

**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 № 1 - Загальні знання про двигун, його основні дані, режими роботи та характеристики

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. Загальні дані про двигун, його конструкційні вузли і системи.
2. Принцип роботи двигуна.
3. Основні технічні та експлуатаційні дані двигуна. Контроль роботи двигуна і визначення його працездатності.
4. Основні обмеження параметрів. Режими роботи двигуна. Правила визначення основних режимів перед польотом і в польоті.
5. Дросельна і висотна характеристики двигуна та їхнє практичне використання.
6. Залежність основних параметрів двигуна від польотних умов і вибір оптимальних режимів.

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 дані про двигун, його конструкційні вузли і системи.

Потрібна для польоту вертольота тяга створюється несучим гвинтом, вертоліт Мі-2 має силовий привід несучого гвинта від газотурбінних двигунів (ГТД) через механічну трансмісію. У силову установку вертольота входять два взаємозамінних двигуна ГТД-350 і підсумовуючий редуктор ВР-2. Застосування двох двигунів на вертольоті підвищує безпеку польоту, так як створює вертольоту можливість продовжувати політ до місця необхідної посадки на одному працюючому двигуні.

При установці двох двигунів на вертольоті (рис.1) задні вивідні вали їх редукторів з'єднуються через карданні вали з вертолітним редуктор ВР-2. Від

вертолітного редуктора крутний момент передається до несучого і хвостового гвинтів.

Двигун ГТД-350 (рис.2,3) - турбовальний, з вільною турбіною, механічно не пов'язаною з турбіною компресора. Основними вузлами є: вхідний пристрій, компресор, камера згоряння, турбіна компресора, вільна турбіна, редуктор, вихідний пристрій.

Двигун ГТД-350 має дещо незвичну конструктивну схему.

У звичайних схемах ГТД камера згоряння розташована безпосередньо за компресором. На двигуні ГТД-350 камера згоряння винесена за турбіну, а турбіна розташована за компресором. При такій компоновці вузлів скорочується довжина силових валів двигуна, що знижує його масу, створює можливість допускати високу частоту обертання роторів і тим самим забезпечує підвищення економічності двигуна. Роботу двигуна забезпечують системи: мастила, топлівопітання і регулювання, управління перепуском повітря з компресора, запуску, противообледення та пожежогасіння.

Вертоліт Мі-2 має силовий привід несучого гвинта від газотурбінних двигунів (ГТД) через механічну трансмісію. У силову установку вертольота входять два взаємозамінних двигуна ГТД-350 і вертолітний редуктор ВР-2. Застосування двох двигунів на вертольоті підвищує безпеку польоту, так як створює вертольоту можливість продовжувати політ до місця необхідної посадки на одному працюючому двигуні.

При установці двох двигунів на вертольоті (рис. 1) задні вивідні вали їх редукторів з'єднуються через карданні вали з вертолітним редуктором ВР-2. Від вертолітного редуктора крутний момент передається до несучого і хвостового гвинтів.

Особливість схеми силового приводу несучого гвинта вертольота Мі-2 - застосування турбовального двигуна з вільною турбіною. Наявність в двигуні вільної турбіни, яка не має кінематичного зв'язку з турбокомпресором, для приводу несучого гвинта дозволяє отримувати найвигіднішу частоту обертання гвинта незалежно від частоти обертання ротора турбокомпресора, полегшує розкручування турбокомпресора при запуску двигуна, дозволяє отримувати оптимальні витрати палива при різних умовах експлуатації двигуна і виключає необхідність комбінованої муфти вмикання в силовій установці вертольота.

До інших важливих переваг силового приводу несучого гвинта від ГТД через механічну трансмісію відносяться:

- мала питома маса ГТД;
- невеликі витрати потужності на охолодження двигуна, так як не потрібно спеціальної системи охолодження;
- простота експлуатації двигуна, особливо при низьких температурах зовнішнього повітря;
- зменшення джерел вібрації вертольота унаслідок гарного балансування роторів ГТД;
- поліпшення аеродинамічних якостей вертольота (малий мідель двигуна);
- хороша перспектива збільшення гарантійного терміну служби ГТД.

До недоліків такого силового приводу несучого гвинта відносяться:

- складність і велика маса редуктора внаслідок великої степені редукції при передачі обертання від високооборотної турбіни двигуна до низькооборотного несучого гвинта;
- порівняно великий час прийманості ГТД (до 15с), що погіршує маневреність вертольота;
- велику питому витрату палива малорозмірного ГТД, особливо на нерозрахункових режимах роботи;
- значний вплив на роботу ГТД навколишнього середовища (запиленості повітря, температури, вологості і т. п.).

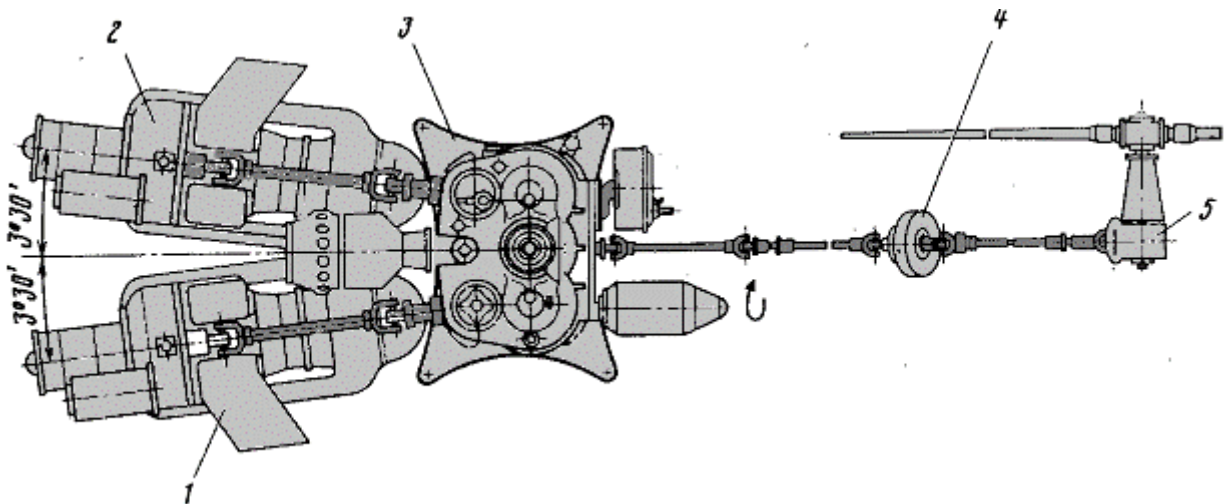


Рис.1 Схема установлення двигунів ГТД-350 на вертольоті:

*1 - двигун лівий; 2 - двигун правий; 3 - вертолітний редуктор ВР-2;
4 - проміжний редуктор; 5 - редуктор хвостового гвинта*

Двигун ГТД-350 (рис.2, 3) - турбовальний, з вільною турбіною, механічно не пов'язаною з турбіною компресора. Основними його вузлами є: вхідний пристрій, компресор, камера згоряння, турбіна компресора, вільна турбіна, редуктор, вихідний пристрій.

