

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

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

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

**за темою №1 - Загальні відомості та основні технічні дані двигуна.  
Характеристики двигуна**

**Харків 2021**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

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

**СХВАЛЕНО**

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

**ПОГОДЖЕНО**

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

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 30.08.2021р. № 1

**Розробники:**

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Царенко Андрій Олександрович

**Рецензенти:**

1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.
2. Викладач циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

### **План лекції**

1. 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.

### **Рекомендована література:**

#### **Основна:**

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

#### **Додаткова:**

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

### **Текст лекції**

#### **1. Загальні дані про двигун, його конструкційні вузли і системи.**

Потрібна для польоту вертольота тяга створюється несучим гвинтом, вертолiт Мі-2 має силовий привiд несучого гвинта вiд газотурбiнних двигунiв (ГТД) через механiчну трансмiсiю. У силову установку вертольота входять два взаємозамiнних двигуна ГТД-350 i сумуючий редуктор ВР-2. Застосування двох двигунiв на вертольотi пiдвищує безпеку польоту, так як створює вертольоту можливiсть продовжувати полiт до мiсця необхідної посадки на одному працюючому двигунi.

При установцi двох двигунiв на вертольотi (рис.1) заднi вивiднi вали iх редукторiв з'єднуються через карданнi вали з вертолiтним редуктор ВР-2. Вiд вертолiтного редуктора крутний момент передається до несучого i хвостового гвинтiв.

Двигун ГТД-350 (рис.2,3) - турбовальний, з вiльною турбiною, механiчно не пов'язаної з турбiною компресора. Основними вузлами є: вхiдний пристрiй, компресор, камера згоряння, турбiна компресора, вiльна турбiна, редуктор, вихiдний пристрiй.

Двигун ГТД-350 має дещо незвичну конструктивну схему.

