

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Конструкція та міцність авіадвигунів»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**272 Авіаційний транспорт
(Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів)**

за темою № 1 - Загальні відомості, основні технічні дані двигуна та 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 28.08.2023р. № 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. Компоновочна схема двигуна.
2. Основні технічні дані двигуна.
3. Режими роботи двигуна. Основні обмеження величин параметрів двигуна.
4. Характеристики двигуна.

Рекомендована література:

Основна:

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

Допоміжна:

5. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.

Інформаційні ресурси в Інтернеті

6. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 1, 2001. 554 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438354005/MI-17-Manual-Del-Motor-TB3-117-Libro-1> (дата звернення 26.08.2023)
7. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 2, 2001. 382 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438355792/Mi17-Manual-Del-Motor-TB3-117-Libro-2> (дата звернення 26.08.2023)
8. MI-17 Manual Del Motor TB3-117 Libro 3, 2001. 94 p. URL.: <https://www.scribd.com/document/438357322/Manual-del-Motor-TB3-117-Libro-3-pdf> (дата звернення 26.08.2023)

Текст лекції

1. Основні параметри двигуна.

До складу силової установки вертольота Мі-8МТВ-1 входять два двигуни ТВЗ-117ВМ, сертифіковані або несертифіковані (відповідно мають або не мають сертифікат типу Авіаційного Регістру Міждержавного Авіаційного Комітету), або сертифіковані двигуни ТВЗ-117ВМ серії 02. Правий і лівий двигуни силової установки взаємозамінні за умови розвороту вихлопного патрубка.

Особливістю конструкції двигуна ТВЗ-117 є наявність вільної турбіни, кінематично не пов'язаної з ротором турбокомпресора. Потужність, що

розвивається вільною турбіною, передається головному редуктору і становить ефективну потужність двигуна.

Ця особливість має ряд конструктивних і експлуатаційних переваг:

- дозволяє отримувати бажану частоту обертання ротора вільної турбіни (вала несучого гвинта вертольота) незалежно від частоти обертання ротора турбокомпресора двигуна;
- полегшує розкрутку ротора турбокомпресора при запуску двигуна;
- дозволяє отримувати оптимальні витрати палива при різних умовах експлуатації двигуна;
- виключає необхідність фрикційної муфти в силовій установці вертольота.

Двигун може експлуатуватися на вертольоті як з встановленим на вході пилозахисним пристроєм (ПЗУ), так і без нього.

Конструктивно - компоновочна схема двигуна включає в себе вхідний пристрій, компресор, камеру згоряння, турбіну компресора, вільну турбіну і вихідний пристрій.

Двигун ТВ3-117ВМ обладнаний рядом систем, основними з яких є:

- маслосистема;
- система запуску двигуна ТВ3-117ВМ;
- система паливоживлення;
- система автоматичного управління двигуном;
- протильодова;
- Протипожежна система.

2. Основні технічні дані двигуна.

Умовне позначення двигунаТВ3 - 117ВМ / ВМ серії 02
Тип двигуна.....	...турбовальний з вільною турбіною.
Напрямок обертання ротора турбокомпресора (По польоту) проти обертання годинникової стрілки.
Напрямок обертання ротора вільної турбіни (По польоту) проти обертання годинникової стрілки.
Маса двигуна:	
суха не більше 295 ± 2 кг
в стані поставки не більше $303 + 25$ кг

Габаритні розміри двигуна: довжина з агрегатами і вихлопни:
патрубком
довжина від переднього фланця до фланця стикування
з редуктором
ширина
висота

2055 мм
1736,5 мм
650 мм
728 мм

Працездатність двигуна забезпечується при:

температурі повітря на вході в двигун $\pm 60^{\circ}\text{C}$
відносної вологості повітря ... до 100%
температурі палива на вході в підкачує
насос .. від -50°C до $+60^{\circ}\text{C}$
швидкості польоту від 0 до 350 км / год
при висоті польоту від 0 до 6000 м (5000
м)
швидкості і напрям вітру при запуску на землі не
більше:
попутного і бічного 10 м / сек
порив 15 м / сек

Запуск двигуна забезпечується до висоти 4000 м

в діапазоні температур зовнішнього повітря:

при $H = 0$ від -50 до $+60^{\circ}\text{C}$
($-50 \dots + 55^{\circ}\text{C}$)
при $H = 4000$ м від -60 до $+30^{\circ}\text{C}$
($-50 \dots + 30^{\circ}\text{C}$)

Час виходу на режим малого газу від моменту

натискання на кнопку запуску

не більше 60 з

Час виходу на злітний режим від моменту

натискання на кнопку запуску

не більше 3 хв

Час приємності при переміщенні

важеля керування двигуном за 1-2 з:

від малого газу до злітної режиму не більше 9 з

від I крейсерського режиму до злітної не більше 4 с

ПРИМІТКА:

У суху масу не включені маси:

- паливного фільтра низького тиску з трубопроводами;
- колектора термопар з термопарами;
- несліваємий залишок масла і палива;
- елементів закупорювання двигуна.

3. Режими роботи двигуна. Основні обмеження величин параметрів двигуна.

Для двигунів ТВ3-117ВМ, які не мають Сертифікат типу, встановлено такі основні режими роботи:

- режим малого газу - режим, при якому двигун працює стійко і надійно на мінімальній частоті обертання; Режим малого газу використовується для прогріву двигуна після запуску, для охолодження двигуна перед зупинкою, при польоті на авторотації без виключення двигунів.

- II і I крейсерські режими - режими, при яких гарантується найбільша потужність при безперервній і надійній роботі двигуна протягом усього терміну служби; Ці режими використовуються при тривалому польоті для отримання мінімального годинної витрати палива.

