

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

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

**За темою №1 «Загальні відомості та основні технічні дані двигуна.
Характеристики 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 28.08.2023 р. № 1

Розробник:

*Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки,
спеціаліст вищої категорії Пономаренко А. В.*

Рецензенти:

- 1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.*
- 2. Викладач циклової комісії аеронавігації, к.т.н., старший науковий співробітник, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист 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.

Література:

Основна література:

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2009. 477 с.
2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8МТВ-1. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2019. 303 с.
4. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2021. 197 с.
5. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8(Т/П). Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК ХНУВС, 2020. 243 с.

Допоміжна література:

6. Кеба І.В. Конструкція і льотна експлуатація авіаційного двигуна ГТД 350. К.: Вища школа, 1987. 224 с.
7. Авіаційний газотурбінний двигун ГТД-350: Технічний опис. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów», 1977. 230 с.
8. Інструкція з експлуатації і технічного обслуговування двигуна ГТД-350. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego «PZL-Rzeszów», 1977р.
9. Царенко А.О. Вертоліт Мі-2. Блок 3 Газотурбінний двигун. (Категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 227 с.
10. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8Т. Блок 3 Газотурбінний двигун. (Категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 250 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті:

11. https://www.twirpx.com/files/science/transport/aircrafting/reference_helicopter_operation/

12. <https://profbook.com.ua/gasoturbinni-dvyguny.html>

13. <https://www.yakaboo.ua/ua/konstrukcija-micnist-ta-nadijnist-gazoturbinnih-ustanovok-i-kompresoriv.html>

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 сумуючий 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'язаної 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.

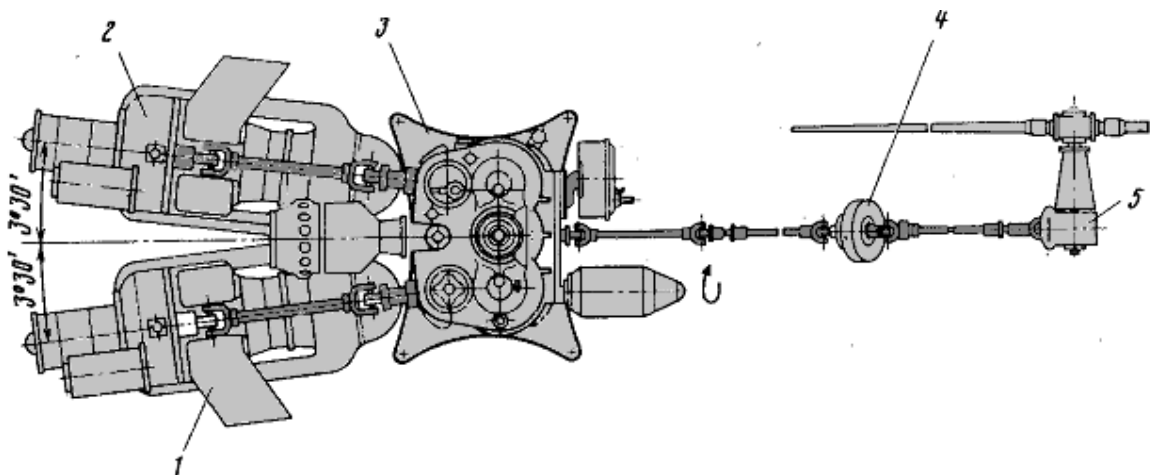
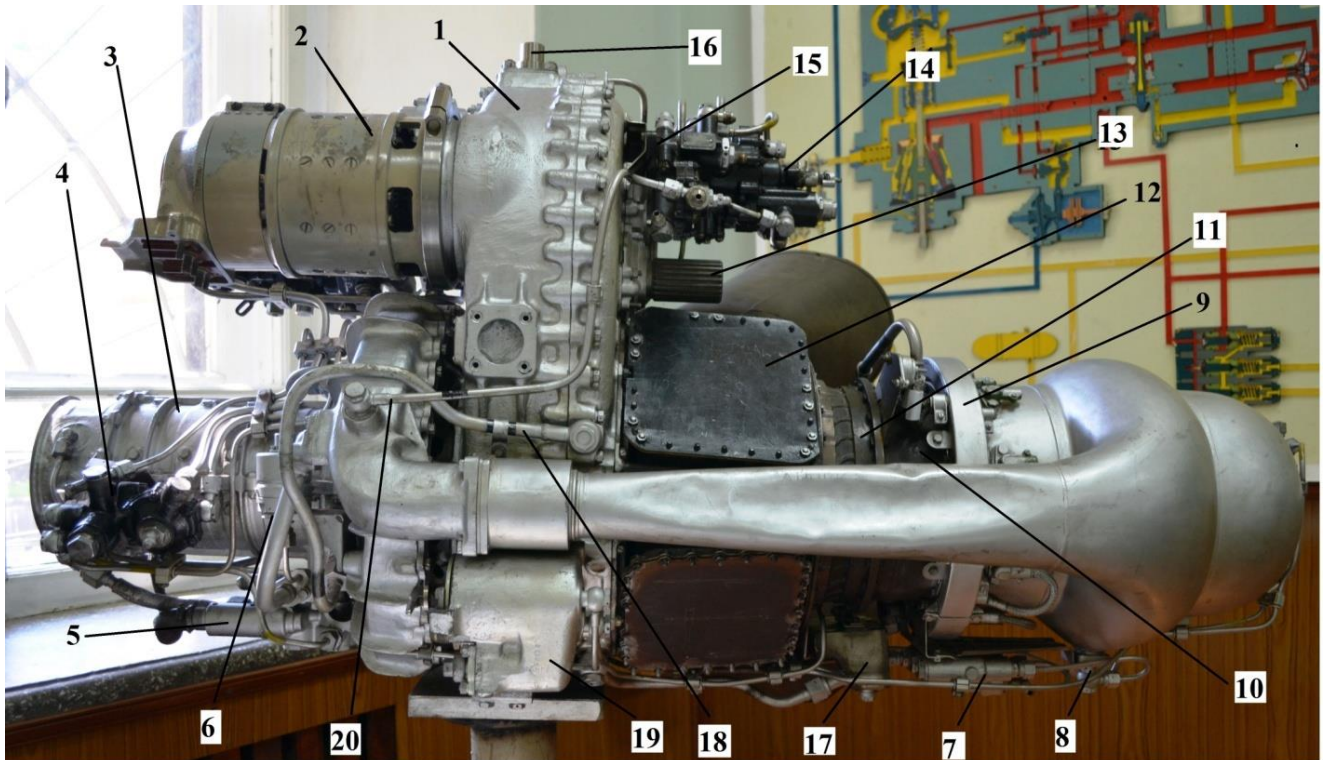


