

КИЇВСЬКИЙ МІЖНАРОДНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

На правах рукопису

ДЕНИСЮК ПЕТРО ІГНАТОВИЧ

УДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМ ДІАГНОСТУВАННЯ ГАЗОТУРБІННИХ
СИЛОВИХ УСТАНОВОК ВЕРТОЛЬОТІВ

Спеціальність 05.22.14 - "Експлуатація повітряного
транспорту"

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т

дисертації на здобуття вченого ступеня
кандидата технічних наук

Київ 1996

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми

Ефективність цивільної авіації залежить в значній мірі від уміння її технічних і льотних служб використовувати наявні функціональні і ресурсні можливості експлуатуючихся повітряних суден (ПС). Ступінь використання цих можливостей визначається головним чином забезпеченням експлуатаційних підприємств ефективними системами діагностування ПС, їх функціональних систем, агрегатів і вузлів. Тому серед найважливіших напрямків науково-технічного прогресу цивільної авіації у цей час можливо виділити наступні два:

удосконалення систем діагностування експлуатуючихся ПС шляхом розширення складу контролюємих параметрів, підвищення точності їх вимірювання, оптимізації режимів і періодичності контролю, підвищення ефективності алгоритмів розпізнавання класів стану об'єктів, автоматизації процесів діагностування, розробки ефективних правил прийняття рішень за підсумками діагностування;

упровадження в експлуатацію нових ПС, забезпечених розвинутими штатними системами контролю і реєстрації, інтегрованими у наземно-бортові автоматизовані системи комплексного діагностування, які забезпечують моніторинг якості функціонування систем ПС і залишкової довговічності їх конструктивних елементів.

Вказані напрямлення науково-технічного прогресу мають загальну основу, створену різносторонніми дослідженнями в області розробки способів і засобів раннього знаходження неполадок функціональних систем ПС. Значна частина таких досліджень направлена зараз на розвиток систем діагностування силових установок (СУ) ПС.

Ця дисертаційна робота присвячена удосконаленню методів і засобів діагностування газотурбінних СУ вертольотів цивільної авіації, пошуку шляхів підвищення їх експлуатаційної надійності.

Мета роботи

Метою дисертаційної роботи є розвиток методичних основ діагностування газотурбінних силових установок вертольотів в умовах експлуатації.

Для досягнення поставленої мети вирішувалися наступні

задачі:

1. Розробка рекомендацій по удосконаленню отримання, аберегання і використання даних про стан СУ вертольотів у системі їх проектування, виробництва, ремонту та експлуатації.

2. Розробка математичної моделі робочого процесу турбовального двигуна (ТВаД) та шляхів її застосування для удосконалення методів діагностування проточної частини.

3. Розробка перспективних підходів до діагностування проточної частини ТВаД на основі розширення складу контролюємих параметрів робочого процесу і формування вторинних критеріїв стану.

4. Розробка заходів, направлених на підвищення безвідмовності функціональних систем двигунів вертольотів.

Наукова новизна

Наукова новизна роботи полягає в наступному:

1. Розроблено процедуру діагностування авіаційного двигуна, яка включає в себе: попередній контроль і коректування діагностичної інформації; визначення значень первинних і, при необхідності, вторинних критеріїв стану; прийняття рішення про віднесенні поточного стану двигуна до одного із встановлених класів стану.

2. Запропоновано використовувати математичну модель робочого процесу авіаційного двигуна при діагностуванні його проточної частини для формування первинних критеріїв стану і для визначення напрямків його руху в просторі критеріїв стану, яке обумовлено розвитком типових неполадок.

3. Запропоновано перспективні підходи до діагностування проточної частини ТВаД, які ґрунтуються на розширенні складу контролюємих параметрів робочого процесу і формуванні вторинних критеріїв стану: критерія потужності вільної турбіни, критерія нерівномірності потоку в її вихідному перерізі.

4. Розроблено метод контролю потужності вільної турбіни ТВаД на основі вимірювань температури гальмування і тиску робочого тіла перед нею і частоти обертання її ротору.

Практична цінність

Практична цінність роботи полягає в тому, що:

1. На основі аналізу структури і характеристик елементів інформаційного забезпечення діагностування СУ вертольотів

отів розроблено рекомендації по його удосконаленню.

2. Створена математична модель процесу функціонування ТВаД ТВ2-117 2-го рівня складності, яка придатна для вирішення задач управління процесами його експлуатації, зокрема, для удосконалення системи його діагностування.

3. Розроблено комплекс конструкційних і організаційних засобів, які направлені на підвищення експлуатаційної надійності функціональних систем двигуна ТВ2-117: обмежування температури, протиобледеніння, масляної.