Вхідний пристрій двигуна не регульований. Зовнішня кільцеподібна оболонка вхідного пристрою використовується в якості маслобака. Пристрій має окреме від двигуна кріплення на вертольоті і з'єднується з корпусом компресора еластичним циліндром з вставкою.

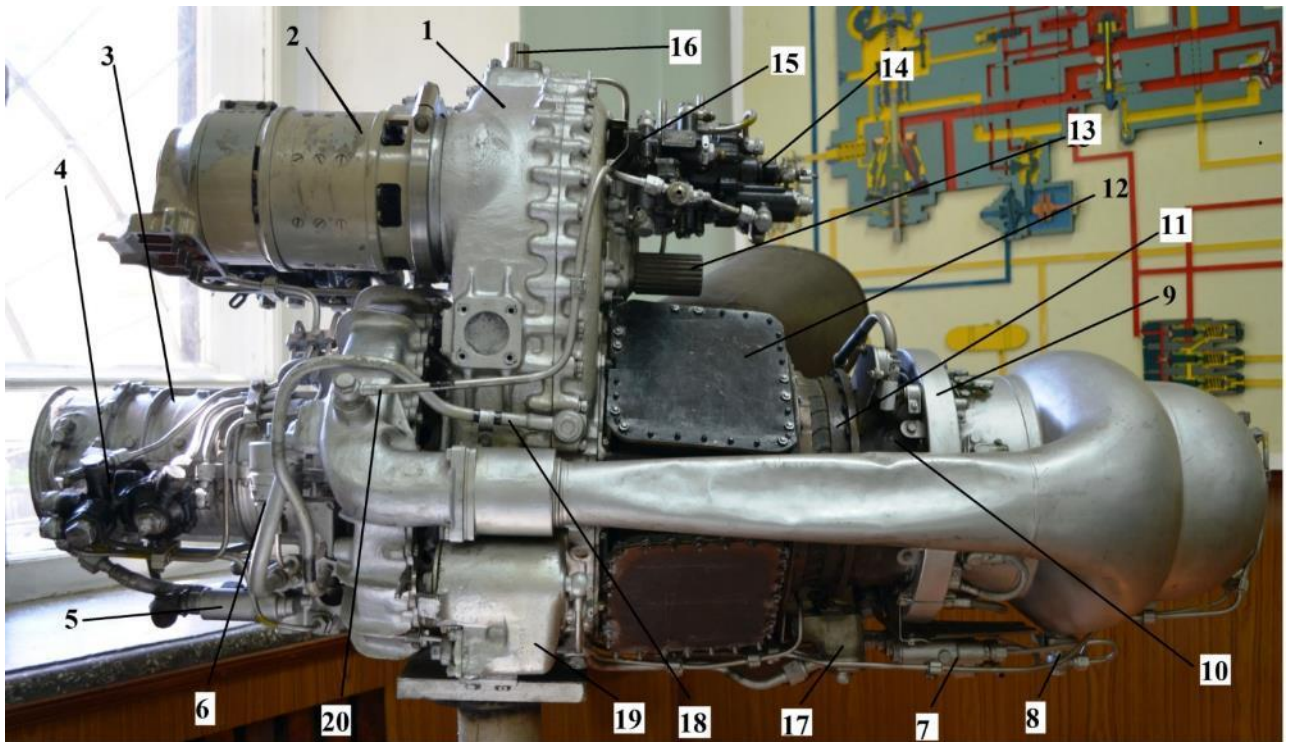


Рис. 2. Двигун ГТД-350 (вид зліва):

1. Корпус редуктора. 2. Стартер-генератор. 3. Корпус компресора. 4. Агрегат ДС-40Т.
5. Соленоїд клапана призведеніння. 6. Кронштейн датчика тиску масла.
7. Блок дренажних клапанів. 8. Дренажний штуцер. 9. Колектор термопар (вимірювання температури газів перед турбіною компресора). 10. Корпус турбіни компресора.
11. Корпус вільної турбіни. 12. Кришка газозбірника. 13. Вивідний вал. 14. Регулятор обертів вільної турбіни РО-40ТА. 15. Синхронізатор потужності СО-40.
16. Цапфа кріплення двигуна на вертольоті. 17. Бачок для зливу масла з 3-ої опори.
18. Трубка підведення повітря з-за 6-ого ступеня компресора на охолодження газозбірника, наддув ущільнень 4-опори і вивідного вала. 19. Блок маслофільтра. 20. Трубка відбору повітря в систему регулювання

Компресор - однокаскадний, складається з семи осьових і одного відцентрового ступеня. Стійкість роботи компресора в процесі запуску двигуна забезпечується перепуском частини повітря через 6-го ступеня в атмосферу клапаном перепуску. Деталі вхідного напрямного апарату компресора при вмиканні протиобліднювальної системи обігріваються гарячим повітрям, що відбирають за 8-го ступеня.

