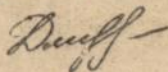


МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ УКРАЇНИ
Київський міжнародний університет цивільної авіації

На правах рукопису



ДМИТРИЄВ Сергій Олексійович

**ДІАГНОСТУВАННЯ ПРОТОЧНОЇ ЧАСТИНИ ГТД НА СТАЛИХ ТА
НЕСТАЛИХ РЕЖИМАХ РОБОТИ**

Спеціальність 05.22.14 "Експлуатація повітряного транспорту"

АВТОРЕФЕРАТ
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ 1996

6, 8
Дисертація є рукописом
Робота виконана на кафедрі
міжнародного університету

Науковий консультант:

АВ 36.627
ЛННБ України ім.В.Стефаніка



00760924 (S)

Офіційні опоненти: заслужений діяч науки України,
доктор технічних наук, професор
Комаров Андрій Олександрович
доктор технічних наук, професор
Петрашевський Олег Львович
доктор технічних наук, професор
Папченко Олег Михайлович

Провідна організація:

Київський інститут військово-повітряних сил

Захист відбудеться "30" січня 1997р. о 15 годині на засіданні
спеціалізованої вченої Ради Д 01.35.04 при Київському міжнародному
університеті цивільної авіації за адресою:
252058, Київ-58, проспект Космонавта Комарова 1, КМУЦА.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці КМУЦА.

Автор фераг розісланий "25" грудня 1996 року.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої Ради,
доктор технічних наук

М.С. Кулик

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність роботи

Ефективність експлуатації сучасних авіаційних газотурбінних двигунів пов'язана, головним чином, з підвищенням їх надійності, підвищенням ресурсу, зниженням витрат на технічне обслуговування (ТО) і ремонт, зниженням витрати палива в експлуатації. Особливою гостротою проблема підвищення ефективності перевезень набуває з початком експлуатації літаків ТУ-204, ІЛ-96-300, АН-70, АН-74, АН-124, ІЛ-114, ТУ-334. Встановлені на них двигуни ПС-90, Д-27, Д-236, Д-36, Д-18Т, ТВ7-117, Д-436 відрізняються високими енергетичними і економічними характеристиками. Разом з тим, для них характерні підвищені рівні термосилового впливу на конструктивні елементи, велика чутливість до умов експлуатації і висока вартість.

Однією з найвагоміших умов підвищення ефективності експлуатації повітряних кораблів (ПК) при забезпеченні заданого рівня безпеки польотів є, зокрема, розробка і впровадження в практику ефективних систем технічного діагностування авіаційних ГТД.

Свочасне виявлення несправностей, їх аналіз і наступний контроль за розвитком в процесі експлуатації можливі лише в умовах застосування сучасних методів діагностування ГТД і ПК в цілому. В даний час в практиці експлуатації достатньо широко застосовуються різноманітні неруйнівні, вбудовані і параметричні методи оцінки технічного стану (ТС) двигунів. Використання цих методів для багатьох двигунів, що експлуатуються, пов'язано з труднощами, обумовленими, в першу чергу, низьким рівнем контролездатності і експлуатаційної технологічності.

Потрібно зазначити, що з впровадженням автоматизованих бортових систем контролю двигунів вперше з'явилась можливість оцінки їх ТС не тільки на сталих, але й на несталих режимах роботи. Досліди показують, що методи оцінки ТС ГТД на несталих режимах більш інформативні, а в багатьох випадках (оцінка коефіцієнту запасу газодинамічної стійкості компресора, оцінка регулювання паливної автоматики і т.і.) мають вирішальне значення і тому їх розробка дуже актуальна.

Мета дисертаційної роботи

Мета роботи полягає в розробці параметричних методів діагностування ГТД в експлуатаційних умовах на сталих та несталих режимах роботи з подальшою їх реалізацією в наземно-бортових автоматизованих системах діагностування (АСД).

Досягнення цієї мети здійснювалося шляхом:

- розробки адекватної універсальної нелінійної математичної моделі (ММ) робочого процесу ГТД з урахуванням зміни стану елементів його впр точної

- частини в експлуатаційних умовах, яка дозволяє розраховувати параметри двигуна на сталих і несталих режимах роботи;
- оцінки впливу експлуатаційних факторів і характерних видів пошкодження елементів проточної частини ГТД на вимірювані параметри робочого процесу двигуна з використанням розробленої ММ;
- розробки методик перебудови характеристик компресорів і турбін під час зміни їх технічного стану;
- проведення експериментальних досліджень, спрямованих на ідентифікацію ТС різноманітних типів ГТД за допомогою вимірюваних в процесі експлуатації газодинамічних параметрів;
- розробки принципів ідентифікації несправностей проточної частини ГТД за допомогою вимірюваних газодинамічних параметрів в процесі експлуатації на сталих і несталих режимах роботи;
- розробки математичного і методичного забезпечення методик діагностування для двигунів низької і підвищеної контролездатності;
- проведення порівняльного аналізу ефективності застосування розроблених методів діагностування на сталих і несталих режимах роботи ГТД для окремих видів пошкоджень.

Наукова новизна

- Розроблено новий метод діагностування ГТД за допомогою параметрів, що реєструються на несталих режимах роботи;
- розроблено універсальну нелінійну математичну модель робочого процесу ГТД, яка описує його статичний і динамічний стани і враховує зміну характеристик основних вузлів в експлуатації;
- одержано результати числового моделювання і експериментальних досліджень про вплив несправностей компресорів і турбін на їх характеристики;
- одержано експериментальні дані про вплив різноманітних видів несправностей елементів проточної частини на зміну динамічних параметрів двигуна;
- запропоновано діагностичні комплекси параметрів, які не залежать від зовнішніх умов і реагують тільки на зміну ТС ГТД.

Вірогідність результатів

Забезпечена застосуванням сучасних методів математичного моделювання і підтвержена великим обсягом експериментальних досліджень.

Практична цінність

- Створено автоматизований експериментальний комплекс на базі серійних ГТД, який забезпечує високу точність реєстрації параметрів на сталих і несталих режимах роботи, принципи побудови якого і методичне забезпечення можуть

бути використані в практиці авіабудівних і авіаремонтних підприємств і відповідних науково-дослідних закладів;

- оперджано експериментальні дані про вплив несправностей елементів проточної частини ГТД на характеристики вузлів, які можуть бути закладені в науково-виробничу основу методів проектування і доводки авіадвигунів;
- розроблено алгоритмічне забезпечення методик діагностування ГТД по параметрам, що реєструються на сталих і несталих режимах роботи, які мають важливе значення для проєктантів, виробників і експлуатантів авіаційних двигунів;
- розроблено методики діагностування двовальних ТРДД_{тн} за допомогою параметрів, що реєструються на сталих та несталих режимах роботи ГТД, які впроваджені в Пермському АТ "Авіадвигун", НПП "Зліт" а/п "Шереметьєво" і використовуються для оцінки ТС двигуна під час стендових випробувань та в процесі експлуатації.

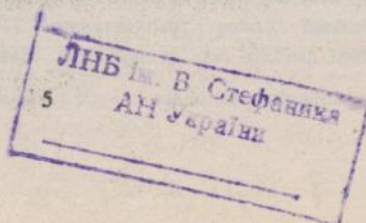
Апробація роботи

Основні результати дисертаційної роботи доповідались і одержали позитивну оцінку на:

- Міжнародній НТК "Современные научно-технические проблемы гражданской авиации" (м.Москва, 1996р.);
- науково-технічних конференціях: "Научно-технический прогресс и эксплуатация воздушного транспорта" (м.Москва, 1990р.); "Проблемы функциональной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов" (Москва-Харків-Рибаче, м.Харків, 1990р.); "Проблемы эксплуатации авиационной техники" (в/ч 75360, м.Москва, 1990р.);
- "Техническая диагностика и неразрушающий контроль в Украине" (КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля, м.Дніпропетровськ, 1994р.);
- Конгресі двигунобудівників України "Двигун ХХІ століття" (Київ-Харків-Рибаче, м.Харків, 1996р.);
- газетних нарадах і семінарах: НТС МГА (м.Москва, 1988р.);
- НТС КБ "Моторостроитель" (м.Пермь, 1989,1991,1996рр.); ЗМКБ "Прогрес" (м.Запоріжжя, 1992р.);
- звітних науково-технічних конференціях КПЦА (КМУЦА) (м.Київ, 1994-1996рр.).

Публікації

За результатами виконаних досліджень опубліковано одну монографію, 42 наукових праці, 16 звітів про НДР, одержано 1 авторське свідоцтво.



Структура і обсяг роботи

Дисертаційна робота складається з вступу, семи глав, висновків, списку літератури із 238 найменувань і 2 додатків. Загальний обсяг роботи - 363 сторінки, у тому числі 79 рисунків і 24 таблиць.

ЗМІСТ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ

У вступі розкрито важливість обраної проблеми, обґрунтована актуальність теми, вказані основні положення, які визначають наукове та практичне значення роботи.

У першому розділі подано аналіз сучасних методів і засобів діагностування авіаційних газотурбінних двигунів в процесі експлуатації, показано необхідність використання методів оцінки технічного стану ГТД за допомогою параметрів, що реагують на несталі режими роботи.

Проведений аналіз відмов та несправностей авіаційних ГТД дозволив визначити основні, найбільш масові пошкодження проточної частини і визначити їх найінформативніші ознаки, ідентифікація яких повинна сприяти підвищенню якості діагностування.

Виходячи із результатів аналізу відмов та несправностей, що призвели до дострокового зняття даної з експлуатації, можна зробити висновок про те, що незалежно від типу двигуна і регіону експлуатації, більша частина пошкоджень припадає на його проточну частину. До таких пошкоджень необхідно віднести забої та погнутості конструктивних елементів проточної частини, зменшення запасу газодинамічної стійкості компресора по помпажу, корозивно-ерозійні пошкодження, закоксованість паливних форсунок, прогари камери згоряння, збільшення радіальних зазорів, прогар і короблення соплових і робочих лопаток турбіни, забруднення проточної частини.

Більшість із перерахованих пошкоджень з достатньою вірогідністю можуть бути визначені за допомогою параметричних методів діагностування на сталих режимах, а деякі з них - тільки на несталих.

На основі проведеного аналізу відмов і несправностей ГТД в експлуатації, а також існуючих методів та засобів оцінки його ТС, визначена мета роботи і сформульовані основні задачі, які необхідно вирішити для досягнення цієї мети.

Другий розділ присвячено розробці універсальної нелінійної математичної моделі (ММ) робочого процесу ГТД третього рівня складності, яка дозволить розраховувати газодинамічні параметри будь-яких типів двигунів на сталих та несталих режимах їх роботи.

