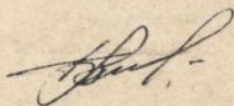


КИЇВСЬКИЙ МІЖНАРОДНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

на правах рукопису

МОІСЄЄВ Борис Михайлович



ДІАГНОСТУВАННЯ ПРОТОЧНОЇ ЧАСТИНИ ГТД НА НЕСТАЛИХ РЕЖИМАХ
ЙОГО РОБОТИ

Спеціальність 05.22.14 "Експлуатація повітряного транспорту"

АВТОРЕФЕРАТ
дисертації на здобуття вченого ступеня кандидата технічних наук

Київ 1996



00753722 (Q)

Роботою є рукопис.

Робота виконана на кафедрі Авіації
університету цивільної авіації

Наукові керівники:

доктор технічних наук,
старший науковий співробітник
Кулик Микола Сергійович
кандидат технічних наук,
доцент Дмитрієв Сергій Олексійович

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук,
професор Комаров Андрій Олександрович
кандидат технічних наук
Сікорський Євген Олександрович

Провідна організація:

Київське державне авіапідприємство авіакомпанії "Авіалінії України"

Захист відбудеться "27" червня 1996р. о 15 годині на засіданні спеціалізованої
вченої Ради Д01.35.04 при Київському міжнародному університеті цивільної
авіації за адресою:

252058, Київ-58, проспект Космонавта Комарова, 1, КМУЦА.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці КМУЦА.

Автореферат розісланий "24" травня 1996 року.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої Ради,
доктор технічних наук

М.С. Кулик

Актуальність теми

Існуючі параметричні методи діагностування базуються на інформації, яку одержують на стаціонарних режимах роботи газотурбінного двигуна (ГТД). Однак деякі несправності (наприклад, зменшення запаса стійкості компресора по помпажу) не обов'язково погіршують роботу ГТД на сталих режимах, але можуть істотно понизити надійність роботи двигуна в умовах нестаціонарності. Використання методик, що базуються на інформації про стаціонарні режими, для умов нестаціонарності стає неефективним, а в деяких випадках навіть неможливим. Тому виникає необхідність створення методів діагностування, які б враховували нестаціонарні процеси, що виникають під час зміни режиму роботи двигуна.

В даний час практично відсутні роботи, які були б присвячені теоретичному, а тим більше експериментальному дослідженню процесів, що протікають в аналітичних ГТД на несталих режимах їх роботи. Це пов'язано з тим, що експлуатовані типи двигунів мають низьку контролездатність, а також і тим, що відсутні ефективні бортові системи реєстрації, які були б здатні зафіксувати динаміку зміни основних параметрів роботи двигуна. Все це суттєво стримує процес створення сучасних методів і засобів оцінки технічного стану (ТС) ГТД, особливо на несталих режимах його роботи.

Поява двигунів нового покоління, обладнаних складними електронними пристроями збирання та посередньої обробки польотної інформації, а також потужними засобами обчислювальної техніки, які дозволяють вводити, обробляти і зберігати великі обсяги параметричної і службової інформації, що формується під час льотної експлуатації та наземного технічного обслуговування ГТД, дозволяє значно розширити перелік вирішуваних в процесі діагностування задач, у тому числі і на перехідних (змінних) режимах.

Метою дисертаційної роботи є розробка методики діагностування ГТД з використанням параметрів, що реєструються на перехідних режимах його роботи.

Поставлена мета досягається вирішенням наступних задач:

- розробкою математичної моделі (ММ) робочого процесу ГТД на перехідних режимах роботи;
- розробкою експериментального стенду і проведенням досліджень впливу різноманітних видів несправностей на протікання перехідних процесів і оцінкою чутливості діагностичних ознак;
- розробкою принципів ідентифікації несправностей проточної частини ГТД з використанням ММ робочого процесу двигуна на перехідних режимах його роботи і проведенням порівняльної оцінки інформативності параметрів, що заміряються на сталих і перехідних режимах роботи двигуна;