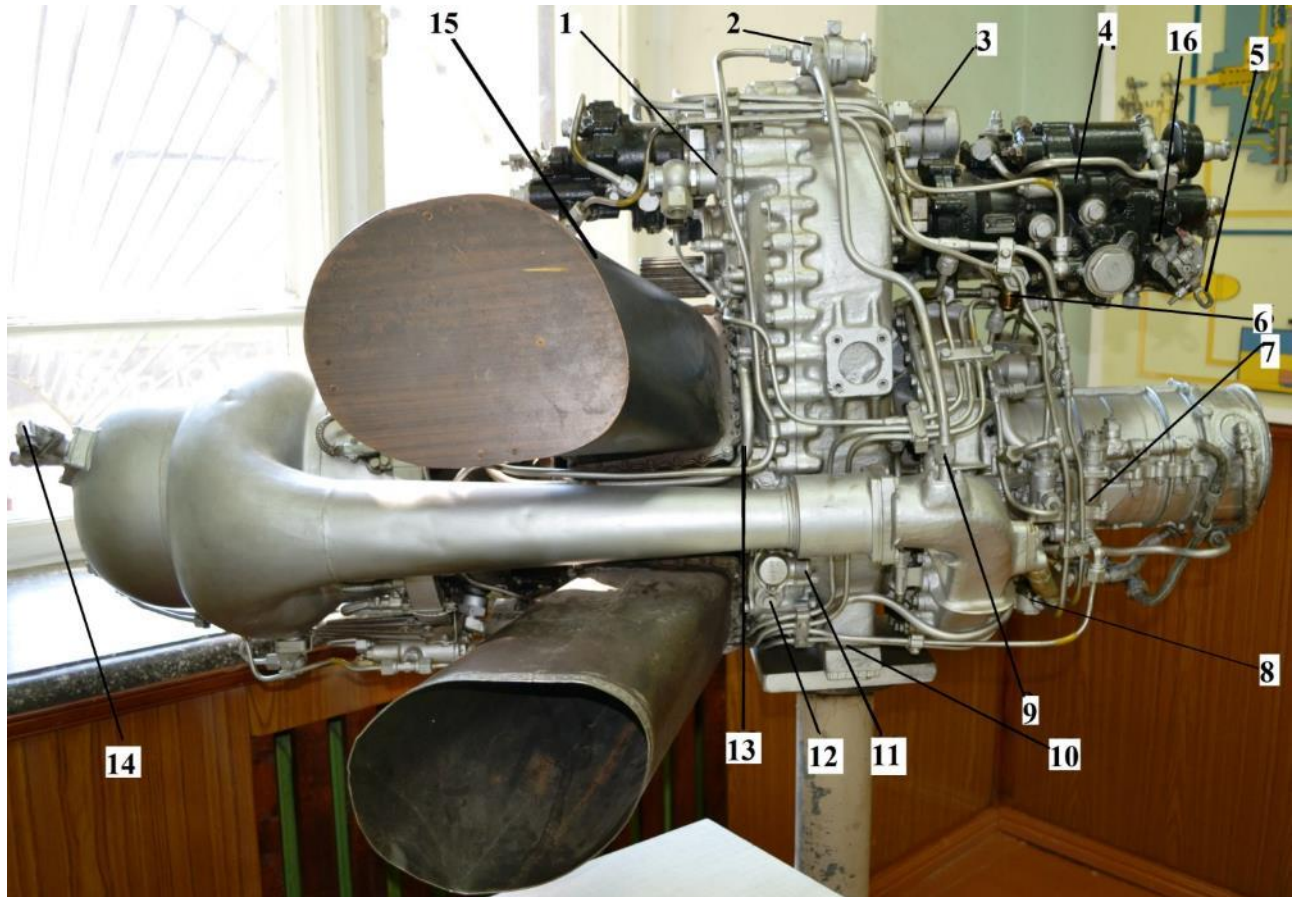


Рис. 3. Двигун ГТД-350 (вид праворуч):

1 - суфлер; 2 - повітряний фільтр; 3 - датчик обертів турбокомпресора Д-1; 4 - агрегат НР-40ТА; 5 - важіль керування двигуном; 6 - штуцер підведення палива до двигуна; 7 - клапан постійного тиску пускового палива; 8 - клапан перепуску повітря і протизледеніння; 9-трубка відбору повітря на наддув 3-ої опори; 10 - фланець кріплення двигуна на вертольоті; 11 - вихідний запірний клапан зі штуцером відводу масла з двигуна в радіатор; 12 - пробка зливу масла з редуктора; 13 - трубка суфлювання масляної порожнини 3-ої опори в порожнину редуктора; 14 - свічка запалювання; 15 - вихлопний патрубок; 16 - важіль стоп-крана;

Камера згоряння-трубчаста, обладнана робочою форсункою, що розпорошує паливо, і пусковим пристроєм, що забезпечує підпал розпорошеного робочого палива.

Турбіна компресора-осьова, одноступенева, реактивна. Потужність від турбіни компресора передається на ротор компресора і приводи агрегатів.

Вільна турбіна також осьова, двоступенева, реактивна. Потужність від

вільної турбіни передається на редуктор двигуна.

Редуктор двигуна змінює частоту обертання валів і передає крутний момент вала вільної турбіни до вивідного валу редуктора, від якого крутний момент передається до вертолiтному редуктора ВР-2.

Вихiдний пристрій-ні регульоване, призначене для вiдводу вiдпрацьованих газiв з двигуна в атмосферу.

Двигун ГТД-350 має дещо незвичну конструктивну схему. У звичайних схемах ГТД камера згоряння розташована безпосередньо за компресором. На двигуні ГТД-350 камера згоряння винесена за турбіну, а турбіна розташована за компресором. При такій компоновці вузлів скорочується довжина силових валів двигуна, що знижує його масу, створює можливість допускати високу частоту обертання роторів і тим самим забезпечує підвищення економічності двигуна. Роботу двигуна забезпечують системи: мастила, паливоживлення і регулювання, керування перепуском повітря з компресора, запуску, протишледеніння і пожежогасіння.

Система змащення-автономна, циркуляційна під тиском, нормально замкнута. Внутрішні масляні порожнини двигуна суфлюються в атмосферу через приводний відцентровий суфлер.

Система паливоживлення і регулювання забезпечує подачу палива в камеру згоряння згідно заданим режимом і умовами польоту, а також роботу агрегатів системи перепуску повітря з компресора.

Система керування перепуском повітря забезпечує стійкість роботи двигуна на режимі запуску шляхом перепуску частини повітря в атмосферу за 6-м ступенем компресора.

Система запуску двигуна-автономна. Запуск двигуна здійснюється електричним стартером-генератором, що живиться від бортової акумуляторної батареї або від аеродинамічного джерела. Циклограма запуску двигуна здійснюється автоматичною панеллю запуску. Паливоповітряна суміш в камері згоряння пускового пристрою запалюється запальної свічкою ємнісного розряду, яка живиться від низьковольтної котушки.

Протиобліднювальна система забезпечує обігрів вхідного прямого апарату компресора гарячим повітрям, що відбирають за останнім ступенем компресора. Система має автоматичну сигналізацію об'єднання і може включатися автоматично або вручну.

Система пожежогасіння складається з засобів сигналізації про виникнення пожежі та засобів гасіння його.

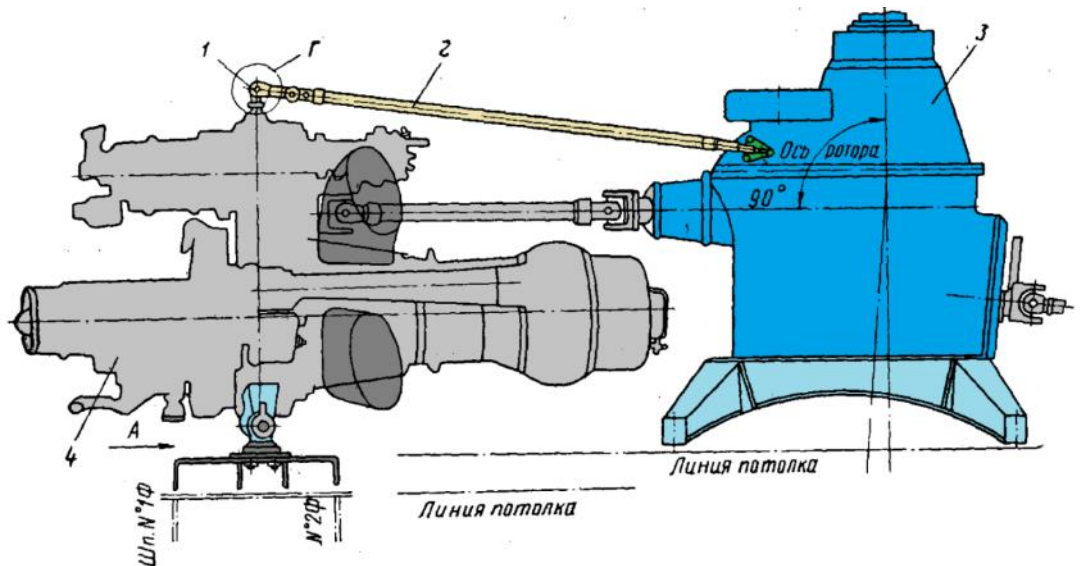


Рис.4. Кріплення двигуна на вертольоті:
1 проушина; 2 - тяга; 3 - вертолітний редуктор; 4 двигун

Кріплення двигуна на вертольоті.

Кожен двигун має три самостійних вузла кріплення на стельовій частині вертольота (рис.4).

