

**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 № 9 - Система пуску 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 лекцій:

1. Загальні знання про запуск двигуна. Пускова характеристика двигуна.
2. Призначення та основні вузли системи, принципова схема системи.
3. Загальна характеристика системи запалювання.
4. Циклограма пуску.
5. Контроль роботи. Аналіз можливих несправностей.

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. Загальні знання про запуск двигуна. Пускова характеристика двигуна

Для того, щоб здійснити запуск двигуна, необхідно: стороннім джерелом енергії розкрутити ротор турбокомпресора до такої частоти обертання, при якій компресор буде в змозі всмоктувати, стискати і подавати в камеру згоряння кількість повітря, необхідне для стійкого горіння паливоповітряної суміші, а турбіна компресора буде розвивати потужність, потрібну для обертання ротора компресора: забезпечити подачу необхідної кількості палива в камеру згоряння, займання паливоповітряної суміші і стійкість її горіння.

Розкручування ротора турбокомпресора в процесі запуску на землі і в польоті здійснюється електричним стартером – генератором, а займання паливоповітряної суміші – електричною системою запалювання. Подача палива в камеру згоряння регулюється автоматом запуску у відповідності з заданим

законом вимірювання температури газу перед турбіною процес запуску двигуна протікає у відповідності з пусковими характеристиками.

Відповідно до пускової характеристики двигуна процес запуску двигуна складається з трьох основних етапів. Перший етап починається з моменту включення стартера ($n_{TK}=0$) і триває до моменту подачі в камеру згоряння і займання у ній робочого палива ($n_{TK}=14..18\%$). Розкручування ротора турбокомпресора на цьому етапі запуску здійснюється тільки стартером.

Другий етап починається з моменту, коли вступає в роботу турбіна компресора ($n_{TK}=14..18\%$), а також розвивається позитивний крутний момент і закінчується в момент відключення стартера ($n_{TK}=n_2=40..45\%$). Розкручування ротора турбокомпресора на цьому етапі запуску здійснюється спільно стартером і турбіною компресора.

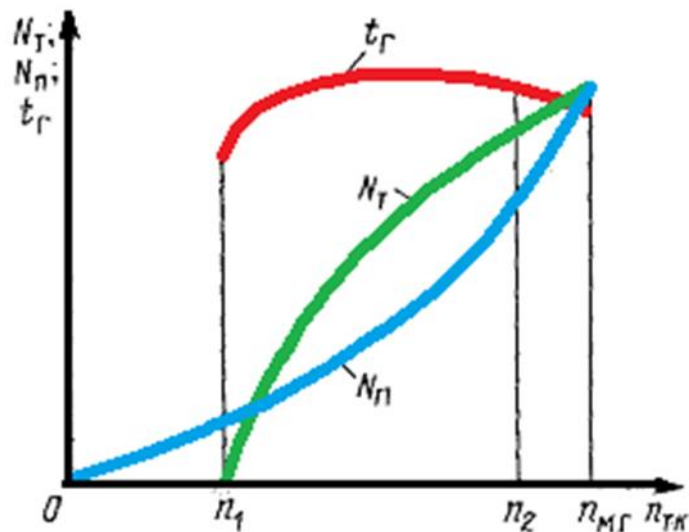


Рис.1 Пускова характеристика двигуна

(N_n - потужність, необхідна для розкрутки турбокомпресора; N_T — потужність, що розвивається турбіною компресора)

Третій етап починається з моменту відключення стартера ($n_{TK} = n_2 \approx 40..45\%$) і закінчується в момент виходу двигуна на режим малого газу ($n_{TK} = n_{MГ} = 57 \pm 3\%$). Розкручування ротора турбокомпресора на цьому етапі здійснюється тільки турбіною компресора.

2. Призначення та основні вузли системи, принципова схема системи.

Система запуску забезпечує:

- запуск двигуна на землі та в повітрі;
- помилковий запуск;
- холодну прокрутку;
- припинення всіх видів прокручування при необхідності.