Тому ММ виконана по модульному принципу і подана в вигляді узагальненої функції сталої схеми трьохвального ГРДД з підпорядкованими ступенями та змішуванням потоків газу за турбіною. Математичне моделювання двигуна такої

схеми дозволяє описувати робочий процес практично всіх типів ГТД прямої реакції. Це досягається шляхом "відкидання" непотрібних модулів з відповідною корекцією рівнянь сумісної роботи основних вузлів.

Програмовані модулі ММ (рисунок 1), а також рівняння, що враховують зміну теплофізичних властивостей робочого тіла в залежності від його тиску, температури і вологості та рівняння, що описують зовнішні характеристики двигуна (тягові, витратні, потужності), складають математичну модель робочого процесу ГТД на сталих і несталих режимах роботи.

Основною особливістю запропонованої ММ є використання змінених в процесі експлуатації характеристик вузлів двигуна, які враховують вплив конкретних видів і величину пошкоджень. У відповідності з цим розроблено методики перебудови характеристик компресорів і турбін при зміні технічного стану їх проточної частини.

Моделювання змінених характеристик компресорів і турбін здійснювалось шляхом поелементного термогазодинамічного розрахунку на середньому радіусі лопаткових машини при відповідних пошкодженнях елементів проточної частини, що найбільш часто зустрічаються в експлуатації. Зокрема, для вузла компресора моделювались наступні види пошкоджень:

- неправильне регулювання вхідного направляючого апарату (РВНА)

$$\alpha_{\text{ок.рвна}} = (\alpha_{\text{ок.рвна}})_{\text{max}} + (\Delta\alpha_{\text{рвна}})_{\text{рег}} + (\Delta\alpha_{\text{рвна}})_{\text{сл}}, \text{ де}$$

$(\alpha_{\text{ок.рвна}})_{\text{max}}$ - максимальний кут установки лопаток; $(\Delta\alpha_{\text{рвна}})_{\text{рег}}$ - поворот лопаток РВНА у відповідності з законом керування; $(\Delta\alpha_{\text{рвна}})_{\text{сл}}$ - випадкова зміна кута внаслідок несправності;

- збільшення шорсткості поверхні лопаток направляючих апаратів і робочих колес

$$(\zeta_{\text{тр.рвна}})_{\text{ш}} = (0.05 \dots 0.08) \epsilon_{\text{рвна}}^{0.25} \times (b_{\text{рвна}}/a_{\text{рвна}}), \text{ де}$$

$(\zeta_{\text{тр.рвна}})_{\text{ш}}$ - коефіцієнт втрат на тертя шорстких лопаток; $\epsilon_{\text{рвна}}$ - відносна шорсткість поверхні лопаток; $b_{\text{рвна}}$ - хорда лопатки; $a_{\text{рвна}}$ - ширина мінімального перерізу міжлопаткового каналу;

- збільшення радіального зазору в робочому колесі

$$(\Delta\eta_{\text{ст}})_S = -2.8(S_p - 0.01), \text{ де}$$

$(\Delta\eta_{\text{ст}})_S$ - абсолютне зниження ККД ступені; $S_p = (S_p / \eta_{\text{рк}})$ - відносне значення радіального зазору; S_p - абсолютна величина радіального зазору; $\eta_{\text{рк}}$ - висота лопатки РК.

Для вузла турбіни:

- зміна площі соплових апаратів (СА)

$$F_{\text{са}} = (F_{\text{са}})_{\text{нех}} (1 + \delta_{\text{са}}), \text{ де}$$

$(F_{\text{са}})_{\text{нех}}$ - вихідне значення площі СА; $F_{\text{са}}$ - відносне відхилення площі

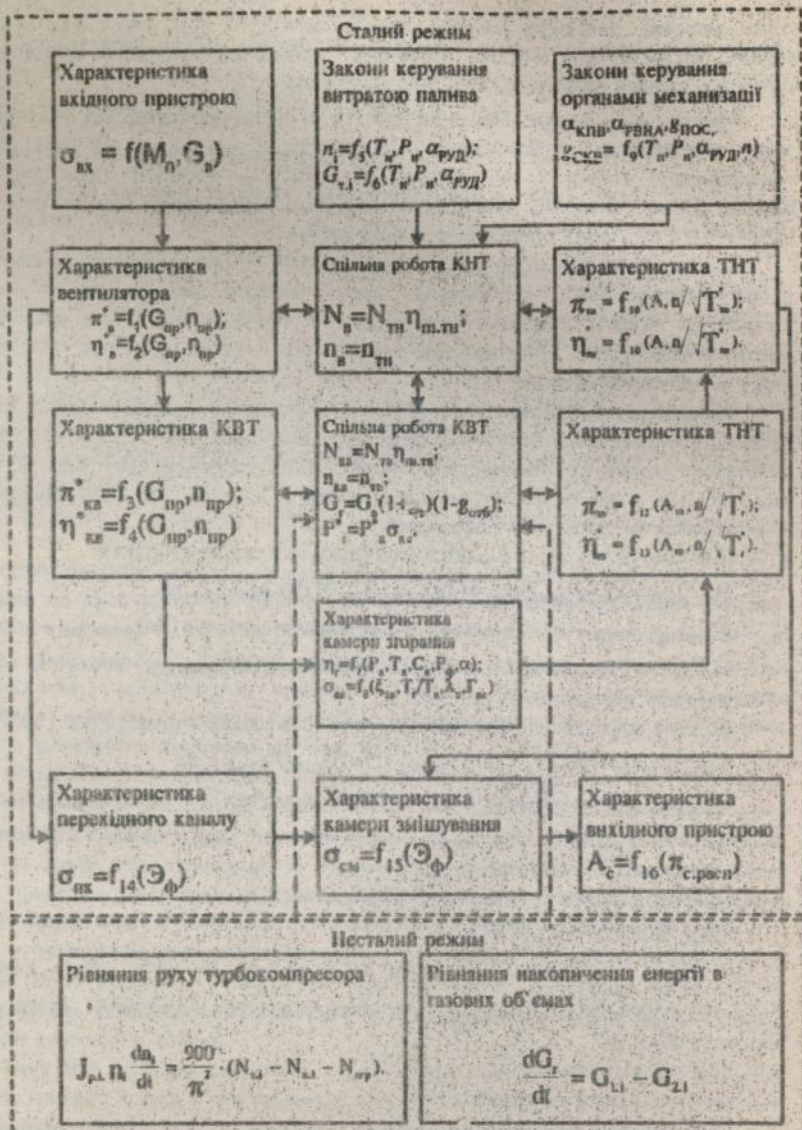


Рисунок 1 - Програмовані модулі математичної моделі ГТД

- збільшення шорсткості поверхні лопаток

$$\zeta_{\text{кан.са}} = 1 - (\varphi_{\text{са}})^2_{\text{исх}} (1 + \delta\varphi_{\text{са}})^2 - \zeta_{\text{кр.са}}, \text{ де}$$

$$\zeta_{\text{кан.са}} - \text{внутрішньоканальний коефіцієнт профільних втрат; } (\varphi_{\text{са}})_{\text{исх}}$$

вихідне значення коефіцієнта швидкості в СА; $\delta\varphi_{\text{са}}$ - відносна зміна коефіцієнта швидкості; $\zeta_{\text{кр.са}} = 0.4(r_{\text{кр.са}}/a_{\text{са}})$ - коефіцієнт кромочних втрат; $r_{\text{кр.са}}$ - радіус вхідної кромки;

- збільшення радіального зазору в робочому колесі

$$\Delta I_3 = I_{\text{ст}} \frac{0.8(\chi_{\text{ут}})_{\text{рк}} \left(\frac{S_{\text{рк}}}{h_{\text{рк}}} \right)}{\sqrt{(Z_{\text{л}})_{\text{рк}}}}, \text{ де}$$

ΔI_1 - абсолютне значення втрати роботи за рахунок радіального зазору; $I_{\text{ст}}$ - вихідне значення роботи ступені; $(\chi_{\text{ут}})_{\text{рк}}$ - коефіцієнт витікання газу через радіальний зазор; $(Z_{\text{л}})_{\text{рк}}$ - кількість лопаток РК.

Для підвищення вірогідності оцінки ТС ГТД розроблена методика ідентифікації математичної моделі індивідуального двигуна за результатами його досліджень перед початком експлуатації.

Розроблена універсальна ММ адаптована до деяких типів двигунів, що експлуатуються в авіапідприємствах цивільної авіації:

- турбореактивного двигуна (ТРД) - РУ19А-300;
- турбовального двигуна (ТВД) - ГТД-350;
- двоконтурних двигунів (ТРДД) - АИ-25, ПС-90А.

У третьому розділі виконано аналіз результатів числового моделювання на ЕОМ впливу розглянутих видів несправностей проточної частини компресорів і турбін на їх характеристики.

Однак для деяких видів несправностей проточної частини двигуна, що виникають в процесі експлуатації, відсутні дані про їх вплив на характеристики вузлів ГТД. Тому були проведені експериментальні дослідження на натурних і модельних стендах по оцінці впливу забруднення проточної частини компресорів двигуна АИ-25 на їх характеристики, колової нерівномірності температурного поля газу за турбіною ТРДД Д-36 на характеристики турбіни, а також шорсткості поверхні лопаток і прогарів соплових апаратів плоскої охолоджуваної турбінної решітки на коефіцієнт швидкості $\varphi_{\text{са}}$.

