

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Конструкція і експлуатація двигуна: Двигун ГТД-350»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

за темою № 7 - Система подачі палива та автоматичного регулювання двигуна

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 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. Аналіз відмов, можливих в експлуатації.

Рекомендована література:

Основна:

1. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2021. 197 с.

Додаткова:

2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Терещенко Ю.М. Теорія теплових двигунів. Київ: НАУ, 2009. 328 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

4. Helicopter Mi-2. Flight Manual. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Swidnik». URL.: https://www.scribd.com/document/539086617/Mi-2-Helicopter-Flight-Manual?language_settings_changed=English (дата звернення 26.08.2023)
5. Operating and Servicing Instructions for Engine GTD-350. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów». 270 p. URL.: <http://www.magniel.com/yuli/EngineGDT350.pdf> (дата звернення 26.08.2023)

Текст лекції

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

Загальна характеристика паливної системи

Призначення паливної системи полягає в забезпеченні харчування 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 / см ² :	
- на вході в насос регулятор НР-40ТА. .	0,4 ... 1,2
- перед робочою форсункою	60
- перед пусковий 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 дренажу.

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

До складу системи низького тиску входять: основний паливний бак 1, лівий і правий додаткові баки 12, два відцентрових підкачувального насоса 4, блок фільтрів 8, 9, пожежні крани 6, паливомір 10, сигналізатор тиску 5, трубопроводи і шланги.

Система високого тиску забезпечує регулювання подачі палива в камеру згорання двигуна і включає в себе: насос-регулятор 16, регулятор частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) 12, синхронізатор потужності 11, робочу паливну форсунку 10 і систему трубопроводів.

Пускова паливна система призначена для подачі в двигун пускового палива. Вона складається з електромагнітного клапана 5, клапана постійного тиску 6 і пускової форсунки 7.

Дренажна система забезпечує злив незгорілого палива з камери згорання 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 пусковий паливної системи, до клапана протиобledenіння 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.

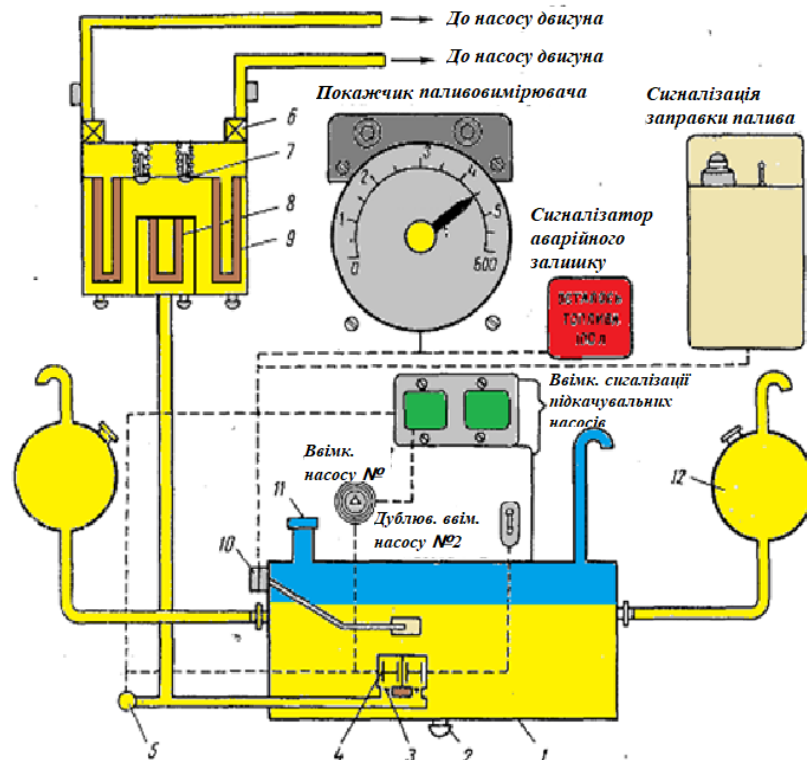


Рис.1 Принципова схема паливної системи низького тиску:

1 - основний бак; 2 - кран сливу палива; 3 - зворотний клапан; 4 - підкачувальні насоси; 5 - сигналізатор тиску; 6 - пожежний кран; 7 - перепускний клапан; 8 - фільтр грубого очищення палива; 9 - фільтр тонкого очищення палива; 10 - топливомер; 11 - заливна горловина; 12 - додатковий підвісний бак

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 регулювальними 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.