- номінальний режим - основний розрахунковий режим роботи двигуна; Режим застосовується в основному при наборі висоти. Крім того, питома витрата палива на цьому режимі менше, ніж на крейсерському. Тому номінальний режим може використовуватися для отримання мінімального кілометрового витрати палива при польоті вертольота на дальність.

- злітний режим - режим, при якому двигун розвиває максимальну потужність при безперервній роботі протягом часу, обмеженого за умовами міцності деталей. Злітний режим застосовується при зльоті та посадці вертольота.

- надзвичайний режим - режим, який використовується тільки в разі відмови одного з двигунів.

Для двигунів ТВЗ-117ВМ, ТВЗ-117ВМ серії 02, що мають Сертифікат типу, прийняті наступні назви режимів, відповідні назвам режимів, встановлених для двигунів, які не мають сертифікат типу:

- при спільній роботі двох двигунів:
 - максимальний тривалий режим замість номінального режиму.
- при ОЕІ (відмову одного з двигунів):
 - режим тривалої потужності замість номінального режиму;
 - режим 30-хвилинної потужності замість злітного режиму;
 - режим 2,5-хвилинної потужності замість надзвичайного режиму.

Таблиця 1.

ОСНОВНІ ЕКСПЛУАТАЦІЙНІ ПАРАМЕТРИ ДВИГУНА ДЛЯ УМОВ $H = 0$; $V = 0$; МСА.

(Без ЕВУ, відборів повітря на потреби вертольота і ПОС двигуна)

режим	Потужність на вивідному валу		Частота обертів, %				Температура газів перед турбіною по приладу, °С не вище		Питома витрата палива, г / л.с.ч., Не більше	
	без ПЗУ	з ПЗУ	ротора ТК		Ротора СТ	НВ	без ПЗУ	з ПЗУ	без ПЗУ	з ПЗУ
2,5 хвилинної потужності (Надзвичайний)	2200	2100	97,7 ± 0,5	97,7 ± 0,5	98 ± 1	93 ± 1	920	915	230	237
30-хвилинної потужності при ОЕІ (Злітна)	2000	1900	96,6 ± 0,5	96,6 ± 0,5	98 ± 1	93 ± 1	890	885	236	243
Максимальний тривалий (Номінальний)	1700	1700	95,0 ± 0,5	95,5 ± 0,5	100 ± 2	95 ± 2	845	855	248	251
I Крейсерський	1500	1500	93,9 ± 0,5	94,4 ± 0,5	100 ± 2	95 ± 2	815	825	258	262
II Крейсерський	1200	1200	92,0 ± 0,5	92,5 ± 0,5	100 ± 2	95 ± 2	770	780	278	283

малий газ	Не більше 200	см. мал. 4.	-	55 + 15- 10	780	не більше 164кг / ч
-----------	------------------	-------------	---	----------------	-----	------------------------

Примітка:

1. Зазначені параметри не враховують втрат від завантаження вертолітних агрегатів.
2. 100% за вказівником частоти обертання ротора ТК відповідає 19537,48 об. / Хв.
3. 95,4% за вказівником частоти обертання НВ відповідає близько 15000 об. / Хв. або 100% Nст, або 192 об. / хв. НВ.
4. Максимальна замеренная потужність на надзвичайному режимі в будь-яких висотно-кліматичних умовах (при вимкненому другому двигуні), не більше 2400 л.з. з ПЗУ і не більше 2500 л.з. без ПЗУ.

Таблиця 2

Потужність на вивідному валу
(3 ПЗУ, з включеним ежектором ПЗУ)

Режими (Н = 0, Мп = 0, МСА)	Потужність на вивідному валу, к.с., не менше	Висота (Н), м	Температура (тн)
При спільній роботі двох двигунів			
Злітний	1900	0	До + 40 ° С
	1900	до 3600	Станд. Атм.
Максимальний тривалий	1700	0	До + 30 ° С
	1700	до 3600	Станд. Атм.
І Крейсерський	1500	0	До + 30 ° С
	1500	до 3600	Станд. Атм.
При одному працюючому двигуні			
2,5-хвилинний	2100	0	До + 30 ° С
	2100	2200	Станд. Атм.
30-хвилинний	1900	0	До + 40 ° С
	1900	до 3600	Станд. Атм.
Тривалої потужності	1700	0	До + 30 ° С
	1700	до 3600	Станд. Атм.

Основні експлуатаційні обмеження двигуна

Допустимий час роботи двигуна (в тому числі безперервної) по режимам за ресурс см. Табл. 3.

Таблиця 3

ЧАС РОБОТИ ДВИГУНА ПО РЕЖИМАМ

режими	Допустимий час безперервної роботи, хв.	Допустимий час роботи за ресурс, %
Для несертифікованих двигунів		
При спільній роботі двох двигунів		
злітна	6	12

	понад 6 до 15	3 (входить в 12%)
номінальний	60	33
крейсерський	НЕ обмежено	НЕ обмежено
малий газ	20	НЕ обмежено
При відмові (виключенні) одного з двигунів		
Надзвичайний	6 понад 6 до 15 від 15 до 60	1 0,25 (входить в 1%) Один раз за ресурс, після чого двигун підлягає заміні
Для сертифікованих двигунів		
При спільній роботі двох двигунів		
злітна	6 від 6 до 15	10 1,25 (входить в 10%)
Максимальний тривалий	60	35
крейсерський	НЕ обмежено	НЕ обмежено
малий газ	20	НЕ обмежено
При відмові (виключенні) одного з двигунів		
2,5-хвилинної потужності при OEI (надзвичайний) *	2,5	0,1
30-хвилинної потужності при OEI (злітний)	30	0,5
Тривалої потужності OEI (номінальний)	60	0,85

* - Режим 2,5-хвилинної потужності при OEI (надзвичайний) дозволяється використовувати також при випробуванні знову встановленого двигуна або після заміни ЕРД (тривалість не більше 30 секунд, при цьому кількість і сумарний час роботи не враховується).