Для оцінки впливу вище розглянутих видів несправностей проточної частини двигуна на параметри робочого процесу і основні функціональні параметри авіаційного ГТД необхідно сформувані діагностичну матрицю (таблиця 1). Вона представляє собою таблицю, що визначає взаємозв'язок між зміною діагностичних ознак технічного стану вузлів ГТД (ККД компресорів і турбін, площ прохідних перерізів і т.і.) і зміною параметрів робочого процесу, що вимірюються в

Таблиця 1 - Діагностична матриця газодинамічних параметрів

№	Діагностична ознака	Величина розрахованості	Відхилення несприятливих параметрів двигуна						Забія стану проточної частини	
			δP_{BT}	$\delta P'_B$	$\delta P'_K$	$\delta T'_K$	$\delta P'_T$	$\delta T'_T$		δP_B
1	$\delta \eta'_B$	-0,01 -0,02 -0,05	-0,0015 -0,0051 -0,0105	-0,0085 -0,0222 -0,0443	-0,0165 -0,051 -0,1015	-0,0031 -0,0182 -0,0358	-0,012 -0,036 -0,0705	+0,0066 +0,0029 +0,0005	-0,0003 -0,0165 -0,0258	Несправність проточної частини компресора
2	$\delta \eta'_{ка}$	-0,01 -0,03 -0,05	-0,0090 -0,0089 -0,0124	-0,0077 -0,0168 -0,0324	-0,0160 -0,0385 -0,0717	-0,0033 -0,0122 -0,0248	-0,009 -0,0347 -0,0690	+0,0066 +0,0022 +0,0002	-0,0024 -0,00797 -0,0185	Несправність проточної частини паливних ступенів
3	$\delta \eta'_{кв}$	-0,01 -0,03 -0,05	+0,0024 +0,0145 +0,0322	+0,0011 +0,0041 +0,0139	-0,0078 -0,039 -0,083	+0,0018 +0,0089 +0,0175	-0,0034 -0,0289 -0,053	+0,0067 +0,0385 +0,0864	+0,0014 +0,008 +0,0219	Несправність проточної частини КВТ
4	$\delta \eta'_{тв}$	-0,01 -0,03 -0,05	-0,0035 -0,0096 -0,0223	-0,0068 -0,0158 -0,0298	-0,0021 -0,0075 -0,0154	-0,0032 -0,0133 -0,0287	-0,0015 -0,0066 -0,0126	+0,0111 +0,0423 +0,0795	-0,0041 -0,0023 -0,0029	Несправність проточної частини ТВТ
5	$\delta \eta'_{тк}$	-0,01 -0,03 -0,05	+0,0029 +0,0141 +0,0293	+0,0047 +0,0098 +0,0018	+0,0183 +0,0395 +0,0693	+0,0063 +0,033 +0,059	+0,0139 +0,0488 +0,0822	+0,0029 +0,0135 +0,0239	+0,0027 +0,0012 +0,005	Несправність проточної частини ТКТ
6	$\delta \eta'_T$	-0,01 -0,03 -0,05	-0,0081 -0,0321 -0,0698	-0,0074 -0,0279 -0,0498	-0,0051 -0,0312 -0,0538	-0,0011 -0,0042 -0,0129	-0,0011 -0,0035 -0,0066	-0,0062 -0,0021 -0,0043	-0,002 -0,016 -0,033	Погіршення розташування робочих паливних форсунок
7	δF_{caI}	-0,01 -0,03 -0,05	+0,0023 +0,011 +0,023	+0,0001 +0,0032 +0,0083	+0,0012 +0,0088 +0,0213	+0,0015 +0,0033 +0,0129	+0,0059 +0,0033 +0,0259	+0,0025 +0,0141 +0,03	-0,0035 -0,0211 -0,0412	Збільшення площі соплового апарату ТВТ
8	δF_{caII}	+0,01 +0,03 +0,05	+0,0022 +0,0102 +0,0228	+0,0003 +0,0038 +0,0084	-0,0017 -0,0084 -0,0209	-0,0011 -0,0041 -0,0119	+0,0075 +0,0137 +0,0328	+0,0024 -0,0122 +0,0298	+0,0031 +0,02 +0,0402	Збільшення площі соплового апарату ТВТ
9	δF_{caIII}	+0,01 +0,03 +0,05	+0,0023 +0,0108 +0,0233	+0,0003 +0,0039 +0,0088	-0,0014 -0,0082 -0,0216	-0,0013 -0,0042 -0,0115	+0,0059 +0,0139 +0,0328	+0,0025 +0,0141 +0,03	-0,0035 -0,0211 -0,0412	Збільшення площі соплового апарату ТКТ
10	δF_{caIV}	+0,01 +0,03 +0,05	+0,0013 +0,0060 +0,0213	+0,0003 +0,0041 +0,0143	-0,0008 -0,0041 -0,0119	+0,0012 +0,0033 +0,0129	+0,0059 +0,0139 +0,0328	+0,0025 +0,0141 +0,03	+0,0031 +0,0135 +0,0248	Збільшення площі соплового апарату ТКТ
11	δF_c	-0,01 -0,03 -0,05	-0,0085 -0,0222 -0,0479	-0,0088 -0,0216 -0,0429	-0,0045 -0,0245 -0,0451	-0,0003 -0,0039 -0,012	+0,0041 +0,0137 +0,0328	+0,0001 +0,0081 +0,0215	-0,0023 -0,0121 -0,0285	Збільшення площі реактивного сопла
12	$\delta \sigma_{II}$	-0,01 -0,03 -0,05	-0,0093 -0,0314 -0,0561	-0,0099 -0,0323 -0,0614	-0,0059 -0,041 -0,0782	-0,0023 -0,0109 -0,0215	-0,0102 -0,041 -0,0781	-0,0036 -0,0164 -0,0369	-0,0039 -0,0228 -0,0459	Збільшення витрат в каналованні зовнішнього контура
13	$\delta \sigma_{свб}$	+0,01 +0,03 +0,05	-0,0092 -0,0322 -0,0547	-0,0028 -0,0082 -0,0209	-0,001 -0,0039 -0,0097	-0,0002 -0,0011 -0,004	-0,0023 -0,0082 -0,0207	+0,0013 +0,0042 +0,0143	-0,001 -0,0039 -0,0113	Збільшення витрат в системі відбірання повітря
14	$\delta \sigma_{свк}$	-0,01 -0,03 -0,05	-0,0083 -0,0343 -0,0582	-0,0038 -0,0085 -0,0201	-0,0133 -0,0226 -0,0364	-0,003 -0,013 -0,026	-0,0098 -0,051 -0,0913	-0,0041 -0,022 -0,0437	-0,0097 -0,0381 -0,0703	Збільшення витрат в камері згорання

експлуатації (тиски і температури в характерних перерізах, витрати палива, частоти обертання роторів) на певному діагностичному режимі роботи.

Кожен рядок діагностичної матриці представляє собою кількісний "портрет" конкретного виду несправності відповідного вузла ГТД, а матриця в цілому - альбом "портретів" несправностей. Кількісний "портрет" несправностей представляє із себе графік залежності

$$\delta\Pi_i = f(\delta n_v, \delta D),$$

де $\delta\Pi_i$ - відносна зміна параметрів, що реєструються в експлуатації; δn_v - відносна зміна частоти обертання ротора; δD - зміна параметра, що характеризує величину несправності.

На рисунку 2, в якості прикладу, представлено "портрет" несправності, що характеризує зміну технічного стану компресора високого тиску (КВТ) звоконтурного двигуна ПС-90А.

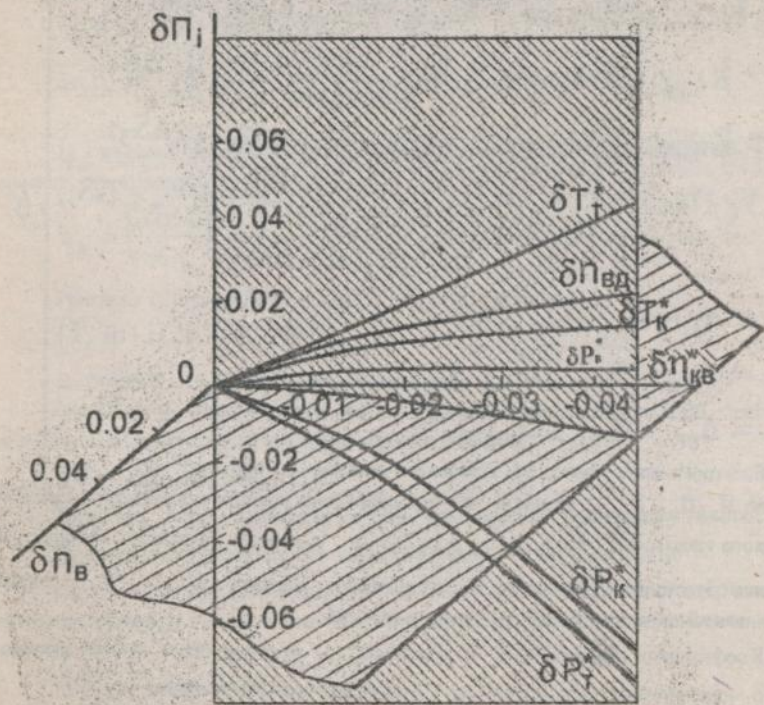


Рисунок 2 - Теоретичний "портрет" несправності при зміні ТС КВТ

Як видно із рисунка 2, "портрет" несправності представляє собою поверхню сталів проточної частини компресора в тримірному просторі.

Під час діагностування проточної частини ГТД на сталих режимах, порівнюючи експлуатаційний "портрет" несправності, одержаний за допомогою вимірюваних значень відхилень параметрів з теоретичним "портретом", можна судити про їх якісну відповідність, а по значенню відхилення параметра δP_v визначити вид несправності і ступінь пошкодження.

Четвертий розділ присвячено моделюванню динамічних характеристик авіаційних ГТД. З метою оцінки їх технічного стану в експлуатації доцільно використовувати спрощені моделі, що базуються на опису лінійних динамічних процесів, які протікають в двигуні. Лінійна динамічна характеристика дозволяє суттєво знизити трудомісткість і витрату часу під час моделювання несталих процесів з достатньою точністю.

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{n}}_v &= k_{\dot{n}_v} G_{\bar{n}} \Delta \bar{G}_{\text{п.н адл}} + k_{\dot{n}_v s_2} \Delta S_2 + k_{\dot{n}_v s_3} \Delta S_3; \\ \dot{\bar{n}}_{нт} &= k_{\dot{n}_{нт}} G_{\bar{n}} \Delta \bar{G}_{\text{п.н адл}} + k_{\dot{n}_{нт} s_2} \Delta S_2 + k_{\dot{n}_{нт} s_3} \Delta S_3; \\ \dot{\bar{n}}_{вт} &= k_{\dot{n}_{вт}} G_{\bar{n}} \Delta \bar{G}_{\text{п.н адл}} + k_{\dot{n}_{вт} s_2} \Delta S_2 + k_{\dot{n}_{вт} s_3} \Delta S_3; \\ y &= y_{c \tau}(\bar{n}_{вт}) + k_{y, G_{\bar{n}}} \Delta \bar{G}_{\text{п.н адл}} + k_{y, s_2} \Delta S_2 + k_{y, s_1} \Delta S_1; \\ \Delta \bar{G}_{\text{п.н адл}} &= \bar{G}_{\bar{n}} - \bar{G}_{\text{п.с т}}(\bar{n}_{вт}); \\ \Delta S_1 &= \bar{P}_n - \bar{P}_{\text{п.с т}}(\bar{G}_{\text{п.с т}}); \\ \Delta S_2 &= \bar{P}_{нт} - \bar{P}_{\text{нтс т}}(\bar{G}_{\text{п.с т}}); \\ \Delta S_3 &= \bar{P}_{вт} - \bar{P}_{\text{вт.с т}}(\bar{G}_{\text{п.с т}}), \end{aligned} \right\} (1)$$

Багаторежимна модель трьохвального двигуна має вигляд:

де $\bar{P}_v, \bar{P}_{нт}, \bar{P}_{вт}$ - відносні частоти обертання роторів вентилятора, низького і високого тисків; $\bar{G}_{\bar{n}}, \bar{G}_{\text{п.с т}}, \bar{G}_{\text{п.н адл}}$ - відносна витрата палива на несталих і сталих режимах, та надлишкова витрата палива; y - любий модельований параметр робочого процесу двигуна.

