

ИЗСЛЕДВАНЕ НА НАДЕЖНОСТТА НА СИСТЕМИТЕ НА ВЕРТОЛЕТ МИ-17. ИЗПОЛЗВАНЕ НА ЧЕСТОТАТА НА ВЪРТЕНЕ НА ТУРБОКОМПРЕСОРА КАТО ФУНКЦИОНАЛЕН ПАРАМЕТЪР ЗА ТЕХНИЧЕСКА ДИАГНОСТИКА НА ДВИГАТЕЛ ТВЗ-117.

HELICOPTER MI-17 SYSTEM RELIABILITY RESEARCH. USING THE FREQUENCY OF TURBO-COMPRESSOR AS A FUNCTIONAL PARAMETER FOR THE ENGINE TV3-117 TECHNICAL DIAGNOSTICS.

ИССЛЕДОВАНИЕ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА МИ-17. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ТУРБОКОМПРЕССОРА КАК ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПАРАМЕТРА ДЛЯ ТЕХНИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ-117.

Маг. инж. Загорски Н.¹, Доц. д-р инж. Сейзински Д.², Доц. д-р инж. Асенов Св.³,
Министерство на отбраната¹, Технически университет София, филиал Пловдив^{2,3}, България

Abstract: flight operational failure analysis gives a possibility to reach a conclusion about helicopter system reliability and the influence in the field of aviation safety. The basic question in the technical diagnostics is the choice of the basic functional check parameter.

KEYWORDS: FAILURE ANALYSIS, SYSTEM RELIABILITY, FLIGHT SAFETY

1. Въведение

В авиацията на Въоръжените сили на Българската армия към настоящия момент се намират в експлоатация следните типове вертолет:

- ударни: Ми-24В, Ми-24Д;
- транспортни: Ми-17, Bell-206, AS 532 AL Cougar;
- морски: Ми-14.

През различните години на експлоатация в авиацията са били експлоатирани 25 бр. вертолет Ми-17, 44 бр. вертолет Ми-24 (варианти В и Д), 9 бр. вертолет Ми-14, 6 бр. вертолет Bell-206 и 11 вертолет AS 532 AL Cougar. В авиацията на Военновъздушните сили е натрупана статистическа информация, свързана основно с регистрираните откази и неизправности в процеса на експлоатация на вертолет Ми-17. В процеса на летателна експлоатация на новите съвременни вертолет Bell-206 и AS 532 AL Cougar се събира и обобщава информация, свързана с откриването и регистрирането на откази и неизправности, която подлиза на обработване и анализиране в един по-късен етап.

В много авиационни оператори в България се намират вертолет Ми-8мтв, които са гражданския еквивалент на военния вариант Ми-17.

Анализът на отказите и неизправностите, регистрирани в процеса на летателна експлоатация на вертолет Ми-17 дават възможност да се формулират изводи за състоянието на надеждността на вертолета и неговите функционални системи, тяхното влияние върху нивото на безопасността на полета.

2. Показатели за надеждността на системите на вертолет Ми-17

Основен показател на надеждността на ВС вероятността $P(t)$ за безотказна работа за времето на изпълнение на полетното задание, който се определя [1] като:

$$P(t) = \exp \left[-\bar{\omega}(\Delta t) \cdot \tau \right], \quad (1)$$

където: $\bar{\omega}(\Delta t)$ [отказа/час] - средна стойност на параметъра на потока на отказите за целия парк от АТ от даден тип (N на брой ВС) за времето на изпълнение на полетно задание;

Δt [час] - интервал за статистическо изследване;

τ [час] - време за изпълнение на полетното задание.

Във формула (1) средната стойност на параметъра на потока на отказите се определя статистически за определен календарен период D_i (например, за една година), съгласно [2,3]:

$$\bar{\omega}(\Delta t) = \frac{\sum_{i=1}^N r_i'(\Delta t)}{\sum_{i=1}^N \tau(\Delta t)}, \quad (2)$$

където: $r_i'(\Delta t)$ сумарен брой откази (възстановяеми и невъзстановяеми) в интервала D_i ;

t_i - нальот на i -тото ВС за интервала D_i ;

N - брой наблюдавани ВС за интервала D_i .