Система запуску включає в себе:

- електричну частину;
- систему запалювання;
- пускову паливну систему;
- систему управління подачею робочого палива.

Електрична частина забезпечує розкрутку турбокомпресора при допомозі стартера, управління і контроль за роботою системи і включає в себе стартер-генератор СТГ-3, пускову панель ПМГ-14А, дві акумуляторні батареї 12САМ-28, систему запалювання, два перемикаючих контактора батарей, реле включення шунтової обмотки стартера-генератора, контактори включення якоря стартера-генератора, аеродромну розетку комплексного апарату ДМР-200Д, регулятор напруги РН-120У, автомата захисту від перенапруги АЗП-8М, блокувальні реле і реле захисту, прилади контролю.

3. Загальна характеристика системи запалювання.

Система запалювання забезпечує підпал пускового палива в процесі запуску двигуна і складається з агрегату запалювання та електричної свічки.

Агрегат запалювання СКНД-11-1А (2 агрегату розміщені на ВР-2) перетворює постійний струм низької напруги (24 В) в пульсуючий струм високої напруги (1500-2000В), який використовується для утворення електричного розряду між електродами запальної свічки. В агрегаті запалювання застосовується сильний радіоізотопний елемент. Тому розкриття і ремонт агрегату запалювання заборонені.

Електрична свічка СП-18УА є розрядником струму високої напруги і призначена для запалення паливоповітряної суміші при запуску двигуна. У системі запалювання двигуна застосовується нерозбірна екранована напівпровідникова свічка з ємнісним розрядом високої потужності, що протікає між електродами по напівпровідниковому шарі. У процесі роботи свічки можливо вигорання напівпровідникового шару, що наноситься на ізолятор між електродами, з центрального електрода. Це призводить до збільшення опору межіскрового проміжку і погіршення умов роботи свічки. Тому на двигунах застосовується імпульсна подача пускового палива. Поверхневий шар напівпровідника відновлюється під дією електроерозії напівпровідникового центрального електрода при відсутності подачі пускового палива.

Робота системи запалювання контролюється по перешкод радіозасобам і своєчасності згоряння робочого палива (появи tГ на приладі).

4. Циклограма пуску.

Запуск двигуна можна проводити від двох акумуляторних батарей 12 САМ-28 (автономне джерело живлення), від аеродромного джерела живлення типу АПА-35 і від генератора працюючого двигуна.

Для запуску двигуна від бортових акумуляторів вимикачем живлення акумулятори включають бортову мережу, перемикач роду роботи встановлюють у положення "Запуск" і натискають пускову кнопку.

При натисканні на пускову кнопку включається програмний механізм пускової панелі, який відповідно до заданої циклограмою включає елементи

системи запуску. Натискання на пускову кнопку також призводить до спрацювання контактора, який подає напругу на агрегат запалювання.

Через 2 с після натискання на пускову кнопку програмний механізм включає контактор Ж ланцюга якоря стартера-генератора СТГ-3. При цьому напруга акумуляторних батарей підводиться через пусковий опір на обмотку якоря СТГ-3, який починає повільно обертати турбокомпресор двигуна.

Через 3 с роботи системи запуску програмний механізм подає живлення на реле, яке включає електромагнітний клапан подачі пускового палива. Для забезпечення надійної роботи системи запалювання подача живлення на електромагнітний клапан здійснюється з пульсацією, яку забезпечує реле часу з (4 ± 1) по (11 ± 2) секунду роботи системи запуску.

Через 4 с на стартер подається повна напруга двох паралельно з'єднаних акумуляторних батарей. При цьому стартер різко збільшує частоту обертання.

Через 10 с акумуляторні батареї переключаються з паралельної роботи на послідовну. Це призводить до різкого зростання напруги на стартері, і розкрутка турбокомпресора відбувається більш енергійно.

Через 15 с програмний механізм включає регулятор струму, який підтримує постійною потужність стартера незалежно від мінливої навантаження, тобто стартер працює в режимі "супроводу" турбокомпресора.

