини частоти обертання малого газу, а гвинтом 16 — максимальної частоти обертання турбокомпресора.

Повна або часткова прийманність двигуна, тобто закон подачі палива при різкому переміщенні важеля управління на збільшення режиму, визначається профілем дозуючої голки 26. Час розгону двигуна може регулюватися підбором дросельного пакету, проливка якого визначає темп переміщення голки в бік збільшення подачі палива в двигун.

В автоматичній системі управління всережимний регулятор частоти обертання турбокомпресора вимикається з роботи при виведенні ручки корекції вправо, яка має механічну зв'язок з важелем управління 14. При цьому маятник 9 під дією зусилля пружини 10 повертається на повне закриття зливного вікна 17. Переміщення важеля "крок—газ" на збільшення кроку несучого гвинта призводить до збільшення натягу пружини 10, і зливний вікно маятник утримується в закритому положенні. Відкривається зливний вікно, і регулятор включається в роботу тільки при досягненні $n_{тк} = 101\%$, коли максимальне натяг пружини 10 долається відцентровою силою тягарців 8. На проміжних режимах при повній правій корекції регулятор включається в роботу (зливний вікно маятника відкривається) при відмові автоматичної системи підтримки постійної частоти обертання несучого гвинта, коли злив палива через неї припинений.

3. Призначення, улаштування та робота регулятора РО-40ТА.

Регулятор встановлений на задній стінці корпусу редуктора двигуна і має привід обертання від вільної турбіни. Він забезпечує підтримання заданої частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) за допомогою впливу на сервомеханізм насоса-регулятора і автоматичне вимикання двигуна в разі розкрутки вільної турбіни.

В системі автоматичної підтримки частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) режим роботи двигуна задається важелем "крок—газ" при повністю виведеній

вправо рукоятці корекції. Важіль "крок—газ" кінематично зв'язаний з важелем управління насосом-регулятором таким чином, що останній завжди налаштовується на частоту обертання більшу, ніж потрібно для заданого кроку несучого гвинта, тобто зливний вікно завжди закрито маятником і дає команду на збільшення витрати палива. В цих умовах розкрутка вільної турбіни (несучого гвинта) і відповідно турбокомпресора обмежується регулятором РО-40ТА.

Регулятор складається з датчика частоти обертання 3 з тягарцями 5 і приводний ресорою 1, плоского клапана 19, закріпленого у важелі 7, пружини 9 регулювального гвинта 12, клапана стравлювання повітря 10 і елементів системи захисту турбіни гвинта (СЗТВ) від розкручування.

До плоского клапану 19 підводиться паливо з каналу між жиклером і дросельним пакетом агрегату НР-40ТА. До частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) 82...84% пружина 9 утримує плоский клапан 19 в закритому положенні, тобто РО-40ТА не працює. При виведенні рукоятки корекції вправо всережимний регулятор $n_{пк}$ збільшує подачу палива у двигун і відбувається розкручування $n_{тк}$ і $n_{св.т}$ ($n_{н.в}$). Якщо $n_{нв} > 82...84\%$, відцентрові сили тягарців 5 відкривають плоский клапан 19, частина дозованого палива йде на злив, дозуюча голка НР-40ТА переміщається на зменшення подачі палива і розкрутка вільної турбіни і несучого гвинта припиняється. Підвищення режиму роботи двигуна досягається затяжелінням не-сучого гвинта. Це призводить до зменшення частоти обертання вільної турбіни і до зменшення відцентрової сили тягарців. Пружина 9 забезпечує прикриття плоского клапана 19, що призводить до збільшення тиску над поршнем дозуючої голки РО-40ТА і до збільшення подачі палива в двигун. При виведенні двигуна на злітний режим частота обертання несучого гвинта зменшується до $n_{нв} = (79 \pm 1) \%$ і плоский клапан 19 повністю закривається, тобто РО-40ТА виключається з роботи. Зниження режиму роботи двигуна досягається зменшенням кроку несучого гвинта, що призводить до розкручування вільної турбіни, до збільшення зливу палива через плоский клапан 19 і, як наслідок, до зменшення подачі палива в двигун. Швидкість зміни подачі палива в двигун залежить як від швидкості переміщення важеля "крок-газ", так і від проливи дросельного пакета НР-40ТА. В умовах нормальної експлуатації швидкість переміщення важеля "крок-газ" повинна вибиратися такий, щоб частота обертання несучого гвинта на перехідних режимах перебувала в межах 77 ... 86%. На постійних робочих режимах (крейсерські режими, номінальний) частота обертання несучого гвинта регулюється зміною натягу пружини 9 регулювальним гвинтом 12. Для виключення впливу температури палива на стабільність регулятора використовується термокомпенсатором 11.