Апробація роботи

Основні результати дисертації доповідались і одержали позитивну оцінку на: ВНТК "Системи інформаційного забезпечення керування процесами технічної експлуатації авіаційної техніки" (Київ, 1988); ВНТК "Перспективи розвитку систем діагностування авіаційної техніки" (Москва, 1989); науково-технічних семінарах заводу 404 ЦА (Єкатеринбург, 1987-1995), АТБ Анадирського ОАЗ (Анадир, 1987-1995), кафедр авіаційних двигунів та технічної експлуатації літальних апаратів та авіаційних двигунів КМУЦА (1987-1995).

Публікації

По темі дисертаційної роботи опубліковано 6 научних статей, одержано патент СРСР на винахід.

Структура та об'єм роботи

Дисертаційна робота складається із вступу, п'яти глав, заключення, списку літератури в 120 найменувань та трьох додатків. Загальний об'єм роботи - 198 сторінок, в тому числі 36 рисунків та 17 таблиць.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обгрунтована актуальність теми дисертації, охарактеризована база та методи проведення досліджень.

В першій главі виконано аналіз проблем підвищення ефективності експлуатації силових установок вертольотів.

Базою такого аналізу став розгляд основних властивостей системи експлуатації вертольотів. Найважливішою з особливостей технічної експлуатації вертольотів названа наступна: висока питома вага і особлива значимість робіт, направлених на підтримання справного стану силових установок. Таке тверд-

ження підкріплюється статистичними даними по результатах експлуатації парку вертольотів Мі-2 Українського управління ЦА в 1980-1988 рр.: елементи СУ дають біля третини знайдених несправностей, біля двох третин відмов в роботі та біля 83% передумов до авіаційних подій по причині конструктивно-виробничих дефектів.

Значне місце в главі займає аналіз особливостей технічної експлуатації власне СУ вертольотів, які обумовлені специфікою їх конструкції та умов використання. В результаті аналізу виділено дві важливих обставини:

1. Необхідною умовою ефективного використання парку вертольотів є високий рівень експлуатаційної надійності їх СУ, що забезпечується виявленням на ранній стадії розвитку та усуненням несправностей, які можуть бути причинами функціональних та фізичних відмов.

2. Індивідуальні стани елементів конкретних екземплярів вертольотних СУ визначаються не тільки їх поточними напрацюваннями, але і істотно залежать також від їх виробничо-технологічної спадковості та передісторії експлуатації.

Ці обставини в своїй сукупності визначають доцільним покласти в основу організації технічної експлуатації вертольотних СУ прогресивну стратегію "по стану". Можна при цьому з жalem констатувати, що необхідна передумова її реалізації - наявність ефективноі системи діагностування СУ - для масово експлуатуваних зараз в країнах СНД типів вертольотів відсутня. Актуальною являється в зв'язку з цим задача вдосконалення систем діагностування СУ цих вертольотів. Очевидно, що можливості такого вдосконалення більш просторі у випадку СУ вертольотів нового покоління, що мають більш розвинуті штатні системи контролю, що включають в себе більш об'ємні та швидкодіючі регістратори.

Друга глава присвячена загальним питанням діагностування СУ вертольотів.

Глава починається аналізом існуючої системи інформаційного забезпечення діагностування вертольотних СУ. Це забезпечення представлено складним із діагностичної інформації про стан конкретних об'єктів діагностуемого парку, одержуемої з допомогою штатних систем контролю, та нормативних документів, визначаючих алгоритми обробки діагностичної інфор-

мації та регламент функціонування системи діагностування. В свою чергу, діагностична інформація представлена складеною із базової (БДІ), що виникає під час виробництва та ремонту елементів СУ, та поточної (ПДІ), що виникає під час контролю СУ в експлуатаційному підприємстві. Особлива увага при аналізі приділена складу ПДІ: виділені та охарактеризовані 4 групи даних, одержуємих на нефункціонуючій СУ і забезпечуючих частинні методи статичного діагностування, та 6 груп даних, одержуємих на функціонуючій СУ і забезпечуючих частинні методи функціонального діагностування. Розглянуті методологічні характеристики пристроїв вимірювання та реєстрації для одержання ПДІ, зокрема, характеристики їх швидкодії. Проведений аналіз проілюстровано прикладом бортової штатної системи контролю СУ вертольота Мі-8.