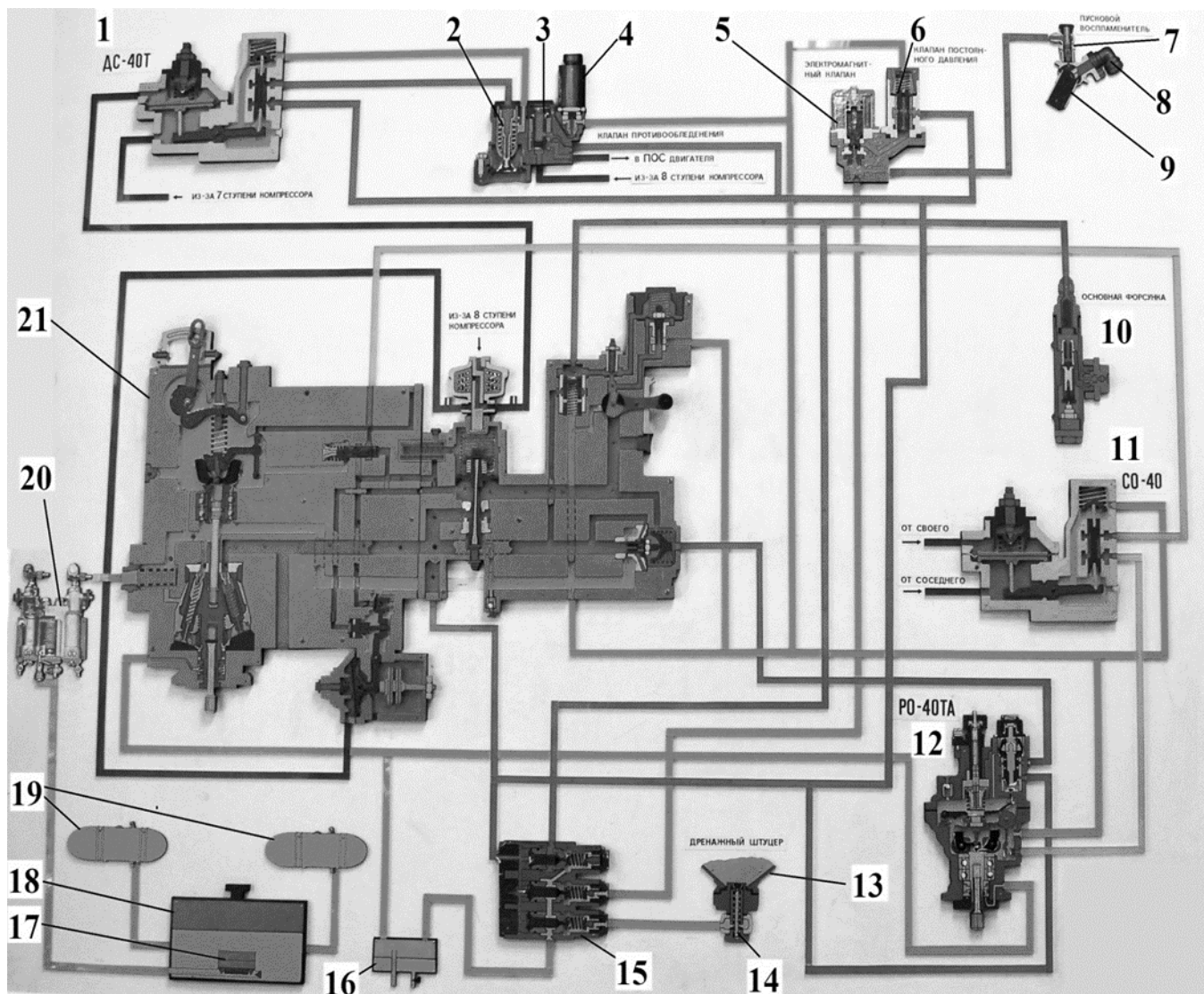


Рис.7.2 Принципова схема паливної системи високого тиску:

1 - датчик сигналів ДС-40Т; 2 - клапан перепуску; 3 - клапан противообліднення; 4 - електромагніт клапана протиобліднення; 5 - клапан електромагнітний пусковий; 6 - клапан постійного тиску; 7 - пускова форсунка; 8 - свічка; 9 - пусковий запальник; 10 - основна форсунка; 11 - синхронізатор потужності СО-40; 12 - регулятор оборотів РВ-40ТА; 13 - камера згорання; 14 - дренажний штуцер; 15, - блок дренажних клапанів; 16- дренажний бачок; 17- підкачувальні насоси; 18-видатковий бак; 19-підвісні баки; 20 блок фільтрів; 21 - насос-регулятор НР-40ТА;

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 згорання, пускової і робочої форсунок. Паливо, що просочилося через ущільнення агрегатів, зливається безперервно, а паливо з порожнини камери згорання 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 згорання 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 З-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 8.3) 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