Рис. 1. Схема установки двигунів ГТД-350 на вертольоті:

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

У звичайних схемах ГТД камера згорання розташована безпосередньо за компресором. На двигуні ГТД-350 камера згорання 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: масляна, паливоподачі і регулювання, управління перепуском повітря з компресора, запуску, протильодова та пожежогасіння.

Рис. 2. Двигун ГТД-350 (вид зліва):

1. Корпус редуктора.
2. Стартер-генератор.
3. Корпус компресора.
4. Агрегат ДС-40Т.
5. Соленоїд клапана протильодової системи.
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. Виводной вал.
14. Регулятор оборотів 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 через 6-ий ступені компресора на охолодження газозбірник, наддув ущільнень 4-опори і вивідного валу.
- 19. Блок маслофільтра.
- 20. Трубка відбору повітря в систему регулювання

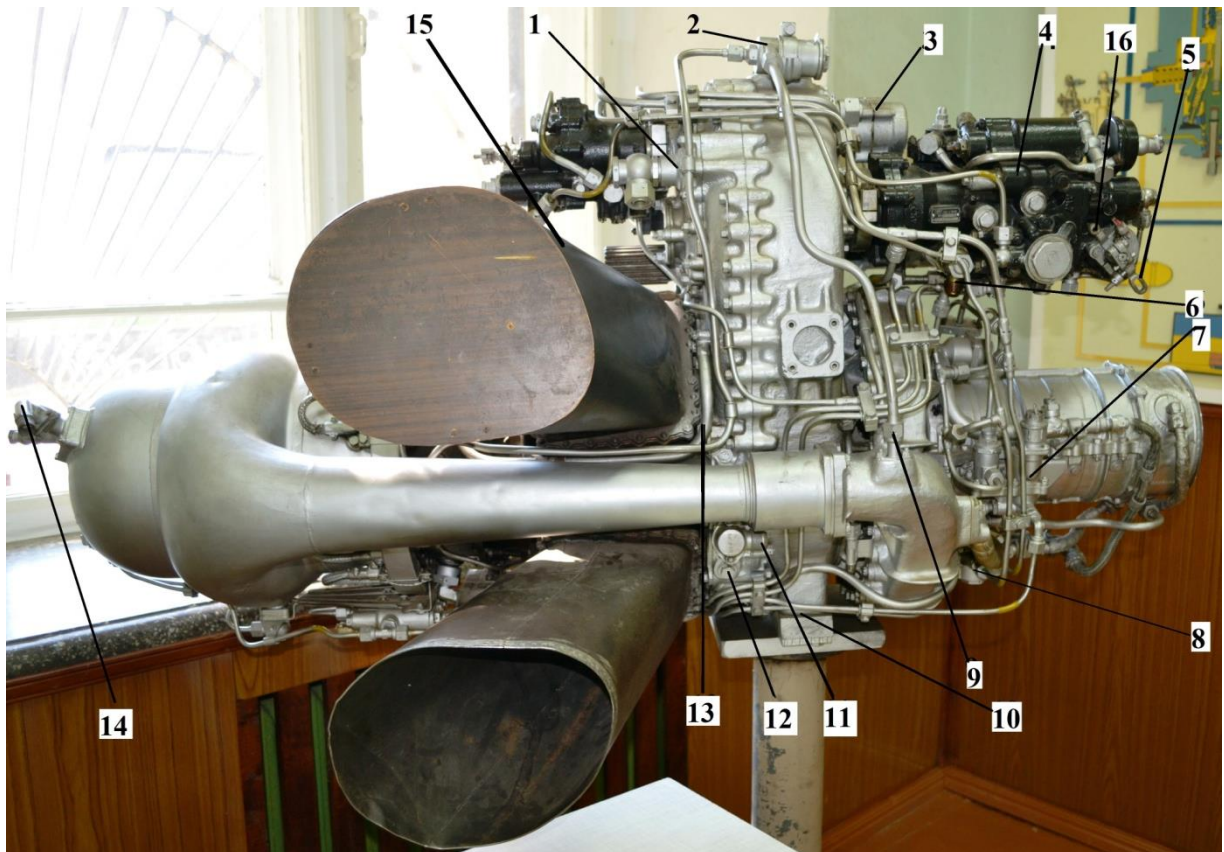


Рис. 3. Двигун ГТД-350 (вид праворуч):

- 1 - суфлер;
- 2 - повітряний фільтр;
- 3 - датчик обертів турбокомпресора Д-1;
- 4 - агрегат НР-40ТА;
- 5 - важіль управління двигуном;
- 6 - штуцер підведення палива до двигуна;
- 7 - клапан постійного тиску пускового палива;
- 8 - клапан перепуску повітря і протильодової системи;
- 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 - місце установки датчика температури масла (на двигуні не встановлюється);
- 13 - трубка суфлювання масляної порожнини 3-ої опори в порожнину редуктора;
- 14 - свічка запалювання;
- 15 - вихлопний патрубок;
- 16 - важіль стоп-крана;