Система захисту турбіни гвинта від розкрутки служить для запобігання розкрутки ротора вільної турбіни в разі порушення кінематики передачі потужності до несучого гвинта. Система автоматично вимикає двигун, якщо частота обертання вільної турбіни досягає 121 ... 125%. Основні елементи СЗТВ розташовані в регуляторі РВ-40ТА. До них відносяться: важіль 8, клапан 22, золотник 16, важелі механізму захоплення 15, штовхач 14, заглушка 21.

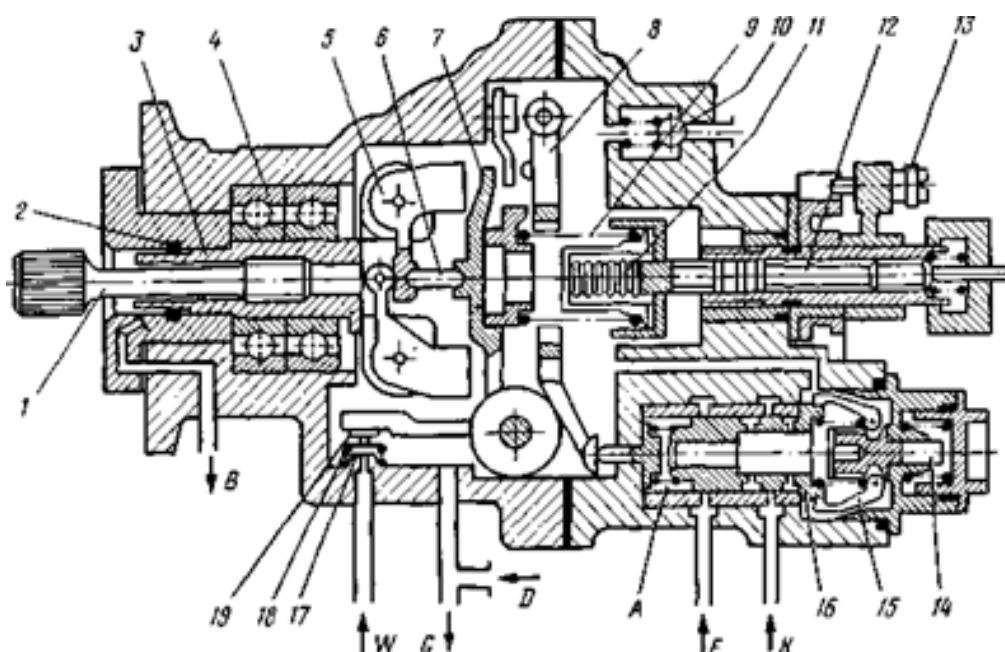


Рис.7.4 Схема регулятора РО-40ТА

1 -ресора; 2 -прокладка; 3 -датчик; 4 - шарикопідшипник; 5 -важок; 6 - голка; 7, 8, 15 - важелі; 9, 18 - пружини; 10, 19 - клапани; 11 - термокомпенсатор; 12, 13 - гвинти; 14 - штовхач; 16 - золотник; 17 – жиклер клапана; 20 - корпус; 21 - заглушка; 22 - клапан; W - вхід; A - порожнина; B - дренаж; K, E - канали; G – злив

У разі порушення кінематичного зв'язку ротора вільної турбіни з валом несучого гвинта (наприклад, при прослизанні муфти вільного ходу) та подальшої некерованою його розкручування в перший період відбувається повне відкриття клапана 19. Однак з-за обмеженого витрати палива через цей клапан розкручування ротора турбіни не припиняється. При досягненні $n_{св.т} = 121...125$ % відцентрові важки 5 через важелі 7 і 8 викличуть закриття клапана 22. Паливо, що підводиться по каналу E з лінії високого тиску через зазори золотникової пари, викличе швидке зростання тиску в порожнини A і різке переміщення золотника до упору. Це призводить до спрацьовування механізму захоплення важелі 15 якого будуть утримувати золотник 16 в новому положенні. При такому положенні золотника права порожнину клапана постійного перепаду тиску палива НР-40ТА через канал До повідомляється зі зливом. Клапан насоса-регулятора зміщується в крайнє праве положення і повідомляє порожнину перед дозуючої голкою зі зливом. Тиск палива на виході з насоса-регулятора різко зменшується, внаслідок чого відбувається зрив полум'я в камері згорання і вимкнення двигуна.