- розробкою математичного, алгоритмічного і програмного забезпечення методики діагностування ТС ГТД стосовно одновального ТРД;

Наукова новизна

- розроблена ММ робочого процесу одновального ТРД, що описує його динамічну характеристику, яка дозволяє розраховувати змінювання основних параметрів робочого процесу вздовж лінії регулювання перехідного процесу;
- отримані експериментальні дані по впливу різноманітних видів несправностей проточної частини на змінювання динамічних параметрів двигуна;
- розроблені діагностичні комплекси параметрів, незалежні від зовнішніх умов, які реагують тільки на змінювання ТС ГТД;
- розроблено математичне і алгоритмічне забезпечення методики діагностування ГТД за допомогою параметрів, що ресструються на перехідних режимах його роботи.

Практична цінність

- розроблена методика діагностування за допомогою параметрів, що ресструються на перехідних режимах роботи ГТД, яка впроваджена в Пермському АТ "Авиадвигатель" і використовується для оцінки ТС двигуна під час стендових випробувань;
- розроблена математична модель і алгоритми діагностування можуть бути використані в АС оцінки ТС ГТД в експлуатації.

Апробація роботи

Основні результати дисертаційної роботи доповідались і одержали позитивну оцінку на: Міжнародній НТК "Современные научно-технические проблемы гражданской авиации" (м. Москва, травень 1996 р.); Всесоюзній НТК "Научно-технический прогресс и эксплуатации воздушного транспорта" (м. Москва, квітень 1990 р.); звітних науково-технічних конференціях КМУЦА (м. Київ, 1994-1996 рр.); науково-технічному семінарі АТ "Авиадвигатель" (м. Пермь, березень 1996 р.).

Публікації

За результатами виконаних досліджень опубліковано 11 робіт.

Структура і обсяг роботи

Дисертаційна робота складається із передмови, чотирьох глав, висновків, списку літератури із 126 найменувань і додатків.

Загальний обсяг роботи- 167 сторінок, у тому числі 29 рисунків і 2 додатки.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **передмові** обгрунтована актуальність теми, вказані основні положення, які визначають наукове та практичне значення роботи.

У **першій главі** проводиться аналіз відмов та несправностей авіаційних ГТД, що дозволило 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 двигунів з експлуатації, можна зробити висновок про те, що незалежно від типу двигуна і регіону експлуатації, більша частина несправностей припадає на проточну частину двигуна. До них необхідно віднести забойни та погнутості елементів конструкції проточної частини двигуна, зменшення запасу газодинамічної стійкості компресора по помпажу, корозійно-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 несправностей 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.

У **другій главі** вирішуються задачі математичного моделювання робочого процесу ГТД на несталих режимах його роботи. Для цього використовується спрощена ММ, яка враховує лінійне відхилення динамічних параметрів від лінії робочих режимів (ЛРР) і описує динамічну характеристику, побудовану в координатах $G_{T, np} = f(n_{np})$.

ММ одновального ТРД представлена у вигляді системи рівнянь:

$$\left. \begin{aligned} n &= K_{nG_m} \Delta G_{m, u36} + K_{nS} \Delta S; \\ y &= y_{ycm}(n) + K_{yG_m} \Delta G_{m, u36} + K_{yS} \Delta S; \\ \Delta G_{m, u36} &= G_m - G_{m, ycm}(n); \\ \Delta S &= n - n_{ycm}(G_{m, ycm}), \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

де n -частота обертання ротора; G_T -витрата палива; $K_{nG_T} = \partial n / \partial G_T$, $K_{yG_T} = \partial y / \partial G_T$ - динамічні коефіцієнти підсилення по подаванню палива при

$n=n_0=const$; $K_{ns}=\partial n/\partial S$, $K_{y,s}=\partial y/\partial S$ -коєфіцієнти підсилення по частоті обертання ротора; u -любий параметр робочого процесу (T_r^* , T_k^* , π_k^* і т.і.).

Приведена система рівнянь дозволяє розраховувати зміну параметрів робочого тіла в перехідних процесах, а також основні динамічні параметри ГТД (T_d , t_d , K_d , ρ , ρ_d).