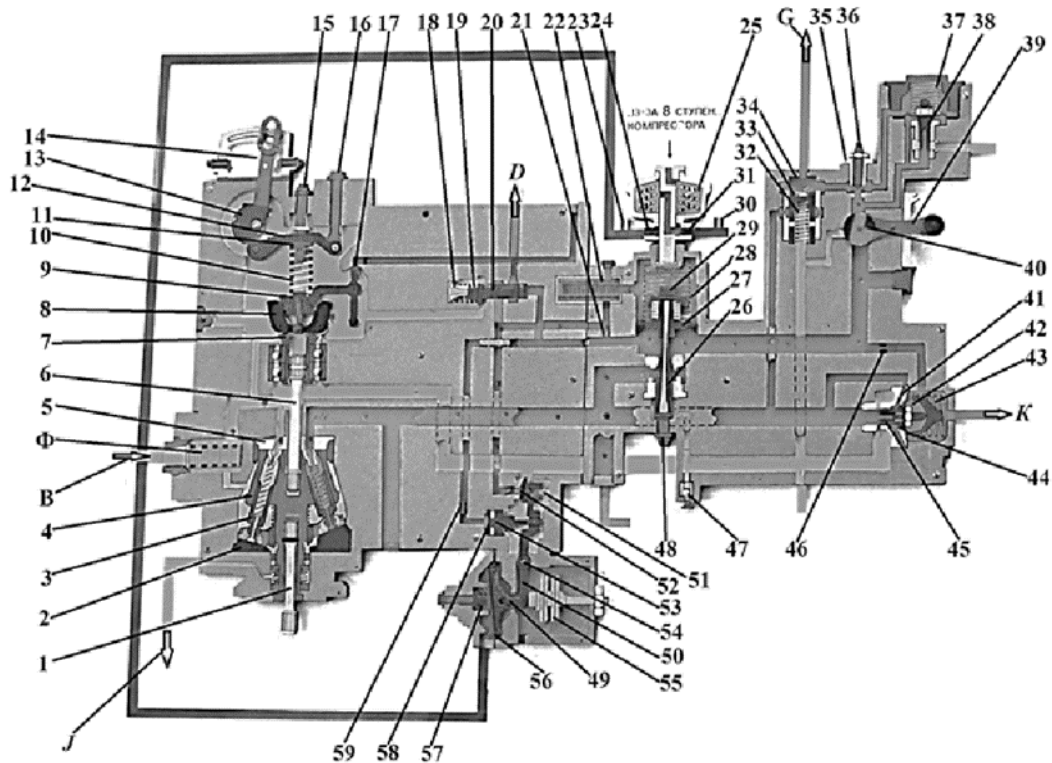


Рис.7.3 Принципова схема насоса-регулятора НР-40ТА:

1, 6 - ресори; 2 похила шайба; 3 - плунжер; 4 - ротор; 5, 20 - золотники; 7 - тахометричних датчик; 8 - грузик; 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 - вінти; 18, 48 - опори; 17 - зливний вікно; 21, 24, 23, 30, 31, 46, 59 - жиклери; 22 дросельний пакет; 25 - повітряний фільтр; 26 - дозувальна 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; К - до РО-40ТА

При роботі двигуна паливо з основного бака вертольота через блок фільтрів і пожежний кран подається підкачувальним 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 голки 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 запірного 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.

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

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

Плунжерний насос високого тиску призначений для підвищення тиску палива перед надходженням його до дозуючої голки. Він складається з ротора 4 з приводню 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 підкачувальним 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 повним виробленням 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. Положенням голки управляє поршень 27. Перестановочними зусиллями поршня є тиск палива знизу і зверху на поршень і сила пружності пружини 28. При роботі двигуна кількість палива, що проходить через голку визначається дозуючим перерізом голки і перепадом тиску палива в перерізі. Упором 48 голка встановлюється у положення, що обмежує максимальну витрата палива.

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

Автомат запуску призначений для подачі палива в камеру згоряння в процесі запуску двигуна в залежності від тиску повітря за компресором p_K і тиску навколишнього середовища p_H . 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 сполучений 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 дозуючою голкою. В ліву порожнину мембрани 56 підводиться повітря, взяте за компресором, з тиском, редукованим стравлювальним жиклером 23 фільтра 25. Права порожнина мембрани сполучена з атмосферою.

На непрацюючому двигуні дозуюча голка 26 пружиною 28 утримується на нижньому упорі 48 (максимальної подачі палива). Порожнина над поршнем 27 через клапан 29 і внутрішню порожнину дозуючої голки сполучена з лінією низького тиску. При запуску двигуна поршень 27 під тиском палива переміщує дозувальну 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 порожнина над поршнем дозуючої голки 26 сполучаються 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 порожнині над поршнем 27 дозуючої голки збільшується, і голка переміщається на збільшення подачі палива у двигун. При досягненні $p_{тк} = (57 \pm 3) \%$ 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 закидання температури газу перед турбіною не перевищує значення, що визначається за графіком $t_r = f(t_H)$.