Общия поток на отказите е показан в Таблица 1 и Таблица 2. Използвайки формули (1) и (2) са изчислени и са отразени в тези таблици и стойностите на потока на отказите $\omega(t) \times 10^{-3}$ и наработката на един отказ T_0^* .

Таблица 1

№ по ред	Граница на интервала	Брой откази D_n						N брой ВС	$\omega(t) \times 10^{-3}$	T_0^* [часове] наработка на отказ
		В	Д	АВ	АО	РЕО	Общо			
1.	0-50	2	1	2	6	3	14	25	11,20	89,30
2.	50-100	1			3	3	7	25	5,60	178,60
3.	100-150	1	1	1	6	8	17	25	13,60	73,50
4.	150-200	3			2	7	12	25	9,60	104,20
5.	200-250	2		1	4	12	19	25	15,20	65,80
6.	250-300		1		4	8	13	25	10,40	96,20
7.	300-350	5	1		3	9	18	24	15,00	66,70
8.	350-400	3		1	3	7	14	24	11,67	85,70
9.	400-450	1		2	3	9	15	22	13,64	73,30
10.	450-500	1	1	1	3	7	13	21	12,38	80,80
11.	500-550	1		4	10	12	27	21	25,71	38,90
12.	550-600	6	3	1	4	9	23	21	21,90	45,70
13.	600-650	3	1	3	5	5	17	21	16,19	61,80
14.	650-700	1		4	8	17	30	21	28,57	35,00

№ по ред	Граница на интервала	Брой откази D _n						N брой ВС	ω(t) x10 ⁻³	T ₀ * [часове] наработка на отказ
		В	Д	АВ	АО	РЕО	Общо			
15.	700-750	1	1		15	21	38	20	38,00	26,30
16.	750-800			3	9	21	33	19	34,74	28,80
17.	800-850	2			7	14	23	17	27,06	37,00
18.	850-900	3		3	12	16	34	14	48,57	20,60
19.	900-950	1		7	6	18	32	10	64,00	15,60
20.	950-1000	2			2	8	12	9	26,67	37,50
21.	1000-1050					5	5	5	20,00	50,00
22.	1050-1100				1	5	6	5	24,00	41,70
23.	1100-1150	1		1	3	8	13	3	86,67	11,50
24.	1150-1200					5	5	2	50,00	20,00
25.	1200-1250				1	5	6	1	120,00	8,30

Таблица 2

Година	D _n - Брой на отказите						K ₀ - Коефициент на отказите				
	В	Д	АВ	АО	РЕО	Общо	K _{0В} , %	K _{0Д} , %	K _{0АВ} , %	K _{0АО} , %	K _{0РЕО} , %
1988	5	3	4	10	44	66	7,6	4,5	6,1	15,2	66,7
1989	9	3	5	17	27	61	14,8	4,9	8,2	27,9	44,3
1990	5		4	18	15	42	11,9		9,5	42,9	35,7
1991	2	1	8	11	23	45	4,4	2,2	17,8	24,4	51,1
1992	1		2	14	31	48	2,1		4,2	29,2	64,6
1993	4		2	19	44	69	5,8		2,9	27,5	63,8
1994	2	1	3	9	33	48	4,2	2,1	6,3	18,8	68,8
1995	6		2	8	11	27	22,2		7,4	29,6	40,7
1996	6	2	4	14	14	40	15,0	5,0	10,0	35,0	35,0