На основі проведеного аналізу сформульовані рекомендації по вдосконаленню елементів інформаційного забезпечення. Найбільш важливі з них:

необхідні методики комплексного діагностування, що забезпечують шляхом реалізації різних методів статичного та функціонального діагностування розпізнавання класів стану СУ, що відповідають комплексам дій по керуванню станом, що мають в розпорядженні експлуатаційних авіапідприємств:

для забезпечення достовірного діагностування проточної частини двигунів та повітряних гвинтів кількість контролюємих параметрів їх робочого процесу повинна бути такою, щоб кількість сформованих на їх основі первинних критеріїв стану перевищувало приблизно в 2 рази кількість основних елементів проточної частини;

необхідно більш повне використання в алгоритмах діагностування базової діагностичної інформації.

В главі запропоновано 3-етапна процедура діагностування авіаційного двигуна:

1. Попередній контроль та коректування діагностичної інформації.

2. Визначення первинних і, при необхідності, вторинних критеріїв стану.

3. Аналіз поточного стану та траєкторії руху двигуна в просторі критеріїв стану і прийняття рішення про віднесення його поточного стану до одного із установлених класів стану.

Попередній контроль та коректування діагностичної інформації, що необхідні для пошуку та ліквідації її дефектів, запропоновано здійснювати по алгоритму, побудованому на врахуванні циклічності файлів, що складають ЕДІ та ПДІ, а використанням відповідних цим файлам еталонів запису.

Вектор первинних критеріїв стану \vec{z} є основним об'єктом уваги при вирішенні задачі розпізнавання класів стану двигуна. Він є з одного боку, функцією тільки вектора параметрів його стану \vec{a} , з другого боку, функцією тільки вектора його контрольованих параметрів \vec{q} . Формування функції $\vec{z}(\vec{q})$ має за мету забезпечити її незалежність від режимів контролю двигуна і тому починається з розділення кожної i -ї групи даних ПДІ $\vec{q}^{(i)}$ на підгрупу режимних параметрів $\vec{h}^{(i)}$ та підгрупу ознак стану $\vec{s}^{(i)}$. Далі на основі кожної із компонент $\vec{s}^{(i)}$ формується первинний критерій стану: $\vec{s}^{(i)} \Rightarrow \vec{z}^{(i)}$. Запропоновано два методи формування: шляхом приведення значень ознак стану до стандартних режимів контролю двигуна та шляхом порівняння значень компонент $\vec{s}^{(i)}$ з відповідними відгуками математичної моделі поведінки двигуна в просторі $\vec{q}^{(i)}$ на значення $\vec{h}^{(i)}$.

Вторинні критерії стану є функціями первинних і формуються таким чином, щоб бути залежними, головним чином, від рівня розвитку найбільш важливих типових несправностей двигуна.

Для аналізу поточного стану та траєкторії руху двигуна в просторі критеріїв з метою віднесення його до одного з класів стану запропоновано в якості доповнюючих один одного три методи: допускового контролю, імовірний та спуску по напрямках розвитку типових несправностей.

Метод допускового контролю передбачає поділ простору критеріїв на відповідні встановленим класам стану прямокутні паралелепіпеди і фактично зводиться до аналізу незалежних часових рядів критеріїв. Відмічено, що при реалізації методу допускового контролю кордони класів станів доцільно назначати для кожного із діагностуємих двигунів індивідуально, наприклад, по даним його останніх стендових випробувань. Така рекомендація обґрунтована наведеними в главі результатами статистичного аналізу даних прийнятно-сдаточних випробувань групи із 100 двигунів ТБ2-117 на стендах заводу 404 ЦА після

ремонту.

Імовірний метод передбачає наявність опису класів стану двигунів у вигляді заданих деяким чином густин їх розподілення в просторі критеріїв. Ці описи можуть бути одержані або на основі даних статистичного моделювання поведінки двигунів, які належать до різних класів, або, що краще, на основі даних штатного контролю та спеціальних випробувань таких двигунів. Зручною формою опису класу є апроксимація відповідного йому спостережуваного розподілу нормальним розподілом системи випадкових величин. При наявності опису класів критеріальний простір може бути розділений між ними для мети розпізнавання, при цьому, очевидно, повинні бути прийняті до уваги априорні імовірності належності двигуна до різних класів та "ціни" можливих помилок розпізнавання. Ефективність імовірного методу залежить від сепарабельності розподілів розпізнаваних класів. Наявність вказаної якості в ряді практичних випадків ілюструється представленими на рис. 1 та 2 розподілами на критеріальних площинах деяких важливих класів стану авіаційних двигунів ТВ2-117 та Д-36. Хрестами позначено положення деяких конкретних екземплярів двигунів, що належать до розглядаємих класів; зображені еліптичні лінії однакових значень густини нормальних розподілів, що апроксимують спостережуємі; вказані параметри апроксимуючих розподілів: математичне чекання (m), середньквдратичне відхилення (σ) та коефіцієнт кореляції (ρ) критеріїв. Дані по двигунам ТВ2-117 були одержані в результаті спеціальних випробувань семи двигунів Анадирського ОАЗ на стендах заводу 404 ЦА в 1988 році: по закінченні контрольних міжремонтних періодів експлуатації двигуни були випробувані, всупереч існуючому регламенту, до проведення ремонту, а результати цих випробувань були співставлені з результатами випробувань двигунів перед контрольними міжремонтними періодами експлуатації. Дані по двигунам Д-36 були взяті із архіву автоматизованої системи ТОР-42, розробленої в КМУЦА і реалізуючої в Биковському ОАЗ моніторинг стану та використання приписного парку літаків Як-42.