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 дозуючою голкою в канал перед дросельним пакетом 22, дорівнює кількості палива, перепускаємого 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 дозувальну голку 26 в положенні потрібної 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 порожнині над поршнем дозуючої голки. Поршень 27 під дією надлишкового тиску знизу почне повільно пересуватися вгору, переміщаючи дозувальну голку на зменшення подачі палива в двигун. Частота обертання турбокомпресора зменшується, і система приходить в

рівновагу при новому положенні дозуючої голки і відповідно іншої 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 за допомогою важеля 12 через опору 11. На важіль 12 впливає кулачок 13, повертаємий важелем управління 14 і з'єднаний з системою "крок—газ". Таким чином, в системі ручного управління кожному положенню важеля управління 14 відповідає певний натяг пружини регулятора і, отже, певна частота обертання турбокомпресора. Регулювальним гвинтом 15 здійснюється настроювання величини частоти обертання малого газу, а гвинтом 16 — максимальної частоти обертання турбокомпресора.

Повна або часткова прийомистість 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 механічний 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 зливне вікно маятника утримується в закритому положенні. Відкривається зливне вікно, і регулятор включається в роботу тільки при досягненні $p_{TK} = 101\%$, коли максимальний натяг пружини 10 долається відцентровою силою тягарців 8. На проміжних режимах при повній правій корекції регулятор включається в роботу (зливне вікно маятника відкривається) при відмові автоматичної системи підтримки постійної частоти обертання несучого гвинта, коли злив палива через неї припинений.

Клапан мінімального тиску палива запобігає зменшенню подачі палива нижче мінімально допустимого значення за стійкістю горіння в камері згоряння, що може відбуватися при підйомі на висоту та при швидкому зменшенні режиму роботи двигуна. Клапан складається з золотника 20, що переміщається у втулці і навантаженого зліва силою пружини 19 і тиском зливу, праворуч - тиском палива з порожнини за дозувальною голкою. При тиску палива вище мінімального золотник 20 притиснутий до упору 18, сполучаючи канал за жиклером 21 з регуляторами. При падінні тиску палива нижче мінімального пружина 19 змістить золотник 20 вправо і перекриє канал зливу палива через регулятори, і припинить зменшення подачі палива у двигун.

Обмежувач максимальної витрати пального призначений для обмеження максимальної потужності двигуна встановленням максимальної витрати палива та для підтримки стабільності витрати палива у разі зміни протитиску на виході

з агрегату або зміни витоку палива всередині агрегату. Він складається з втулки 35 з отворами, регулювальної голки 36 і клапана 38 з мембранним підсилювачем.

При роботі двигуна на всіх режимах нижче злітного витрата палива менше допустимого і перепад тисків на голці 36 менше натягу пружини 37 і клапан 38 утримується в нижньому (закритому) положенні. Все паливо, що проходить через дозувальну голку надходить у двигун. При виведенні двигуна на злітний режим витрата палива збільшується понад максимально задану, що призводить до збільшення перепаду тисків на голці 36 під дією якого мембрана зміщує клапан 38 вгору і надлишки палива перепускаються на злив. Збільшення подачі палива у двигун припиняється. Максимальна витрата палива обрана таким, щоб при температурі зовнішнього повітря $+15^{\circ}\text{C}$ потужність двигуна на злітному режимі дорівнювала 400 к.с.

Стоп кран служить для перекриття подачі палива у двигун. При переведенні важеля 39 в положення "Закритий" магістраль за дозувальною голкою стоп-краном 40 спочатку сполучається з лінією зливу палива, а потім перекривається. У процесі вибігу ротора турбокомпресора качаючий вузол насоса-регулятора за інерцією через стоп-кран працює на себе забезпечуючи змащення деталей.

Запірний клапан призначений для відкриття та герметичного закриття доступу палива до робочої форсунки залежно від положення стоп-крана. Він складається з поршня 33, що переміщається у втулці, пружини 32 та сідла 34. При закритому стоп-крані поршень пружиною притиснутий до сідла і канал виходу палива закритий. Клапан відкривається тиском палива під час запуску двигуна після відкриття стоп-крана ($n_{\text{TK}}=14-18\%$).

Клапан стравлювання повітря служить для випуску повітря та парів палива з внутрішніх порожнин насоса-регулятора. Наявність повітря може призвести до "розгойдування" частоти обертання турбокомпресора та до появи "вилки" у показаннях на приладі. Клапан встановлений на кришці дозуючої голки і складається з кульки 47, сідла та пружини. Клапан стравлювання повітря також використовується при консервації та розконсервації двигуна.

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 введеній 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 приводною 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 введенні рукоятки корекції вправо всережимний регулятор птк збільшує подачу палива у двигун і відбувається розкручування птк і псв.т (пн.в). Якщо пнв > 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 завантаженням несучого 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 $\text{пнв} = (79 \pm 1) \%$ 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 проливки дросельного пакета НР-40ТА. В умовах нормальної експлуатації швидкість переміщення важеля "крок-газ" повинна вибиратися такою, 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 застосовується термокомпенсатор 11.

Система захисту турбіни гвинта від розкрутки служить для попередження 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.