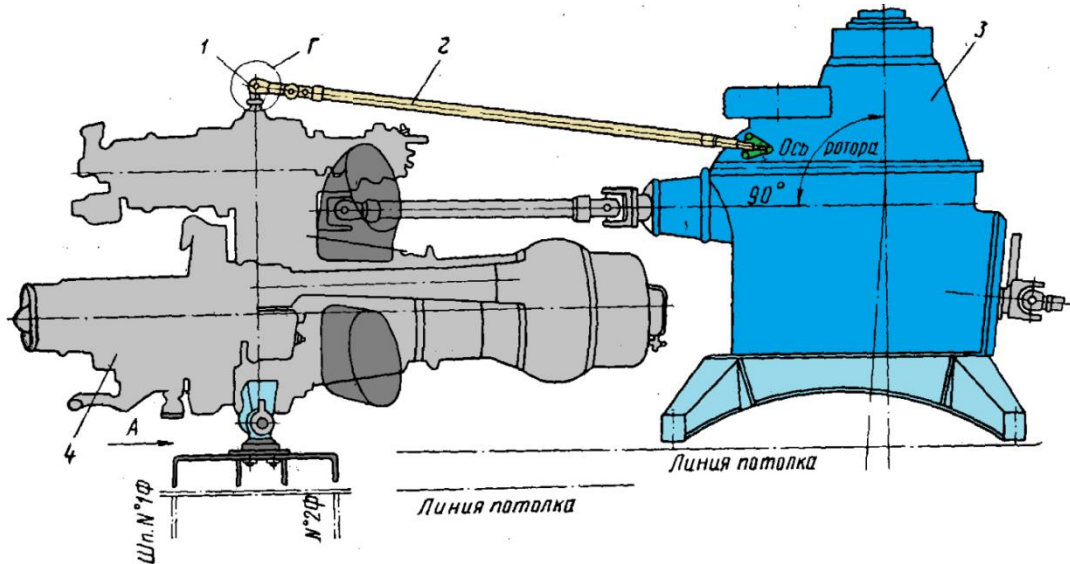


Рис.4. Кріплення двигуна на вертольоті:

1- проушина; 2 - тяга; 3 - вертолiтний редуктор; 4 - двигун

Кріплення двигуна на вертольоті.

Кожен двигун має три самостійних вузла кріплення на стельовій частини 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 вертолiтному редукторі ВР-2.

2.Принцип роботи двигуна.

Вертолiтний ГТД являє собою теплову машину, в якій хiмiчна енергiя палива перетворюється в камері згорання в теплову енергiю, а потім турбінами - в механiчну роботу. Велика частина енергiї, яка виділяється при цьому, витрачається на привід компресора і менша частина — на привід несучого і

хвостового гвинтів. Зміна основних параметрів газоповітряного потоку в характерних перетинах двигуна дано на рис. 5.

Первинне розкручування ротора турбокомпресора при запуску двигуна здійснюється стартером-генератором, що працює в стартерному режимі, а займання паливоповітряної суміші — пусковим пристроєм електричною запальною свічкою.

При обертанні ротора компресора повітря з атмосфери через повітрозабірник і канали вхідного направляючого апарату всмоктується компресором. Швидкість на вході в компресор обрана з умови найменших значень площі вхідного пристрою і діаметральних розмірів компресора при розрахунковій витраті повітря і становить приблизно 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 дорівнюють: $p = 10,33 \cdot 10^4$ Па і $T = 288$ К.

В 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 100...120 м/с. Це визначається необхідністю отримання стійкого процесу горіння в камері згоряння. Стиснуте в компресорі повітря надходить до равлика. З равлика повітря з двом горизонтально розташованим уздовж двигуна трубам подається до задньої частини двигуна в камеру згоряння, де змінює свій напрямок руху на 180° .

У камері згоряння потік повітря ділиться на дві частини. Частина повітря (первинне повітря) надходить в жарову трубу, і в цьому потоці відбувається згоряння палива, яке подається робочою форсункою. Температура газу в зоні горіння становить 2473...2673 К. Інша частина повітря (вторинне повітря) проходить через отвори та 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 згоряння при роботі двигуна на злітному режимі $T_r = 1243$ К.

Тиск в камері згоряння дещо знижується через гідравлічні втрати і підігрів, а швидкість газового потоку збільшується.

З камери згоряння робочий газ надходить у турбіну компресора. При проході газу через звужені канали 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, що споживається компресором і агрегатами двигуна.

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

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

Частота обертання вільної турбіни (несучого гвинта) на робочих режимах підтримується постійною регулятором РО-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, зменшенню частоти обертання турбокомпресора і зменшення потужності, що розвивається вільною турбіною. При цьому частота обертання вільної турбіни і несучого гвинта відновлюється до заданої. При мимовільному зменшенні 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; $V = 200$ м / с, надходить в газозбірник. До складу газозбірника входять кришки та напрямляючі дефлектори вихлопних патрубків, які направляють відпрацьований газ через два патрубка в атмосферу.