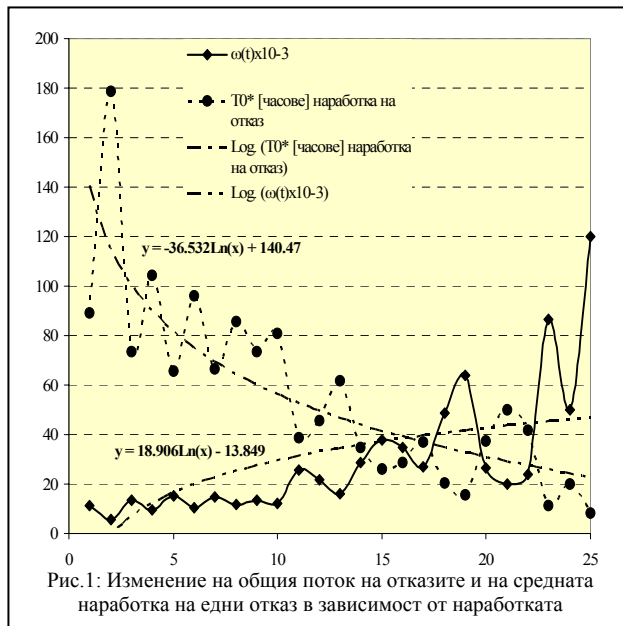


Рис. 1: Изменение на общия поток на отказите и на средната наработка на един отказ в зависимост от наработката

Параметърът на потока на отразите $\bar{\omega}$ (Рис. 1) показва явна тенденция на нарастване и след налитане на 1250 ч. достига стойност $\bar{\omega} = 120 \cdot 10^{-3}$ [отказа/час] за изследваната група вертолети. При това, вероятността за безотказна работа намалява до $P_{БР} = 0,89$ за $\tau = 1$ час.

Таблица 3

Година	Налёт [часове]	D _n - Брой на отказите						ω(t)x10 ⁻³ - средно значение на параметъра на потока на отказите					
		В	Д	АВ	АО	РЕО	Общо	ω _В	ω _Д	ω _{АВ}	ω _{АО}	ω _{РЕО}	ω ₀
1988	2564	5	3	4	10	44	66	2,0	1,2	1,6	3,9	17,2	25,7
1989	2632	9	3	5	17	27	61	3,4	1,1	1,9	6,5	10,3	23,2
1990	3692	5		4	18	15	42	1,4		1,1	4,9	4,1	11,4
1991	1731	2	1	8	11	23	45	1,2	0,6	4,6	6,4	13,3	26,0
1992	1711	1		2	14	31	48	0,6		1,2	8,2	18,1	28,1
1993	1953	4		2	19	44	69	2,0		1,0	9,7	22,5	35,3
1994	1893	2	1	3	9	33	48	1,1	0,5	1,6	4,8	17,4	25,4
1995	1546	6		2	8	11	27	3,9		1,3	5,2	7,1	17,5
1996	1005	6	2	4	14	14	40	8,0	2,0	4,0	13,9	13,9	41,8

В Таблица 3 е показана зависимостта $\bar{\omega}$ от годишния налёт. За разглеждания период на експлоатация на вертолет Ми-17 най-много откази по вертолета и двигателя поради КРН има в интервала 550 ÷ 650 часа от началото на експлоатация на изделието (Таблица 1). По години тази наработка съвпада с периода 1988 г. ÷ 1990 г. Броят на отказите по системи през годините е показан в Таблица 4.

Таблица 4

КОЛИЧЕСТВО ОТКАЗИ ПО ФУНКЦИОНАЛНИТЕ СИСТЕМИ НА ВЕРТОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЯ											
№ по ред	Наименование на системата	Година на експлоатация								Общо	
		1988 г.	1989 г.	1990 г.	1991 г.	1992 г.	1993 г.	1994 г.	1995 г.		1996 г.
1.	Хидросистема				1				1		2
2.	Въздушна система	1	3				1	1		2	8
3.	Горивна система на двигателя									1	1
4.	Горивна система на вертолета									1	1
5.	Колесник										
6.	Редуктор ВР-14				1						1
7.	Пусков двигател АИ-9В	1		1			1		1	1	5
8.	Двигател	4	1	1	1		1			2	10
9.	Опасен винт и редуктор	1	2						1	1	5
10.	Носещ винт	1					1		1	1	4
11.	ППС		2					1			3
12.	Управление		2	1		1					4
13.	„ШАГ-ГАЗ”								1		1
14.	Маслена система										
15.	Система за неутрален газ								1		1
16.	Обшивка									1	1
17.	Други системи ВД		2	2							4
	Общо за ВД	8	12	5	3	1	4	3	6	8	50

Изменението на броя на откази в зависимост от годината на експлоатацията е представено на Рис. 2.