Коефіцієнти підсилення k в рівняннях (1) представляють собою частинні похідні модельованих параметрів (n, y) по визначним параметрам

($x = G_{\bar{n}}, P_v, P_{нт}, P_{вт}$). Частинні похідні розраховуються за допомогою кінцевих значень відхилень параметрів від ЛРР (метод січних):

$$k_{yx} = \Delta y / \Delta x = [y - y_{c\gamma}(\bar{n}_{BT})] / [x - x_{c\gamma}(\bar{n}_{BT})] = f_{yx}(\bar{n}_{BT}),$$

Ці коефіцієнти розраховуються в декількох точках вздовж ЛРР від малого газу до максимального режиму. Таким чином визначається зміна коефіцієнтів підсилення в залежності від режиму роботи двигуна, тобто $k_{yx} = f(n_{BT})$ або $k_{yx} = f(G_{п.ст})$.

Математична модель двигуна, яка базується на описанні динамічної характеристики, передбачає нелінійне змінювання параметрів по дросельній характеристиці з лінійним врахуванням динамічних факторів, що спричиняють відхилення параметрів від ЛРР.

Для визначення номінальної передаточної функції поміж вхідною $\Delta G_{п.б}$ і вихідною Δn координатами складені рівняння динаміки ГТД як об'єкта автоматизованого регулювання.

Так, для одновального ТРД рівняння динаміки має вигляд:

$$T_d(d\Delta n/dt) + \Delta n = k_d \Delta G_{п.б} \quad (2)$$

$$\text{де } T_d = -j_p \left(\frac{\pi}{30} \right) \cdot \frac{1}{(\partial \delta M / \partial n)_0} \quad - \text{ постійна часу;}$$

J_p - масовий полярний момент інерції ротора; M - надлишковий крутільний момент, прикладений до ротора;

$$k_d = \left(\frac{\partial \delta M}{\partial G_{п.б}} \right)_0 \frac{G_{п.б}}{(\partial \delta M / \partial n)_0 n_б} \quad - \text{ коефіцієнт підсилення двигуна.}$$

Рівняння (2) може бути подане в операторній формі

$$(T_d \cdot p + 1) \Delta n = k_d \cdot \Delta G_{п.б} \quad (3)$$

де $p = d/dt$ - оператор диференціювання.

Такий же вигляд буде мати рівняння динаміки одновального ТВД, оскільки для нього надлишковий крутільний момент дорівнює

$$\delta M = M_T - M_K - M_{ГВ}, \text{ де}$$

$M_T, M_K, M_{ГВ}$ - моменти турбіни, компресора і повітряного гвинта.

Прийнявши функціональну залежність $\delta M = f(n, G_{п.б}, \varphi)$, де

φ - кут установки лопатей гвинта, після лінеаризації одержимо

рівняння динаміки одновального ГТД як об'єкта автоматичного регулювання в вигляді:

$$(T_d \cdot p + 1) \Delta n = k_d \cdot \Delta G_{п.б} + k_{д\varphi} \cdot \Delta \varphi \quad (4)$$

де $k_{д\varphi} = -\varphi_б (\partial M / \partial \varphi) / n_б (\partial M / \partial n)$ - коефіцієнт підсилення по частоті обертання ротора при відхиленні кута установки лопаті.

Рівняння руху двовальних ГТД потрібно складати для кожного ротора окремо з урахуванням газодинамічного зв'язку поміж ними. Так, для двовального ТРД і турбовального ГТД це будуть рівняння динаміки турбокомпресора і системи вільна турбіна-газит.

Для каскадів низького і високого тисків двовального ТРД з нерегульованою проточною частиною приймаємо функціональну залежність

$$\delta M = f(n_n, n_v, G_n),$$

де n_n, n_v - частоти обертання роторів низького і високого тисків відповідно. Виконавши її лінеаризацію одержимо рівняння динаміки в операторній формі:

$$(T_n \cdot p + 1) \Delta n_n = k_n \cdot G_n \cdot \Delta G_n + k_{n,v} \cdot \Delta n_v; \quad (5)$$

$$(T_v \cdot p + 1) \Delta n_v = k_v \cdot G_n \cdot \Delta G_n + k_{v,n} \cdot \Delta n_n; \quad (6)$$

Рівняння (5) і (6), що описують динамічні властивості двовального ТРД,

можна вирішити як відносно Δn_n , так і відносно Δn_v .

Хоч робочий процес ТРДД складніший, ніж у двовального ТРД, рівняння (5) і (6) можуть бути в першому наближенні прийняті і для нього. При визначенні коефіцієнтів, що входять в рівняння динаміки ТРДД, необхідно враховувати, що надплишковий момент на роторі вентилятора, на відміну від двовального ТРД, буде залежати також і від ступеня двокоонтурності.

Аналіз змінювання основних динамічних параметрів двигуна на несталих режимах його роботи (T_d, k_d), а також коефіцієнтів підсилення $K_{ух}$, що входять до складу лінійної ММ ГТД, засвідчує, що суттєвий вплив на них здійснюють наступні фактори: температура і тиск загальмованого потоку на вході в двигун, режим його роботи і ТС елементів проточної частини. Тому ці параметри можна використовувати в якості діагностичних ознак для визначення класів ТС ГТД.

Однак їх залежність від зовнішніх умов і частоти обертання ротора ускладнює процес діагностування, в зв'язку з чим необхідно знайти параметри або ж комплекси параметрів, які б залишались постійними вздовж лінії регулювання.

Для раціонального підбирання цих степеневих комплексів як основи складання формул регуляторів, вводиться поняття "розмірності" параметрів, розуміючи під цим величину, обернену коефіцієнту приведення даного параметра. Найбільш прийнятними комплексами для усіх типів ГТД є:

$K_7 = G_n / P_k^* = \text{const}; K_3 = G_n / n P_k^* = \text{const}$, де P_k^* - тиск загальмованого потоку за компресором. Отже, лінія регулювання задовільно описується рівнянням прямої $G_n / P_k^* = A n + B$, де A, B - постійні величини.

Таким чином, для любого газотурбінного двигуна по результатам його випробувань на несталих режимах до початку експлуатації завжди можна підібрати декілька комплексів параметрів, які залишаться постійними вздовж лінії регулювання (запуск, прийомність, дроселювання). Ці комплекси доцільно

використовувати для оцінки ТС ГТД на несталих режимах. З метою визначення кореляційних зв'язків поміж комплексами параметрів і умовами виникнення несправностей, проведені експериментальні дослідження несталих режимів роботи ГТД.

У п'ятому розділі наводиться опис експериментальних газодинамічних стендів (ГДС) і керуючого обчислювального комплексу (КОК), які дозволяють досліджувати несталі процеси і оцінювати вплив несправностей та відмов основних вузлів ГТД, спричинених певними експлуатаційними факторами. Окрім того, в цій главі представлені методики проведення експериментальних досліджень, а також метрологічна оцінка каналів реєстрації параметрів в складі КОК.

Експериментальні стенди виконані на базі серійних ГТД: ТРД РУ19А-300, ТРДД - АИ-25, ТВЛД - ГТД-350. Вибір цих двигунів обумовлений тим, що вони дозволяють проводити дослідження робочого процесу практично усіх типів двигунів, які експлуатуються в підприємствах цивільної авіації.

Для забезпечення достовірності одержуваних експериментальних даних дослідження виконувались в автоматизованому режимі з використанням КОК на базі ПЕОМ типу ІВМ РС/АТ. Основним призначенням КОК було забезпечення процесу введення та аналізу параметричної інформації з заданою частотою, яка б характеризувала швидкоплинні процеси на несталих режимах роботи ГТД.

На стендах моделювались наступні види пошкоджень елементів проточної частини: забійні лопаток компресора, ерозія і корозія лопаток компресорів і турбін, закоксованість робочих паливних форсунок, обгар робочих лопаток турбін, забруднення поверхні конструктивних елементів проточної частини компресорів і турбін.

Для дослідження впливу прогарів соплових апаратів турбіни на АРЗ 410ГА відбирались соплові апарати ступені турбіни високого тиску двигуна АИ-25 з певною кількістю пошкоджених лопаток.

В таблиці 2 представлено види модельованих на газодинамічних стендах несправностей і характеристики пошкодженості вузлів двигунів, що експериментально досліджувались.

Таблиця 2 - Характеристики пошкоджень вузлів двигунів

№	Найменування пошкодження	Характеристика пошкодження	Тип двигуна
Компресор:			
1	Шорсткість поверхні лопаток 1-ої ступені компресора	$\epsilon_{ca} = 2.41 \cdot 10^{-3};$ $3.22 \cdot 10^{-4}; 8.73 \cdot 10^{-4}$	РУ19А-300 ГТД-350
2	Шорсткість поверхні лопаток 1-ої ступені КНТ	— // —	АИ-25
3	Забійні РК 1-ої ступені компресора	$h_1 = 3...5$ мм $b_1 = 8...12$ мм	РУ19А-300

№	Найменування пошкодження	Характеристика пошкодження	Тип двигуна
Камера згорання:			
4	Закоксованість робочих паливних форсунок	Установка заплушок на 1 і 2 форсунок	АИ-25 РУ19А-300
Турбіна:			
5	Шорсткість поверхні лопаток останньої ступені турбіни	$\epsilon_{ca} = 2.66 \cdot 10^{-3}$; $5.33 \cdot 10^{-4}$; $9.5 \cdot 10^{-4}$	АИ-25 РУ19А-300
6	Шорсткість лопаток останньої ступені ТНТ	— // —	АИ-25
7	Шорсткість лопаток останньої ступені вільної турбіни	— // —	ГТД-350
8	Прогар соплових апаратів турбіни високого тиску	$\bar{F}_{пр} = F_{пр} / F_{ca} = 0.062$	АИ-25

Модельовані несправності конструктивних елементів ГТД одержали наступні умовні назви: "шорсткість компресора", "шорсткість турбіни", "зміна 1-ої ступені компресора", "шорсткість КИТ", "шорсткість ТНТ".

У шостому розділі представлено аналіз результатів експериментальних досліджень, спрямованих на оцінку повторюваності перехідних процесів, інформативності замірюваних параметрів, а також визначення чутливості запропонованих комплексів параметрів, які залишаються постійними вздовж лінії регулювання, і динамічних параметрів двигуна до виникнення несправностей проточної частини ГТД.

Достовірність любого методу діагностування багато в чому залежить від повторюваності протікання робочого процесу двигуна під час реєстрації його параметрів штатною контрольно-вимірювальною апаратурою. Аналіз результатів проведених досліджень показав, що в процесі запуску, прийомистості і дроселювання двигуна спостерігається задовільна повторюваність вимірюваних параметрів вздовж лінії регулювання. Тому ці перехідні процеси можна використовувати для визначення нев'язок діагностичних ознак по кожному вимірюваному параметру під час виникнення несправностей проточної частини в процесі експлуатації.