Аналіз змінювання основних динамічних параметрів двигуна на перехідних режимах його роботи, а також коєфіцієнтів підсилення (K_{nGt} , K_{ns} , K_{yGt} , $K_{y,s}$), 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 коєфіцієнту приведення даного параметра. Найбільш прийнятними комплексами для одновального ТРД є: $K_1=G_T/P_k^*=const$, $K_3=G_T/(nP_k^*)=const$, де P_k^* - тиск загальмованого потоку за компресором. Отже, лінія регулювання задовільно описується рівнянням прямої $G_T/P_k^*=An+B$, де A , B - постійні величини.

Таким чином, для любого конкретного типу газотурбинного двигуна по результатам його випробувань на перехідних режимах на початку експлуатації завжди можна підібрати один або ж декілька комплексів параметрів, які залишаються постійними вздовж лінії регулювання (запуск, прийомистість, 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 перехідних режимів ГТД.

В третій главі наводиться опис експериментального газодинамічного стенду (ГДС) і керуючого обчислювального комплексу (КОК), які дозволяють досліджувати перехідні процеси і оцінювати вплив несправностей та відмов основних вузлів ГТД, спричинених певними експлуатаційними факторами. Окрім того, в цій главі представлені методика проведення експериментальних досліджень, а також метрологічна оцінка каналів реєстрації параметрів.

ГДС виконано на базі серійного ГТД РУ19А-300. Вибір цього двигуна обумовлений тим, що всі основні вузли його проточної частини і більшість їх конструктивних елементів можна замінювати в експлуатаційних умовах.

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 і аналізу параметричної інформації з заданою частотою, яка б характеризувала швидкоплинні процеси на перехідних режимах роботи ГТД.

Для проведення досліджень по визначенні впливу забоїв було підібрано на авіаремонтному заводі робоче колесо першої ступені компресора двигуна РУ19А-300 з глибокими (3-5мм) одиничними забоїнами, розташованими на передній кромці і на кінці пера лопатки. Довжина забоїв складала $b = 8-12$ мм. Відносна пошкодженість кожної лопатки S оцінювалась як $S = b/h$, де h -висота пера лопатки. Пошкодженість всього робочого колеса оцінювалась виразом $S_{рк} = S_{ср}(Z_{п}/Z_{рк})$, де $S_{рк}$ -пошкодженість робочого колеса, $Z_{п}$ -кількість пошкоджених лопаток, $Z_{рк}$ - загальна кількість лопаток в робочому колесі, $S_{ср}$ -середня пошкодженість лопатки, де n - кількість забоїв, b_i -довжина i -ої забоїни, h - висота пера лопатки ($h = 9,1 \cdot 10^{-2}$ м).

Такі несправності, як корозія і ерозія лопаток, обгар робочих лопаток турбіни, забруднення проточної частини призводять до зміни шорсткості поверхонь лопаток. Тому для їх імітації поверхні лопаток покривались зернами наждачного абразиву, який зв'язувався з поверхнею пера лопатки за допомогою рідкого скла.

Перед установкою пошкодженого вузла на двигун при дослідженні відповідного виду пошкодження проводилось зняття дресельної і динамічної характеристики двигуна при вихідному ТС. Після чого проводилась установка в двигун вузла з пошкодженням, і знімались ті ж характеристики двигуна. Модельовані несправності компресора і турбіни одержали наступні умовні назви: "шорсткість компресора", "шорсткість турбіни", "заміна 1-ої ступені компресора".

У четвертій главі 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. На основі проведених в роботі

експериментальних і теоретичних досліджень створена методика діагностування проточної частини двигуна в експлуатації на несталих режимах його роботи.

Достовірність любого методу діагностування багато де 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.