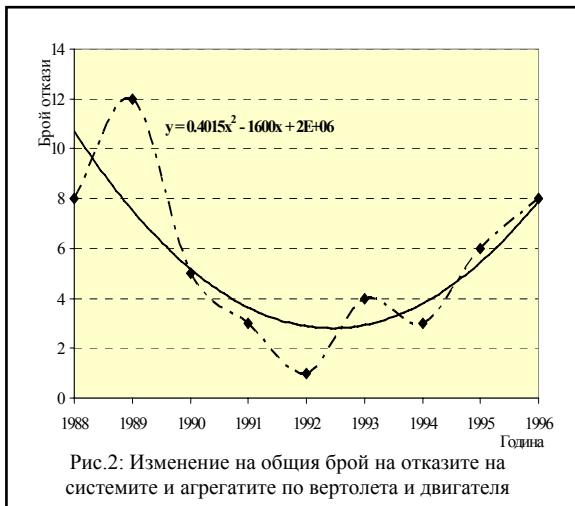


Рис.2: Изменение на общия брой на отказите на системите и агрегатите по вертолета и двигателя

Данните показват, че през първите години от експлоатацията има относително голям брой на откази на системите и агрегатите на вертолета и двигателя, които постепенно намаляват и достигат минимум през 1992 г. След този период се забелязва относително постоянно увеличаване на отказите през годините на експлоатацията.

3. Анализ на функционалните параметри на вертолетен ГТД, подлежащи на непрекъснат контрол

Определянето на техническото състояние на ГТД в процеса на експлоатация може да се осъществява по методите за функционална диагностика, основани на основата на анализа на резултатите от измерване на отклоненията в основните функционални параметри (признаци). За всеки тип двигател може да бъде съставено множество от параметри и признаци, които характеризират техническото му състояние. Ако значението на параметрите на двигателя не допускат непосредствено измерване, то техните значения се определят от обработката на значенията на други параметри, свързани с известни функционални зависимости. Сложността на параметрическия контрол на техническото състояние на ГТД се изразява в сложността, свързана с математическото моделиране на протичащите в двигателя процеси и сложността на точната оценка на техническото състояние на двигателя за определен интервал от време.

Изборът на основните функционални параметри за контрол, притежаващи най-висока диагностична ценност, се явява един от основните въпроси за параметрическия метод за диагностика на ГТД [1,4]. Формализираните методи за определяне на параметрите (признаците) за диагностика изискват построяване и анализ на математически модел на ГТД, като модел за диагностика, и модел за възможните дефекти при неговата работа. Такива методи позволяват избора на параметри (признаци), достатъчни или необходими и достатъчни за провеждане на съответния вид диагностика (проверка на изправността, работоспособността, функционирането, откриването на дефекти).

При изграждането на система за диагностика на ГТД оптималният избор на параметри за диагностика може да бъде осъществен на основата на анализа на дефекти и неизправности, открити в процеса на изпитванията и експлоатацията на даден тип двигател или на негов прототип. Такъв анализ може да бъде извършен в следната последователност: определяне на

признаците за проявление на неизправностите; определяне на мястото и времето за проявление на неизправностите; определяне на достоверната причина за възникване на неизправността; формулиране на способности и методи за съвременното определяне на признаците за неизправности.

Предимството на параметрическия метод за диагностика на ГТД се заключава в неговата оперативност, т.е. методът позволява да бъде определено техническото състояние на двигателя от екипажа на ВС, както в процеса на предполетна подготовка, така и в полет. В общия случай, съществуват няколко начина за определяне на неизправности по двигателя в полет на ВС, което не е оборудвано със система за диагностика, например: по показанията на приборите, по звука, по вибрациите, по приемствеността и по цвета на изходящите газове. Така например, възникването на явленията помпаж в компресора се определя по ръста на температурата на газовете, рязкото изменение на шума и намаляването на честотата на въртене на роторите на турбокомпресора. При продължителен процес на неявно изразен помпаж се появява обгаряне на лопатките на турбината, което от своя страна води до нарушаване на балансировката на ротора и до появата на вибрации и тресене. Освен това процесът на разрушаване на детайли от газовъздушния тракт на двигателя предизвиква отделянето от изходното устройство на пламък с черен дим, които са лесно забележими, особено през нощта.