Для визначення комплексу параметрів, по якому працює регулятор ГТД, логічно траєкторії перехідних процесів представити в координатах $G_n/P_k^* = f(n)$. Діагностика траєкторії прийомистості однофазного ТРД показала, що маємом ліній коефіцієнт кореляції одержується для лінійного закону $G_n/P_k^* = An + B$. При виникненні несправностей проточної частини двигуна відбувається зміщення ліній прийомистості в бік більших значень комплексу G_n/P_k^* , причому таке зміщення визначається значеннями констант А і В. Так,

практично для всіх модельованих видів несправностей було одержано значення $A=0.407$, а константа B змінювалась в залежності від виду і ступені пошкодження: при вихідному стані $B=244$, при шорсткості компресора $B=272.5$, при шорсткості турбіни $B=276.3$. Це означає, що у всіх зазначених випадках має місце паралельне зміщення ліній прийомистості відносно базової лінії в бік більших значень G_{II}/P_K^* .

Однак при розбандажуванні робочого колеса турбіни змінились обидві константи $A=0.18$, $B=305$, тобто лінія прийомистості змістилась значно вище і змінила кут нахилу до осі координат. Потрібно зазначити, що при цьому виді пошкодження турбіни в процесі прийомистості компресор вийшов на зривний режим.

Комплекс G_{II}/P_K^* дозволяє оцінювати зміну ТС двигуна в цілому в зв'язку з тим, що при всіх видах несправностей, що розглядалися вище, спостерігається його змінювання в один бік - в бік збільшення.

Для визначення класів станів з глибиною діагностування до вузла потрібно використовувати додаткові ознаки. В якості таких ознак стану вибрані динамічні параметри двигуна.

Результати експериментальних даних показали, що ідентифікувати стан двигуна до вузла можна за допомогою коефіцієнтів підсилення $k_n T_K^*$ і $k_n P_T^*$. Зокрема, при зменшенні ККД турбіни ці коефіцієнти збільшуються, а при зменшенні ККД компресора - зменшуються по відношенню до їх значень при вихідному стані двигуна на однакових частотах обертання ротора.

Аналіз динамічних властивостей двовального ТРДД показує, що ротор високого тиску (ВТ) можна розглядати як турбокомпресор одновального ТРД. При цьому лінії прийомистості і скидання газу на характеристиці компресора високого тиску (КВТ) проходять таким же чином, як і на характеристиці одновального ТРД. Тому всі підходи до оцінки динамічних властивостей одновального ТРД придатні і для ротора високого тиску ТРДД.

На характеристиці компресора низького тиску лінія прийомистості може проходити по різному в залежності від співвідношення швидкостей набирання частот обертання роторів високого і низького тисків, а також від кругості напірних кривих характеристики КВТ.

В процесі експериментальних досліджень на ТРДД моделювались несправності компресора низького тиску "шорсткість КНТ" ($\delta\eta_{кл}^* = -1.48\%$) і турбіни низького тиску - "шорсткість ТНТ" ($\delta\eta_{тл}^* = -1.86\%$).

Одержані дані показують (рисунки 3, а, б), що траєкторії прийомистості і дроселювання двовального ТРДД доцільно будувати в координатах $G_{II}/P_I^* = f(S)$, де $S = \pi_{nT}/\pi_{нТ}$ - ковзання роторів, тому що при виникненні пошкоджень елементів

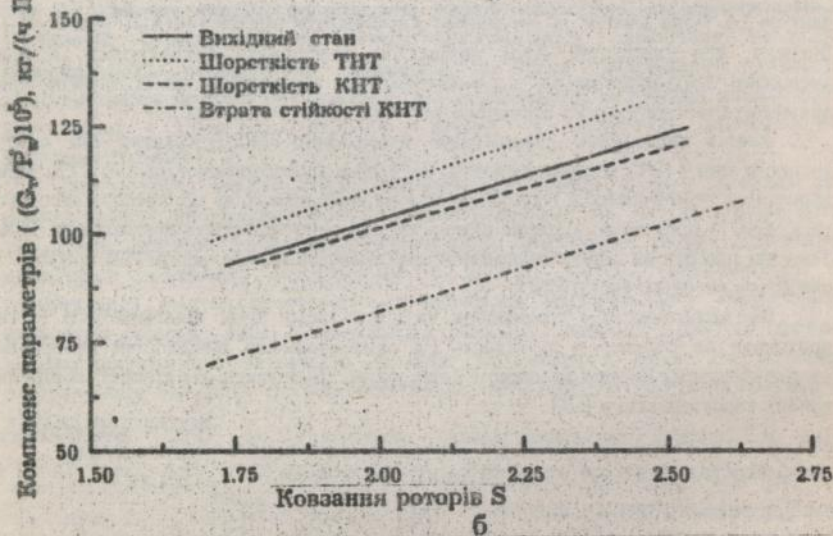
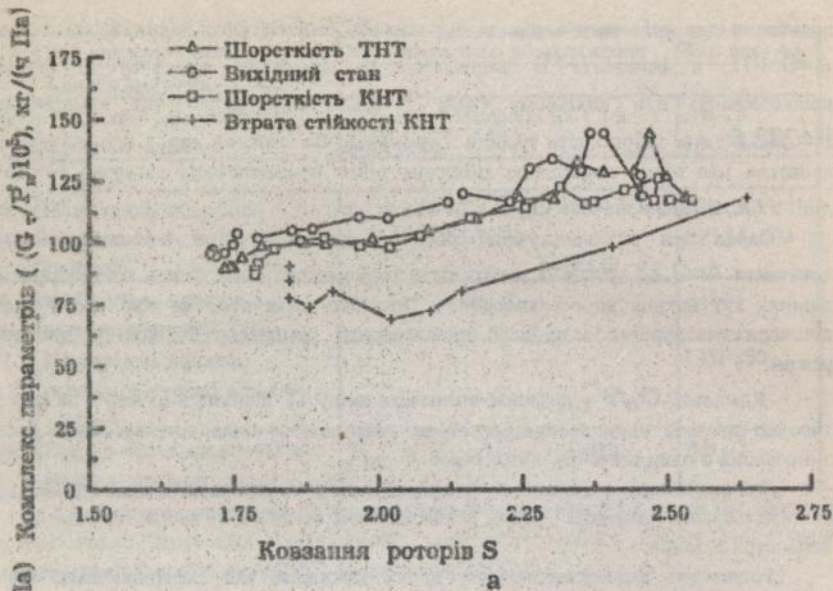


Рисунок 3 - Траєкторії прийомистості двовального ТРДД по ковзанню роторів
 а - експериментальні; б - апроксимовані

проточної частини каскаду низького тиску відбувається більш значне зміщення ліній прийомності і дроселювання в порівнянні з відповідними лініями, побудованими в координатах $G_{\Pi}/P_{\kappa}^* = f(n_{\Pi})$. В цьому випадку спостерігаються також різнознакові відхилення значень комплексу параметрів G_{Π}/P_{κ}^* при пошкодженнях компресора і турбіни. Виходячи з вищевказаного, ідентифікувати несправності по каскадам можна аже на етапі оцінювання цього комплексу.

Для оцінки ТС ТРДД з глибиною діагностування до вузла, в якості додаткових діагностичних ознак використовуються коефіцієнти підсилення параметрів по частоті обертання роторів низького і високого тисків. При пошкодженнях елементів проточної частини КНТ і ТНТ ці коефіцієнти практично по всім вимірюваним параметрам зменшуються вздовж ліній регулювання, за винятком коефіцієнтів підсилення температури газу за турбіною T_T^* по частоті обертання роторів низького $K_{n_n} T_T^*$ і високого $K_{n_b} T_T^*$ тисків. Зокрема, при пошкодженнях елементів проточної частини КНТ і ТНТ спостерігаються різні по знаку відхилення значень цих коефіцієнтів підсилення відносно їх значень при вихідному стані двигуна.

Для ротора турбокомпресора турбовального двигуна ГТД-350 при виникненні несправностей проточної частини спостерігались такі ж зміни комплексу G_{Π}/P_{κ}^* і відповідних коефіцієнтів підсилення, як і для одповального ТРД, але тільки по тиску за турбіною компресора.

При пошкодженнях елементів вільної турбіни, для локалізації несправності, в якості додаткової діагностичної ознаки потрібно використовувати коефіцієнт підсилення повного тиску на виході з вільної турбіни P_T^* по частоті обертання $n_{\text{вн}} K_{n_{\text{вн}}} P_T^*$.

У сьомому розділі розглянуті питання розпізнавання ТС несправного ГТД, а також процедура класифікації станів двигуна з глибиною діагностування до вузла. На основі проведених в роботі експериментальних і теоретичних досліджень розроблено методики діагностування ГТД в експлуатації на сталих і несталих режимах його роботи.

Несталий робочий процес ГТД можна описати наступним співвідношенням, що базується на розкладанні залежності поміж вхідними і вихідними сигналами в ряд Тейлора:

$$y(k) = G(q^{-1}) \cdot u(k) + G_{\Delta}(q^{-1}) \cdot u(k) + G_{\text{нл}}(q^{-1}) \cdot u^2(k) \times \text{sign}[u(k) + v(k)] + v(k), \quad (7)$$

де $y(k)$ - вихідний сигнал по k -му параметру; G - номінальна передаточна функція; q^{-1} - оператор запізнення; $u(k)$ - вхідний сигнал, G_{Δ} - "неузгодженість" моделі; $G_{n\Delta}$ - похибка лінеаризації; $v(k)$ - шуми вимірювань.

Будемо вважати, що маютьяся дві сукупності даних J_n і J_f , перша із яких відноситься до напевне бездефектного стану, а друга могла бути одержана в присутності несправності. Оцінюваний параметр Θ і відповідна номінальна передаточна функція $G(z)$ можуть в кожному з вказаних експериментів одержуватись різними:

$$\hat{\Theta} = \begin{cases} \hat{\Theta}_n & \text{для } J_n, \\ \hat{\Theta}_f & \text{для } J_f, \end{cases} \quad (8)$$

$$G(z^{-1}, \hat{\Theta}) = \begin{cases} \hat{G}_n(z^{-1}) = G(z^{-1}, \hat{\Theta}_n) & \text{для } J_n, \\ \hat{G}_f(z^{-1}) = G(z^{-1}, \hat{\Theta}_f) & \text{для } J_f \end{cases} \quad (9)$$

(дашком зверху тут і в подальшому позначені статистичні оцінки відповіданих величин).