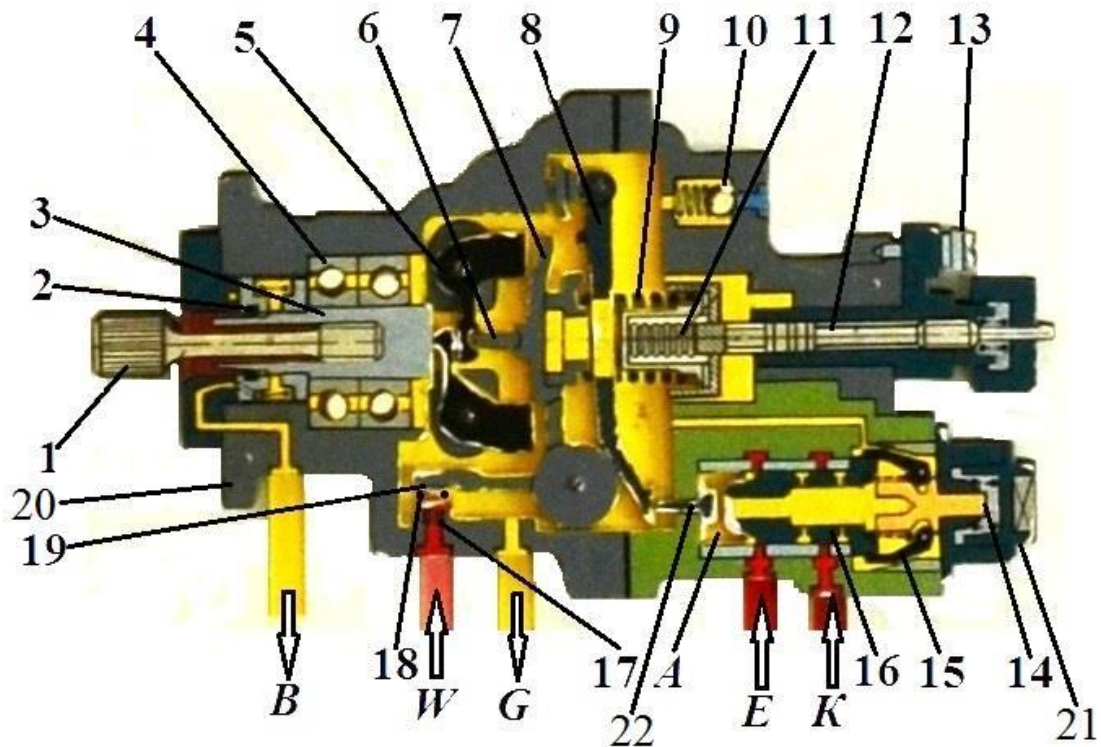


Рис.7.4 Схема регулятора РО-40ТА

1 -ресора; 2 -прокладка; 3 -датчик; 4 - шарикопідшипник; 5 -грузик; 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 подальшого некерованого його розкручування в перший період відбувається повне відкриття клапана 19. Однак з-за обмеженої витрати палива через цей клапан розкручування ротора турбіни не припиняється. При досягненні псв.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 порожнина клапана постійного перепаду тиску палива НР-40ТА через канал K сполучається зі зливом. Клапан насоса-регулятора зміщується в крайнє праве положення і сполучає порожнину перед дозуючою голкою зі зливом. Тиск палива на виході з насоса-регулятора різко зменшується, внаслідок чого відбувається зрив полум'я в камері згоряння 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 СЗТГ в агрегаті РО-40ТА передбачено спеціальний пристрій з двохпозиційною 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 СЗТГ 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 неперевіряємий 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 СЗТГ 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 СО-40.

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 порожнина з порожниною за компресором двигуна, в систему регулювання якого включений даний синхронізатор, а нижня порожнина В — з порожниною за компресором іншого двигуна.