Към настоящия момент инструменталният контрол по прибори е основен вид контрол на работоспособността на ГТД. Правилният избор на контролирани параметри определя в значителна степен обективността на този вид контрол.

Предимството при диагностиката на контролираните функционални параметри на авиационен ГТД може да бъде представено чрез анализа на двигателите на вертолетни силови установки [1,3].

Изборът на вертолетен ГТД за такъв анализ се обяснява с условията на неговата работа. При работа на вертолета на земята и в режим на висене, върху параметрите на постъпващия в двигателя въздух оказва влияние разпространението на газовия поток от изходното устройство. Освен това в многодвигателните вертолетни установки двигателите работят на общо натоварване, каквото представлява носещия винт. За осигуряване на равномерно натоварване на двигателите е необходимо да бъде осигурена синхронизация в режимите им на работа, което от своя страна изисква използването на допълнителни регулатори и системи за ръчно управление.

На вертолетната силова установка с привод (редуктор) на носещия винт, функционални параметри на ГТД, които подлежат на непрекъснат контрол са: честота на въртене на турбокомпресора n_{mk} ; честота на въртене на свободната турбина (носещия винт n_{ne}); температурата на газовете пред (след) турбината T_3 ; налягане на горивото пред помпата регулатор p_2' ; налягането на горивото след помпата регулатор преди работните форсунки p_2 ; налягането на маслото в магистралата за високо налягане p_m ; температурата на маслото на изхода (входа) от двигателя t_m ; нивото на вибрации; инерционността при въртенето на роторите.

Контролът на тези параметри при работата на силовата установка се осъществява по прибори и указатели, намиращи се на приборната дъска в кабината на екипажа.

4. Честотата на въртене на турбокомпресора като функционален параметър за техническа диагностика на двигателя

По прибора за n_{mk} може да се съди за величината на развиваната от двигателя мощност, за нормалното протичане на топлинния процес в двигателя и за изправността на лагерите и

детайлите от проточната част на двигателя. За по-голямо удобство на контрола на n_{mk} на вертолетните силови установки се използват двустрелкови указатели на оборотите: едната стрелка показва честотата на въртене на турбокомпресора на левия двигател, а другата – на десния. Работата на двигателите на установени режими от крейсерски и по-висок не трябва да е съпроводена с по-голяма от два процента разлика в стойностите на n_{mk} . При правилна регулировка на системата „шаг-газ” и на системата за синхронизация на мощностите на двигателите, разликата в честотите на въртене на турбокомпресорите на двигателите dn_{mk} основно се определя от грешките в системата за измерване. Ако на работни режими dn_{mk} превишава установените допуски в ръководството за летателна експлоатация на дадения тип вертолет, то това означава че цялото натоварване по въртенето на носещия винт се поема от този двигател, чиято честота на въртене е по-голяма. Двигателят, който има по-малки значения на n_{mk} , практически не е натоварен. Това оказва неблагоприятно влияние върху работата на натоварения двигател и на вертолетния редуктор.

Разнорезимност в работата на двигателите при използването на системи за синхронизация на мощността по налягане на въздуха след компресора (двигатели ТВ2-117А, ТВ3-117В, ГТД-350 и др.) може да възникне [4], както в резултат на нарушения в нормалната работа на тази система (например, събиране на воден кондензат в съединителните въздушни шлангове на синхронизаторите, частична разгерметизация на въздуховодите и т.н.), така и при частичен отказ на единия от двигателите. Разрушаване на лагерите на турбокомпресора, на триещите се повърхности от детайлите на агрегати, получаващи въртене от него, увеличаване на дължината („вытяжка”) и задиране на лопатките в корпуса на компресора и турбината водят до намаляване на n_{mk} . Но при наличие на регулатор за постоянна мощност (постоянни n_{mk} или $n_{нв}$) в началния момент на разрушаване на елементи от компресора или турбината n_{mk} се поддържа постоянна величина, вследствие на увеличеното подаване на гориво в горивната камера. Намаляване на n_{mk} в този случай протича или при работа на двигателя на режими, когато регулаторите за постоянна мощност се изключват от действие, или когато използваната мощност за преодоляване на триенето (вследствие на разрушените детайли) превишава нейният прираст в резултат на увеличеното подаване на гориво в двигателя.