Процедура знаходження несправності зводиться до порівняння оцінок Θ_n і Θ_f або G_n , G_f і прийманню рішення про те, чи можна задовільним чином пояснити зміни, що спостерігаються, одним лише впливом шумів, неточністю моделювання і нелінійністю. Якщо таке пояснення неможливе, приходимо до висновку про виникнення несправності.

В якості міри похибок, обумовлених шумами, неточним моделюванням і нелінійністю використовують коваріаційні матриці розмірностей $\Theta_n - \Theta_f$ і $G_n - G_f$ в бездефектному стані. Перша з цих матриць визначається за допомогою виразу:

$$\begin{aligned} C &= \text{cov}(\Theta_n - \Theta_f) = E\{[\Theta_n - \Theta_f] \cdot [\Theta_n - \Theta_f]^T\} = \\ &= [\Theta_n - \Theta_f] \cdot R \cdot [\Theta_n - \Theta_f]^T + [\Theta_{nn} - \Theta_{nf}] \times \\ &\times R_n \cdot [\Theta_{nn} - \Theta_{nf}]^T + [P_n], \end{aligned} \quad (10)$$

де

$$\Theta_i = P_i \cdot \Phi_i \cdot \Psi_i; \Theta_{ni} = P_i \cdot \Phi_i^T \cdot \Psi_{ni}, \quad i = n, f; P_i = [\Phi_i^T \cdot \Phi_i]^{-1};$$

$R = E[H \cdot H^T]$; $R_n = E[H_n \cdot H_n^T]$; Θ_i - коваріаційна матриця похибок вимірювань; R - коваріаційна матриця імпульсних перехідних функцій, не врахованих в моделі; Θ_i - коваріаційна матриця похибок моделювання.

За допомогою матриці C складаємо критерії знаходження несправності. Зокрема, можна ввести показники

$$T_1 = [\hat{\Theta}_n - \hat{\Theta}_f]^T C^{-1} [\hat{\Theta}_n - \hat{\Theta}_f];$$

$$T_2 = [\hat{\Theta}_n - \hat{\Theta}_f]^T \cdot [\text{diag}(C)^{-1}] \cdot [\hat{\Theta}_n - \hat{\Theta}_f], \quad (12)$$

що передбачають порівняння очікуваного значення величини $[\hat{\Theta}_n - \hat{\Theta}_f]$ з одержаною в експерименті. Якщо експериментальне значення вийшло більшим деякого порогового рівня, то цей факт свідчить про зміну параметрів системи, тобто появу несправності.

Аналогами виразів (11) і (12) в частотній області будуть:

$$T_{f1} = \Delta \hat{G}(w, n) \cdot D(w, n)^{-1} \Delta \hat{G}(w, n), \quad n \leq n_n; \quad (13)$$

$$T_{f2} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{|\hat{G}_n(e^{jw}) - \hat{G}_f(e^{jw})|^2}{D_{ij}(w, n)}. \quad (14)$$

При дослідженні ТРД РУ19А-300 були вибрані дві серії даних для бездефектного стану CL і CL1, одна серія даних вимірювань CLEK для дефектного стану - зниження ККД компресора на 2.26% і одна серія даних CLET - зниження ККД турбіни на 1.46%. Варіанти умов моделювання при знаходженні несправностей одновального ТРД зведені в таблицю 3.

Таблиця 3 - Варіанти умов моделювання при знаходженні несправностей двигуна РУ19А-300

N варіанту	Експеримент	Експеримент
NF1	CL	CL
NF2	CL	CL1
F3	CL	CLEK
F4	CL	CLET

В критеріях знаходження несправностей використовувались показники T_1 і T_{f2} , визначені виразами (11) і (13) відповідно, а також, для порівняння, величина

$$\tau = \left\| Y_n - \Phi_n \hat{\Theta} \right\|_2^2 - \left\| Y_n - \Phi_n \hat{\Theta}^* \right\|_2^2.$$

Окрім цього, використано ще один варіант критерія, що передбачає зберігання лише останнього доданку в виразі (7). Відповідний показник, що задається цим критерієм, позначено як T_n . Результати моделювання зведено до таблиці 4.

Таблиця 4 - Результати моделювання несправностей ТРД РУ19А-300

N варіанту	T ₁	T _{Г2}	τ	T _n
1. NF1	2,56±2,12	1,72±1,56	0,136±0,12	2,12±1,93
2. NF2	5,34±2,86	1,93±1,84	0,18±0,15	2,41±2,06
3. F3	938±42,34	67,41±11,39	0,29±0,14	3,31±1,98
4. F4	1094±68,23	94,56±16,73	0,38±0,14	4,89±1,94

Варіанти серій експериментальних даних ТРДД АИ-25 вибрано такими ж, як і для РУ19А-300. Тільки варіант F3 відповідає зниженню ККД КНТ на 1.86%, а F4 - зменшенню ККД ТНТ на 2.04%. Результати моделювання несправностей двигуна АИ-25 приведені в таблиці 5.

Таблиця 5 - Результати моделювання несправностей ТРДД АИ-25

N варіанту	T ₁	T _{Г2}	τ	T _n
1. NF1	2,38±2,33	1,26±1,48	0,13±0,11	1,96±1,88
2. NF2	6,67±3,28	1,49±1,47	0,15±0,14	2,15±1,92
3. F3	1123±66,17	84,53±13,86	0,3±0,13	3,94±2,06
4. F4	1439±82,04	108,34±17,3	0,39±0,14	5,67±1,93

Одержані результати свідчать, що запропонований метод визначення несправностей добре працює навіть в присутності похибок від лінеаризації. Він працює краще існуючих за рахунок явного врахування впливу похибок, обумовлених неточністю моделювання і лінеаризації нелінійних систем.

Вирішальним критерієм, у відповідності з яким об'єкт дослідження з вимірними (розрахованими) значеннями параметрів відноситься до одного із заданих класів станів, є величина середнього ризику

$$R(\xi) = P_1 \int_{\xi \in \Gamma_1} f\left(\frac{\xi}{S_1}\right) d\xi_1 d\xi_2 \dots d\xi_N + P_2 \int_{\xi \in \Gamma_2} f\left(\frac{\xi}{S_1}\right) d\xi_1 d\xi_2 \dots d\xi_N, \quad (15)$$

де P_1, P_2 - априорні вірогідності існування класів S_1 і S_2 ; Γ_1, Γ_2 - області в просторі контрольованих параметрів $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_N$; $f(\xi/S_i)$ - умовна щільність вірогідностей, що характеризує належність ГТД з вектором вимірних параметрів ξ до певного класу S_j ($j=1, 2, \dots$).

Величина середнього ризику буде мінімальною, якщо межа поміж класами (областями контрольованих параметрів) S_1 і S_2 визначається умовою

$$f(\xi/S_1) / f(\xi/S_2) = P_2 / P_1. \quad (16)$$

Ліва частина рівняння (16), позначена $l(\xi)$, називається відношенням правдоподібності, а величина $\lambda_0 = P_2/P_1$ в лівій частині - пороговим значенням цього відношення. Таким чином, вирішальний правило є наступне:

$$\left. \begin{aligned} \xi \in S_1, \text{ при } l(\xi) > \lambda_0; \\ \xi \in S_2, \text{ при } l(\xi) < \lambda_0. \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

Це правило зручніше інтерпретувати в іншій формі:

$$\left. \begin{aligned} \xi \in S_1, \text{ при } l(\xi) > \lambda_0; \\ \xi \in S_2, \text{ при } l(\xi) < \lambda_0. \end{aligned} \right\}$$

де $L(\xi) = \ln[l(\xi)]$ - функція правдоподібності, $\lambda = \ln[\lambda_0]$ - порогове значення для функції $L(\xi)$. Для практично важливого випадку, коли параметри ξ_i підкоряються нормальному закону розподілу, функція $L(\xi)$ має вигляд:

$$L(\xi) = \frac{1}{2} \left[(\xi - \mu^{(2)})^T D_2^{-1} (\xi - \mu^{(2)}) - (\xi - \mu^{(1)})^T D_1^{-1} (\xi - \mu^{(1)}) \right] + \frac{1}{2} \ln \left[\frac{|D_2|}{|D_1|} \right], \quad (19)$$

де $\mu^{(1)}$ і $\mu^{(2)}$ - середні значення вектора ξ для класів S_1 і S_2 ; D_1, D_2 - коваріаційні матриці параметрів для цих же класів; $|D_1|, |D_2|$ - визначники матриць D_1, D_2 ; σ_i^2 і σ_i - дисперсія і середньоквадратичне відхилення параметра ξ_i . У виразі (19) матриці D_j відбивають наявність статистичного взаємозв'язку поміж контрольованими параметрами $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_N$ і записуються наступним чином:

$$D_j = \begin{vmatrix} \sigma_1^2 & \sigma_{12} & \dots & \sigma_{1N} \\ \sigma_{21} & \sigma_2^2 & \dots & \sigma_{2N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \sigma_{N1} & \sigma_{N2} & \dots & \sigma_N^2 \end{vmatrix}, \quad (20)$$

де $\sigma_1^2, \sigma_2^2, \dots, \sigma_N^2$ - дисперсії параметрів $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_N$ в межах класу S_j ; σ_{ik} - коефіцієнти коваріації, які визначають взаємний зв'язок поміж параметрами ξ_i і ξ_k ($i, k = 1, 2, \dots, N$).

Стосовно до ГТД кількість класів ставів визначається конструктивною схемою двигуна, тобто кількістю його вузлів. Результати розрахунків основних

параметрів, що характеризують області станів ТРД РУ19А-300 для контрольованих величин $\{\xi_1, \xi_2\}$, графічно інтерпретовано на рисунку 4.

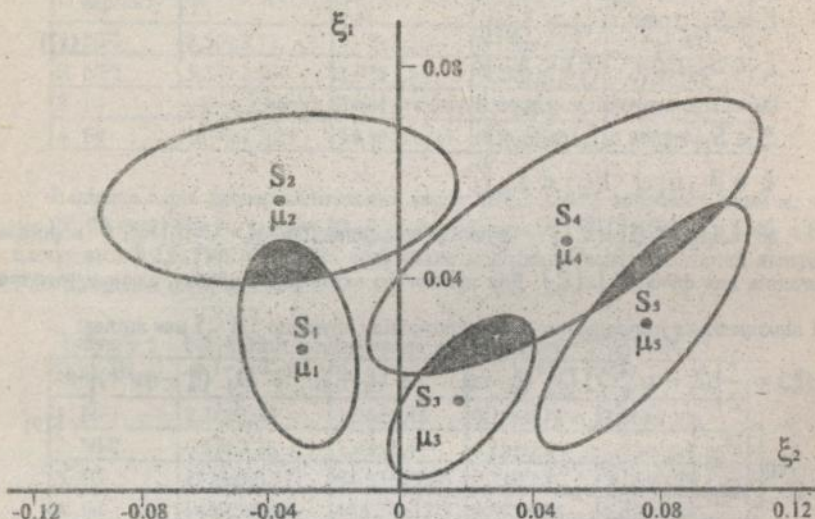


Рисунок 4 - Области класів станів одновалового ТРД РУ19А-300

Як видно із рисунка, несправності "холодної" частини двигуна (вихідний пристрій, компресор) і "гарячої" частини (камера згоряння, турбіна, вихідний пристрій) однозначно розподіляються в полі контрольованих параметрів. Однак, під час оцінки ТС ГТД з глибиною діагностування до вузла є області (заштриховані зони), в яких можливі помилки першого і другого роду при віднесенні стану двигуна до певного класу.