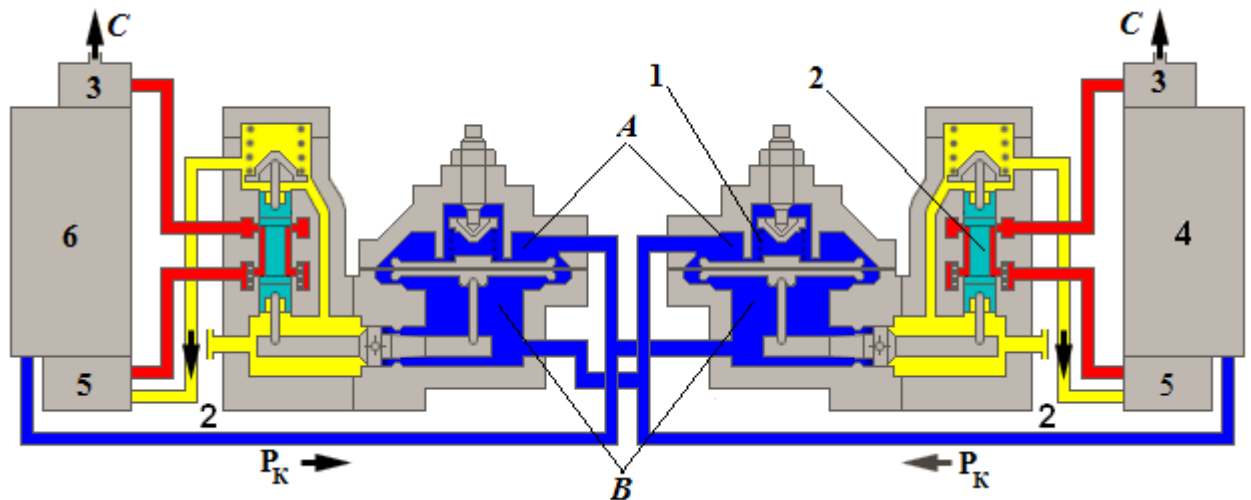


Рис.7.5 Схема установки синхронізаторів потужності СО-40:

1 - пружина; 2 - золотник; 3 - регулятор РО-40ТА; 4 - двигун правий;
5 — насос-регулятор НР-40ТА; 6 - лівий двигун; С - 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 помилці 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 %. 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 птк в даному випадку не лімітується.

Паливна форсунка.

Вона призначена для розпилу палива, що підводиться від системи високого тиску в камеру згоряння. Форсунка (Рис.7.6)— односоплова, двоканальна, відцентрова, складається з корпусу, входного штуцера з фільтром, розподільного клапана з плунжером і пружиною вихідного сопла з основним і пусковим завихрювачем.

Так як витрата палива в камеру згоряння змінюється в широких межах, то наявність у форсунці розподільного клапана і двох завихрювачів з окремими каналами дозволяє здійснювати 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 завихрювачу. Пройшовши концентрично розташовані отвори в завихрювачі, паливо надходить до торцевих тангенціально розташованих канавок і по них у камеру завихрювача 15. Завихрене паливо викидається по центральному отвору основного завихрювача в камеру згоряння. Пусковий завихрювач 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 центральний 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 $8,0 \text{ кг/см}^2$ плунжер відкриває трикутну профільну прорізь 9 в гільзі і паливо, що знаходиться всередині переходить у порожнину 3, звідки по каналах 17 пускового завихрювача і отворам в розділовій шайбі воно надходить у тангенціальні канавки основного завихрювача. Далі паливо проходить в завихрювальну камеру 15 і через центральний отвір сопла основного завихрювача виходить в камеру згоряння.

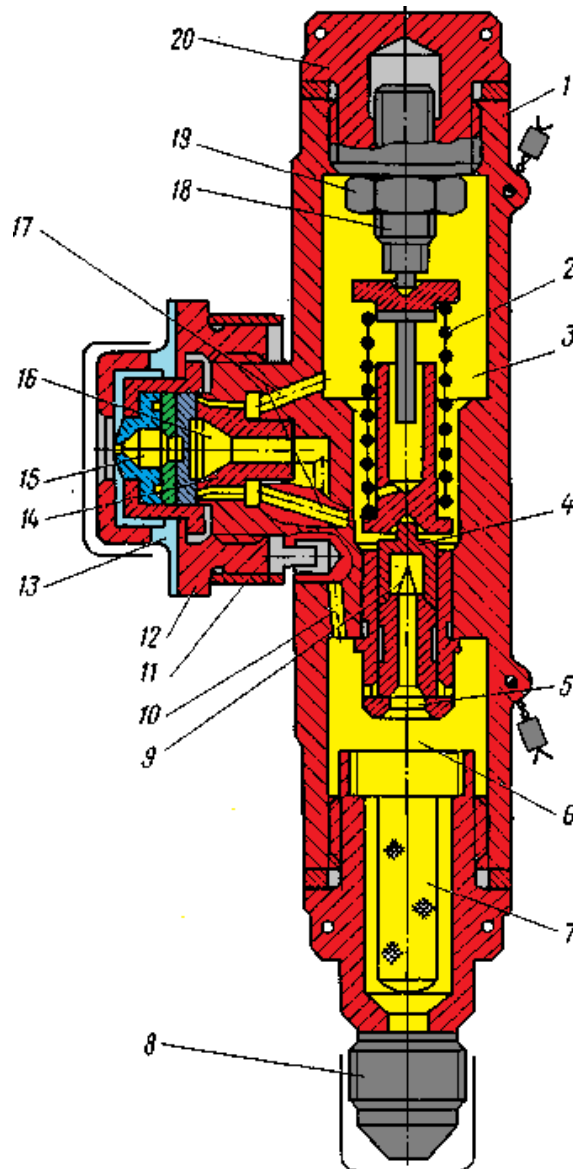


Рис. 7.6. Основна паливна форсунка:

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 завихрювача палива; 18 - регулювальний гвинт; 19 - гайка; 20 - пробка

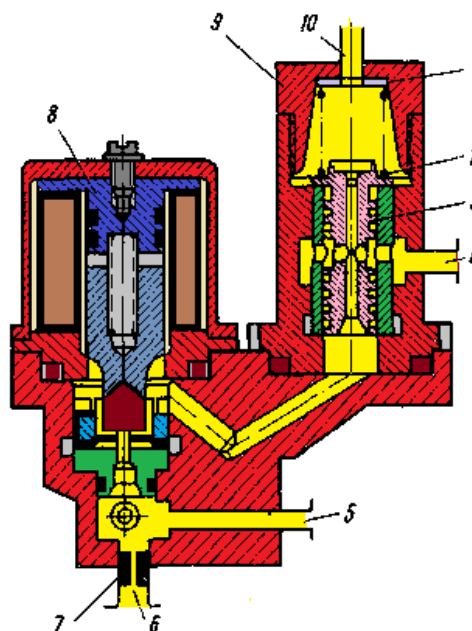
5. Призначення, склад та робота пускової паливної та дренажної систем.

Пускова паливна система.

Для забезпечення надійності запуску двигуна паливо повітряна суміш підпалюється пусковим запалювачем, встановленим на корпусі камери згоряння. Управління подачею палива на форсунку пускового запалювача забезпечується клапаном постійного тиску, виконаним в одному блоці з електромагнітним клапаном.

Електромагнітний клапан з клапаном постійного тиску (рис. 8.7) 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 ... 2,5 кг / см² 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 сполучений 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

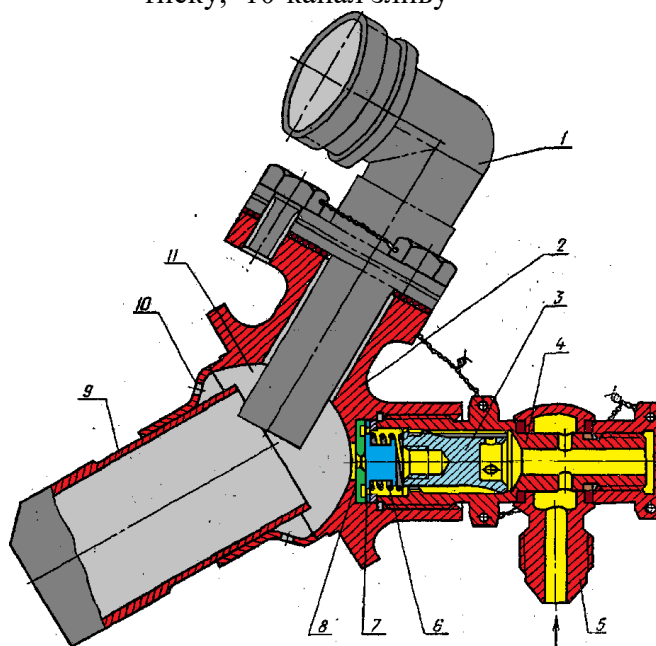


Рис.7.8 Пусковий запальник

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 вхідні канавки фільтра, дрібне фільтруюче різблення, нарізане 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 канали, 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 відбувається 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 клапана 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, яке підводиться від насоса-регулятора за допомогою каналу 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 протиобліднення 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 запалювача були видуті тиском газу з камери згоряння всі залишки палива.