При разглеждането на n_{mk} в качеството му на параметър за диагностика трябва да се отчита зависимостта му от избраната система за регулиране на двигателя и от атмосферните условия. Системата за автоматично регулиране на двигателя може да коригира значението на физическата честота на въртене на турбокомпресора $n_{mk \text{ физ.}}$ за да запази постоянна мощността при изменение на атмосферното налягане p_n , температурата T_n и влажността v . Затова при изследване на техническото състояние на вертолетния ГТД по значенията на честотата на въртене на роторите на турбокомпресора, този параметър трябва да бъде привеждан към стандартните атмосферни условия: $p_0 = 760$ мм Hg стълб и $T_0 = 288$ К, като се използват следните зависимости:

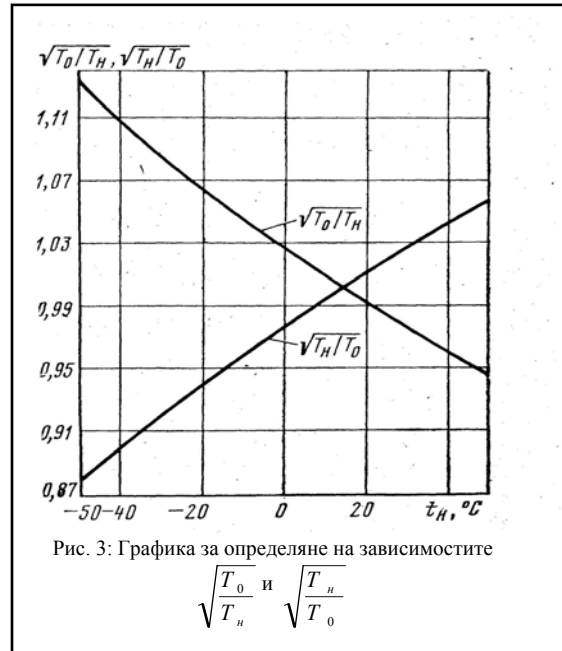
$$n_{mk \text{ нр.}} = n_{mk \text{ физ.}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_n}} \quad (3)$$

Съответно, при зададено значение на $n_{mk \text{ нр}}$ на приведената честота на въртене на турбокомпресора се използва:

$$n_{mk \text{ физ.}} = n_{mk \text{ нр}} \sqrt{\frac{T_n}{T_0}} \quad (4)$$

Стойностите на $\sqrt{\frac{T_0}{T_n}}$ и на $\sqrt{\frac{T_n}{T_0}}$ се определят по графиките, показани на Рис. 3.

Програмата за регулиране на силовата установка на вертолет Ми-17, в която влизат два двигателя ТВ3-117М и Главния редуктор ВР-14, осигурява автоматично поддържане на:



- поддържане на физическата честота на въртене на ротора на винта $n_{нв \text{ физ.}}$ в зададените предели по пътя на изменение на мощността на двигателя в зависимост от изразходваната мощност от носещия винт;

- поддържане на еднакви мощности на паралелно работещите двигатели посредством изравняване на честотите на въртене на турбокомпресорите;

- увеличаване на мощността на единия двигател при отказ на другия;

- ограничаване на $G_{m \text{ max}}$ с цел намаляване на максималната мощност в определен диапазон на температури на околния въздух;

- ограничаване на $T_3 \text{ max}$ за поддържане на определена температура на горещите части на двигателя;

- ограничаване на физическата (измерената) честота на въртене на ротора на турбокомпресора за намаляване на центробежните сили;

- ограничаване на максималната приведена честота на въртене на турбокомпресора за предотвратяване на недопустимо увеличаване на мощността при ниски температури T_n и осигуряване на необходимия запас на устойчива работа на компресора по помпаж.