Мінімальний час між повторними виходами на
вичайний і злітна режими після безперервно
рацьованого допустимого часу 5 хв

Максимально допустимі заміряні параметри двигуна по режимам на всіх швидкостях і висотах польоту см. табл. 4

Таблиця 4

МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМІ ПАРАМЕТРИ РОБОТИ ДВИГУНІВ ПО РЕЖИМАМ

режим	Температура газів перед турбіною компресора, ° C	Частота обертання ротора турбокомпресора, %
Злітна при спільній роботі двох двигунів і 2,5-хвилинної	990	101

потужності при ОЕІ (надзвичайний)		
30-хвилинної потужності при ОЕІ (злітна)	990	101
Тривалої потужності ОЕІ (номінальний)	955	99,0
I Крейсерський	910	97,5
II Крейсерський	870	95,5
малий газ	780	см. мал. 4.

ПРИМІТКА:

1. ЗАБОРОНЯЄТЬСЯ вимикання регулятора температури газів (РТ) на режимах: злітний; 30-хвилинної потужності при ОЕІ; 2,5-хвилинної потужності при ОЕІ. У разі відмови регулятора температури газів максимально допустимі параметри обмежуються зменшенням режиму роботи двигуна.
2. При відмові ЕРД на зазначених режимах максимально допустимі пТК становлять 102,5%. При необхідності параметри обмежуються зменшенням режиму роботи двигуна.

Відхилення або коливання частоти

обертання ротора турбокомпресора на

сталих режимах:

номінальному і I крейсерському +0,5%

II крейсерському і нижче +0,7%

Різниця частот обертання при спільній роботі двигунів

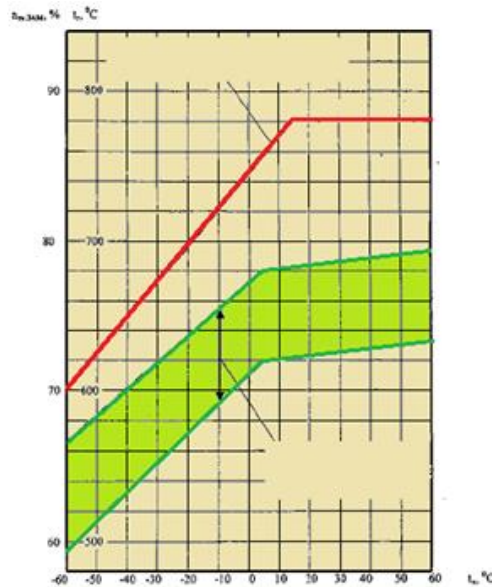
на першому крейсерському і максимальному тривалому

режимах (не більше)2%

при спрацюванні регулятора температури газів (не більше) 3%

на перехідних режимах не регламентується

Максимально допустима замеренная температура газів перед турбіною компресора при запуску см. мал. 4



Мал. 4 Залежність частоти обертання ротора турбокомпресора на режимі малого газу і максимально допустимої температури газів при запуску від температури зовнішнього повітря.

Відхилення або коливання стрілки показчика температури газів (для одного двигуна) на сталих режимах, що не виходять за межі максимально допустимої температури газів $\pm 25^{\circ}\text{C}$

Допускається короткочасне зниження щодо усталеною в польоті частоти обертання НВ:

- на змінних режимах (не більше 30 секунд) не нижче 88%

- при посадці з "підривом" НВ 4 рази за ресурс

Тривалістю до 5 з не нижче 70%

- при відмові одного двигуна 4 рази за ресурс,

тривалістю не більше 10 секунд не нижче 75%

Допускається короткочасне (до 20 секунд) підвищення частоти обертання НВ в польоті

— на II крейсерському режимі і вище не більше 101%

— на режимах нижче II крейсерського не більше 103%

Максимально допустима частота обертання НВ в особливих випадках тривалістю не більше 20 секунд не більше 2 разів за ресурс до першого ремонту або за міжремонтний ресурс 108%

При перевищенні максимально-допустимих значень оборотів НВ подальша експлуатація двигуна допускається тільки після заміни вільної турбіни.

Відбір повітря дозволяється проводити через 12-го ступеня компресора:

- на систему кондиціонування вертольота (ВКВ)

в кількості не більше 0,18 кг / с (при $H = 0$, $V = 0$, СА)

при $t_H \leq 15^\circ \text{C}$
на
всіх режимах;
при
 $t_H > 15^\circ \text{C}$ на
режимах не
вище
максимального
тривалого

- на протилідову систему (ПОС) вертольота (при відсутності ПЗУ) в кількості не більше 1% на злітному режимі і не більше 1,5% на режимі малого газу

при $t_H \leq 10^\circ \text{C}$
на всіх режимах
не більше 0,4%
на
всіх режимах

- на ежектор ПЗУ

- на протилідову систему (ПОС) вертольота (При відсутності ПЗУ) в кількості не більше 1% на злітному режимі і не більше 1,5% на режимі малого газу

при $t_H \leq 10^\circ \text{C}$
на всіх режимах

- на протиобмерзних систему (ПОС) ПЗУ вертольота в кількості не більше 1,5% на злітному режимі і не більше 2,2% на режимі малого газу

при $t_H \leq 10^\circ \text{C}$
на всіх режимах

Примітки:

1. При включенні відборів повітря дотримуватися обмеження по максимально допустимих значень частоти обертання ротора турбокомпресора і температури газу перед турбіною компресора.
2. Повітря, що відбирається на ВКВ вертольота, допускається використовувати без спеціальної фільтрації, в разі появи в кабіні запаху від ВКВ вертольота рекомендується цю систему відключити або переключити подачу повітря на обвідну лінію з фільтром.