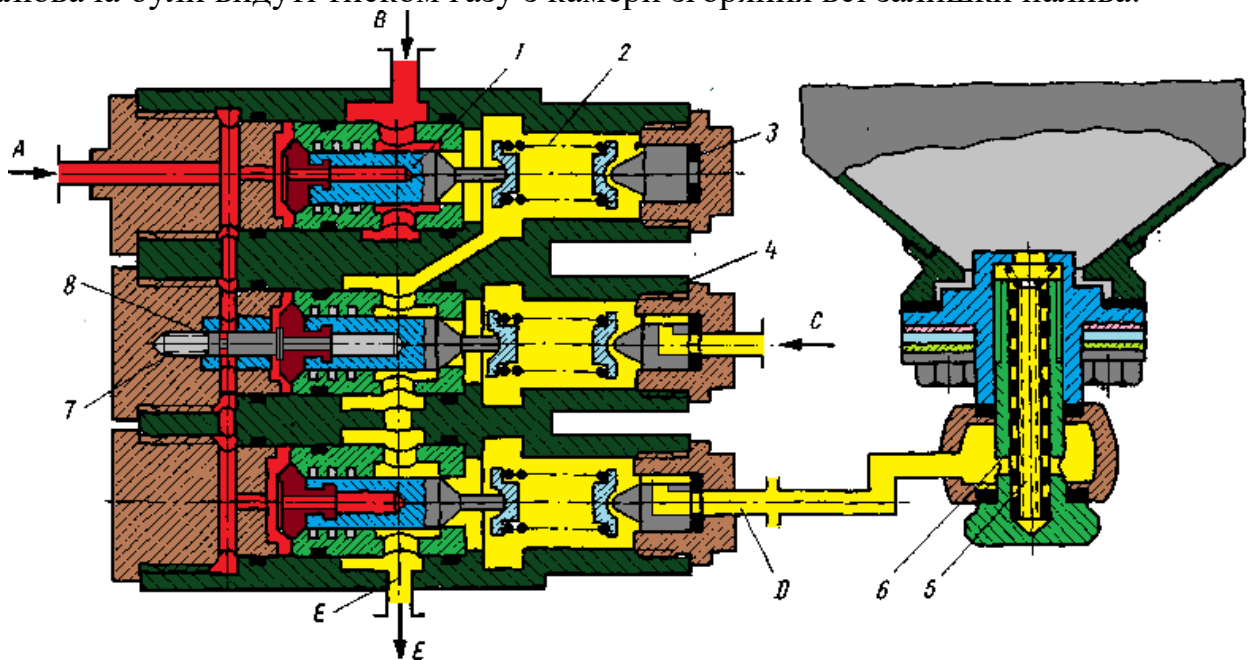


Рис.7.9 Блок дренажних клапанів і дренажний штуцер:

1 - золотник; 2,7 - пружини; 3 - регульовальна 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 анероїда висотного коректора;
- ☐ негерметичність повітряної системи автомата запуску;
- ☐ закоксованість або неповна розконсервація дросельного пакета;
- ☐ недостатній тиск, створюваний підкачувальним насосом;
- ☐ несправність клапана дренажу робочої паливної форсунки;
- ☐ недостатній тиск палива перед робочою форсункою.

Дії екіпажу: запуск припинити.

2. Відсутність займання або піздне 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 з двигуна.

Причини:

- ☐ відмова системи запалювання;
- ☐ відсутність подачі пускового палива або поганий його розпил;
- ☐ відсутність подачі в двигун робочого палива.

Дії екіпажу: запуск припинити

3. Самовільний вихід двигуна в процесі запуску на підвищений режим.

Явище це небезпечно і неприпустимо, так як супроводжує 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.

Дії екіпажу: запуск припинити. У разі крайньої необхідності дефект можна усунути повторенням запуску. При цьому змінний тиск, що діє на торець золотника клапана мінімального тиску палива, може зрушити його з місця, і в подальшому він буде працювати нормально.

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 $t_{\Gamma} = f(t_H)$ (див. рис. 1.7).

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

Дії екіпажу: запуск припинити.

5. Несинхронна робота двигунів на сталих режимах. При роботі автоматичної системи підтримки постійним заданого значення пНВ 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 СО-40;

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

- ☐ відкриття клапана перепуску повітря або клапана протиобledenня на двигуні, має менше значення пТК;

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

Дії екіпажу:

- ☐ при випробуванні на землі - двигуни виключити;

- ☐ у польоті - зміною загального кроку підібрати такий режим роботи двигунів, при якому різнорежимність буде в межах допуску;

- ☐ якщо зміна режиму роботи двигунів не усуває несинхронності, а навпаки, призводить до її збільшення необхідно вимкнути автоматичну систему підтримки $p_{HВ} = \text{const}$ поворотом корекції вліво, встановити пНВ не більше 78 % і підтримувати її в цих межах рукояткою "КРОК-ГАЗ" і корекцією;

- ☐ при неможливості підтримки стійкого режиму необхідно зробити посадку

або вимкнути несправний двигун;

☐ якщо при появі різниці пТК більше 2% спостерігаються ознаки несправності проточної частини одного з двигунів - двигун вимкнути.

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 пНВ або регулятора пТК 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.

Дії екіпажу:

☐ необхідно зміною загального кроку підібрати такий режим роботи двигунів, на якому розгойдування відсутня або зменшується до мінімуму;

☐ якщо зміна режиму не усуває розгойдування - вимкнути автоматичну систему підтримки пНВ=const поворотом корекції вліво, встановити пНВ не більше 78 % і підтримувати її в цих межах рукояткою "КРОК-ГАЗ" і корекцією.

☐ при неможливості підтримки стійкого режиму необхідно зробити посадку або вимкнути несправний двигун.

7. Мимовільна розкрутка несучого гвинта (пНВ >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.

Дії екіпажу: вимкнути автоматичну систему підтримки пНВ=const поворотом корекції вліво, встановити пНВ не більше 78 % і підтримувати її в цих межах рукояткою "КРОК-ГАЗ" і корекцією.

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

Причини:

☐ засмічення дросельного пакета;

☐ знос проточної частини двигуна.

Дії екіпажу: темп переміщення важеля «крок-газ» на збільшення режиму необхідно узгодити з часом прийомистості двигунів.

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

Дії екіпажу: зменшити темп збільшення кроку НВ