Так як після спрацьовування системи золотник не повертається у вихідне положення, а утримується механізмом захоплення у положенні спрацьовування, повторний запуск двигуна є неможливим. Для установки золотника у вихідне положення і забезпечення запуску двигуна необхідно відкрутити кришку і натисканням на штовхач 14 розсунути важелі 15 механізму захоплення, що дозволить пружині перемістити золотник у вихідне положення.

Для перевірки надійності роботи СЗТВ в агрегаті РО-40ТА передбачено спеціальний пристрій з двохпозиційної фіксацією гвинтом 13 на два режими роботи системи: робочий — з частотою обертання спрацьовування 121...125% (межа розкрутки); контрольний — з частотою обертання спрацьовування, записаної в паспорті РО-40ТА, але не більше ніж 85 %.

Спрацьовування СЗТВ перевіряють у такому порядку:

- ☐ повернути важіль контролю системи разом зі стопорним гвинтом 13 проти годинникової стрілки, та зафіксувати його в контрольному стані;
- ☐ запустити двигуни і після прогріву неперевіряючих двигун вивести важелем роздільного управління (при мінімальному куті несучого гвинта) на такий режим, щоб частота обертання несучого гвинта досягла 77 %;
- ☐ енергійно з темпом 1...2 з вивести корекцію в крайнє праве положення і зафіксувати частоту обертання несучого гвинта, на якій система виключить перевіряється двигун;
- ☐ другий двигун перевести на режим малого газу та виключити;
- ☐ розблокувати золотник 16 і важіль контролю системи встановити в робоче положення;
- ☐ в аналогічному порядку перевірити спрацьовування СЗТВ іншого двигуна.

4.Призначення, улаштування та робота СО-40.

Агрегат СО-40 встановлений на задній стінці корпусу редуктора двигуна і призначений для синхронізації частоти обертання (потужності) двох двигунів, що працюють на один редуктор.

В системі автоматичної підтримки частоти обертання несучого гвинта основна синхронізація режиму роботи двигунів здійснюється застосуванням на кожному двигуні регуляторів РО-40ТА, які мають невелику ступінь статизма (4...6% по частоті обертання вільної турбіни). Якщо регулятори підібрані з дуже близькими характеристиками, то різниця у витраті палива і відповідно до потужності при даній частоті обертання несучого гвинта визначається різницею в налаштування регуляторів. Так як за допомогою регуляторів РО-40ТА практично не вдається досягти необхідної синхронізації режиму роботи двигунів, то застосовується додаткова корекція режиму синхронізаторів СО40.

Синхронізатор потужності складається з золотника, мембранного механізму і важеля, що зв'язує їх. Золотник 2 кожного синхронізатора включається послідовно в паливну магістраль, що з'єднує канал між жиклером і дросельним пакетом насоса-регулятора НР-40ТА з клапаном зливу палива регулятора РО-40ТА. Камери мембранних механізмів з'єднані з повітряними порожнинами за компресорами двигунів: верхня порожнину з порожниною за компресором двигуна, систему регулювання якого включений даний синхронізатор, а нижня порожнина В — з порожниною за компресором іншого двигуна.