Метод спуску по напрямках розвитку типових несправностей передбачає відомими взаємозв'язкі між відхиленнями критеріїв стану двигуна, обумовленими появою в ньому вказаних

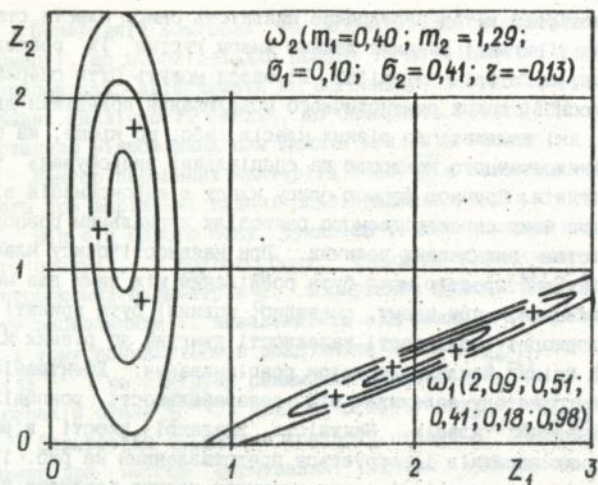


Рис.1. Класи станів двигунів ТВ2-117 після вироблення мікрремонтного ресурсу на площі первинних критеріїв стану Z_1 та Z_2 (нормалізовані відхилення від похідних значень приведені до стандартного номінального земного режиму частоти обертання компресора та витрати палива) за даними спеціальних стендових випробувань. Еліпси - лінії рівних значень густоти апроксимуючого нормального розподілення, які відповідають значенням аргументу 1,2,3. Клас ω_1 - двигуни з нормальною деградацією стану, ω_2 - двигуни з підвищеною деградацією проточної частини турбіни

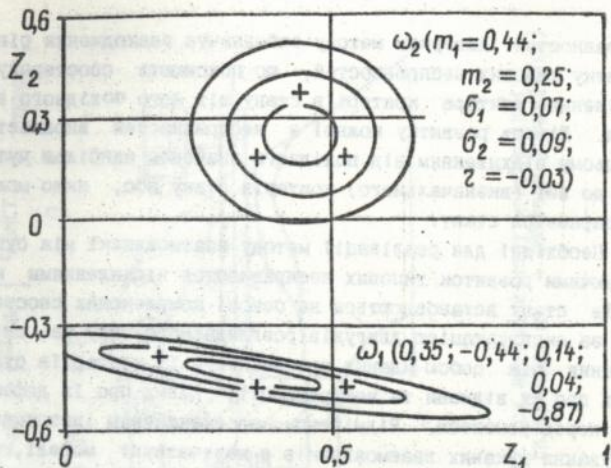


Рис.2. Класи станів двигунів Д-36 перед відказом в експлуатації на площі первинних критеріїв стану Z_1 та Z_2 (нормалізовані відхилення від похідних значень приведені до стандартного крейсерського польотного режиму частот обертання роторів низького тиску та високого тиску) за даними АСУ ТР-42. Еліпси - лінії рівних значень густоти апроксимуючого нормального розподілення, які відповідають значенням аргументу 1, 2, 3. Клас ω_1 - зруйнування опори ТВТ, ω_2 - змінення робочих лопаток КВТ

несправностей. Алгоритм методу забезпечує знаходження рівнів розвитку типових несправностей, що пояснюють спостережуєме відхилення вектора критеріїв стану від його похідного значення. Рівень розвитку кожної з несправностей виражається при цьому відхиленням від похідного значення найбільш чутливого до неї (визначального) критерія стану або, якщо можливо, параметра стану.