Через 30 с включається експрес доопрацювання циклу програмного механізму, і відключаються всі елементи системи запуску. При цьому стартер-генератор, отримуючи обертання від турбокомпресора, переходить в генераторний режим, включається регулятор напруги, і комплексний апарат ДМР-200Д включає генератор на живлення бортмережі. Якщо запуск двигуна проводиться від аеродромного джерела живлення, то система запуску працює аналогічним чином, за винятком відсутності перемикання харчування стартера на подвійну напругу. При запуску від генератора працюючого двигуна перемикання харчування стартера на подвійну напругу також не відбувається.



Рис.2 Щиток управління и контролю роботи системи запуску

5. Контроль роботи. Аналіз можливих несправностей.

Характерні порушення нормальної роботи в процесі запуску наступні:

1. При натисненні на кнопку "Запуск" не спалахує сигнальна лампочка автоматики і ротор турбокомпресора не розкручується стартером. Зазвичай причиною цієї несправності є неповне проведення підготовки до запуску (наприклад, не розгальмований НГ) або ушкодження електропроводки. Необхідно підготовку до запуску двигуна проводити відповідно до контрольної карти обов'язкових перевірок устаткування кабіни пілота.

2. Не запалюється пускове паливо або запалюється пізно (через 12... 15 с). Визначається дефект по відсутності температури газу на показчику ІТГ- 1. Якщо після подання в камеру згорання робітника палива (при відкритому стоп-крані $\text{птік} = 14\ldots 18\%$) займання його не відбувається, запуск слід припинити щоб уникнути подачі великої кількості палива в двигун і небезпеки пожежі.

Причини:

- ☐ несправність свічки або агрегату запалення;
- ☐ відсутність подання або пульсації палива
- ☐ відсутність подання або пульсації палива до пускового запалювача або незадовільний розпил палива пусковою форсункою;
- ☐ несправність системи подання робочого палива.

3. Мала частота обертання (зависання її) турбокомпресора при запуску. Нормальна частота при розкручуванні турбокомпресора від аеродромного

джерела при неправдивому запуску залежить від температури зовнішнього повітря і повинна відповідати: $t_H = -40\text{ }^{\circ}\text{C}$ - $n_{TK} > 21\%$; $t_H = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$ - $n_{TK} > 22\%$; $t_H = +40\text{ }^{\circ}\text{C}$ - $n_{TK} > 23\%$. При цьому струм в ланцюзі стартера не повинен перевищувати 450 А.

Причини :

- ☐ відсутність надійних контактів в електричному ланцюзі від джерела живлення до клеми стартера-генератора;
- ☐ несправність стартера, що визначається по зростанню сили струму в ланцюзі його якоря до значень більше 450 А;
- ☐ недостатня зарядка бортових акумуляторних батарей;
- ☐ відкритий клапан відбору повітря для системи вертольота, що приводить до зменшення потужності турбіни. В процесі запуску двигуна клапан відбору повітря має бути закритий;
- ☐ відсутність надійних контактів в електричному ланцюзі від джерела живлення до клеми стартера-генератора;
- ☐ несправність стартера, що визначається по зростанню сили струму в ланцюзі його якоря до значень більше 450 А;
- ☐ недостатня зарядка бортових акумуляторних батарей;
- ☐ відкритий клапан відбору повітря для системи вертольота, що приводить до зменшення потужності турбіни. В процесі запуску двигуна клапан відбору повітря має бути закритий;
- ☐ несправність системи подання робочого палива в двигун;
- ☐ несправність ("заїдання") турбокомпресора. Плавність обертання ротора турбокомпресора перевіряється вручну.

4. Зростання температури газу перед турбіною в процесі запуску двигуна вище за значення, визначене по графіку $t_g = f(t_H)$.

Причини:

- недостатня напруга джерел живлення стартера, що приводить до недостатнього розкручування турбокомпресора і невідповідності витрати повітря і палива;
- несправність автомата запуску насоса-регулятора НР40ТА;
- відкриття клапана відбору повітря для системи вертольота;
- несправність турбокомпресора.