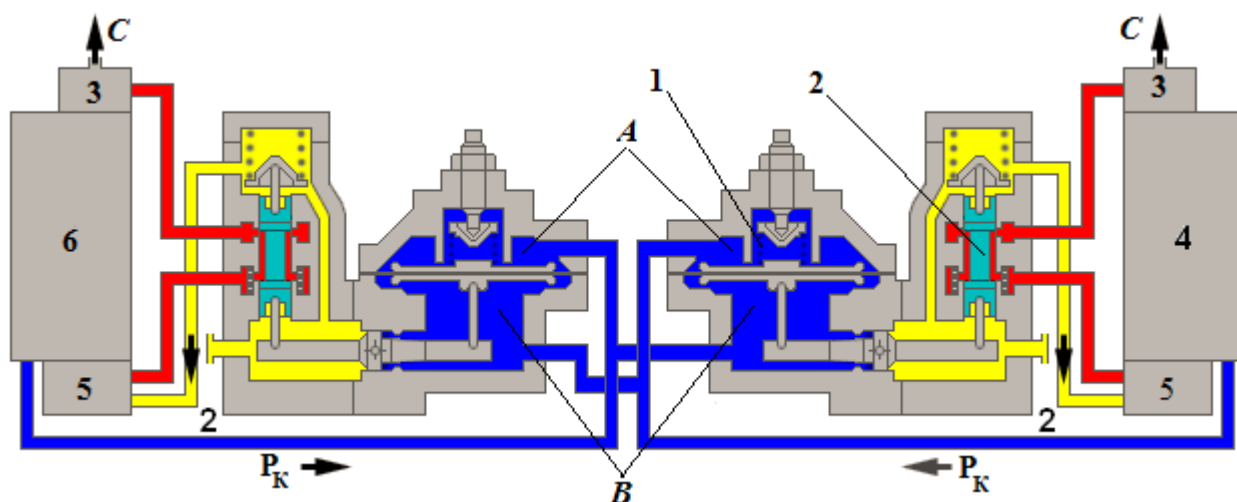


Рис.7.5 Схема установки синхронізаторів потужності СО-40: 1 - пружина; 2 - золотник; 3 - регулятор РО-40ТА; 4 - двигун правий; 5— насос-регулятор НР-40ТА; 6 - лівий двигун; 3 - злив палива

Принцип роботи синхронізатора заснований на порівнянні тиску повітря за компресором двох двигунів і в усуненні різниці між цими тисками шляхом подачі команди на підвищення режиму двигуна, у якого тиск повітря за компресором менше. Положення золотника синхронізатора задано пружиною так, що при рівності тисків у камерах А і золотник не перекриває канал підведення палива до РО-40ТА і останній керує положенням дозуючої голки. Якщо частота обертання турбокомпресора одного двигуна зменшується порівняно з частотою обертання іншого (наприклад, при напрямку вітру, протилежному напрямку виходу відпрацьованих газів, при статичному помилку регулятора, несправності проточної частини двигуна тощо), то мембранний механізм синхронізатора двигуна, що має меншу частоту обертання (менший тиск повітря за компресором), перемістить золотник вниз (за схемою).

Переміщення золотника вниз призводить до дроселювання каналу підведення палива до регулятора РО-40ТА. Перепуск палива на злив через клапан 19 (див. рис. 39) зменшується, і дозуюча голка насоса-регулятора переміститься на збільшення подачі палива в даний двигун. Переміщення золотника вгору синхронізатор двигуна, що має більшу частоту обертання турбокомпресора, не викликає дроселювання каналу підведення палива до РО-40ТА. Тому синхронізатор не чинить впливу на систему регулювання подачі палива у двигун, що має більшу частоту обертання. Процес регулювання закінчиться, і система синхронізаторів повернеться в початкове нейтральне положення тоді, коли вирівнюються частоти обертання турбокомпресорів і тиск повітря в порожнинах А і Б.

При нормальній роботі синхронізаторів допустима різниця частоти обертання турбокомпресорів двигунів на робочих режимах (злітному, номінальному, крейсерському) 2 %. Якщо на вертольоті встановлені двигуни різних серій, то

допустима різниця $n_{\text{тк}}$ становить: для злітної і номінального режимів 3 %, а для крейсерського режиму 4 %. Допустима різниця частоти обертання турбокомпресорів двигунів визначається як ступенем статизма (помилкою) синхронізаторів, так і помилкою вимірювальної системи частоти обертання.

Якщо двигуни переводяться на режим ручного управління (поворотом рукоятки корекції вліво), коли регулятори РО-40ТА з роботи вимикаються, то робота синхронізаторів стає неефективною. У цьому випадку різниця частоти обертання турбокомпресорів визначається статичною помилкою всережимних регуляторів. Різниця $n_{\text{тк}}$ в даному випадку не лімітується.

Паливна форсунка.