Дослідження впливу різноманітних несправностей на протікання перехідних процесів однофазного ТРД дозволило оцінити кореляційні зв'язки поміж величиною пошкодження певного вузла і параметрами робочого процесу двигуна. Однак використання цих параметрів для діагностування на перехідних режимах роботи ГТД пов'язане з певними труднощами, викликаними різницею частот обертання початку перехідного процесу в порівнюваних вибірках параметрів, швидкості переміщення важеля керування двигуном (ВКД), різницею у відхиленнях вимірюваних параметрів в кожний момент часу при зміні ТС двигуна. Тому для оцінки ТС ГТД використані комплекси параметрів, які залишаються незмінними вздовж лінії регулювання.

На *рис.1,а,б* приведені траєкторії прийомистості ТРД при модельованих видах несправностей його проточної частини. Із графика видно, що в момент початкового кидка палива комплекс G_T/P_K^* різко зростає, в діапазоні частот обертання $7500 \leq n \leq 12000^{об}/хв$ ($0.45 \leq n \leq 0.75$) спостерігається повільне зростання цього комплексу параметрів, а поблизу максимальних обертів (вихід на обмеження по температурі T_r^*) параметр G_T/P_K^* інтенсивно зменшується.

Апроксимація траєкторії прийомистості (*рис.1,б*) на ділянці плавної зміни цього комплексу показала, що максимальний коефіцієнт кореляції поміж експериментальною і апроксимованою залежностями одержується для лінійного закону. Тому закон керування цього двигуна на видокремленій ділянці лінії прийомистості можна описати рівнянням прямої $G_T/P_K^* = An + B$.

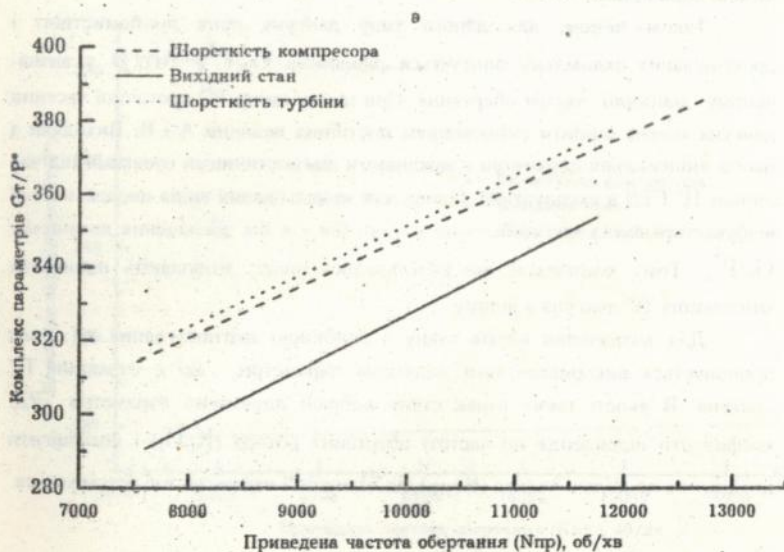
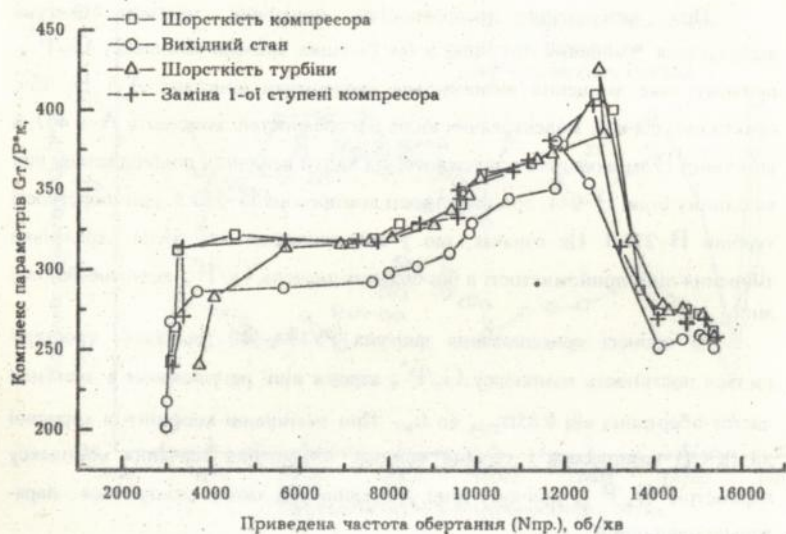