Необхідні для реалізації методу взаємозв'язки між супроводжуваними розвитком типових несправностей відхиленнями критеріїв стану встановлюються на основі комплексних спостережень за експлуатацією двигунів розглядаемого типу та співставлення між собою даних про змінення їх критеріїв стану, даних про їх відмови та несправності, даних про їх дефектацію перед ремонтом. Відмічено, що ефективним інструментом формування шуканих взаємозв'язків є математичні моделі, які описують поведінку двигуна в просторах векторів груп його контрольюємих параметрів \vec{a} в залежності від значення вектора параметрів його стану \vec{z} . Такі моделі дозволяють одержувати матриці коефіцієнтів впливу (МКВ) параметрів стану двигуна на критерії його стану. Зокрема, математична модель робочого процесу двигуна дає можливість одержувати МКВ параметрів стану його проточної частини на критерії стану, що формується на базі контрольюємих параметрів робочого процесу.

Третя глава дисертації присвячена розробці математичної моделі робочого процесу турбовального двигуна і напрямків її застосування для вдосконалення методів діагностування проточної частини.

Розроблена нелінійна другого рівня складності модель робочого процесу турбовального двигуна ТБ2-117 (рис. 3). Модель вирішує пряму задачу знаходження значень параметрів усталеного функціонування двигуна на основі відомих значень параметрів стану проточної частини та режимних параметрів. Група режимних включає до себе 8 зовнішніх та 2 внутрішніх режимних параметри (у відповідності з двома управляючими факторами робочого процесу). Достойністю розробленої моделі є можливість задавати робочий процес різними комбінаціями внутрішніх режимних параметрів, що вибираються із числа параметрів функціонування, які беруть участь в описі об'єкту. В якості модельних параметрів стану застосовуються масштаби

- II -

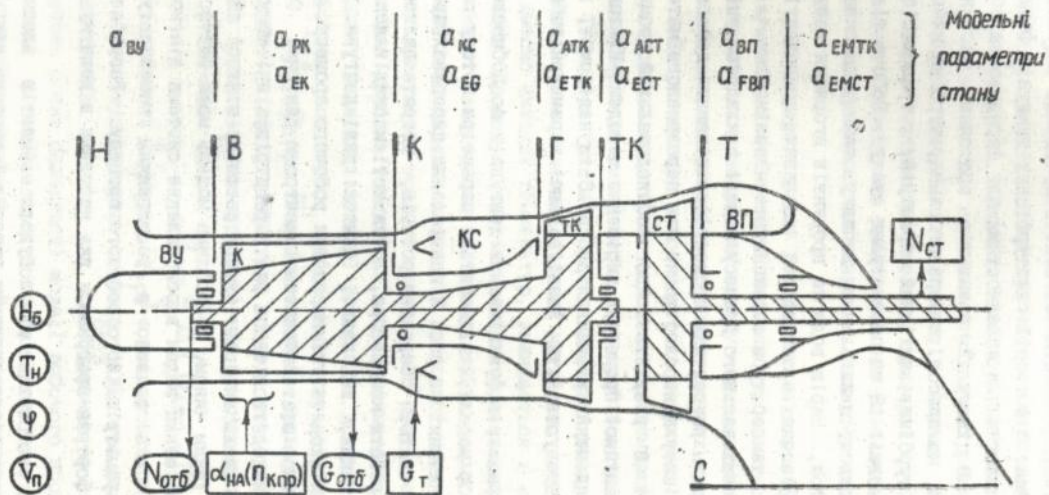


Рис.3. Схема проточної частини двигуна TB2-II7 при математичному моделюванні його робочого процесу (\circ - зовнішні режимні параметри, \equiv - фактори управління)

вихідних змінних характеристик елементів проточної частини, які задані в прийнятій в теорії газотурбінних двигунів формі таблично або аналітичними залежностями для середньостатистичного двигуна. В цілому 7 елементів проточної частини (вхідний пристрій, компресор, камера згоряння, турбіна компресора, вільна турбіна, вихідний пристрій, трансмісія) представлені в моделі 13-ма параметрами стану. Робоче тіло двигуна розглядається, в загальному випадку, таким, що складається з повітря, парів води та продуктів згоряння газу. Залежності теплофізичних властивостей вказаних компонентів робочого тіла від температури апроксимуються поліномами.

В основу обчислювального процесу моделі покладено універсальний алгоритм розрахунку процесу функціонування деякого безперервного об'єкту контролю, що не має нерозривного математичного опису. В результаті цього обчислювальний процес зведений до ітераційної процедури вирішення методом Ньютона системи трансцендентних рівнянь відносно 6-ти невідомих, в якості яких застосовуються, так звані, задаючі параметри робочого процесу.