Кількість запусків, наступних один за іншим

не більше 5, після
чого перерву не
менше 15 хв

Час вибігу ротора ТК (не менше):

до повної зупинки

не менше 40 сек

до досягнення $n_{TK} = 5\%$

не менше 30 сек

Ресурс двигуна і його агрегатів, терміни експлуатації і зберігання

вказані в формулярі

двигуна

Існують наступні способи контролю технічного стану двигуна:

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

Основним способом контролю роботи двигуна екіпажем вертольота є інструментальний контроль параметрів за приладами, розташованим на панелях приладів кабіни. Перелік параметрів, контрольованих при роботі двигуна наведено в табл. 5.

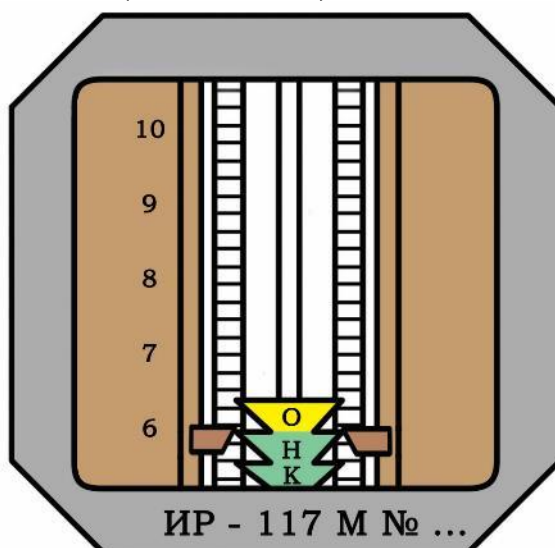
Таблиця 5

ПЕРЕЛІК ПАРАМЕТРІВ, КОНТРОЛЬОВАНИХ ПРИ РОБОТІ ДВИГУНА

№ п / п	Найменування параметру	одиниця виміру	Тип датчика (приладу)	Примітка
1.	Частота обертів турбокомпресора,	%	Д-2М,	Датчик - на коробці приводів. Вимірювальний прилад - на лівій і правій панелях приладів.
	nTK	100% = 19537 ' / хв	ІТЕ-2Т - один на два двигуна	
2.	Частота обертів	%	Д-1М, ІТЕ-1Т	(2 шт.) Датчик - на вертолiтному редукторі. вимірювальний прилад - на лівій і правій приладових дошках.
	вільної турбіни	N _{ст} = 15000 ' / хв = 100% =		
	(Несучого гвинта), N _{ст} (n _{НВ})	= 192 ' / хв = 95,4%		
3.	Температура газів перед турбіною компресора, tr (t3)	° С	14 здвоєних термопар Т-102, апаратура 2ІА-6	Датчики - на корпусі турбіни. вимірювальний прилад - на лівій приладовій дошці.
4.	Тиск масла на вході в двигун, рм	кгс / см ² , табло	ІД-8 або ІМД-8, ЕМІ-3РІ	Датчик - на корпусі компресора (праворуч). вимірювальний прилад - на центральному пульті. Табло - на лівій панелі приладів.
5.	Температура масла на виході з двигуна, tm	° С	П-2тр або П-1, ЕМІ-3РІ	Датчик - в трубопроводі відведення масла в радіатор. Прилад - на центральному пульті.

6.	Металева а стружка в маслосистемі	табло	СС-78	Датчик - в трубопроводі відведення масла в радіатор. Табло - на лівій панелі приладів.
7.	Стан паливного фільтра	табло	СП-0,4ЕТ	Датчик - на перепускному клапані фільтра. Табло - на лівій панелі приладів.
8.	Вібрація корпусу двигуна	мм / с табло	МВ-03-1, ІВ-500	Датчик - на фланці корпусу компресора (кріплення двигуна). Табло - на лівій панелі приладів.
9.	Робота електронного регулятора	табло	ЕРД Датчики введення: nTK1, nTK2, nCT1, nCT2, tr1, tr2, Pвх, tvх.	Пульт контролю на центральному пульті кабіни. Датчики введення - на двигунах і вертольоті
10.	Режим роботи двигуна	табло	ІР-117м	Один на два двигуна, на лівій панелі приладів.

Режим роботи двигуна на всіх висотах польоту визначається за вказівником вимірювача режимів ІР-117м (див. Мал. 5).



Мал. 5. Показчик режимів роботи двигуна.

Режим роботи двигуна по ІР визначається положенням бокового індексу щодо центральних індексів "Н" і "К":

- злітна і режим 30-хвилинної потужності - бічний індекс знаходиться вище центрального індексу "Н";
- максимальний тривалий (номінальний) режим і режим тривалої потужності - бічний індекс знаходиться вище центрального індексу "К" до положення навпроти індексу "Н";
- крейсерський режим - бічний індекс знаходиться навпроти або нижче центрального індексу "К".

Визначення режиму роботи двигуна за вказівником ІР проводиться до досягнення максимально допустимої частоти обертання ротора турбокомпресора або температури газів. Коли досягається максимальна частоти обертання ротора ТК або температури газів установку і контроль режимів робите по параметру, першим досяг максимально допустимого значення.