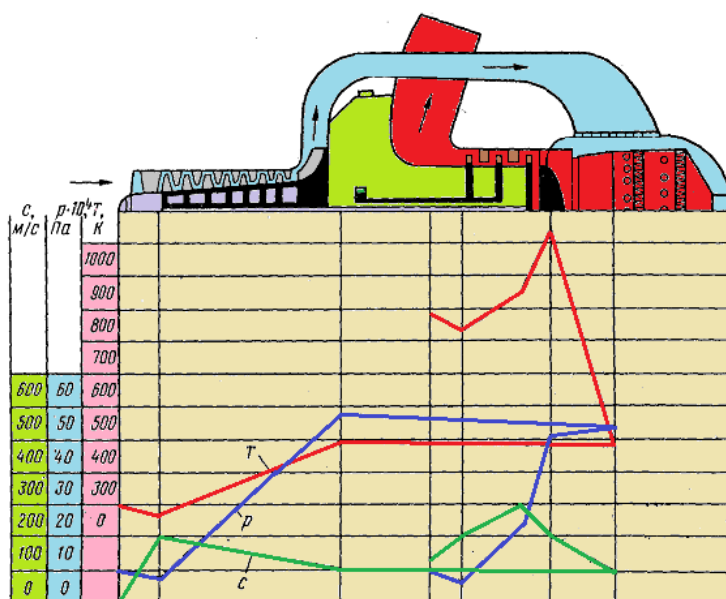


Рис.5. Принципова схема двигуна і зміна його параметрів по газоповітряного тракту.

3.Основні технічні та експлуатаційні дані двигуна. Контроль роботи двигуна і визначення його 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 наведені в табл. 1

Контроль технічного стану двигуна:

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

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

Таблиця 1.

п/п	Назва параметра	Одиниця виміру	Тип датчика (прилад)	Розміщення	Зовнішній вигляд вказівника
	Частота обертання турбокомпресора, птк	%	Датчик Д-1	На редукторі двигуна	
			Вказівник ИТЭ-2 (один на два двигуна)	На приладній дошці	
	Частота обертання вільної турбіни (несучого гвинта), пст (пнв)	%	Датчик ДТЭ-1	На головному редукторі	
			Вказівник ИТЭ-1	На приладній дошці	
	Температура газів перед турбіною компресора, t_r	°C	Термометр ИТГ-182Г в комплекті:		
			Датчики – 8 термопар Т-82Г	На корпусі камери згорання	
			Вказівник ИТГ-1	На приладній дошці	
		кгс/см ²	Манометр 2ДИМ-8 в комплекті:		


	Тиск масла в маслосистемі, P_m		Датчик ИД-8	На корпусі компресора (зліва)	
			Вказівник 2УИ-8	На приладній дошці	
	Температура масла на виході з двигуна, t_m	°C	Термометр 2ТУЭ-111 в комплекті:		
			Датчик П-2	В кишені трубопроводника відводу масла з двигуна в радіатор	
			Вказівник 2ТУЭ-1	На приладній дошці	

Таблица 2.

ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЯ		РЕЖИМЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ (Н=0, V=0, МСА)				
		ВЗЛЕТ - НЫЙ	НОМИ - НАЛЬНЫЙ	КРЕЙСЕРСКИЙ		МАЛЫЙ ГАЗ
				I	II	
МОЩНОСТЬ НА ВАЛУ /л.с./		400 ⁺⁸	320 ⁺⁸	285 ⁺⁶	235 ⁺⁶	
УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОП - ЛИВА C _g (Г/Л.С.ЧАС)		365	390	410	445	
ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИ - ВА C _T = C _g · N _g (КГ/ ЧАС)		146	125	117	103	≤ 55
η _{TK} НЕ БОЛЕЕ (%) η _{TK} = f(t _{нв})		97,5	90	87,5	84,5	57 ± 3
η _{TK(max)} С ПОДЪЕМОМ НА ВЫСОТУ (%)		101	95	91	-	65-70
η _{HB} (%)		79 ± 1	82 ± 1		≤ 84	40-54
T _г °C	T _г °C	940	860	840	800	790
	T _г max	970	925	890	840	
T _г ПРИ ПРИЕМИСТОСТИ °C		990 НЕ БОЛЕЕ 5 СЕК				
ЗАБРОС T _г °C ПРИ ЗАПУСКЕ		СОГЛАСНО ГРАФИКА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА				
ВРЕМЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ (МИН)	НЕПРЕР. НЕ БОЛЕЕ ЗА РЕСУРС НЕ БОЛЕЕ	6	60	НЕ ОГРАНИЧЕНО		20
		5	40	НЕ ОГРАНИЧЕНО		
ПРИЕМИСТОСТЬ		НЕ БОЛЕЕ 15 СЕК				
P _м (КГС/ СМ ²)		3 ± 0,5				≥ 1,5
РАСХОД МАСЛА (Л/ЧАС)		НЕ БОЛЕЕ 0,3				
T _м °C НА ВЫХОДЕ		МАХ 150				
		РЕКОМЕНДУЕМАЯ НЕ ВЫШЕ 140				
		60 ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНОЙ РАБОТЫ		30 ДЛЯ ВЫХОДА НА РЕЖИМ		
РЕКОМЕНДУЕМОЕ КОЛИ - ЧЕСТВО МАСЛА В БАКЕ - 12,5 л		min КОЛИЧЕСТВО МАСЛА В БАКЕ ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ 8 л		min КОЛИЧЕСТВО МАСЛА В БАКЕ ПОСЛЕ ПОСАДКИ 6 л		
ДОПУСКАЕМАЯ РАЗНИЦА η _{TK} НА УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ (%)		2				

1. 100% за вказівником частоти обертання турбокомпресора n_{TK} відповідають 45 000 об / хв.
2. 81,3% за вказівником 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 замеренная потужність двигуна в будь-яких висотно-кліматичних умовах, к.с., не більше - 436.
5. Потужність двигуна на злітному режимі при $H = 3$ км; $V = 0 \dots 200$ км / год, МСА, к.с. - 315,2.
6. Потужність двигуна при нормальному режимі при $H = 3$ км; $V = 0$, МСА, к.с. - 300.