До числа параметрів функціонування двигуна, що обчислюються за допомогою моделі, відносяться параметри потоку робочого тіла в показаних на рис. 3 контрольних перерізах проточної частини, частоти обертання роторів, витрата палива, запас стійкості роботи компресора, потужності каскадів лопатевих машин, а також, так звані, основні дані двигуна. До складу моделюємих входять усі параметри робочого процесу, що вимірюються існуючою штатною системою контролю двигуна. Серед моделюємих знаходиться також ряд параметрів, які можуть бути включені до числа вимірюємих при розвитку штатної системи контролю. Таким чином, розроблена модель може застосовуватись для вирішення задач вдосконалення системи діагностування двигуна, яке зв'язано з розширенням номенклатури контролюємих параметрів його робочого процесу. Розроблену модель реалізує фортран-програма, яка наведена в додатку 1 до дисертації.

Модель була застосована для побудови елементів вдосконаленого алгоритму діагностування проточної частини двигуна TB2-117. Була розроблена методика формування первинних критеріїв стану проточної частини шляхом приведення параметрів

робочого процесу до трьох стандартних режимів контролю, що характеризуються значеннями частот обертання роторів: земного номінального, земного альтного, польотного крейсерського. Окрім того для вказаних стандартних режимів контролю були знайдені матриці коефіцієнтів впливу параметрів стану проточної частини на первинні критерії її стану і тим самим створені передумови реалізації при розпізнаванні класів станів методу спуску по напрямках розвитку типових несправностей.

В четвертій главі розглядаються перспективні підходи до діагностування проточної частини турбовального двигуна, які пов'язані з розширенням складу контролюємих параметрів його робочого процесу та формування вторинних критеріїв стану.

Запропоновано метод контролю потужності вільної турбіни газотурбінного двигуна, оснований на вимірюванні температури гальмування та тиску перед цією турбіною та частоти обертання її ротора (рис.4). Метод оснований на припущенні, що характеристика власне вільної турбіни, яка працює в умовах відносно низьких температур, залишається в експлуатації незмінною. Пропонується, таким чином, розглядати вільну турбіну в якості своєрідного датчика стану більш навантажених і більш пошкоджених елементів проточної частини. При зробленому припущенні можливо представити потужність, яку розвиває вільна турбіна (та двигун в цілому) на деякому стандартному режимі, у вигляді функції приведених до цього режиму значень вказаних вище трьох контролюємих параметрів робочого процесу: T_{1np}^* , P_{1np} , n_{np} (величина n приводиться, на відмінність від інших, не до умов перед повітрягабірником, а до умов перед вільною турбіною). Цю функцію доцільно представити у вигляді

$$N_{np} = B(p_{1np}, n'_{np}) \sqrt{T_{1np}^*},$$

де залежність $B(p_{1np}, n'_{np})$ є універсальною в тому плані, що забезпечує контроль потужності двигуна на кожному із його стандартних режимів, і може ^{бути} одержана на основі нелінійної другого рівня складності моделі робочого процесу в проточній частині вільної турбіни та вихідного пристрою (дифузійного або конфузійного). На рис. 5 представлена одержана таким чином номограма $B(p_{1np}, n'_{np})$ для ТВАД ГТД-350.

Багато типових несправностей гарячих елементів проточ-

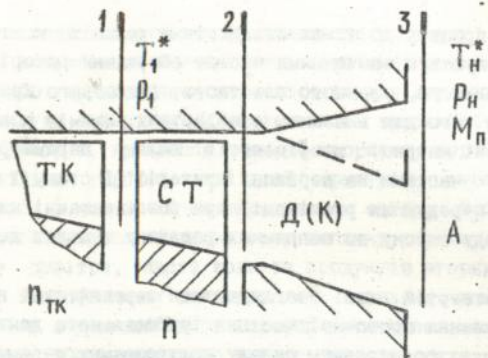


Рис.4. Схема вимірювань при реалізації методу контролю потужності вільної турбіни ГТД

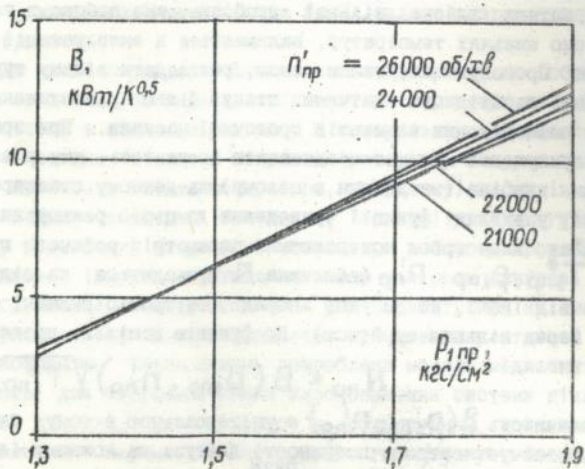


Рис.5. Номограма залежності $B(p_{1np}, \rho'_{np})$ для двигуна ГТД-350

ної частини газотурбінного двигуна можуть бути виявлені на основі контролю структури потоку в перерізі за турбіною. Запропоновано виконувати вимірювання розподілення параметрів потоку по перерізу двигуна за його турбіною при періодичних технічних обслуговуваннях за допомогою змінних дренажів корпусу, радіальних гребінок термопар та пневмометричних гребінок, розраховувати на основі результатів вимірювання значення критеріїв нерівномірності кільцевого потоку, розглядаючи їх в якості вторинних критеріїв стану проточної частини двигуна.