Значення n_{TK} на режимах визначається за графіком $n_{TK} = f(t^{\circ}NB)$ - мал. 6.

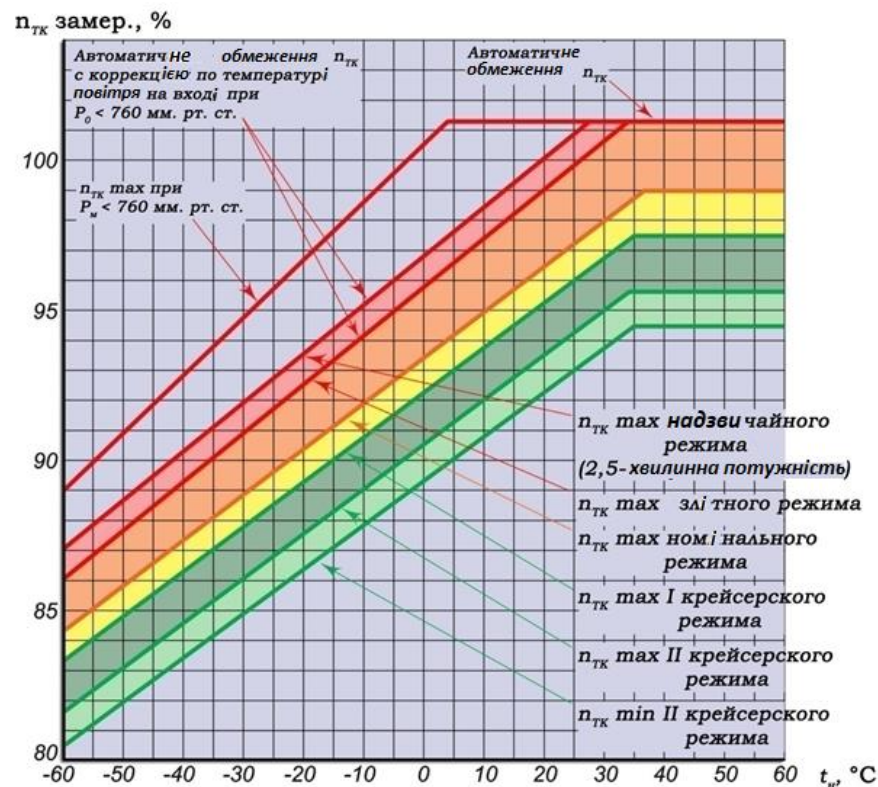


Рис. 6. Графік залежності частоти обертання ротора турбокомпресора від температури зовнішнього повітря на вході в двигун ($H = 0$, $V = 0$, $P_H = 760$ мм. рт. ст.) і максимально допустимої частоти обертання ротора турбокомпресора при $P_H < 760$ мм. рт. ст.

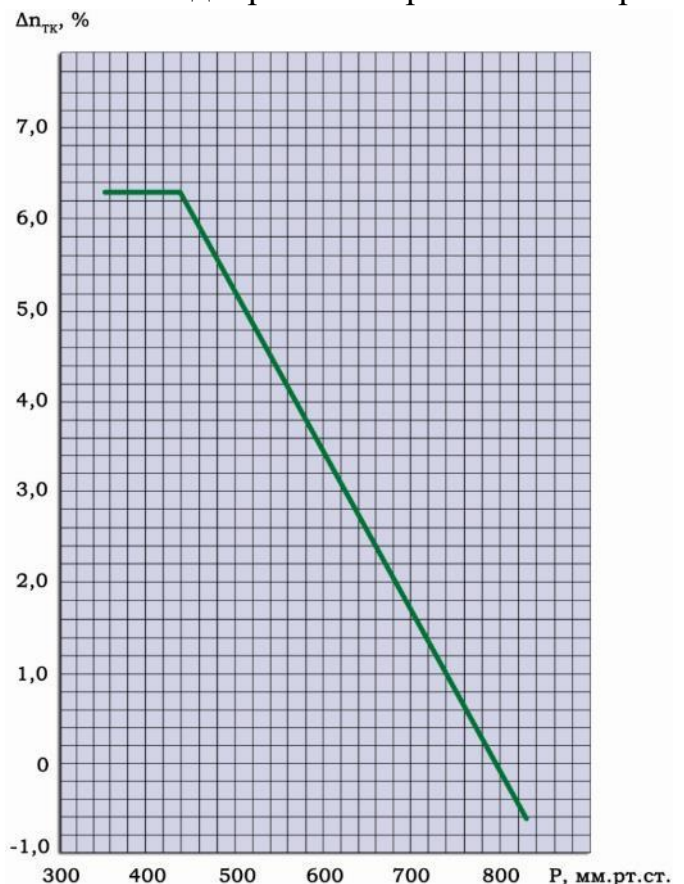
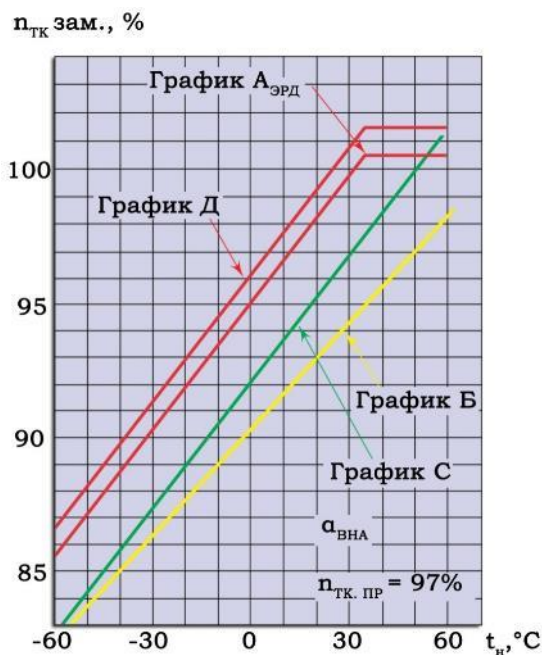
Умовні позначення:

- | | |
|--|---------------------------------------|
| | - зона надзвичайного режиму; |
| | - зона максимального злітного режиму; |
| | - зона номінального режиму; |
| | - зона I крейсерського режиму. |

- зона II крейсерського режиму;

Примітка:

1. Обмеження частоти обертання ротора ТК на злітному режимі (30-хвилинної потужності при ОЕІ) і режимі 2,5-хвилинної потужності при ОЕІ - автоматичне, в залежності від температури зовнішнього повітря і атмосферного тиску.
2. Зона максимальної злітного режиму (30-хвилинної потужності при ОЕІ) охоплює все сімейство двигунів ТВЗ-117ВМ, ТВЗ-117ВМ серії 02. Частота обертання ротора ТК на злітному режимі (30-хвилинної потужності при ОЕІ) для кожного конкретного двигуна при $P_H = 760$ мм. рт. ст. визначається за графіком "АЕРД" (мал. 7) додається до формуляру двигуна, з точністю $\pm 0,5\%$.
3. При польотах з високогірних майданчиків частота обертання ротора ТК на злітному режимі, при відсутності обмежень по t_g , для кожного конкретного двигуна визначається за графіком "АЕРД", з точністю $\pm 0,5\%$, з урахуванням поправки на атмосферний тиск (див. Мал.8), але не повинна перевищувати максимально допустимих значень, зазначених на мал. 6 для $P_H < 760$ мм. рт. ст.
4. При польотах з високогірних майданчиків частота обертання ротора ТК на максимальному тривалому режимі і крейсерських режимах, визначена за цим графіком, повинна бути збільшена на $1,3 H$, де H - барометрична висота в кілометрах, і під час наступних умов:
 - $t_H \leq 40^\circ\text{C}$;
 - відсутність обмежень по максимально допустимих значень t_g і n_{TK} для даного режиму;
5. Графік відповідає роботі двигуна з включеним відбором повітря на ежектор ПЗУ.



Мал. 7. Залежність заміряний частоти обертання ротора турбокомпресора від температури повітря на вході в термопатрон (зразки графіків прикладених до формуляру двигуна)

Мал. 8. Графік для визначення поправок Δn_{TK} для максимальної злітної режиму в залежності від РН згідно із законом регулювання $n_{TK} = f(PH, tH)$, закладеному в ЕРД.

Графік А - залежність заміряний частоти обертання ротора турбокомпресора від температури повітря на вході в термопатрон на злітному режимі;

Графік Б - залежність заміряний частоти обертання ротора турбокомпресора від температури повітря на вході в термопатрон при постійній витраті палива (330 ± 10) кг / год;

Графік С - залежність заміряний частоти обертання ротора турбокомпресора від температури повітря на вході в термопатрон на максимальному тривалому режимі;

Графік Д - залежність заміряний частоти обертання ротора турбокомпресора від температури повітря на вході в термопатрон при роботі двигуна на обмежувачі максимальної витрати палива.

ПРИМІТКА:

При РН відмінному від 760 мм. рт. ст. частота обертання n_{TK} підраховується наступним чином:

- для графіка А - з урахуванням поправки згідно мал. 1.6 або за формулою:

$$n_{TK} = n_{TK\ 760} + 0,0196 (760 - PH);$$
- для графіків Б і Д - зі збільшення частоти обертання n_{TK} на 0,21% при зменшенні РН на кожні 10 мм. рт. ст. і навпаки;
- для графіка С - зі збільшення частоти обертання n_{TK} на 0,15% при зменшенні РН на кожні 10 мм. рт. ст. і навпаки;

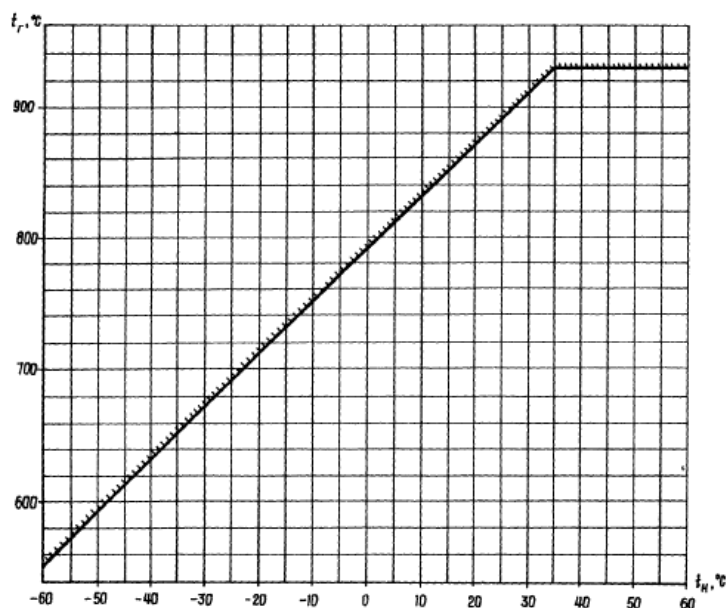


Рис. 9. Залежність максимально допустимої температури газів від температури зовнішнього повітря при перевірці часткової приємистости по термопар Т-102

До інструментального контролю технічного стану двигуна відноситься контроль видачею попереджувальних сигналів на світлосигнальні табло або сигнальні лампи (табл. 6).