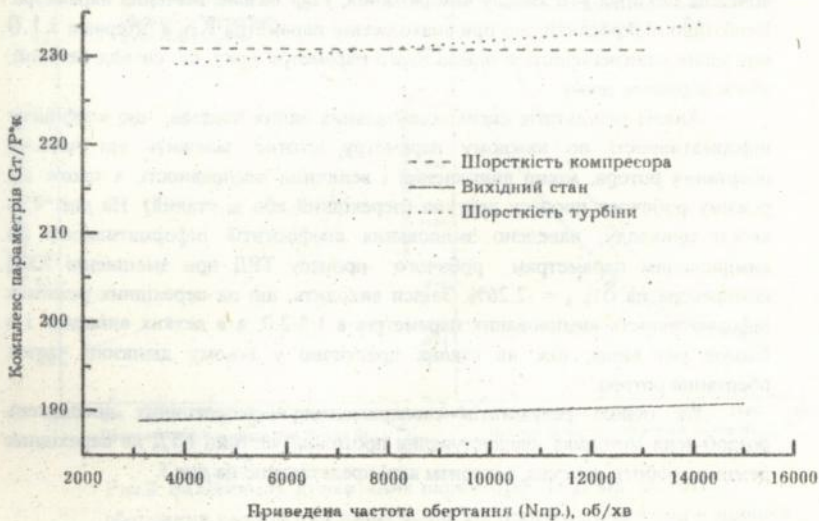
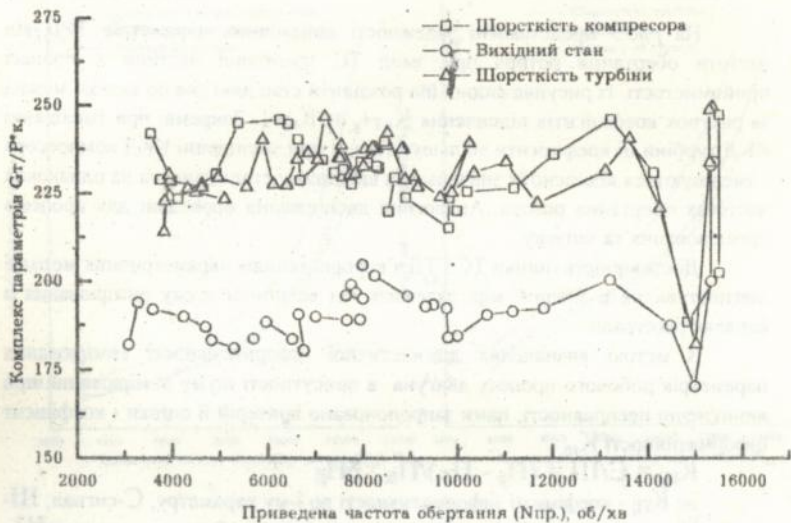
Рис. 1 . Траєкторії прийомистості оновального ТРД при зміні технічного стану його вузлів:
а) експериментальні; б) апроксимовані

При виникненні несправностей проточної частини двигуна відбувається зміщення цих ліній в бік більших значень комплексу G_T/P^*_k , причому таке зміщення визначається значеннями констант A і B . Так, практично для всіх модельованих видів несправностей, константа $A \approx 0,407$, а константа B змінювалась в залежності від виду і величини пошкодження: при вихідному стані $B=244$, при шорсткості компресора $B=272,5$, при шорсткості турбіни $B=276,3$. Це означає, що у всіх випадках має місце паралельне зміщення ліній прийомистості в бік більших значень G_T/P^*_k відносно базової лінії.