П'ята глава присвячена опису міроприємств, які розроблені з метою підвищення надійності функціональних систем ТВаД ТВ2-117.

Існуюча система обмеження температури стає непрацездатною у випадку падіння тиску палива в каналі А агрегату ІМ-40 (рис. 6) і спрацювання пружини Б. Шляхом введення додатково каналу аливу палива Г ліквідовано даний конструктивний дефект.

Ефективність системи протиобледеніння двигуна може бути підвищена шляхом більш раціонального профілювання вихідних створів повітрязбірника та використання для живлення системи більш горячого повітря.

Запропоновано при проведенні контролю справності двигуна враховувати можливість впливу на роботу масляної системи суміжних з нею паливної та дренажної систем.

Основні висновки.

1. На основі аналізу структури та характеристик елементів інформаційного забезпечення діагностування вертольотних силових установок розроблені рекомендації по його вдосконаленню.

2. Запропоновано трьохетапна процедура обробки діагностичної інформації авіаційного двигуна, що завершується прийняттям рішення про віднесення його поточного стану до одного із установлених класів стану.

3. Розроблено нелінійна другого рівня складності математична модель робочого процесу турбовального двигуна ТВ2-117, що придатна для вирішення задач управління процесами його експлуатації; за допомогою моделі створено елементи вдосконаленого алгоритму діагностування проточної частини.

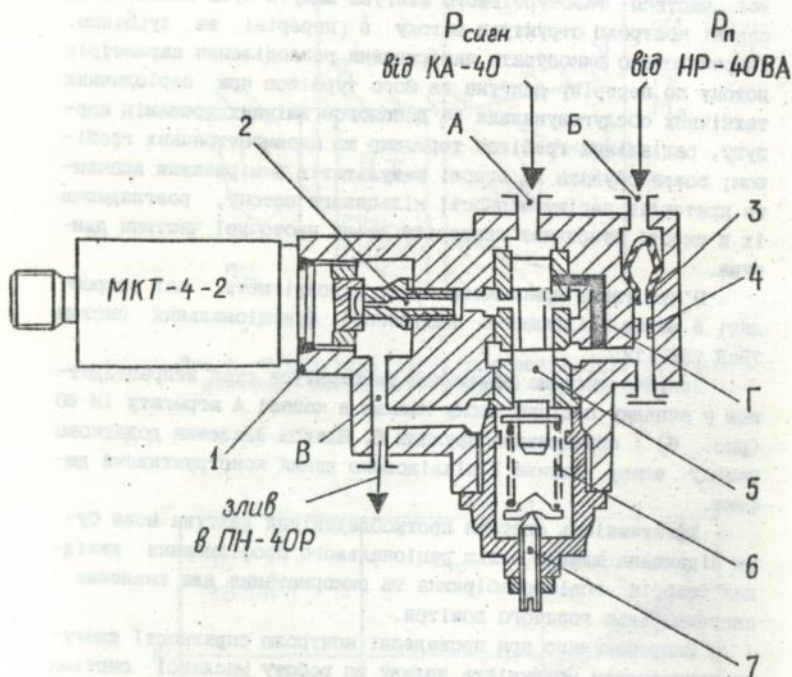


Рис.6. Виконавчий механізм ІМ-40: 1 - клапан електромагнітний; 2 - жиклер; 3 - жиклер з фільтром; 4 - змінний жиклер; 5 - клапан блокування; 6 - пружина; 7 - гвинт регулюючий; А - канал підведення сигнального тиску палива від агрегату КА-40; Б - канал підведення палива з камери сервомеханізму агрегату НР-40ВА (НР-40ВГ) до клапана блокування агрегату ІМ-40; В - канал зливання палива з агрегату ІМ-40 в агрегат ПН-40Р; Г - додатковий канал зливання палива з камери сервомеханізму агрегату НР-40ВА (НР-40ВГ) при відсутності сигнального тиску в каналі А

4. Розроблено метод контролю потужності вільної турбіни авіаційного газотурбінного двигуна на основі вимірювань температури гальмування та тиску перед нею та частоти обертання її ротора.

5. Запропоновано використовувати критерії нерівномірності потоку в вихідному перерізі турбіни авіаційного газотурбінного двигуна в якості критеріїв стану його проточної частини.