До нижньої частини редуктора двигуна прикріплені кронштейни, які мають цапфи з втулками. Цапфи входять у вузли, закріплені на стельовій панелі вертольота. У вузлах встановлені гумові амортизатори. Внутрішні вузли кріплення двигуна при температурних розширень дозволяють цапфам переміщатися, що виключає деформацію двигуна.

Третім вузлом кріплення двигуна є регульована тяга, яка з'єднує отвір на верхній частині редуктора двигуна з вушком на вертолітному редукторі ВР-2.

2.Принцип роботи двигуна.

Вертолітний ГТД являє собою теплову машину, в якій хімічна енергія палива перетворюється в камері згоряння в теплову енергію, а потім турбінами - в механічну роботу. Велика частина енергії, що виділяється при цьому, витрачається на привід компресора і менша частина - на привід несучого і хвостового гвинтів. Зміни основних параметрів газоповітряного потоку в характерних перетинах двигуна дано на рис. 4.

Первинне розкручування ротора турбокомпресора при запуску двигуна здійснюється стартером-генератором, що працює у стартерному режимі, а займання паливо-повітряної суміші - пусковим пристроєм з електричною запальною свічкою.

При обертанні ротора компресора повітря з атмосфери через повітрязбірник і канали вхідного напрямного апарату всмоктується компресором. Швидкість на вході в компресор обрана з умов найменших значень площі вхідного пристрою і діаметральні розмірів компресора при розрахунковій

витраті повітря і становить при розмірно 150 ... 160 м / с. Секундна витрата повітря на розрахунковому режимі роботи двигуна визначається газодинамічним розрахунком з умов отримання необхідної потужності. Тиск і температура повітря на вході в компресор при стандартних атмосферних умовах відповідно рівні: $p = 10,33 \cdot 10^4$ Па і $T = 288$ К.

У компресорі повітря стискається до тиску $p_k = (58 \dots 60) \cdot 10^4$ Па, і таким чином механічна енергія обертання ротора компресора, що приводиться турбіною, перетворюється в енергію тиску. Підвищення тиску повітря в компресорі супроводжується зростанням температури до $T = 473 \dots 493$ К. Швидкість повітря на виході з компресора падає до $c = 100 \dots 120$ м / с. Це визначається необхідністю отримання стійкого процесу горіння в камері згорання. Стиснуте в компресорі повітря надходить в повітрозбірний завиток. З завитка повітря по двох горизонтально розташованих вздовж двигуна трубах подається до задньої частини двигуна в камеру згорання, де змінює свій напрямок руху на 180° .

У камері згорання потік повітря ділиться на дві частини. Частина повітря (первинний повітря) надходить в жарову трубу, і в цьому потоці відбувається згорання палива, що подається робочої форсункою. Температура газу в зоні горіння становить $2473 \dots 2673$ К. Інша частина повітря (вторинне повітря) проходить через отвори і щілини жарової труби і, змішуючись з гарячими газами, знижує їх температуру до допустимого значення (з умови жароміцності турбінних лопаток). Максимально допустима температура газу на виході з камери згорання при роботі двигуна на злітному режимі $T_g = 1243$ К.

Тиск в камері згорання дещо знижується через гідравлічні втрат і підігріву, а швидкість газового потоку збільшується.

З камери згорання робочий газ надходить в турбіну компресора. При проході газу по звужувальних каналах соплового апарату швидкість його збільшується, а тиск і температура зменшуються. Сопловим апаратом газ направляється на робочі лопатки, де кінетична енергія газового потоку перетворюється в механічну роботу. Обертання від ротора турбіни компресора передається на ротор компресора і приводи агрегатів двигуна. Потужність, що розвивається турбіною компресора, на будь-якому сталому режимі дорівнює потужності, споживаної компресором і агрегатами двигуна.

З турбіни компресора робочий газ надходить у вільний турбіну. Потужність, що розвивається вільною турбіною, визначається значенням надлишкового теплоперепаду газу, що надходить з турбіни компресора, причому більша частина теплоперепаду спрацьовується в турбіні компресора. Збільшення частоти обертання турбокомпресора призводить до збільшення надлишкового теплоперепаду газу, що надходить в вільну турбіну, і відповідно до збільшення потужності, що розвивається цієї турбіною.

Ротор вільної турбіни через редуктор двигуна і карданний вал пов'язаний з вертолїтним редуктором і через нього передає потужність на гвинти вертольота.

Частота обертання вільної турбіни (несучого гвинта) на робочих режимах підтримується постійною регулятором РВ-40ТА шляхом зміни подачі палива в

камеру згоряння. Так, при мимовільному збільшенні частоти обертання несучого гвинта регулятор зменшує подачу палива в камеру згоряння. Це призводить до зменшення температури газу перед турбіною компресора, зменшення частоти обертання турбокомпресора і зменшення потужності, що розвивається вільною турбіною. При цьому частота обертання вільної турбіни і несучого гвинта відновлюється до заданої. У разі самовільного зменшення частоти обертання несучого гвинта система регулювання спрацює в зворотному порядку.

Зміна режиму роботи двигуна проводиться шляхом зміни кроку гвинта і одночасного переналаштування системи регулювання на подачу палива, що відповідає новому значенню потужності двигуна.

Робочий газ, віддавши свою енергію турбін з параметрами $p = 9 \cdot 10^4$ Па; $T = 773$ К; $z = 200$ м / с, надходить в газозбірник. Розташовані в газозбірнику напрямні дефлектори вихлопних патрубків та кришок газозбірника направляють відпрацьований газ через два патрубка в атмосферу.

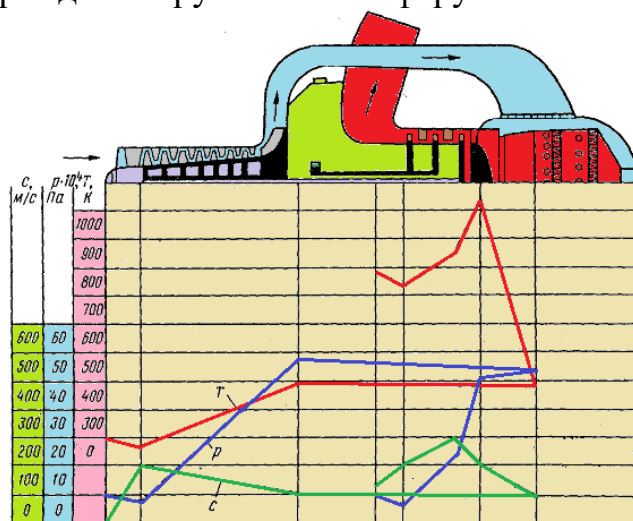


Рис.5. Принципова схема двигуна і зміна його параметрів по газоповітряному тракту.

3.Основні технічні та експлуатаційні дані двигуна. Контроль роботи двигуна і визначення его працездатності.

Умовне позначення	ГТД-350
Тип двигуна	турбовальний з вільною турбіною
Напрямок обертання роторів турбокомпресора і вільної турбіни (залежно від польоту)	ліве
Напрямок обертання вивідного валу редуктора двигуна	праве
Суха маса двигуна, кг	139,3 + 2%

Контрольовані параметри
двигуна
Контроль технічного стану
двигуна

наведені в табл. 1

- візуальний огляд;
- інструментальний контроль параметрів;
- контроль вібрації і шуму;
- ручне прокручування ротора турбокомпресора;
- контроль швидкодії турбокомпресора;
- аналіз стану паливних і масляних фільтрів;
- аналіз якості та витрати масла.