В процесі дроселювання двигуна РУ19А-300 (рис. 2,а,б) спостерігається постійність комплексу G_T/P^*_k вздовж лінії регулювання в діапазоні частот обертання від $0,85n_{max}$ до $n_{мг}$. При зменшенні коефіцієнта корисної дії (ККД) компресора і турбіни виникає збільшення значення комплексу параметрів G_T/P^*_k , причому лінії дроселювання також зміщуються паралельно одна одній.

Таким чином, для даного типу двигуна лінія прийомистості і дроселювання задовільно описується рівнянням $G_T/P^*_k = An + B$ у визначеному діапазоні частот обертання. При цьому зміну ТС проточної частини двигуна можна оцінити змінюванням постійних величин A і B . Виходячи з цього, вищевказані параметри є важливими діагностичними ознаками під час оцінки ТС ГТД в експлуатації. Однак для модельованих видів несправностей відбувається зміна цих комплексів в один бік - в бік збільшення комплексу G_T/P^*_k . Тому комплекси, що розглядалися вище, дозволяють оцінювати змінювання ТС двигуна в цілому.

Для визначення класів стану з глибиною діагностування до вузла пропонується використовувати додаткові параметри, які є ознаками ТС двигуна. В якості таких ознак стану вибрані динамічні параметри ТРД: коефіцієнти підсилення по частоті обертання ротора ($K_n\Pi_i$) і коефіцієнти підсилення по подачі палива ($K_{ГП\Pi_i}$), де Π_i -любий параметр, що ресструється.



б

Рис.2 Траекторії дроселювання одновального ТРД при зміні технічного стану його вузлів:
а) експериментальні; б) апроксимовані

На *рис.3* представлені залежності динамічних параметрів ТРД від частоти обертання ротора при зміні ТС проточної частини в процесі прийомистості. Із рисунка видно, що розділити стан двигуна по вузлам можна за рахунок коефіцієнтів підсилення $K_{пТ*к}$ и $K_{пР*т}$. Зокрема, при зменшенні ККД турбіни ці коефіцієнти збільшуються, а при зменшенні ККД компресора - зменшуються відносно їх значень при вихідному стані двигуна на однакових частотах обертання ротора. Аналогічні дослідження проведені для процесів дроселювання та запуску.

Достовірність оцінки ТС ГТД з використанням параметричних методів діагностування в значній мірі залежить від величини шуму вимірювання в каналах ресстрації.

З метою визначення діагностичної інформативності вимірюваних параметрів робочого процесу двигуна в присутності шуму вимірювання при виникненні несправності, нами запропоновано критерій її оцінки - коефіцієнт інформативності $K_{ГІj}$

$$K_{ГІj} = C/Ш = (П_{ji} - П_{бi})/П_{бi} \cdot \delta П_{j};$$

де $K_{ГІj}$ - коефіцієнт інформативності по j -му параметру, C -сигнал, $Ш$ -шум; $П_{ji}$ - значення j -го параметра при i -ій частоті обертання ротора. $\delta П_{j}$ - відносна похибка j -го каналу вимірювання; $П_{бi}$ - базове значення параметра. Необхідно підкреслити, що при знаходженні параметра $K_{ГІj}$ в інтервалі ± 1.0 має місце невизначеність в оцінці цього параметра тому, що сигнал менший, або ж дорівнює шуму.

Аналіз результатів експериментальних даних показав, що коефіцієнт інформативності по кожному параметру істотно залежить від частоти обертання ротора, місця виникнення і величини несправності, а також від режиму робочого процесу двигуна (перехідний або ж сталий). На *рис. 4*, в якості прикладу, наведено змінювання коефіцієнтів інформативності по вимірюваним параметрам робочого процесу ТРД при зменшенні ККД компресора на $\delta \eta_k^* = -2.26\%$. Звідси виходить, що на перехідних режимах інформативність вимірюваних параметрів в 1.5-2.0, а в деяких випадках і в більше раз вища, ніж на сталих практично у всьому діапазоні частот обертання ротора.

На основі результатів експериментально-теоретичних досліджень розроблена методика діагностування проточної частини ГТД на перехідних режимах роботи двигуна, алгоритм якої представлено на *рис. 5*.