Представената система за автоматично регулиране (САР) и управление на силовата установка на вертолет Ми-17 позволява да се задава мощността на двигателя по значенията на $n_{mk \text{ физ.}}$, изменението на който води до изменения на $G_{в.с.}$, π_k , T_3 и, съответно, на ефективната мощност на двигателя N_e . Тъй като параметрите, определящи величината N_e на зависят от външните условия на полета, то за получаването на едно и също значение на N_e при тяхното изменение се изискват различни значения на $n_{mk \text{ физ.}}$. Пренастройването на регулатора на $n_{mk \text{ физ.}}$ към изменение на разхода на гориво за получаване на необходимите стойности на N_e може да се извърши от екипажа посредством ръчната система за управление „шаг-газ” или САР. От голямата съвкупност на външни условия на полета на величината на $n_{mk \text{ физ.}}$, който е определящ параметър за работата на двигателя, съществено влияние оказват такива параметри на атмосферния въздух като атмосферното налягане p_n , температурата T_n и влажността v .



Понижаването на T_n на входа в компресора, при постоянна работа, изразходвана за свиването на 1 кг въздух, предизвиква увеличение на π_k и, като следствие, увеличение на N_e . Затова, при повишаване на T_n за съхраняване на зададената N_e е необходимо да се понижат $n_{тк физ.}$ и обратно.

При разглеждане влиянието на влажността на атмосферния въздух върху основните параметри на двигателя, трябва да бъде направена разлика между понятията влажност на въздуха и неговата водност. Влажността се характеризира с количеството пари, които се съдържат в единица обем или маса от въздуха, а водността е количеството вода. Повишаването на влажността на атмосферния въздух води до намаляване на $G_{в.с.}$ и на N_e . Съответно, за съхраняване на N_e е необходимо увеличаване на $n_{тк физ.}$ и обратно. Водността на атмосферния въздух влияние обратно на тези параметри. Най-силно влияние върху $n_{тк физ.}$ оказва T_n . На Рис. 4 е представен характера на зависимостта $n_{тк физ.} = f(t_n)$ за двигател ТВ3-117В.

Изменението на T_n в процеса на полета води до необходимостта за използване на системата за управление „шаг-газ“ за да се поддържа работата на двигателите в областите на крейсерските или номинални режими. Максималното значение на $n_{тк физ.}$ се ограничават от САР. Несъответствието на $n_{тк физ. max.}$ установен от дадената графика, може да бъде следствие, както на неправилна настройка на ограничителя, так и на неизправности в проточната част на двигателя и неговите системи.

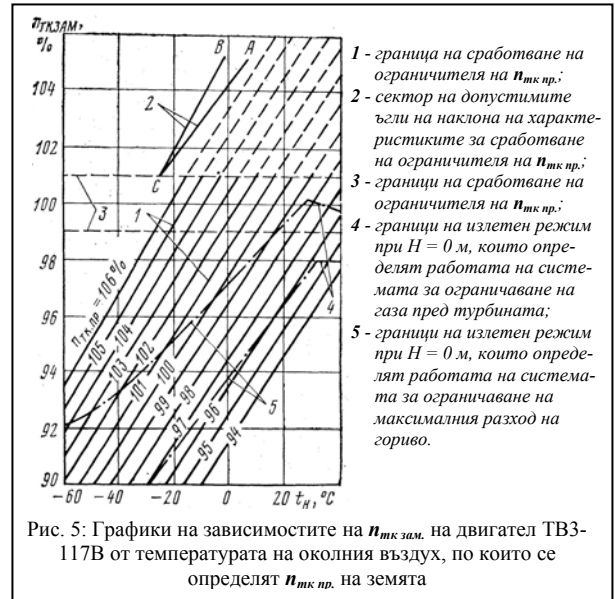
Диапазонът за $n_{тк физ.}$ определя областта на дадения режим на работа при $t_n = const$, отчита влиянието на другите условия на полета (например, атмосферното налягане p_n и влажността v).