Режими роботи двигуна для умов:
H = 0; V = 0, МСА наведено в табл. 2.

Параметр	Умовне позначення	Тип датчика	Тип вимірювача	Одиниця вимірювання	Робочий діапазон вимірювання	Ціна одного поділу	Допустима похибка
Частота обертання ротора турбокомпресора	п _{тк}	Д-1	ИТЭ-2	%	0...105	1	± 0,5
Частота обертання несучого гвинта	п _{нв}	ДТЭ-1	УТЭ-1	%	0...110	1	± 0,5
Температура газів перед турбіною компресора	t _г	Т-82Г (8 шт.)	ИТГ-1	°С	200...1000	20	± 20
Тиск масла на вході в двигун	P _м	ИД-8	УИ-2-1К	кгс / см ²	0...8	0,5	4%
Температура масла на виході з двигуна	t _м	П-2	2ТУЭ-1	°С	-70...+150	10	5...10 %

4.Основні обмеження параметрів. Режими роботи двигуна. Правила визначення основних режимів перед польоти и в польоті.

Таблиця 2

ПАРАМЕТР	РЕЖИМ				
	Злітний	Номинальний	Крейсерський І	Крейсерський ІІ	Малий газ
Потужність на вивідному валу, к.с.	400 + 8	320 + 8	285 + 6	235 + 6	-
Частота обертів ротора турбокомпресора, %	96	90	87,5	84,5	57 ± 3
Частота обертів несучого гвинта, %	79 ± 1	82 ± 1	≤84	≤84	50 ± 10
Температура газу перед турбіною компресора за приладом, °С	940	860	840	800	≤790
Питома витрата палива, г (к.с. · год)	365	390	410	445	≤55 кг / год
Час безперервної роботи, хв., не більше	6	60	-	-	20
Мінімально допустимий час між повторними виходами на злітний або номінальний режим після відпрацьованого допустимого часу, хв.	5				
Допустиме напруження (за ресурс) ,% від ресурсу	5	40	-	-	-
Прийманість,с, не більше	15				
Вибіг ротора турбокомпресора, с, не менше	25				
Тиск масла на вході в двигун за приладом, кгс/см²:	2,5 ... 3,5				≥1,5
Температура масла на виході з двигуна за приладом , °С:					
Максимальна	150				
Рекомендована	≤140				
Мінімальна для тривалої роботи на крейсерському І і вище	60				
Мінімальна для виходу на режим вище малого газу	30				
Мінімальна для запуску без підігріву	- 40				

Примітки:

1. 100% за показником частоти обертання турбокомпресора $n_{\text{тк}}$ відповідають 45 000 об / хв.

2. 81,3% за показником частоти обертання несучого гвинта відповідають 24 000 об / хв ротора вільної турбіни і 5904 об / хв вивідного валу приводу вертолітного редуктора.
3. Частота обертання турбокомпресора на злітному, номінальному і крейсерському режимах залежить від температури атмосферного повітря.
4. Максимально допустима вимірена потужність двигуна в будь-яких висотно-кліматичних умовах, кВт, не більше - 321.
5. Потужність двигуна на злітному режимі при $H = 3$ км; $V = 0 \dots 200$ км / год, МСА, кВт - 235,2.
6. Потужність двигуна на номінальному режимі при $H = 3$ км; $V = 0$, МСА, кВт - 220,5.
7. Потужність двигуна на злітному режимі при $t_n = +40^\circ \text{C}$; $H = 0$, $V = 0$, кВт - 257,2.

1. Експлуатаційні обмеження параметрів двигуна.

1. Максимально допустиме значення частоти обертання турбокомпресора на землі в залежності від температури зовнішнього повітря визначається за графіком.

2. Максимально допустиме значення n_{TK} злітного режиму до 100% на всіх висотах обмежується автоматично (по витраті палива) і пілотом вручну (по максимально допустимій температурі газів).

3. Максимально допустиме значення n_{TK} номінального і крейсерського 1 режимів до висоти 1000 м обмежується пілотом вручну відповідно до графіка (див. рис. 5).

4. Зі збільшенням висоти польоту масова щільність і витрата повітря, що проходить через двигун, зменшуються. при збереженні $n_{TK} = \text{Const}$ це призводить до падіння Ne . Для збереження в цих умовах заданого режиму роботи двигуна по досягненню висоти 1000 м, а також через кожні наступні 500 м висоти дозволяється підвищувати верхню межу області номінального і крейсерського 1 режимів на 1%, але не більше ніж на 5% для номінального режиму і не більше ніж на 3,5% для крейсерського 1 режиму. При цьому у всіх випадках температура газів перед турбіною не повинна перевищувати максимально допустимого значення для даного режиму. Частота обертання турбокомпресора на малому газі при знаходженні вертольота на висоті може збільшуватися до 65 ... 70%.

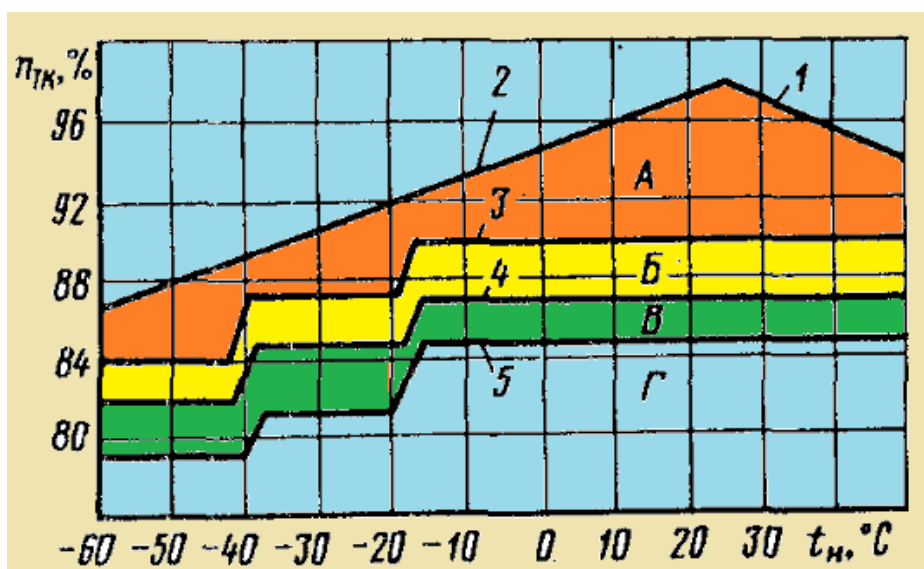


Рис.5 Залежність n_{TK} від t_H для висоти 0 ... 1000 м

1 — обмеження злітного режиму за температурою газу перед турбіною; 2 - обмеження злітного режиму за витратою палива; 3 - обмеження номінального режиму; 4 - обмеження крейсерського I режиму; 5 - обмеження крейсерського II режиму; А - область злітного режиму; Б - область номінального режиму; В - область крейсерського I режиму; Г - область крейсерського II режиму

5. Максимально допустиме значення n_{TK} в польоті на всіх швидкостях і висотах в залежності від t_H на землі в місці старту з умов міцності двигуна наведені в табл.3.