Таблиця 6.

ПЕРЕЛІК СИГНАЛОВ КОНТРОЛЮ РОБОТИ ДВИГУНА І ЙОГО СИСТЕМ.

№ п / п	попереджувальний сигнал (Світлове табло або сигнальна лампа)	Датчик, апаратура	контрольований параметр	Величина параметра, при якій спрацює сигналізація
1.	Відключення ЕРД ЛІВ (ПРАВ) двигуна.	ЕРД - 3ВМ	Робота ЕРД	На запуск при $n_{TK} \leq 60\%$. Відмова ЕРД по контуру ТК
2.	РТ (ЕРД) ЛІВ (ПРАВ) ПРАЦЮЄ	ЕРД - 3ВМ	Температура газів перед турбіною компресора. Частота обертання ротора турбокомпресора.	955 - 990 ° згідно з графіком "АЕРД" додається до формуляру двигуна
3.	Стружка ЛІВ (ПРАВ) двигуна.	СС-78	Наявність стружки в маслосистемі двигуна.	поява стружки
4.	ПЕРЕВИЩЕННЯ $N_{ст}$ ЛІВ . (ПРАВ.) Рухаючись.	ДТА-10	Гранична частота обертання $N_{ст}$	$(118 \pm 2)\%$
5.	Забита сітка ЛІВ (ПРАВ) двигуна.	СП-0,4Е	Перепад тисків на паливному фільтрі	$(0,4 \pm 0,08)$ кг / см ²
6.	Вібрація підвищена ЛІВ (ПРАВ) двигуна.	ІВ-500Е	Швидкість вібрації корпусу двигуна	45 мм / с

7.	Вібрація НЕБЕЗПЕЧНА ЛІВ (ПРАВ) двигуна	ІВ-500Е	Швидкість вібрації корпусу двигуна	60 мм / с
8.	ЧР ЛІВ (ПРАВ) двигуна	ЕРД - 3ВМ	Функція переходу в режим "ЧР"	На (1 + 0,2)% вище настройки злітної режиму
9.	ПОС ПЗУ ЛІВ (ПРАВ) двигуна.	заслінка 1919Т	Включення ПОС ПЗУ і двигуна	повністю відкрите становище
10.	МАЛО РМАСЛА ЛІВ . (ПРАВ.) ДВИГУНА	МСТВ-2,5	Тиск масла в двигуні	$P_m \leq 2,5$ кг / см ² При непрацюючому двигуні ця сигналізація вмикається сигналізатором тиску повітря МСТВ-1,5с за 7-ий щаблем компресора.

ПРИМІТКА:

Залежно від типу вертольота текст попереджувальних сигналів може бути різним (при збереженні функціонального значення).

4. Характеристики двигуна.*Дросельні характеристики двигуна*

Дросельна характеристика двигуна ($H = 0$, $V = 0$) показує залежність ефективної потужності N_e на валу вільної турбіни і питомої витрати палива C_e від частоти обертання ротора турбокомпресора $N_{тк}$.

З характеристики видно, що зі збільшенням частоти обертання ротора турбокомпресора потужність двигуна зростає, а питома витрата палива зменшується.

Зі збільшенням частоти обертання $N_{тк}$ ростуть масова витрата повітря, що проходить через компресор G_v і ступінь підвищення тиску повітря в компресорі. Збільшення цих параметрів, разом зі збільшенням температури газу t_g , проводить до збільшення потужності N_e .