7. Потужність двигуна на злітному режимі при $t_n = +40^\circ \text{C}$; $H = 0$, $V = 0$, к.с. - 350.

4. Основні обмеження параметрів. Режими роботи двигуна.

Правила визначення основних режимів перед польоту и в польоті.

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

2. Максимально допустиме значення n_{TK} злітної 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. 6).

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 N_e . 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

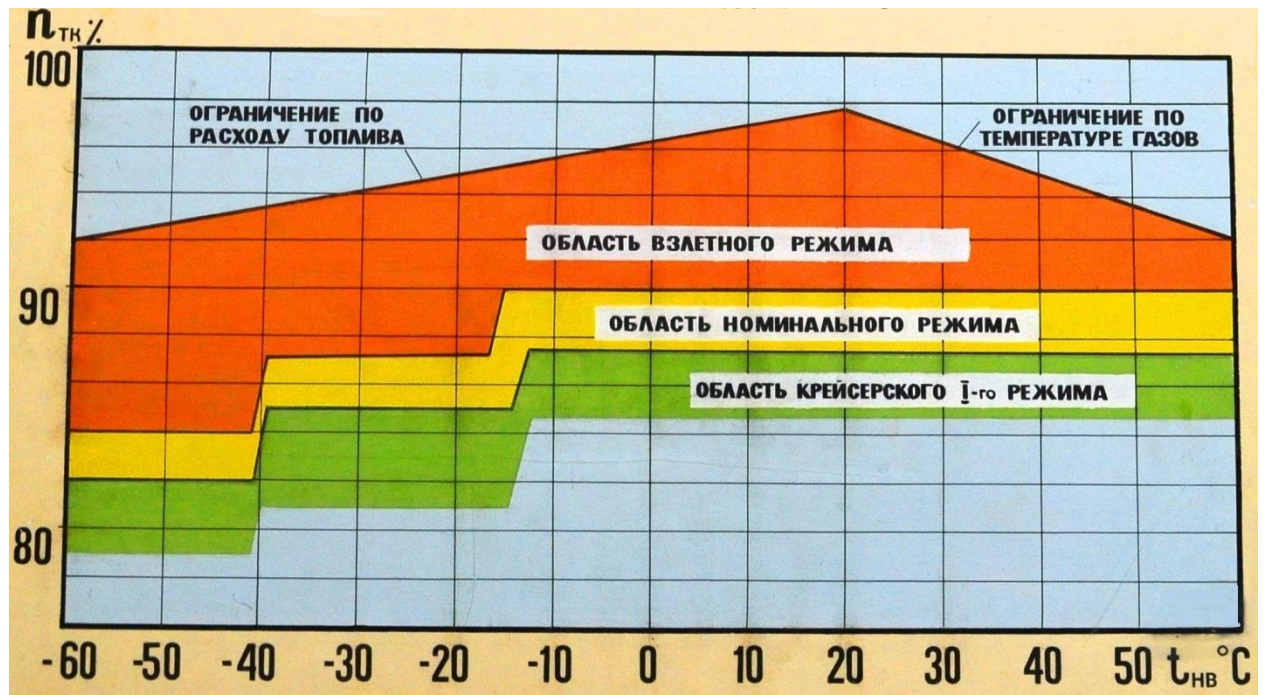


Рис. 6. Залежність n_{TK} від t_n для висоти 0...1000 м

на малому газі при знаходженні вертольота на висоті може збільшуватися до 65 ... 70%.

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

Таблиця 3.

РЕЖИМ	Значення n_{TKmax} , %, 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. З умов міцності максимально допустиме значення T_r при запуску двигуна визначається за графіком (рис. 7) в залежності від t_n .

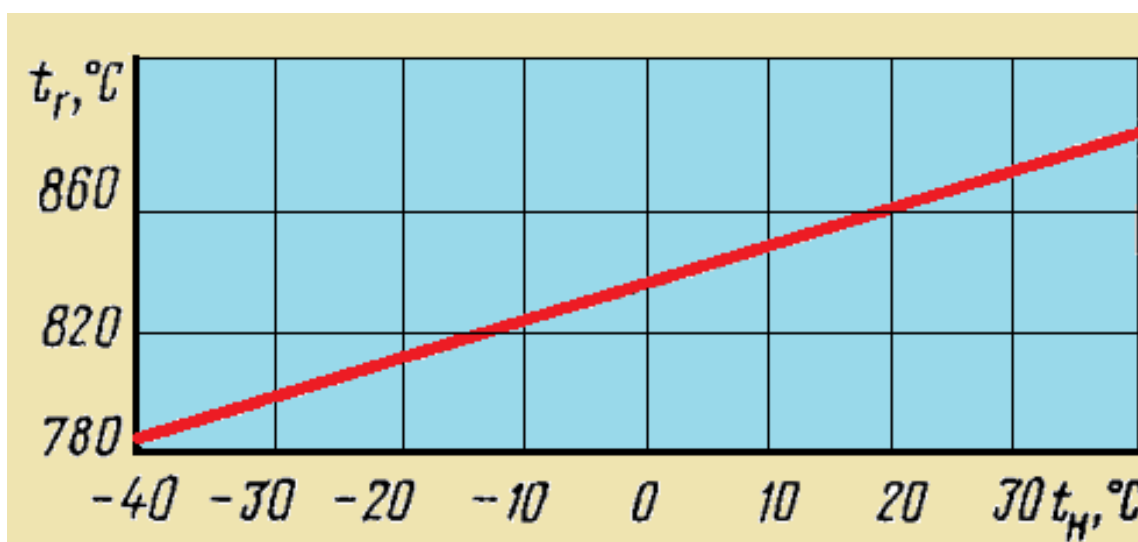


Рис. 7. Залежність максимально допустимої температури газу перед турбіною компресора t_r під час запуску від температури повітря t_n на вході в двигун.