Таблиця 3.

РЕЖИМ	Значення n_{TK} , %, при температурі зовнішнього повітря, °C		
	-60 ... -40:	-40 ... -15:	-15 ... + 60:
Злітний	101	101	101
Номінальний	89	92	95
Крейсерський 1	85,5	88,5	91

6. Допустима різниця n_{TK} двигунів на сталих режимах 2%.

7. З умов міцності максимально допустиме значення t_r при запуску двигуна визначається за графіком (рис. 6) в залежності від t_H .

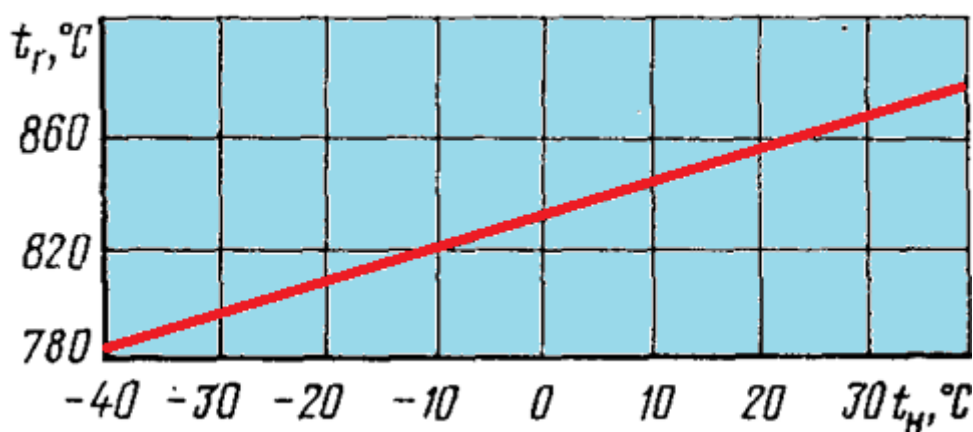


Рис.6 Залежність максимально допустимої температури газу перед турбіною компресора T_r під час запуску від температури повітря на вході в двигун.

8. Максимально допустима температура газу перед турбіною компресора на всіх швидкостях і режимах польоту по приладу, °C:

злітний	970
номінальний	925
крейсерський	890
Максимально допустима температура газу при прийманості, °C...	990

9. Максимально допустиме значення частоти обертання несучого гвинта (вільної турбіни) обмежується за умовами міцності трансмісії і вільної турбіни. Протягом необмеженого часу допускається значення $n_{НГ}$ - 84% при польоті з двома працюючими двигунами і 88% при польоті вертольота в режимі авторотації несучого гвинта з включеними або працюють на малому газі двигунами.

Дозволяється короткочасне збільшення $n_{НГ}$ до 86% на час не більше 30 с. в польоті з двигунами, що працюють на режимі малого газу, і до 92% не більше 5 с вимкненими або працюючими на малому газі двигунами.

10. Мінімально допустиме значення $n_{НГ}$ за показчиком становить 78% на основних режимах польоту; 77% на перехідних режимах польоту; 76% на зльоті (короткочасно не більше 15 с); 70 - 74 (короткочасно) в разі відмови одного двигуна.

11. Допускається з "підривом" кроку несучого гвинта, падіння $n_{Н.В}$ до 65% при посадці з одним непрацюючим двигуном; до 60 при посадці з двома непрацюючими двигунами.

5. Дросельна і висотна характеристики двигуна та їхнє практичне використання.

Експлуатаційні характеристики ГТД називаються залежності основних параметрів двигуна (потужності, температура газів перед турбіною, питомої і годинного витрат палива) від умов його роботи при обраної програми регулювання. До умов роботи двигуна відносяться: параметри зовнішньої атмосфери (тиск, температура, вологість повітря) і параметри польоту (висота і швидкість руху вертольота).

Дросельні характеристики.

Дросельними характеристиками двигуна називаються залежності афективної потужності турбіни гвинта і питомої ефективної витрати палива від частоти обертання ротора турбокомпресора. Ці характеристики будуються на підставі випробувань двигуна на стенді при на стенді при $H = 0$; $V = 0$ і умов МСА.

Частота обертання ротора турбокомпресора при знятті характеристики змінюється за рахунок переміщення важеля керування насоса-регулятором НР-40ТА. Частота обертання ротора вільної турбіни при цьому зберігається постійною внаслідок зміни зовнішнього навантаження (кроку несучого гвинта).

Для того щоб простежити за зміною ефективної потужності при зміні $n_{ТК}$ можна скористатися формулою:

$$N_e = G_{П} \cdot N_{e_{Пит}}$$

де $G_{П}$ - секундна витрата повітря через двигун; $N_{e_{Пит}}$ - питома ефективна

потужність. збільшується, т. є.

$$G_{\Pi} \sim A n_{TK},$$

де А - коефіцієнт пропорційності.

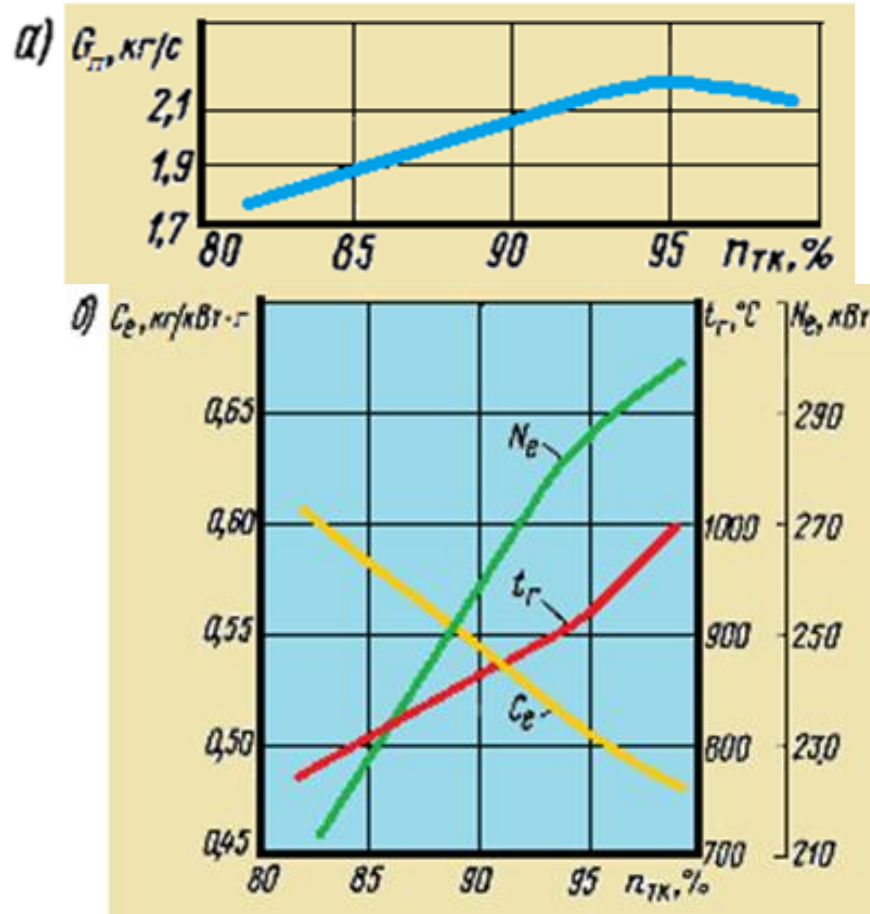


Рис.8 Дросельні характеристики

а) Залежність витрати повітря G_{Π} від частоти обертання турбокомпресора n_{TK} ;