На основі результатів експериментально-теоретичних досліджень розроблено методики діагностування проточної частини ГТД на сталих та несталих режимах роботи, алгоритми яких приведено на рисунку 5 і 6. Ці методики призначені для реалізації в автоматизованих наземно-бортових системах діагностування авіаційних ГТД. Також вони можуть використовуватись для оцінки технічного стану двигуна під час ремонту і доводки.

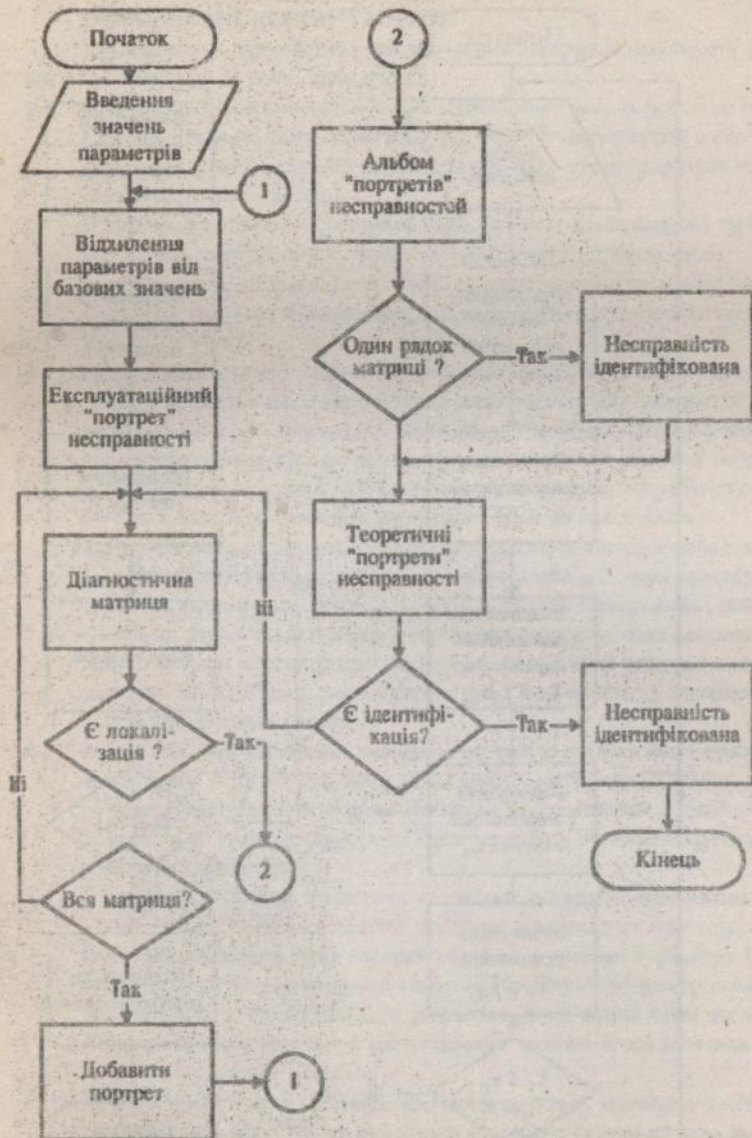


Рисунок 5 - Алгоритм ідентифікації технічного стану ГУД на сталих режимах

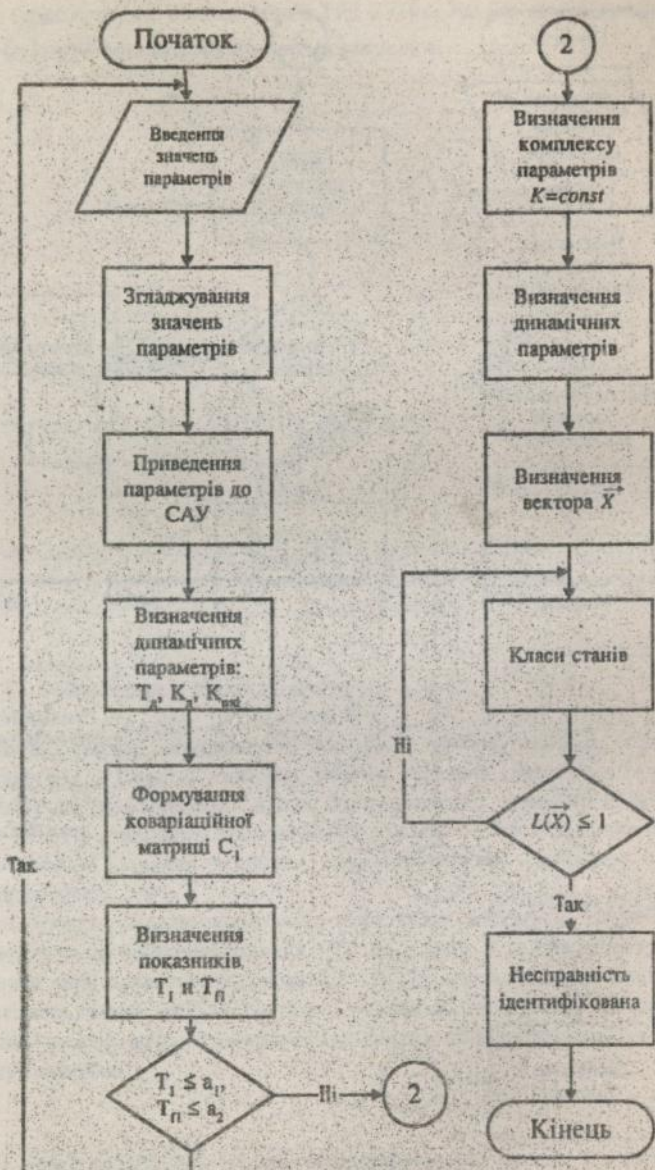


Рисунок 6 - Алгоритм діагностування ГТД на несталий режим.

ОСНОВНІ ВИСНОВКИ З РОБОТИ

Узагальнюючи одержані під час виконання дисертації результати, виділимо наступні, найбільш важливі положення.

1. Розроблена універсальна нелінійна математична модель робочого процесу ГТД, що враховує зміну характеристик його основних вузлів в експлуатації, яка дозволяє розраховувати параметри робочого процесу двигуна на сталих і несталих режимах роботи.
2. Розроблено методики перебудови характеристик компресорів і турбін, за допомогою яких визначено вплив на параметри ГТД таких видів несправностей, як шорсткість поверхні лопаток, корозія, ерозія, забруднення проточної частини, збільшення радіальних зазорів, неправильне регулювання РВНА.
3. На базі математичної моделі з використанням перебудованих характеристик вузлів ГТД сформована діагностична матриця і альбом "портретів" несправностей, які дозволяють ідентифікувати ТС двигуна в експлуатації за допомогою параметрів, що реєструються на сталих режимах роботи.
4. З використанням динамічної характеристики двигуна розроблено спрощену ММ, яка враховує нелінійну зміну параметрів по дросельним характеристикам і лінійне відхилення параметрів від ліній робочих режимів. Ця ММ дозволяє розраховувати зміну параметрів робочого процесу, а також основних динамічних параметрів двигуна на несталих режимах роботи.
5. На основі теорії газодинамічної подібності запропоновано комплекси параметрів, які залишаються постійними вздовж ліній регулювання і не залежать від зовнішніх умов. Обгрунтована можливість їх використання в якості діагностичних ознак.
6. Розроблено автоматизовані експериментальні стенди на базі серійних ГТД трьох типів: ТРД (РУ19А-300), ТРДД (АИ-25) в ТВдД (ГТД-350), які дозволяють моделювати різноманітні види несправностей проточної частини і оцінювати їх вплив на дросельні характеристики двигунів і протікання перехідних процесів.
7. В результаті обробки одержаних на стендах експериментальних даних виконана оцінка повторюваності протікання перехідних процесів, визначено вплив модельованих видів несправностей на динамічні параметри ГТД, а також проведено порівняльний аналіз інформативності реєстрованих параметрів на сталих і несталих режимах під час виникнення несправностей. Установлено, що чутливість діагностичних параметрів на несталих режимах в 2...3 рази вища, ніж на сталих.
8. Розроблена методика ідентифікації несправностей проточної частини ГТД, яка дозволяє з високою достовірністю визначати технічний стан несправного двигуна і відносити його до певного класу станів.

9. Розроблено алгоритмічне і програмне забезпечення автоматизованої системи діагностування ГТД за допомогою параметрів, що вимірюються в процесі експлуатації на сталих і несталих режимах його роботи.
10. Розроблені методики діагностування впроваджені в АО "Авиадвигатель" (м.Пермь) і використовуються під час стендових випробувань двигуна ПС-90А, а також в а/п Шереметьєво в процесі експлуатації того ж двигуна (літак ІЛІ-96-300). Позитивні результати, одержані в ході експериментальної перевірки методик, засвідчують про доцільність їх використання в експлуатаційних підприємствах цивільної авіації, в практиці конструкторських бюро, двигунобудівних і авіаремонтних заводів, наукових закладів.

Основні результати дисертації опубліковані в наступних роботах:

1. Дмитриев С.А. Диагностирование проточной части газотурбинных двигателей на переходных режимах работы.- Киев: Издательство КМУТА, 1996. - 120 с.
2. Туяков А.П., Мац Э.Б., Орланов В.И., Дмитриев С.А., Панин В.В. Математическое моделирование эксплуатационных характеристик газотурбинных двигателей: Учебное пособие.- Киев: КИИГА, 1992.-148 с.
3. Ветров А.Н., Дмитриев С.А., Моисеев Б.М., Амаури Де Карвальо. Идентификация математической модели рабочего процесса диагностируемого газотурбинного двигателя //Промышленная теплотехника.- Киев, 1996, т.18, N1.- С.32-45.
4. Дмитриев С.А., Кулик Н.С.,Моисеев Б.М. Диагностирование ГТД на переходных режимах его работы по комплексам газодинамических параметров //Промышленная теплотехника.- Киев, 1996, т.18, N6.-С.43-51.
5. Дмитриев С.О., Козлов В.В., Панин В.В., Моисеев Б.М. Спосіб визначення реактивної тяги ГТД. Патент України N94012422 з пріоритетом від 04.01.1994, позитивне рішення від 10.10.1996, 12 с.
6. Дмитриев С.А., Конев В.А., Горькоз В.А. Диагностирование рабочих топливных форсунок ТРДД Д-36 по изменению температурного поля газа в турбине // Проблемы оптимизации системы технической эксплуатации авиационной техники: Сб. науч. тр. - Киев: КИИГА, 1984.-С.34-39.
7. Дмитриев С.А., Конев В.А., Цыбалов И.Г. Влияние кольцевой неравномерности поля температуры газа перед турбиной на функциональные параметры двухконтурного двигателя // Диагностирование и прогнозирование ТС ГТД: Сб. науч. тр.- Киев: КИИГА, 1985.-С.119 - 121.
8. Дмитриев С.А., Конев В.А., Цыбалов И.Г. Влияние окружной неравномерности поля температур перед турбиной на ее КПД // Проблемы оптимизации системы диагностирования авиационной техники: Сб. науч. тр.- Киев: КИИГА, 1986.-С.58-62.