6. Розроблено комплекс конструктивних та організаційних міроприємств, що направлені на підвищення надійності функціональних систем турбовального двигуна ТВ2-117: обмеження температури, протиобledenня, масляної.

Публікації по темі дисертаційної роботи

1. Денисюк П.И., Королев П.В. Способ диагностирования авиационного газотурбинного двигателя со свободной турбиной. Описание изобретения к патенту СССР N 1811800. -М.: ВНИИПИ, 1993. -8 с.

2. Денисюк П.И., Королев П.В., Моца В.Г., Якушенко А.С. Контроль мощности свободной турбины авиационного газотурбинного двигателя // Проблемы управления технической эксплуатацией авиационной техники: Сб. науч. тр. -К.: КМУТА, 1996. -С. 66-70.

3. Денисюк П.И., Королев П.В., Лукомский В.П., Янко А.К. Нелинейная математическая модель непрерывного объекта диагностирования // Автоматизированные системы обработки информации: Сб. науч. тр. -К.: КМУТА, 1996. -С. 103-109.

4. Денисюк П.И. Повышение надежности системы ограничения температуры газов двигателя вертолета Ми-8. -К.: Дел. в ГНТЕ Украины, N 849-Уж94, 1994. -5 с.

5. Денисюк П.И., Королев П.В. Повышение эксплуатационной надежности силовой установки вертолета Ми-8. -К.: Дел. в ГНТЕ Украины, N 848-Уж94, 1994. -4 с.

6. Денисюк П.И., Моца В.Г., Якушенко А.С. Диагностирование авиационного газотурбинного двигателя со свободной турбиной. -К.: Дел. в ГНТЕ Украины, N 1781-Уж94, 1994. -6 с.

7. Денисюк П.И., Лукомский В.П., Моца В.Г. Математическое моделирование непрерывного объекта диагностирования. -К.: Дел. в ГНТЕ Украины, N 1782-Уж94, 1994. -7 с.

S U M M A R Y

Denisjuk P.I. The improvement of the helicopter gas turbine power plant diagnostics system. Doctorate aspirant dissertation of a candidate of technical sciences on speciality 05.22.14 "Air Transport Maintenance", the Kyiv International University of Civil Aviation, Kyiv, 1996.

A three stage procedure of aviation engine diagnosticating has been developed which makes it possible to classify it as to its state of condition.

The mathematical model of the turbo-shaft engine of the second level of complexity has been developed and the ways of its application have been found to improve through flow tract diagnostic methods.

The promising approaches to the turbo-shaft engine through flow tract diagnosticating have been suggested based on increasing the number of the operation parameters being monitored and the formation of secondary condition criteria.

The power control method for the gas turbine engine with a free operated turbine has been developed which is based on braking temperature measurements and the pressure in front of the turbine as well as rotor revolutions per minute.

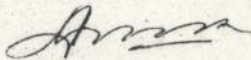
There have been developed some innovations aimed at the increase of the TE2-117 engine functional systems maintenance reliability: temperature limiting, de-icing and oil systems.

Аннотация

Демиски П. И. Совершенствование системы диагностирования газотурбинных силовых установок вертолетов. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта". Киевский международный университет гражданской авиации, Киев, 1996. с

Разработана трехэтапная процедура диагностирования авиационного двигателя, завершающаяся решением об отнесении его к одному из установленных классов состояний. Разработана математическая модель рабочего процесса турбовального двигателя 2-го уровня сложности и определены пути ее применения для совершенствования методов диагностирования проточной части. Предложены перспективные подходы к диагностированию проточной части турбовального двигателя, основанные на расширении состава контролируемых параметров рабочего процесса и формировании вторичных критериев состояния. Разработан метод контроля мощности газотурбинного двигателя со свободной турбиной на основе измерений температуры торможения и давления перед ней и частоты вращения ее ротора. Разработаны мероприятия, направленные на повышение эксплуатационной надежности функциональных систем двигателя ТР2-117: ограничения температуры, противообледенительной, масляной.

Ключові слова: авіаційна силова установка, експлуатаційна надійність, інформаційне забезпечення діагностування, первинні та вторинні критерії стану, розпізнавання класів станів, математичне моделювання робочого процесу авіаційного двигуна.



Піпписано до друку 25.03.91. Формат 60x84/16. Папір лувкарський 80.
Офсетний друк. Ум.фарбовіліб. 6. Ум.лук.арк.1,16.Обл.вил.арк.1,25.
Тираж 100 прим. Замовлення № 73-І. Ціна . Вил. №199/Ш.

Вилавництво ЮМ/ЦА.

252058. Київ-58, проспект Космонавта Комарова, І.

AB 34.554