Вона призначена для розпилю палива, що підводиться від системи високого тиску в камеру згоряння. Форсунка (рис.7.6)— односопловая, двоканальна, відцентрова, складається з корпусу, вхідного штуцера з фільтром, розподільного клапана з плунжером і пружиною вихідного сопла з основним і пусковим завихритель.

Так як витрата палива в камеру згоряння змінюється в широких межах, то наявність у форсунці розподільного клапана і двох завихрювачів з окремими каналами дозволяє виробляти якісний розпил палива на всіх режимах роботи двигуна. Паливо в форсунку підводиться через штуцер 8, усередині якого встановлений сітчастий фільтр 7. Пройшовши фільтр, паливо надходить у порожнину 6. З цієї порожнини в процесі запуску двигуна паливо по каналах 10 і 16 надходить до пусковому завихритель. Пройшовши концентрично розташовані отвори в завихритель, паливо надходить до торцевих тангенціально розташованих канавкам і за них у камеру завихрювача 15. Завихрене паливо викидається по центральному отвору основного завихрювача в камеру згоряння. Пусковий завихритель забезпечує хороший розпил палива на малих витратах і малому тиску палива. Подача палива по пусковому каналу проводиться як під час запуску двигуна, так і на всіх режимах роботи двигуна.

Основне паливо з порожнини 6 надходить в центральне отвір 5 всередині плунжера 4 розподільного клапана. По мірі наростання тиску палива плунжер починає переміщатися в гільзі вгору, стискаючи пружину 2. При досягненні тиску палива 8,0 кг/см² плунжер відкриває трикутну профільну проріз 9 в гільзі і знаходиться всередині паливо переходить у порожнину 3, звідки по каналах 17 пускового завихрювача і отворів в розділовій шайбі воно надходить у тангенціальні канавки основного завихрювача. Далі паливо проходить в завихрительную камеру 15 і через центральний отвір сопла основного завихрювача виходить в камеру згоряння.

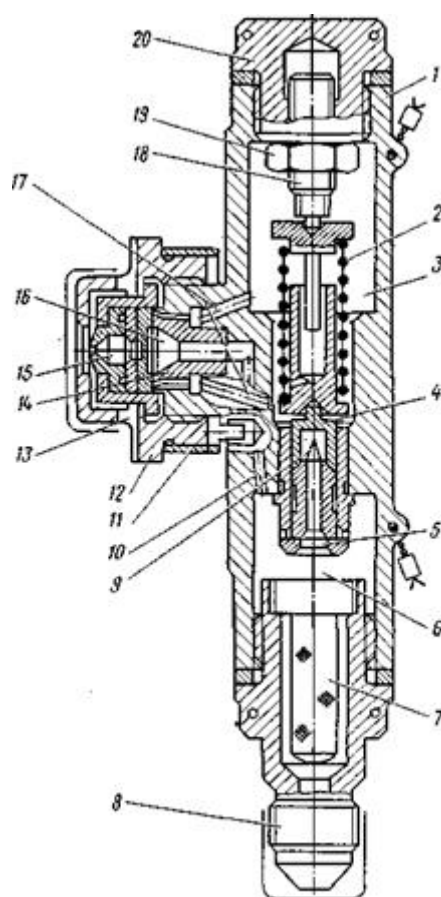


Рис.7.6.Основна паливна форсунка:

1 корпус; 2 - пружина; 3, 6, 27, 28 - порожнини; 4 - плунжер; 5 - центральний отвір; 7 - фільтр; 8 - вхідний штуцер; 9 - проріз; 10, 16, 17 - канали; 11 - стопорне кільце; 12 - зовнішній корпус сопла; 13 - повітряний отвір; 14 - роздільник; 15 - камера завихрителя палива; 18 - регулювальний гвинт; 19 - гайка; 20 – пробка

5.Призначення, склад та робота пускової паливної та дренажної систем.

Пускова паливна система.

Для забезпечення надійності запуску двигуна паливоповітряна суміш підпалюється пусковим підпалювачем, встановленим на корпусі камери згорання. Управління подачею палива на форсунку пускового підпалювача забезпечується клапаном постійного тиску, виконаним в одному блоці з електромагнітним клапаном.