7. Обмеження по частоті обертання несучого гвинта (вільної турбіни) наведені в таблиці 4.

Максимально-допустимі значення частоти обертання несучого гвинта (вільної турбіни) пов'язані з неприпустимістю тривалої дії великих відцентрових сил на деталі вільної турбіни двигунів, а також з недостатнім

змащуванням на цих режимах підшипників і деталей муфти вільного ходу. Крім того, при подальшому збільшенні кроку несучого гвинта (наприклад, при виході вертольота з планування) можуть створитися несприятливі умови в роботі муфти вільного ходу (ударне включення, прослизання і ін.). Через перегрів деталей муфти при тривалій роботі на зазначених вище режимах.

Максимально-допустимі значення частоти обертання несучого гвинта (вільної турбіни) пов'язані з тим, що в цих випадках виникають значні крутні моменти на валах вільних турбін двигунів і підвищені навантаження на шестернях головного редуктора. Тривала робота зазначених вузлів з великими навантаженнями може привести до виникнення в них дефектів.

Таблиця 4.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ НВ, %	
НЕ БОЛЕЕ 5с В ПОЛЕТЕ С ВЫКЛЮЧЕННЫМИ ИЛИ РАБОТАЮЩИМИ НА МАЛОМ ГАЗЕ ДВИГАТЕЛЯМИ	92
ДОПУСТИМАЯ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НВ С ВЫКЛЮЧЕННЫМИ ИЛИ РАБОТАЮЩИМИ НА МАЛОМ ГАЗЕ ДВИГАТЕЛЯМИ	80-88
РЕКОМЕНДУЕМАЯ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НВ С ВЫКЛЮЧЕННЫМИ ИЛИ РАБОТАЮЩИМИ НА МАЛОМ ГАЗЕ ДВ -МИ	80-84
НЕ БОЛЕЕ 30 СЕКУНД В ПОЛЕТЕ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ ВЫШЕ МАЛОГО ГАЗА	86
МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ В ТЕЧЕНИЕ НЕОГРАНИЧЕННОГО ВРЕМЕНИ ПРИ ПОЛЕТЕ С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	84
ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ	82±1
ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ	79±1
МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ	77
НЕ БОЛЕЕ 15 СЕКУНД НА ВЗЛЕТЕ	76
МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЕ ПАДЕНИЕ ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ И ПЕРЕХОДЕ НА ОДНОДВИГАТЕЛЬНЫЙ ПОЛЕТ	70-74
МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ПРИ ПОСАДКЕ С „ПОДРЫВОМ” С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ	65
МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ПРИ ПОСАДКЕ С „ПОДРЫВОМ” С ДВУМЯ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	60
НЕ БОЛЕЕ 20 СЕКУНД ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ МУФТ СВОБОДНОГО ХОДА	54-75
ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА	50 ⁺⁴ ₋₁₀

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

Експлуатаційні характеристики ВМД називаються залежності основних параметрів двигуна (потужності, температура газів перед турбіною, питомої і годинного витрат палива) від умов його роботи при обраній програмі 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 залежить ефективної потужності турбіни гвинта і питомої ефективного витрати палива від частоти обертання ротора турбокомпресора. Ці характеристики будуються на підставі випробувань двигуна на стенді при $H = 0$; $V = 0$ і умов МСА.

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

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

$$N_e = G_B N_{e \text{ уд}}$$

де G_B - секундна витрата повітря через двигун;

$N_{e \text{ уд}}$ - питома ефективна потужність.

Зі збільшенням $n_{тк}$ секундна витрата повітря безперервно збільшується, тобто

$$G_B \sim A n_{тк},$$

де A - коефіцієнт пропорційності.