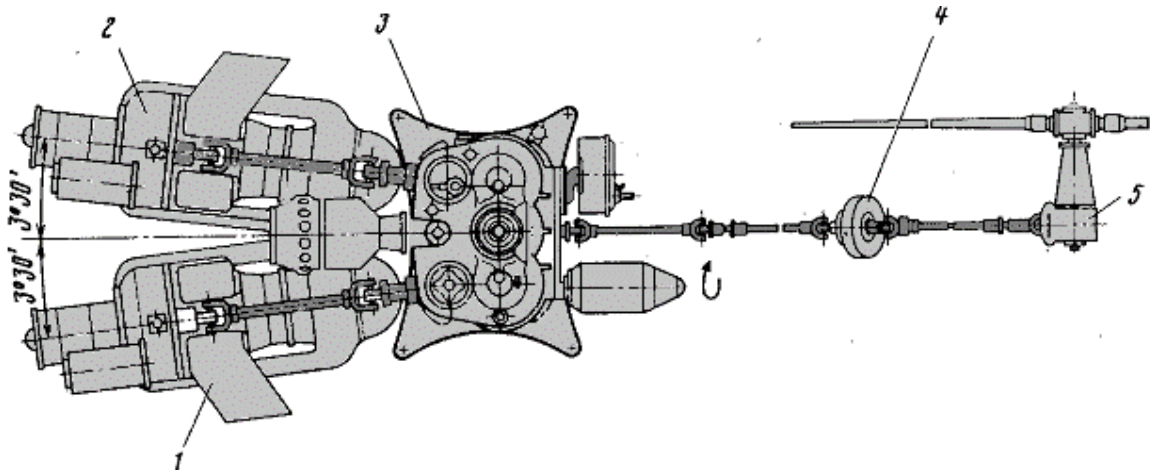
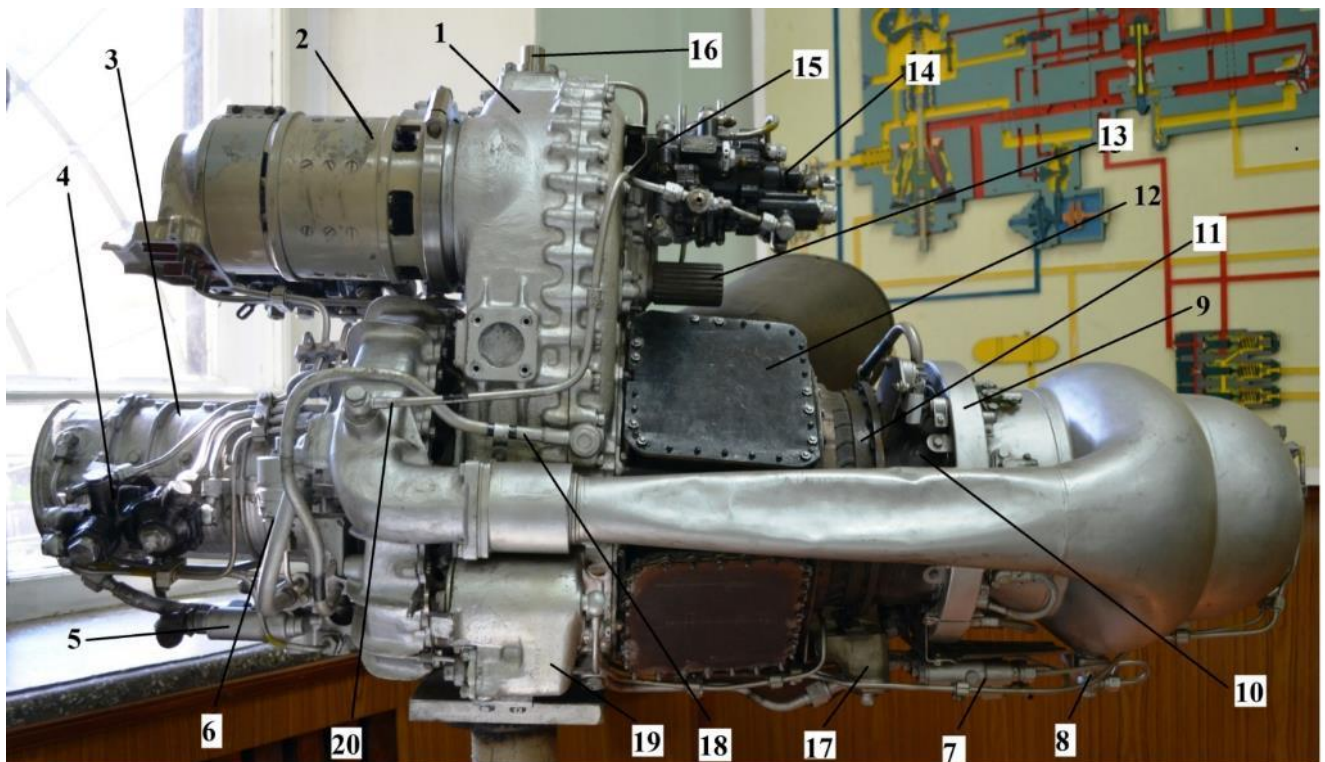


Рис. 1. Схема установки двигунів ГТД-350 на вертольоті:

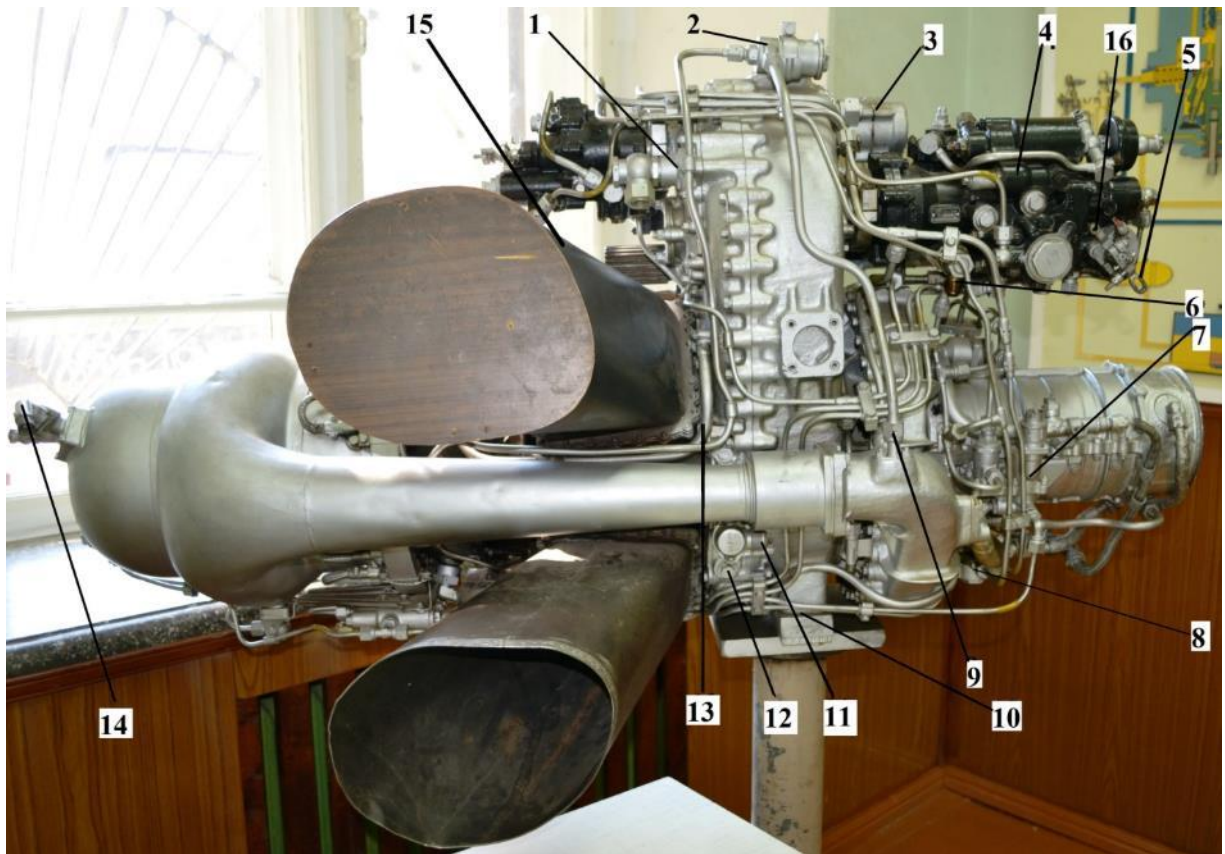
- 1 - двигун лівий; 2 - двигун правий; 3 - вертолiтний редуктор ВР-2;  
4 - промiжний редуктор; 5 - редуктор хвостового гвинта

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, протилідова 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. Виводний 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 протилідової 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;



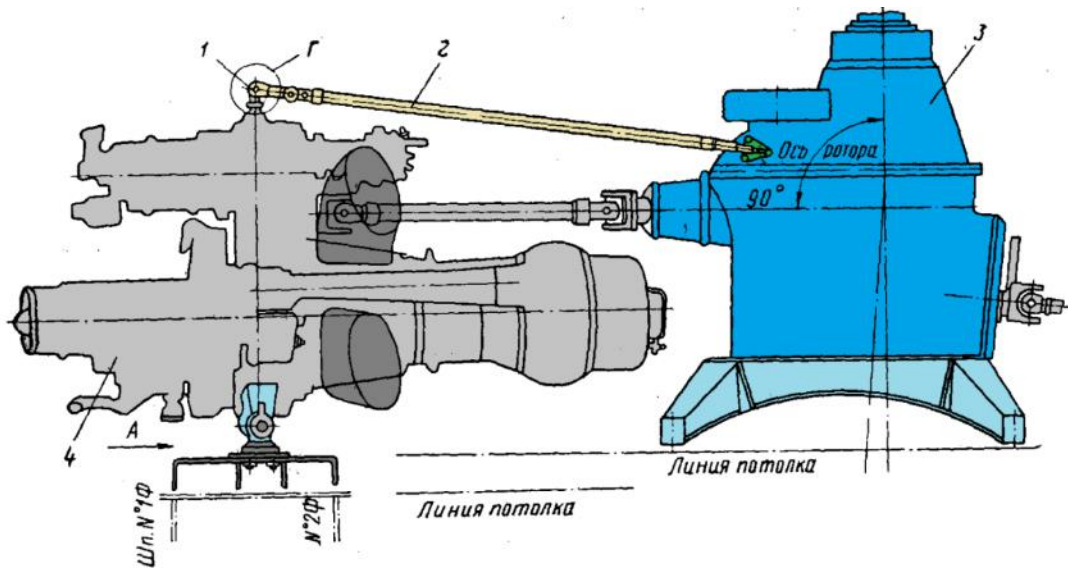


Рис.4. Кріплення двигуна на вертольоті:

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

#### *Кріплення двигуна на вертольоті.*

Кожен двигун має три самостійних вузла кріплення на стельовій частини вертольоту (рис.4).

До нижньої частини редуктора двигуна прикріплені кронштейни, які мають цапфи з втулками. Цапфи входять у вузли, закріплені на стельовій панелі вертольоту. 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 згоряння в теплову енергiю, а потім турбінами - в механiчну роботу. Велика частина енергiї, яка видiляється 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  $180^\circ$ .

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  $2473 \dots 2673$  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 теплоперепаду газу, що надходить з турбіни компресора, причому більша частина теплоперепаду спрацьовує в турбіні компресора. Збільшення частоти обертання турбокомпресора призводить до збільшення надлишкового теплоперепаду 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 напрямлюючі дефлектори вихлопних патрубків, які направляють відпрацьований газ через два патрубка в атмосферу.

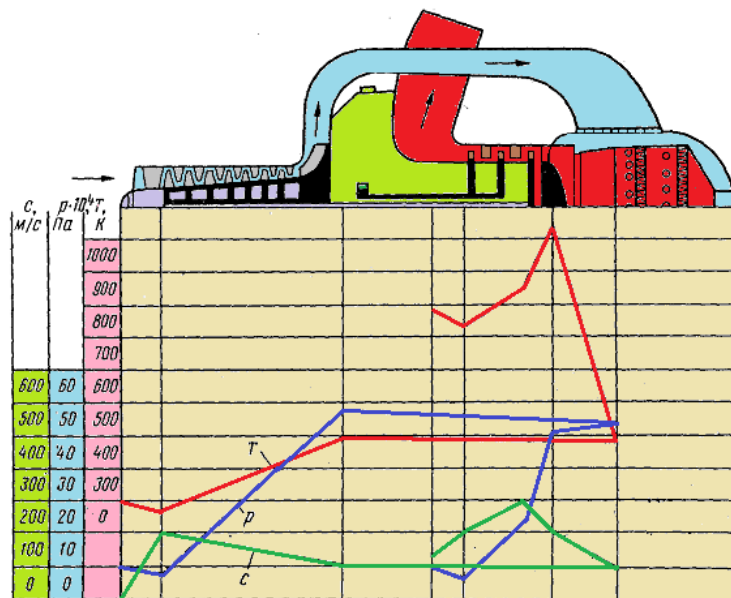


Рис.5. Принципова схема двигуна і зміна його параметрів по газоповітряного тракту.

### 3.Основні технічні та експлуатаційні дані двигуна. Контроль роботи двигуна і визначення 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 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, $n_{TK}$	%	Датчик Д-1	На редукторі двигуна	
			Вказівник ИТЭ-2 (один на два двигуна)	На приладній дошці	
.	Частота обертання вільної турбіни (несучого гвинта), $n_{СТ} (n_{НВ})$	%	Датчик ДТЭ-1	На головному редукторі	
			Вказівник ИТЭ-1	На приладній дошці	
.	Температура газів перед	°C	Термометр ИТГ-182Г в комплекті:		

	турбіною компресора, $t_r$		Датчики – 8 термопар Т-82Г	На корпусі камери згорання	
			Вказівник ИТГ-1	На приладній дошці	
	Тиск масла в маслосистемі, $P_m$	кгс/ см <sup>2</sup>	Манометр 2ДИМ-8 в комплекті:		
			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 комплекте:		
			Датчик П-2	В кишені трубопроводн ика відводу масла з двигуна в радіатор	
			Вказівник 2ТУЭ-1	На приладній дошці	