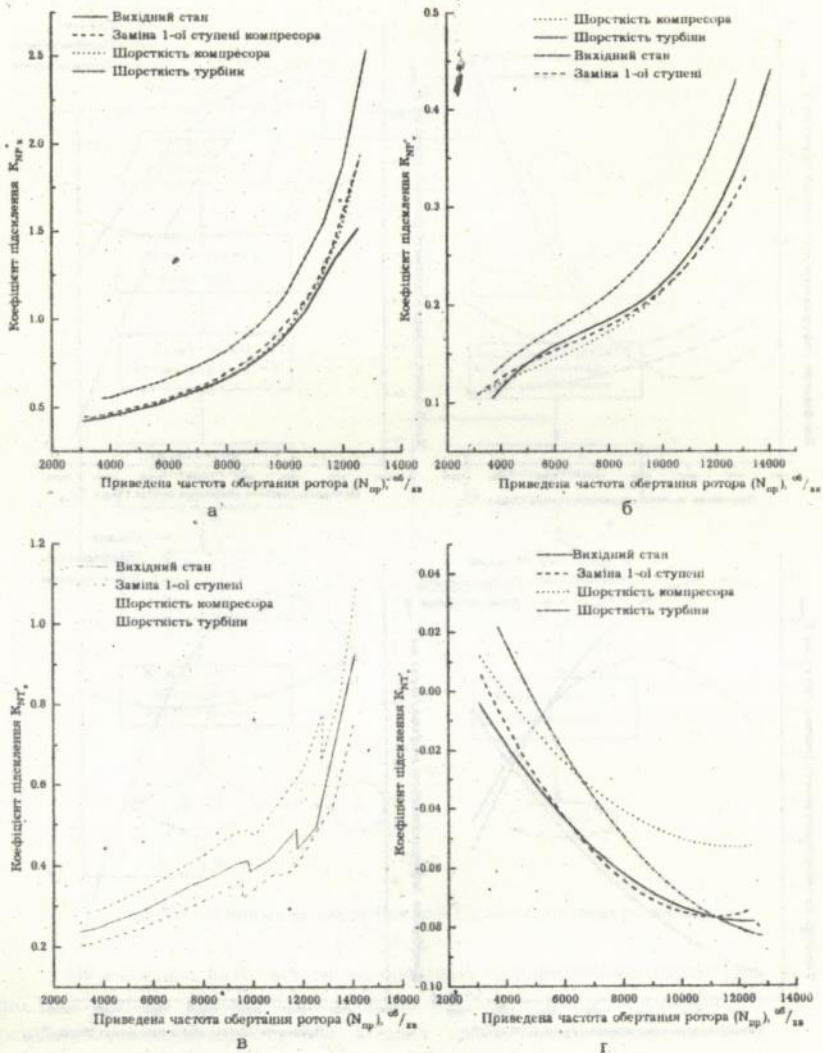


Рис.3. Залежність динамічних параметрів ТРД від частоти обертання ротора при змінюванні ТС проточної частини в процесі прийомистості: а) K_{NP}^* ; б) K_{NP}^* ; в) K_{NT}^* ; г) K_{NT}^* .