Електромагнітний клапан з клапаном постійного тиску (рис. 7.7) встановлено на корпусі компресора двигуна. Паливо високого тиску, що надходить до клапана від насоса-регулятора по каналу 4, дроселюється золотником 3 до тиску $2,0 \dots 2,5 \text{ кг/см}^2$ і подається на пускову форсунку через електромагнітний клапан по каналу 5. Сила тиску пускового палива відповідає натягу пружини 2, яке може регулюватися підбором товщини регулювальних шайб 1. Канал 5 через жиклер 7 повідомлений з каналом 6 для продувки пускової форсунки після припинення запуску.

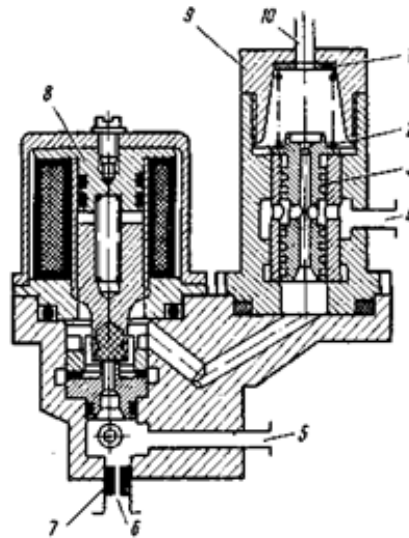


Рис.7.7 Електромагнітний клапан пускового палива
з клапаном постійного тиску

1 - регулювальна шайба; 2 - пружина; 3 - золотник; 4 - канал підведення тиску від насоса-регулятора; 5 - канал підведення палива до пускової форсунки; 6 - канал відведення до дренажного клапану; 7 - жиклер; 8 - електромагнітний клапан; 9 - клапан постійного тиску; 10-канал зливу

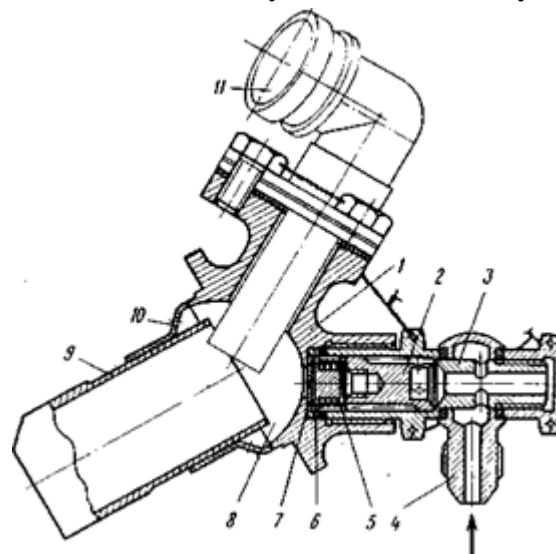


Рис.7.8 Пусковий запальник

Пусковий запальник (рис.7.8) складається з корпусу, пускової форсунки і запалювальної свічки. Корпус запальника 2 має циліндричний патрубок 9, в якому виконані отвори 10. Патрубок входить в жарову трубу таким чином, що отвори розташовуються між жаровою трубою і корпусом камери згоряння, тобто в порожнині надходження повітря з компресора. Повітря через отвори надходить до розпилювача 8 форсунки і забезпечує згоряння палива, що виходить з неї, а також охороняє сопло форсунки від утворення нагару.

Пускова форсунка складається з корпусу фільтра, фільтра, пружини, розпилювача, заглушки і камери займання. Паливо до штуцера форсунки надходить

від електромагнітного клапана через 5 канал. Далі паливо через три радіально розташовані отвори в фільтрі 3, поздовжні входні канавки фільтра, дрібну фільтруючу різьблення, нарізану на циліндричній поверхні фільтра, поздовжні вихідні канавки фільтра надходить до отворів в заглушці 7 і через них до розпилювача 8. В розпилювачі виконані два тангенціально розташованих каналу, в яких паливо набуває вихрові рухи і далі через центральний отвір подається в камеру 11, де підпалюється електричною іскрою, що виробляється запального свічкою 1. Факел полум'я з пускового запальника, виходячи в жарову трубу, підпалює паливо, що надійшло з основної паливної форсунки. Після займання основного палива пусковий запальник автоматично припиняє свою роботу, тобто відбуваються відсічення палива електромагнітним клапаном і припинення подачі електричного живлення у систему запалювання.