9. Дмитриев С.А. Математическая модель рабочего процесса ступени турбины ГТД, учитывающая влияние эксплуатационных факторов на ее КПД // Надежность и долговечность деталей и узлов авиационной техники: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1986.-С.39-41.
10. Дмитриев С.А., Цыбалов И.Г. Диагностирование элементов проточной части газовой турбины двухконтурного турбореактивного двигателя по термогазодинамическим параметрам // Оценка технического состояния авиационных ГТД в процессе эксплуатации: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1986.-С.79-83.
11. Дмитриев С.А., Цыбалов И.Г. Диагностирование проточной части ТРДД_н с учетом изменения характеристик его узлов в эксплуатации // Информационное обеспечение системы ТО и ремонта АТ: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1987.-С.64-69.
12. Дмитриев С.А., Цыбалов И.Г. Диагностическая оценка изменения характеристик осевой газовой турбины в процессе эксплуатации // Техническое диагностирование авиационных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1987.-С.77-80.
13. Дмитриев С.А., Цыбалов И.Г. Диагностическая оценка технического состояния проточной части ГТД по параметрам, регистрируемым в эксплуатации // Эксплуатационная надежность авиационных газотурбинных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1988.-С.48-52.
14. Лозицкий Л.П., Дмитриев С.А., Малиutin С.А. Диагностирование проточной части ГТД с применением автоматизированных систем // Автоматизированные системы управления процессом технической эксплуатации авиационной техники: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1988.- С.6-13.
15. Дмитриев С.А., Демкович С.Н., Конев В.А. Влияние эксплуатационных факторов на характеристики турбины // Методы и средства контроля ТС авиационных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. - Киев: КНИГА, 1989.-С.28-32.
16. Дмитриев С.А., Демкович С.Н., Козлов В.В., Конев В.А. Экспериментальное исследование влияния эксплуатационных факторов на потери в плоской турбинной решетке профилей // Проблемы управления ТС авиационных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1990.-С.21-24.
17. Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Лукьяненко О.Е. Идентификация состояния проточной части ГТД по измеренным газодинамическим параметрам // Проблемы управления ТС авиационных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1990.-С.24-29.
18. Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Козлов В.В. Исследование влияния заборки на характеристики плоской турбинной решетки // Обеспечение надежности авиационных двигателей в эксплуатации: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КНИГА, 1991.-С.40-44.

19. Дмитриев С.А., Березлев В.Ф., Моисеев Б.М. Газодинамический стенд для исследования переходных процессов газотурбинных двигателей // Проблемы управления технической эксплуатацией авиационной техники: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КМУГА, 1995.-С.32-36.
20. Дмитриев С.А. Математическое моделирование рабочего процесса ГТД на переходных режимах при изменении технического состояния // Проблемы управления технической эксплуатацией авиационной техники: Межвуз. сб. науч. тр.- Киев: КМУГА, 1995.-С.36-39.
21. Горбановский В.Б., Дмитриев С.А., Чумак О.И. Диагностическая оценка загрязненности проточной части компрессора двухконтурного турбореактивного двигателя // Проблемы функциональной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов: Тез. докл. Всесоюз. науч.-техн. конф.- Москва - Харьков - Рыбачье.- Харьков:ЦИАМ, ХАН, 1990.- С.24.
22. Лозицкий Л.П., Дмитриев С.А., Козлов В.В., Демкович С.Н. Влияние окружной неравномерности температурного поля на характеристики турбины // Проблемы эксплуатации авиационной техники: Тез. докл. Всесоюз. науч.- техн. конф.- Москва, 27-28 февраля 1990г.-М.:в/ч 75360, 1990.- вып.6329.-С.42-43.
23. Дмитриев С.А., Козлов В.В., Конев В.А. Изменение дроссельных характеристик ГТД в зависимости от повреждений проточной части // Проблемы эксплуатации авиационной техники: Тез. докл. Всесоюз. науч. - техн. конф.- Москва, 27-28 февраля 1990г.- М.:в/ч 75360, 1990.- вып.6329.-С.45-46.
24. Ветров А.Н., Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Кучер А.Г. Управление техническим состоянием авиационных газотурбинных двигателей в эксплуатации // Техническая диагностика и неразрушающий контроль в Украине: Тез. докл. науч.-техн. конф.- Днепрпетровск: КБ " Южное " им. М.К. Янгеля, 1994.-С.38.
25. Дмитриев С.А., Лукьяненко О.Е., Моисеев Б.М., Ратынский В.В. Автоматизированный испытательный стенд для отработки методов диагностирования ГТД : Тез. докл. отч. науч.-техн. конф. научных коллективов университета за 1994г.-Киев, 12-14 апреля 1995г.-Киев: КМУГА, 1995.-С.34-35.
26. Дмитриев С.А. Методы оценки ТС ГТД на установившихся и переходных режимах: Тез. докл. отч. науч.-техн. конф. научных коллективов университета за 1994г.-Киев, 12-14 апреля 1995г.-Киев: КМУГА, 1995.-С.34-35.
27. Ветров А.Н., Дмитриев С.А., Амаури Де Карвальо. Идентификация математической модели рабочего процесса ГТД по измеренной тяге и регистрируемым параметрам // Тез. докл. Международ. науч.- техн. конф.- Москва, 28-29 мая 1996г.- М.: МГТУГА, 1996.-С.101.
28. Дмитриев С.А., Моисеев Б.М., Тарасенко А.В. Диагностическая информативность параметров рабочего процесса ГТД на установившихся и неустановившихся режимах // Тез. докл. Международ. науч.- техн. конф.- Москва 28-29 мая 1996г.- М.: МГТУГА, 1996.-С.109-110.

29. Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Моисеев Б.М. Диагностирование авиационных газотурбинных двигателей на переходных режимах их работы // Тез. докл. Международ. науч.- техн. конф.- Москва, 28-29 мая 1996г.- М.: МГТУГА, 1996.-С.109.

30. Дмитриев С.О., Моисеев Б.М., Шаабдиев С.Ш. Математичне моделювання перехідних режимів роботи двохвальних ТРДД // Тези доп. XVI звіт. наук.-техн. конф. університету за 1995р.- Київ, 12-17 квітня 1996р.- Київ: КМУЦА, 1996.- С.14.

31. Дмитриев С.О., Кучер О.Г., Якушенико О.С. Визначення індивідуальних характеристик авіадвигунів в умовах експлуатації // Тези доп. XVI звіт. наук.-техн. конф. університету за 1995р.- Київ, 12-17 квітня 1996р.- Київ: КМУЦА, 1996.- С.15.

32. Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Моисеев Б.М. Диагностирование проточной части ГТД по параметрам, регистрируемым на переходных режимах работы // Тез. докл. Конгресса двигателестроителей Украины "Двигатель XXI века".-Киев-Харьков-Рыбачье, 23-26 сентября 1996г.-Харьков: ХАИ, 1996.-С.42.

33. Ветров А.Н., Дмитриев С.А., Шаабдиев С.Ш. Классификация состояний ГТД по динамическим параметрам, регистрируемым на переходных режимах // Тез. докл. Конгресса двигателестроителей Украины "Двигатель XXI века".-Киев-Харьков-Рыбачье, 23-26 сентября 1996г.-Харьков: ХАИ, 1996.-С.43.

34. Ветров А.Н., Дмитриев С.А., Королев П.Е., Юца В.Г. Автоматизированный испытательный комплекс для отработки методов диагностирования турбовальных двигателей // Тез. докл. Конгресса двигателестроителей Украины "Двигатель XXI века".-Киев-Харьков-Рыбачье, 23-26 сентября 1996г.- Харьков: ХАИ, 1996.-С.45.

АННОТАЦИЯ

Дмитриев С.А.. Диагностирование проточной части ГТД на установившихся и неустановившихся режимах работы. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта", Киевский международный университет гражданской авиации, Киев, 1996.

Разработана универсальная нелинейная математическая модель рабочего процесса ГТД, учитывающая изменение характеристик узлов двигателя в эксплуатации.

Приведены результаты экспериментально-теоретических исследований по влиянию различных видов неисправностей на характеристики компрессоров и турбины, а также на функциональные параметры двигателя в целом.

Выполнен анализ результатов экспериментальных исследований по влиянию неисправностей проточной части ГТД на протекание переходных процессов и динамические параметры двигателя.

Разработаны методики диагностирования ГТД по параметрам, регистрируемым на установившихся и переходных режимах его работы.

ABSTRACT

Dmitriev S.A. Diagnosis of gas turbine engine gas-air flow duct in a non-steady-state and steady-state conditions of its operation. Thesis for the Degree of Doctor of Technical Sciences on speciality 05.22.14 "Air Transport Operation". Kiev International University of Civil Aviation, Kiev, 1996.

The universal nonlinear mathematical model of the working process of the gas turbine engine has been developed. The model takes into consideration changes of characteristics of units of the engine during its operation. Results of experimental-theoretic researchs on influence of various kinds of faults upon characteristics of compressors, turbine and functional parameters of engine.

There are shown results of experimental research of fault influence of gas turbine engine gas-air flow duct upon course of transient engine operations and the engine dynamic characteristics.

Techniques for application to diagnosis of gas turbine engines from transient data and steady data of engine's state work have been developed.

Ключові слова: діагностування, технічний стан, газотурбінний двигун, математична модель, сталий режим, несталий режим, інформативність параметра.

Підляно до друку 23.12.96. Формат 60x84/16. Папір друкарський.
Об'ємний друк. Ум. факто-в'їдб. 9. Ум. друк. арк. 1, 86. Сбл.-вид. арк. 2, 0.
Тираж 100 прим. Замовлення № П-1. Ціна . Вид. № 12/П.

Видвництво ІСФЦА.

252059. Київ-58, проспект Космонавта Комарова, 1.

AB 36.627