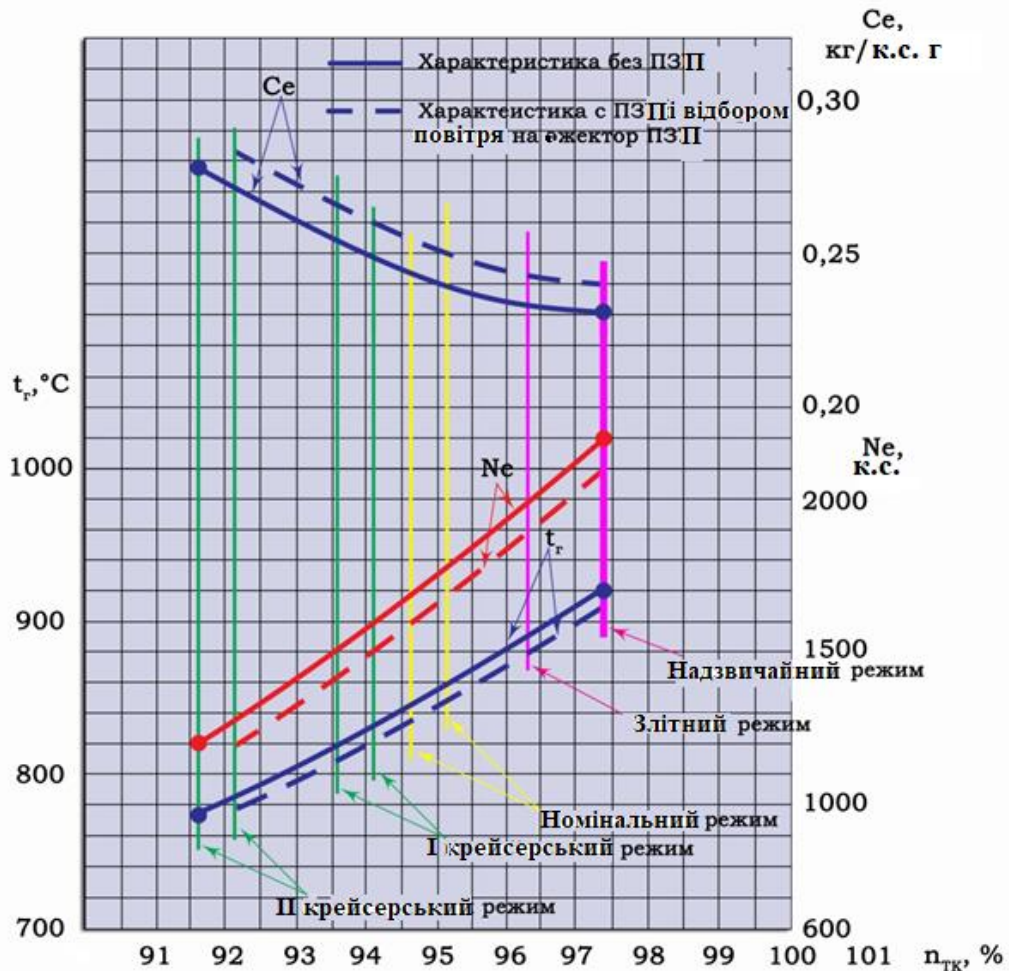


Рис. 10. Дросельні характеристики двигуна

Зменшення питомої витрати палива зі збільшенням частоти обертання n_{TK} відбувається внаслідок збільшення питомої потужності $Ne_{уд}$, що залежить від ступеня підвищення тиску повітря в компресорі і температури газу, які, як зазначалося, при збільшенні частоти обертання турбокомпресора безперервно ростуть.

Підвищення температури газу t_g при збільшенні частоти обертання n_{TK} , передбачене законом регулювання, необхідно для збереження рівності між потужністю, необхідної для обертання компресора (і агрегатів), і потужністю турбіни компресора (без підвищення t_g потужність турбіни була б менше потужності, споживаної компресором і агрегатами).

Дросельні характеристики (рис.10) знімаються при стендових випробуваннях двигуна і прикладаються до його формуляру. На характеристиках відзначаються основні режими роботи двигуна. Використовуються для діагностування технічного стану двигуна в процесі вироблення ресурсу.

За дросельним характеристикам можна точно розрахувати витрати палива для будь-якого режиму (значення n_{TK}).

$G_{т.ч.} = Ce \cdot Ne$, кг / год. $G_{т.ч. II кр} = 348$ кг / год; $G_{т.ч. I кр} = 405$ кг / год; $G_{т.ч. N} = 425$ кг / год.

Висотні характеристики

Висотна характеристика показує залежність ефективної потужності N_e і питомої витрати палива C_e від висоти польоту H при заданій програмі регулювання.

На малюнках приведені висотні характеристики двигуна при стандартних атмосферних умовах з працюючим пілозахисним пристроєм (ПЗУ).

Потужність надзвичайного режиму до висоти $H = 1,5$ км дещо підвищується, а при подальшому наборі висоти помітно знижується.

Злітна потужність підвищується до висоти $H = 1,9$ км, а при подальшому наборі висоти знижується.

Потужність на номінальному і крейсерському режимах, Починаючи з землі, підтримується постійної до висот 4,7 і 5,5 км відповідно, а потім знижується.

При наборі висоти питома витрата палива на всіх режимах безперервно знижується, починаючи з землі.

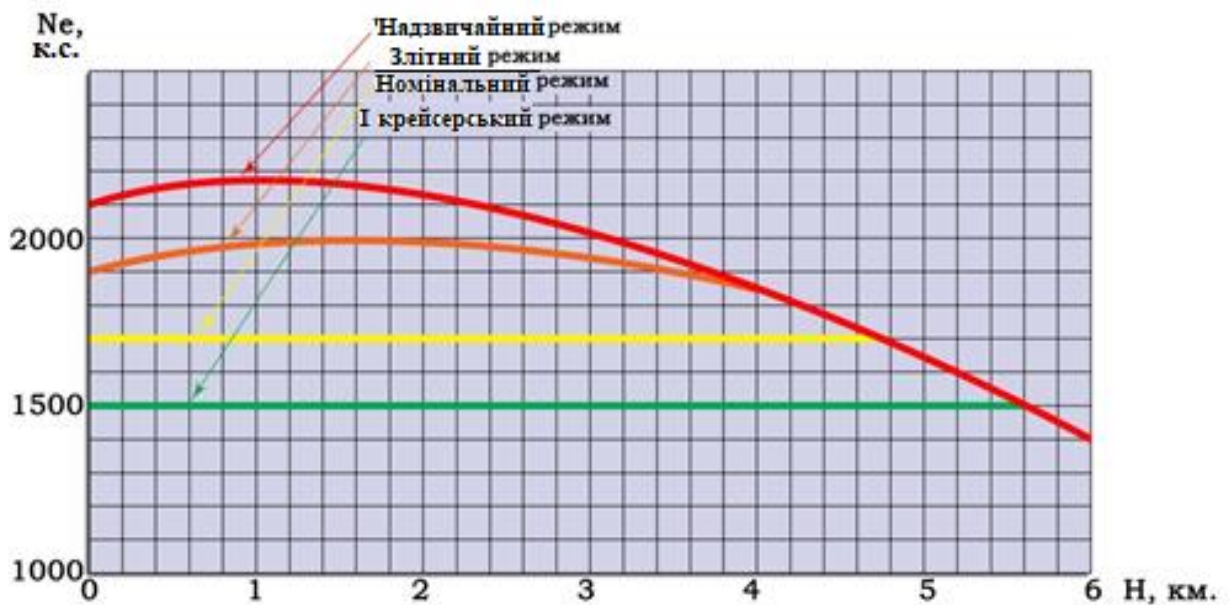




Рис. 11. Висотна характеристика двигуна