Дренажна система

Дренажна система включає в себе дренажний штуцер, блок дренажних клапанів і дренажний бачок, розташований на вертольоті.

Дренажний штуцер 5 (рис.7.9) розташований у нижній частині корпусу камери згоряння. Він забезпечує підведення до дренажного клапану палива з камери згоряння після невдалого запуску. Для запобігання засмічення клапана паливо проходить через фільтр 6. Блок дренажних клапанів 4 також кріпиться до нижньої частини корпусу камери згоряння. До нього підводиться паливо: з робочої паливної форсунки каналом, з пускової форсунки по каналу 3 та з камери згоряння по каналу D.

Управління роботою дренажних клапанів проводиться тиском палива, що підводиться від насоса-регулятора за допомогою А. На непрацюючому двигуні всі три дренажних клапана відкриті силами натягу пружин. При наявності палива в основний і пусковий форсунках і в кожусі камери згоряння воно зливається через дренажні клапани в дренажний бачок вертольота по каналу Е. Крапельний дренаж з ущільнень насоса-регулятора НР-40ТА, регулятора РВ-40ТА, а також з клапанів перепуску повітря і протиобledenіння проводиться безпосередньо в дренажний бачок крім блоку дренажних клапанів.

У процесі запуску двигуна клапани дренажу з робочою паливної форсунки і камери згоряння закриваються при тиску палива в каналі А $2,5 \dots 3,0 \text{ кг / см}^2$. Клапани 8 дренажу з пускової паливної форсунки закриваються при тиску $22,0 \dots 24,0 \text{ кг / см}^2$, що відповідає режиму роботи двигуна вище малого газу. Затримка закриття цього клапана введена для того, щоб з форсунки пускового з були видуті тиском газу з камери згоряння все залишки палива.

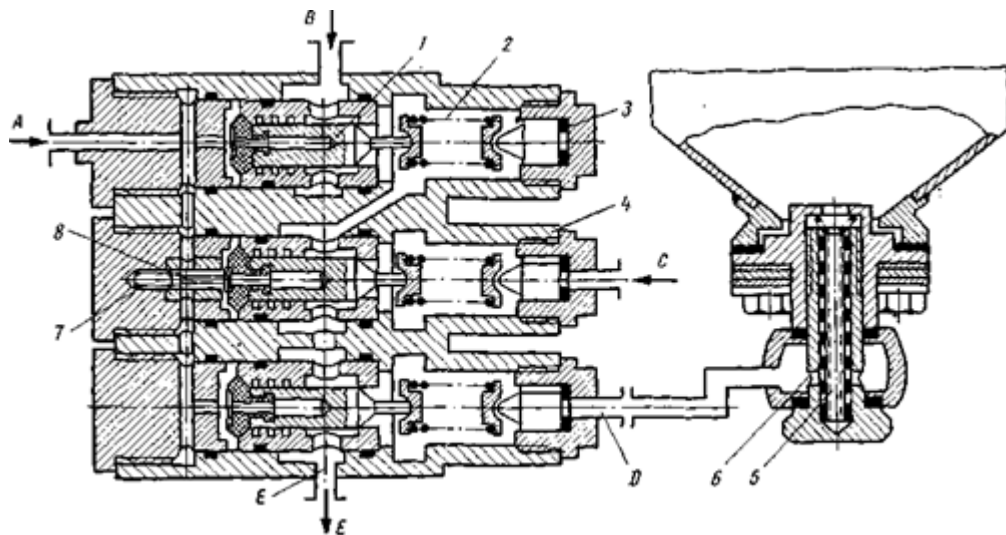


Рис.7.9 Блок дренажних клапанів і дренажний штуцер:

1 - золотник; 2,7 - пружини; 3 - регулювальна шайба; 4 - блок дренажних клапанів; 5 - дренажний штуцер; 6 - сітчастий фільтр; 8 - клапан

6.Контроль за роботою системи на землі та в польоті. Аналіз відмов, можливих в експлуатації.

1. Зависання частоти обертання турбокомпресора при запуску двигуна збільшує час запуску або призводить до незапуску двигуна.