б) Залежність ефективної потужності, питомої витрати палива СУД і температури газів t_g від частоти обертання турбокомпресора n_{TK} ;

При роботі двигуна в умовах $H = 0$; $V = 0$ $N_{e\text{пит}}$ залежить від π_K , t_g , К.К.Д. процесів стиснення і розширення, т.є. фізичних величин, що змінюються в залежності від n_{TK} . Тому з достатньою для практики ступінню точності можна вважати, що зі збільшенням n_{TK} $N_{e\text{пит}}$ зростає приблизно пропорційно n_{TK}^2 , т. є.

$$N_{e\text{пит}} \sim B n_{TK}^2$$

де В - коефіцієнт пропорційності.

В результаті ефективна потужність при збільшенні n_{TK} зростає приблизно пропорційно кубу частоти обертання ротора турбокомпресора. т. є.

$$N_e = G_{\Pi} N_{e\text{пит}} \approx A n_{TK} B n_{TK}^2 \approx C n_{TK}^3$$

де С - коефіцієнт пропорційності.

Зі збільшенням n_{TK} секундна витрата повітря безперервно збільшується.

Частота обертання ротора вільної турбіни зі збільшенням n_{TK} також збільшується. На режимі, який приблизно дорівнює $0,25 N_{e\text{ном}}$ ($n_{TK} = 73\%$), вона

досягає значення, рівного налаштуванню регулятора РО-40ТА. До цього режиму подачею палива в двигун керує відцентровий регулятор НР-40ТА. При подальшому збільшенні n_{TK} частота обертання ротора вільної турбіни залишається практично постійною і рівною $(82 \pm 2)\%$. Починаючи з моменту вступу в роботу регулятора РО-40ТА, збільшення потужності двигуна досягається збільшенням кута встановлення лопатей несучого гвинта при $n_{BT} = \text{const}$ і подача палива в двигун визначається роботою регулятора РО-40ТА. При досягненні злітного режиму n_{BT} зменшується до 79%, РО-40ТА вимикається з керування подачею палива в двигун і в роботу включається один з обмежувачів системи регулювання (фізичної частоти обертання ротора турбокомпресора або витрати палива). Обмеження за максимальним значенням температури газів перед турбіною здійснюється пілотом вручну шляхом зменшення n_{TK} .

Характер зміни питомої витрати палива при зміні n_{TK} визначається зміною $Ne_{пит}$. Зі збільшенням частоти обертання ротора турбокомпресора $Ne_{пит}$ інтенсивно збільшується, а питома витрата палива різко зменшується.

Згідно з умовами випробувань двигуна, які відповідають умовам і вимогам експлуатації, на дросельних характеристики зазначаються такі основні режими роботи двигуна.

Режим малого газу характеризується такою мінімальною частотою обертання ротора турбокомпресора, при якій двигун працює надійно і стійко. Потужність двигуна на цьому режимі не перевищує 6...7% від номінальної. Режим малого газу використовується при прогріві двигуна після його запуску і при охолодженні перед остановом, а також може бути використаний при зниженні і рулюванні вертольота, для імітації відмови двигуна в польоті з навчальною метою. Допустимий час роботи двигуна на режимі малого газу 20 хв. Обмеження часу роботи визначається тим, що двигун працює на малій частоті обертання неекономічно і, крім того, деталі турбокомпресора піддаються підвищеним вібраційним навантаженням.

Крейсерські режими (0,735 і 0,9 номінального), при яких гарантується найбільша потужність при безперервній і надійній роботі двигуна протягом усього встановленого терміну його служби, використовуються в горизонтальному польоті і забезпечують найбільшу дальність і тривалість польоту. Ці режими можуть бути використані при зниженні і рулінні вертольота.

Номінальний режим роботи двигуна є розрахунковим і використовується при зльоті, висінні, наборі висоти і посадці вертольота. На цьому режимі гарантується надійна безперервна робота двигуна протягом 1 год при загальній напруженості за ресурс не більше 40%.

Злітний режим відповідає найбільшою ефективною потужністю двигуна і використовується при зльоті вертольота, при наборі висоти і в особливих випадках в польоті. На цьому режимі двигун працює з максимально допустимими значеннями частоти обертання ротора турбокомпресора і температури газів перед турбіною, тому піддається найбільшим тепловим і динамічним навантаженням. Надійна неперервна робота двигуна на злітному

режимі гарантується протягом 6 хв, а спільне напруження за ресурс не повинна перевищувати 5%.

Висотні характеристики.

Висотними характеристиками називаються залежності ефективної потужності і питомої ефективної витрати палива від висоти польоту при заданій програмі регулювання двигуна. Висотні характеристики двигуна ГТД-350 розраховуються без урахування реактивної тяги від струменя газів з вихідного пристрою, так як реактивна тяга на вертольоті практично не використовується.

Як було зазначено вище, ефективна потужність двигуна залежить від секундної витрати повітря через нього, степені підвищення тиску повітря в компресорі і температури газів перед турбіною. З підйомом на висоту тиск, масова щільність і температура повітря зменшуються. Зменшення температури повітря на вході в двигун при постійній роботі, що витрачається на стиснення 1 кг повітря, викликає збільшення степені підвищення тиску в компресорі. Зменшення тиску і масової щільності повітря зумовлює зменшення його витрати через двигун. Вплив витрати повітря на зменшення потужності двигуна з підйомом на висоту більше, ніж вплив степені підвищення тиску від зменшення температури повітря. Тому ефективна потужність двигуна з підйомом на висоту має тенденцію до зменшення.

Істотний вплив на ефективну потужність двигуна надає температура газів перед турбіною. При роботі двигуна на злітному режимі в умовах $H = 0$; $V = 0$, МСА в двигун надходить така кількість палива, при якому він розвиває потужність, рівну 292 кВт. Температура газів перед турбіною і частота обертання турбокомпресора при цьому мають значення менше максимально допустимих ($t_T = 940^\circ \text{C}$ за приладом, $n_{TK} = 96\%$). Якщо на цьому режимі проводиться набір висоти, то внаслідок підтримки постійної витрати палива обмежувачем будуть збільшуватися значення t_T і n_{TK} . Це призведе до повільного зменшення витрати повітря (через збільшення n_{TK}), більш інтенсивного збільшення питомої потужності (через збільшення t_T і n_{TK}) і, як наслідок, до збільшення ефективної потужності двигуна до максимально допустимих значень ($n_{TK} = 101\%$, $t_T = 970^\circ \text{C}$), а потужність зростає до 321 кВт. Починаючи з цієї висоти, подача палива в двигун зменшується обмежувачем n_{TK} (або пілотом вручну), що призводить до зменшення t_T і відповідно до зменшенню N_e .