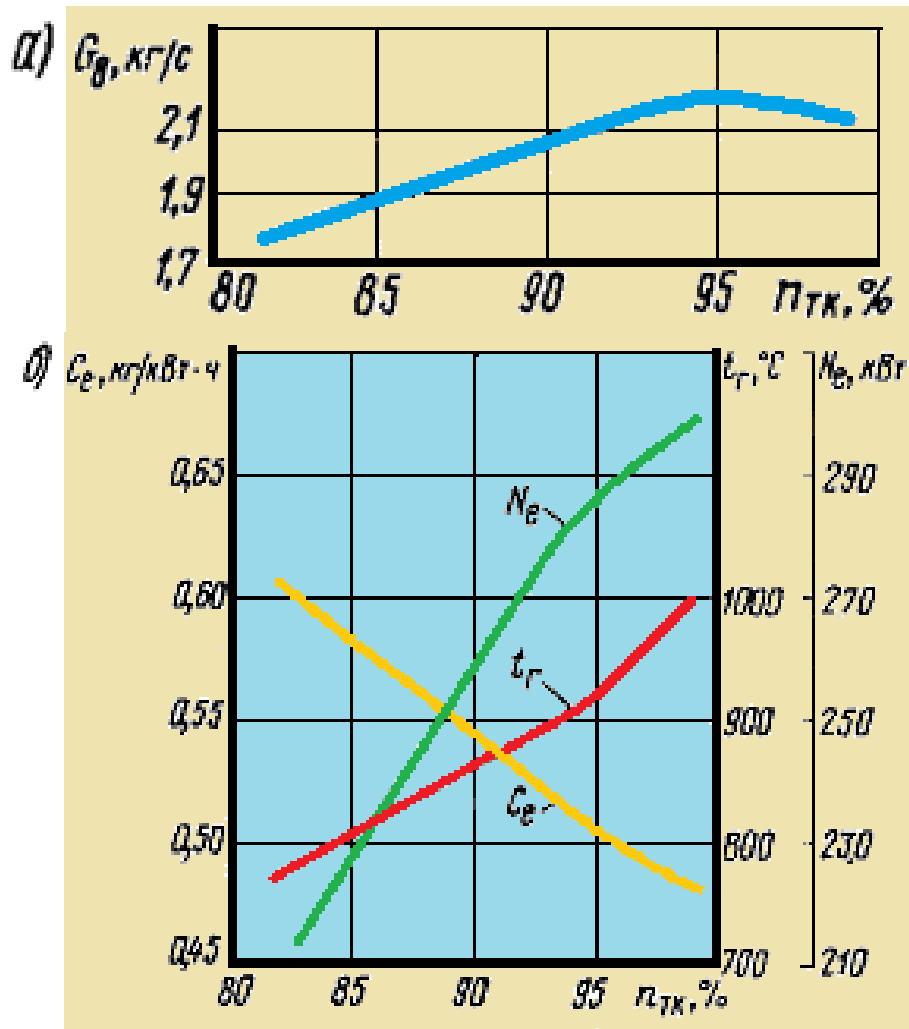


Рис.8 Дросельні характеристики

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

б) Залежність ефективної потужності, питомої витрати палива $C_{уд}$ і температури газів t_r від частоти обертання турбокомпресора n_{TK} ;

При роботі двигуна в умовах $H = 0$; $V = 0$ $N_{е уд}$ залежить від π_k , t_r , ККД процесів стиснення і розширення, тобто фізичних величин, що змінюються в залежності від n_{TK} .

Тому з достатньою для практики ступенем точності можна вважати, що зі збільшенням n_{TK} $N_{е уд}$ зростає приблизно прямо пропорційно квадрату частоти обертання ротора турбокомпресора n_{TK}^2 , тобто

$$N_{е уд} \sim B n_{TK}^2$$

де B - коефіцієнт пропорційності.

В результаті ефективна потужність при збільшенні n_{TK} зростає прямо пропорційно кубу частоти обертання ротора турбокомпресора, тобто

$$N_e = G_B N_{e \text{ уд}} \approx A n_{TK} B n_{TK}^2 \approx C n_{TK}^3$$

де C - коефіцієнт пропорційності.

Частота обертання ротора вільної турбіни зі збільшенням n_{TK} також збільшується. На режимі, приблизно дорівнює $0,25 N_{e \text{ ном}}$ ($n_{TK} = 73 \%$), вона досягає значення, рівного настройці регулятора РО-40ТА. До цього режиму подачею палива в двигун управляє відцентровий регулятор НР-40ТА. При подальшому збільшенні n_{TK} частота обертання ротора вільної турбіни залишається практично постійною та рівною $(82 \pm 2) \%$. Починаючи з моменту вступу в роботу регулятора РО-40ТА, збільшення потужності двигуна досягається збільшенням кута установки лопатей несучого гвинта при $n_{св.т} = \text{const}$ і подача палива в двигун визначається роботою регулятора РО-40ТА. При досягненні злітного режиму $n_{св.т}$ зменшується до 79% , РВ-40ТА вимикається з управління подачею палива в двигун і в роботу включається один з обмежувачів системи регулювання (фізичної частоти обертання ротора турбокомпресора або витрати палива). Обмеження по максимальному значенню температури газів перед турбіною здійснюється пілотом вручну шляхом зменшення n_{TK} .

Характер зміни питомої витрати палива при зміні n_{TK} визначається зміною $N_{e \text{ уд}}$. Зі збільшенням частоти обертання ротора турбокомпресора $N_{e \text{ уд}}$ 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 зупиненням, а також може бути використаний при зниженні і рулюванні вертольота. 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, використовується в горизонтальному польоті і забезпечують найбільшу дальність і тривалість польоту. Ці режими можуть бути використані при зниженні і керуванні 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 напрацювання за ресурс не більше 40%.

Злітний режим відповідає найбільшою ефективної потужності 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 напрацювання за ресурс не повинна перевищувати 5%.

Висотні характеристики

Висотними характеристиками називаються залежність ефективної потужності та 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 секундного витрати повітря через нього, ступеня 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 ступеня підвищення тиску в компресорі. Зменшення тиску і масової щільності повітря зумовлює зменшення його витрат через двигун. Вплив витрати повітря на зменшення потужності двигуна з підйомом на висоту більше, ніж вплив ступеня підвищення тиску від зменшення температури повітря. Тому ефективна потужність двигуна з підйомом на висоту має тенденцію до зменшення.

Істотний вплив на ефективну потужність двигуна чинить температура газів перед турбіною. При роботі двигуна на злітному режимі в умовах $H = 0$; $V = 0$, МСА у 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 ($t_r = 940$ °С по приладу, $n_{тк} = 96$ %) . Якщо на цьому режимі проводиться набір висоти, то внаслідок підтримання постійної витрати палива обмежувачем витрати будуть збільшуватися значення t_r і $n_{тк}$. Це призведе до

повільного зменшення витрати повітря (через збільшення n_{TK}), більш інтенсивного збільшення питомої потужності (через збільшення t_r і n_{TK}) і, як наслідок, до збільшення ефективної потужності двигуна. При досягненні висоти польоту приблизно 800м - n_{TK} і t_r збільшуються до максимально допустимих значень ($n_{TK} = 101 \%$, $t_r = 970^\circ\text{C}$), 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_r і відповідно до зменшення N_e .