В Таблица 5 са приведени резултатите от изследвания на работата на двигател ТВ3-117В в полет при честота на въртене на носещия винт 92%.

Таблица 5

Височина на полета	Температура на въздуха, °C	Честота на въртене на турбокомпресора, %	Височина на полета	Температура на въздуха, °C	Честота на въртене на турбокомпресора, %
0	- 2	96,0	2500	- 18	97,0
500	- 5	96,5	3000	- 23	96,5
1000	- 9	97,5	3500	- 25	96,5
1500	- 13	97,5	4000	- 25,5	96,0
2000	- 14	97,5	4500	- 26	95,5

Увеличаването на $n_{тк физ.}$ с увеличаването на височината на полета се явява следствие на работата на системата за регулиране подаването на гориво за поддържане на $n_{тк физ.} = const$ и за намаляване на съпротивлението на въртене на ротора на турбокомпресора. Сравняването на $n_{тк физ.}$ с данните от графиката на зависимостта $n_{тк зам.} = f(t_n)$ показват, че незначителни несъответствия между опитната и установената за дадения тип двигател честота на въртене на турбокомпресора може да се явява следствие от грешки в системата за измерване на $n_{тк физ.}$, t_n и на частична статистическа грешка на ограничителя на максималния разход на гориво.



Ако в процеса на експлоатация на двигателя протича значително отклонение на $n_{тк физ. max.}$ от установените в съответствие с $n_{тк зам.} = f(t_n)$, то това може да бъде в резултат както на неправилна регулировка на ограничителите на $n_{тк физ. max.}$ или на $G_{т max.}$, така и на неизправност на двигателя. Поради тези причини, при извършване на оценка на техническото състояние на двигателя е необходима проверка и регулировка на тези ограничители [2]. На Рис. 5 са показани графиките на зависимостите на $n_{тк зам.}$ на двигател ТВ3-117В от температурата на околния въздух, по които се определят $n_{тк пр.}$ на земята, а на Рис. 6 са показани графиките на тези зависимости, по които се определят $n_{тк пр.}$ в полет.



Започвайки от височина $H = 2000$ м, намаляването на $n_{mk \text{ физ.}}$ се явява следствие на сработването на ограничителя на $n_{mk \text{ пр.}}$, който е започнал работа и е поддържал $n_{mk \text{ пр.}} = 102,2 \%$. Съгласно [2], за двигател ТВ3-117В максимално допустимото значение е $n_{mk \text{ пр.}} = (101 \div 105) \%$.

Ако при проверката, честотата на сработване на ограничителя не съответства на $n_{mk \text{ пр.}} = (101 \div 105) \%$, то това може да бъде следствие както на неправилна регулировка на ограничителя, така и на неизправности в системата за ограничаване на $n_{mk \text{ пр.}}$. Поради тази причина, при оценката на работоспособността на системата трябва да се извърши регулировка на ограничителя на $n_{mk \text{ пр.}}$.

По този начин, абстрактното използване на честотата на въртене на турбокомпресора в качеството на параметър за диагностика, определящ постепенното натрупване на неизправности на вертолетния ГТД в процеса на изработването на установения ресурс, е достатъчно затруднено. За тези цели съществено значение има изследването на честотата на въртене на турбокомпресора в съчетание с използването на параметъра $\eta_c H_u G_m$, определящ режима на работа на двигателя.

При експлоатацията на конкретен двигател, използващ един и същи сорт гориво или идентични по своите физико-химични свойства сортове гориво, с достатъчно висока за практиката степен на точност може да се счита $\eta_c H_u = const$ и в качеството на основен параметър, определящ режима на работа на двигателя да се приеме G_m .

Литература

1. Володко А.М., Безопасность полетов вертолетов, Москва, Транспорт, 1981.
2. Кеба И.В., Диагностика авиационных газотурбинных двигателей, Москва, Транспорт, 1980.
3. Косточкин В.В., Надежность авиационных двигателей и силовых установок, Москва, Машиностроение, 1976.
4. Орлов В.И., Конструкция и эксплуатация двигателя ТВ3-117В, Учебное пособие, Сызрань, 2003.