При наборі висоти на всіх режимах нижче злітного ефективна потужність двигуна безперервно зменшується. Пояснюється це наступним. Внаслідок зменшення масової щільності повітря зменшується опір обертанню несучого гвинта і турбокомпресора. Паливна автоматика, витримуючи задану програму регулювання для підтримки постійного значення n_{BT} , безперервно зменшує подачу палива в двигун. Зменшення секундної витрати повітря і зменшення витрати палива не можуть компенсуватися деяким збільшенням степені підвищення тиску повітря в компресорі, і ефективна потужність двигуна зменшується.

Зміна питомої ефективної витрати палива при зміні висоти польоту

визначається в основному питомою ефективною потужністю. Для аналізу залежності питомої витрати палива від висоти польоту можна скористатися формулою

$$C_e = \frac{3600 Q \zeta}{H_u N_{e_{\text{пит}}}},$$

де Q - кількість тепла, підведеного до 1 кг повітря; ζ - коефіцієнт повноти згоряння палива; H_u - теплотворна здатність палива; $N_{e_{\text{пит}}}$ - питома ефективна потужність.

Якщо вважати коефіцієнт ζ величиною постійною, то питома витрата палива залежить тільки від кількості тепла, підведеного до 1 кг повітря, і питомої ефективної потужності двигуна.

При збільшенні висоти польоту внаслідок зменшення витрати палива і зменшення секундної витрати повітря кількість тепла, підведеного до 1 кг повітря, залишається приблизно постійною. Питома ефективна потужність збільшується внаслідок збільшення ступеня підвищення тиску повітря в компресорі і к. к. д. компресора і турбін. Це призводить при наборі висоти до суттєвого зменшення питомої ефективної витрати палива.

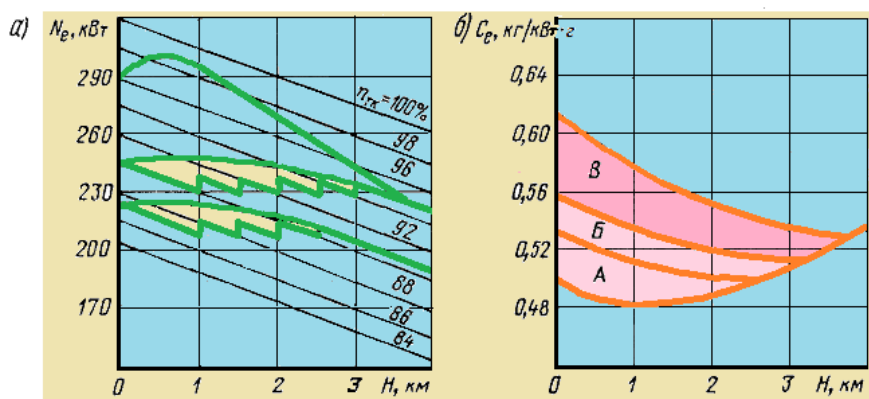


Рис.9 Висотні характеристики двигуна:

а- залежність потужності від висоти; б - залежність питомої витрати від висоти;

А-область злітного режиму; Б область номінального режиму;

В- область крейсерських режимів;

6. Залежність основних параметрів двигуна від польотних умов і вибір оптимальних режимів.

Зміна тиску атмосферного повітря при постійній температурі впливає на ефективну потужність двигуна через зміну секундної витрати повітря. Підвищення тиску (щільності повітря на вході в компресор) призводить до збільшення $G_{\text{п}}$ і до збільшення опору обертанню ротора компресора (а також несучого гвинта). Для збереження колишньої частоти обертання ротора турбокомпресора і несучого гвинта система автоматичного регулювання збільшенням подачі палива підтримує постійною температуру газів і частоту

обертання. В результаті ефективна потужність двигуна збільшується пропорційно збільшенню секундної витрати повітря. При роботі двигуна на злітному режимі збільшення потужності з підвищенням тиску атмосферного повітря обмежується постійністю подачі палива в двигун обмежувачем максимальної витрати.

При зменшенні тиску атмосферного повітря секундна витрата повітря і потужність двигуна пропорційно зменшуються. Питома витрата палива при роботі двигуна на постійному режимі зі зміною атмосферного тиску залишається приблизно постійною, так як зміна годинної витрати палива відбувається пропорційно зміні ефективної потужності.

Температура повітря, що надходить у двигун, істотно впливає на ефективну потужність і питома ефективну витрату палива. Розрахункові основні параметри двигуна відповідають умовам $t_H = +15^\circ\text{C}$, тобто $N_e = 292\text{ кВт}$, $\eta_{TK} = 96\%$; $T_T = 940^\circ\text{C}$ за приладом; $C_e = 0,49\text{ кг / (кВт} \cdot \text{год)}$.

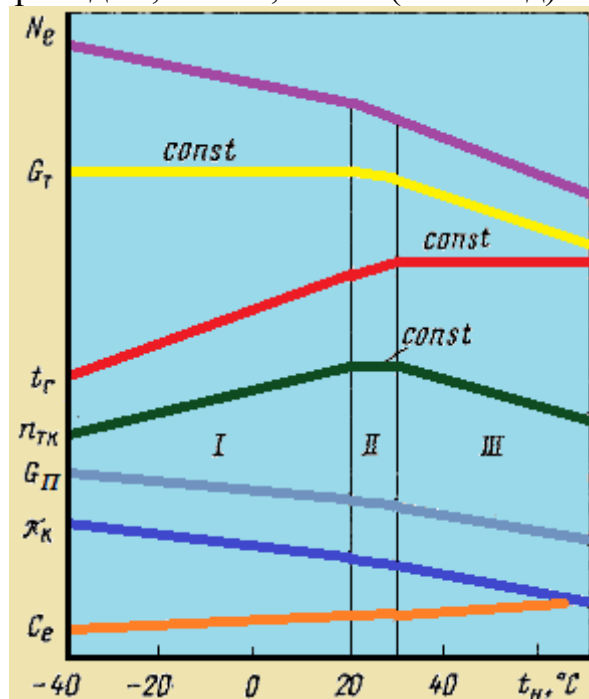


Рис.10 Характер зміни основних параметрів двигуна від температури зовнішнього повітря при роботі на злітному режимі:

I - обмеження параметрів за витратою палива;

II - обмеження параметрів за η_{TK} ; III - обмеження параметрів по t_T

При постійній частоті обертання турбокомпресора зменшення температури атмосферного повітря призводить до збільшення π_K і G_{II} і, як наслідок, до збільшення N_e . Однак по міцності максимальна ефективна потужність не повинна перевищувати 321 кВт. Тому програмою регулювання двигуна передбачено обмеження максимальної витрати палива в діапазоні t_H від -60 до $+20^\circ\text{C}$, що забезпечує зменшення η_{TK} і t_T зі зменшенням t_H .

При температурі атмосферного повітря $+20^\circ\text{C}$ η_{TK} досягає максимально допустимого значення. Подальше підвищення η_{TK} неприпустимо через підвищення розрахункових навантажень на деталі турбокомпресора.