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

Зміна питомої ефективної витрати палива при зміні висоти польоту визначається в основному питомої ефективної потужністю. Для аналізу залежності питомої витрати палива від висоти польоту можна скористатися формулою

$$C_e = \frac{3600 Q \zeta}{H_u N_{e \text{ уд}}},$$

де Q - кількість тепла, підведене до 1 кг повітря;

ζ - коефіцієнт повноти згоряння палива;

H_u - теплотворна здатність палива;

$N_{e \text{ уд}}$ - 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 секундного витрати повітря кількість тепла, підведеного до 1 кг повітря, залишається приблизно постійним. Питома ефективна потужність збільшується внаслідок збільшення ступеня підвищення тиску повітря в

компресорі і ККД компресора і турбін. Це призводить при наборі висоти до суттєвого зменшення питомої ефективної витрати палива.

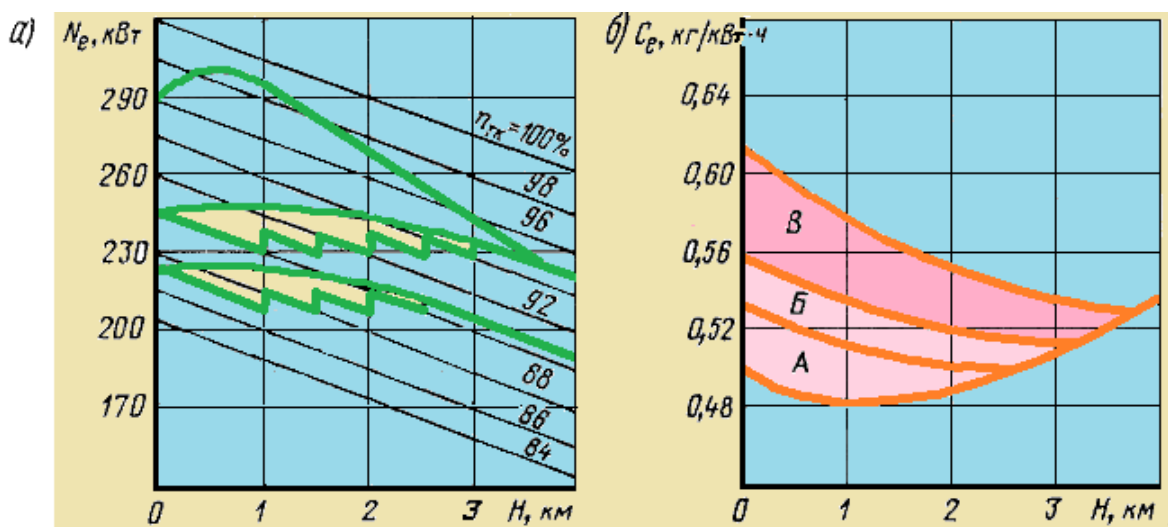


Рис.9 Висотні характеристики двигуна:

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

А-область злітної 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_v 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 постійну 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 у двигун обмежувачем максимальної витрати.

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

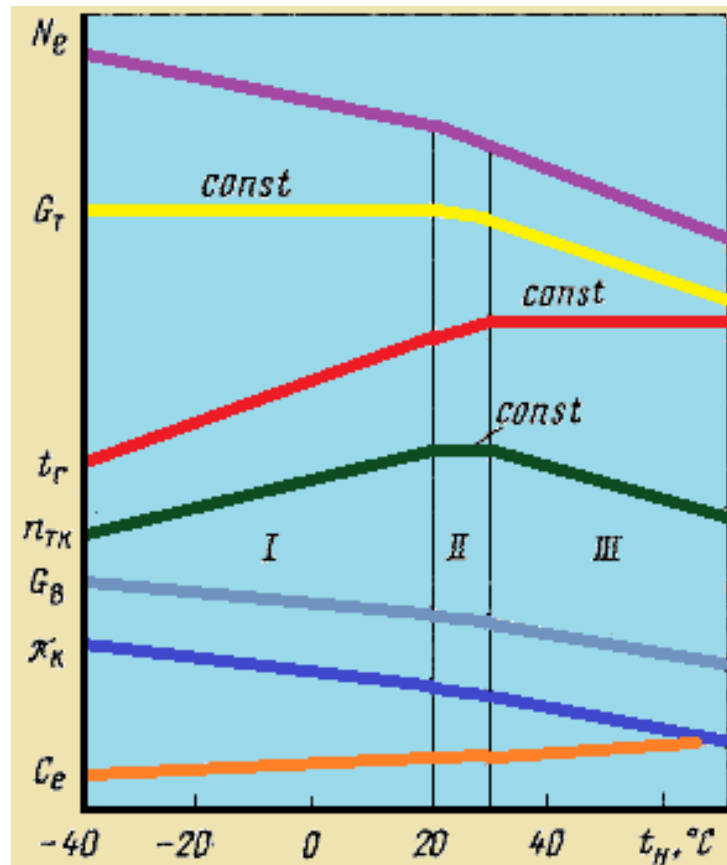


Рис.10 Характер зміни основних параметрів двигуна від температури зовнішнього повітря при роботі на злітному режимі: I - обмеження параметрів по витраті палива; II - обмеження параметрів по n_{TK} ; III - обмеження параметрів по T_T

Температура повітря, що надходить у двигун, справляє істотний вплив на ефективну потужність і питома ефективна витрата палива. Розрахункові основні параметри двигуна відповідають умовам $t_H = +15^\circ\text{C}$, тобто $N_e = 292$ кВт, $n_{TK} = 96\%$; $t_T = 940^\circ\text{C}$ по приладу; $C_e = 0,49$ кг/ (кВт • год).

При постійній частоті обертання турбокомпресора зменшення температури атмосферного повітря призводить до збільшення π_K G_B і, як наслідок, до збільшення N_e . Проте за характеристиками 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 n_{TK} і t_T із зменшенням t_H .

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