Причини:

- ☐ засмічення повітряного фільтра автомата запуску, внутрішніх жиклерів і фільтра, фільтра анероида висотного коректора;
- ☐ негерметичність повітряної системи автомата запуску;
- ☐ закоксованість або неповна розконсервація дросельного пакета;
- ☐ недостатній тиск, створюване підкачуючим насосом;
- ☐ несправність клапана дренажу робочої паливної форсунки;
- ☐ недостатній тиск палива перед робочою форсункою.

2. Відсутність займання або пізніше займання палива (через 12-15 с). Несправність підвищує ймовірність виникнення пожежі, так як всередині двигуна може скупчуватися велика кількість палива, а також відбувається видування палива двигуна.

Причини:

- ☐ відмова системи запалювання;
- ☐ відсутність подачі пускового палива або поганий його розпил;

- ☐ відсутність подачі в двигун робочого палива.

3. Самовільний вихід двигуна в процесі запуску на підвищений режим. Явище це небезпечно і неприпустимо, так як супроводжуюча його різке підвищення температури газу перед турбіною може викликати руйнування або деформацію її основних вузлів.

Причини:

- ☐ неправильна установка важелів управління (важеля "крок—газ", рукоятки корекцій або важеля роздільного управління) у вихідне положення перед запуском двигуна;

- ☐ неправильне регулювання насоса-регулятора;

- ☐ залипання золотник клапана мінімального тиску в закритому положенні.

4. Зростання температури газу перед турбіною компресора вище допустимої при запуску двигуна. Максимальне значення температури газу в процесі запуску визначається перед запуском в залежності від температури зовнішнього повітря за графіком $t_{\Gamma} = f(t_{\text{H}})$ (див. рис. 1.7).

Причина: засмічення стравлюючих жиклерів повітряного фільтра автомата запуску, що призводить до прискорення подачі палива в двигун.

5. Несинхронна робота двигунів на сталих режимах. При роботі автоматичної системи підтримки постійним заданого значення $n_{\text{нв}}$ різниця частот обертання турбокомпресорів двигунів ("вилка") не повинна перевищувати 2 %.

Причини:

- ☐ неправильне регулювання системи управління "крок—газ";

- ☐ розгерметизація шлангів і трубок або неправильний монтаж шлангів підведення повітря до агрегатів ІЗ-40;

- ☐ зменшення подачі палива в один з двигунів автоматом запуску внаслідок засмічення повітряного фільтра або внутрішніх жиклерів фільтра;

- ☐ відкриття клапана перепуску повітря або клапана протиобledenіння на двигуні, має менше значення $п_{\text{тк}}$;

- ☐ несправності проточної частини одного з двигунів (наприклад, надмірної витяжки турбінних лопаток, руйнування підшипників) або руйнування паливопроводів системи регулювання.

6. Розгойдування частоти обертання турбокомпресорів не допускається, так як

при цьому виникають змінні механічні і теплові навантаження на деталі проточної частини двигуна і можливість їх руйнування.

Причини:

☐ нестійка робота системи автоматичного підтримання сталості $p_{НВ}$ або регулятора $p_{ТК}$ внаслідок утворення у внутрішніх паливних порожнинах регуляторів повітряних пробок або парів палива;

☐ нестійка робота системи синхронізації потужності внаслідок розгерметизації повітряних з'єднувальних шлангів або заїдання золотників;

☐ падіння тиску палива у магістралі перед насосами високого тиску, що можливо при засміченні паливних фільтрів механічними домішками або при попаданні на них води (особливо в умовах низьких температур), а також при відмові підкачувальних насосів.

7. Мимовільна розкрутка несучого гвинта ($p_{НВ} > 86\%$) може призводити до руйнування трансмісії силової установки.

Причинами несправності є:

☐ заїдання клапана зливу палива регулятора РО-40ТА в закритому положенні;

☐ заїдання золотника одного з синхронізаторів в положенні дроселювання подачі палива;

☐ залипання клапана мінімального тиску в закритому положенні.

8. Час прийомності двигуна більше 15 с (небезпечно можливістю перетяжеління НВ, особливо у випадках вертикального зльоту і посадки, а також на перехідних режимах польоту)

Причини:

☐ засмічення дросельного пакета;

☐ знос проточної частини двигуна.

9. Перевищення закидання температури газу перед турбіною більше ніж на 20 °С нормальної температури злітного режиму призводить до перегріву двигуна і може викликати обгорання або розплавлення лопаток турбіни.

Причини: малий опір дросельного пакету