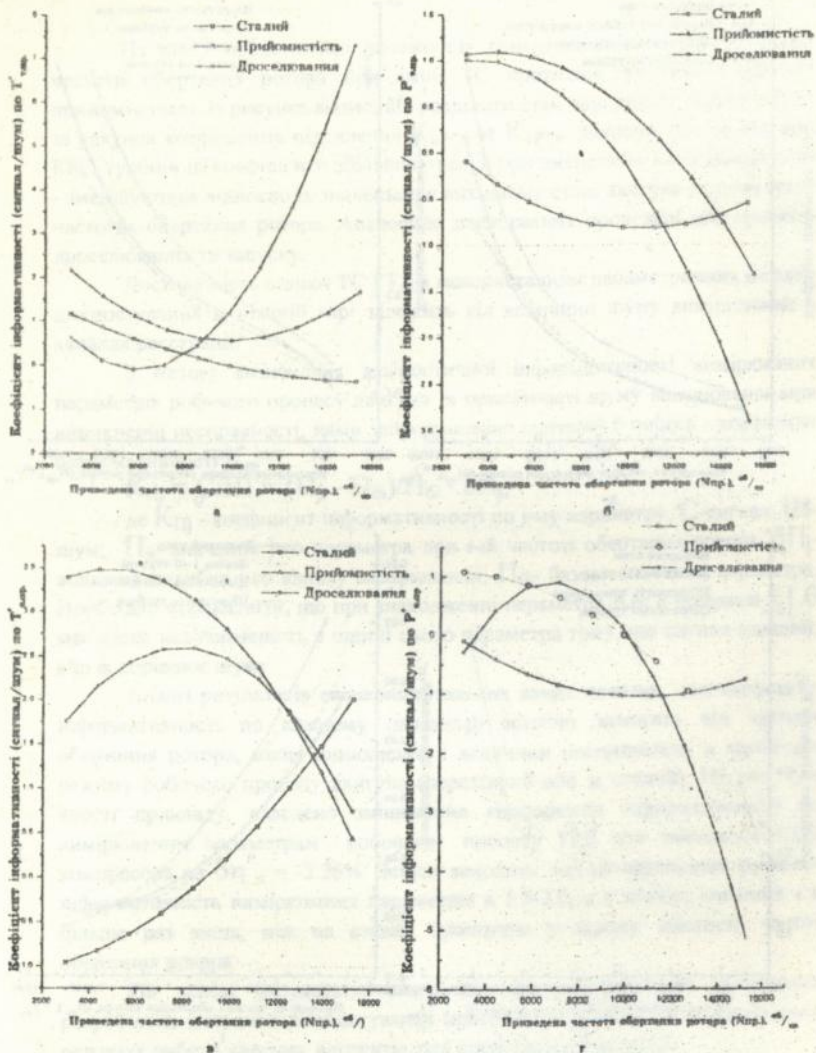


Рис. 4. Змінювання коефіцієнта інформативності параметрів по частоті обертання ротора при $\delta\eta_k = -2.26\%$ (шорсткість компресора):
 а) по температурі газу за турбиною; б) потиску газу за турбиною;
 в) по температурі повітря за компресором; г) по тиску повітря за компресором

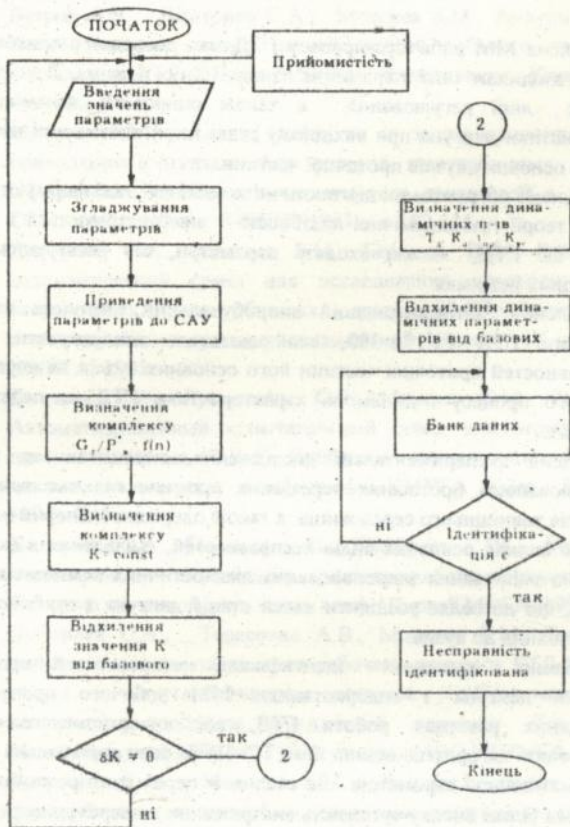


Рис.5 Алгоритм діагностики ГТД на перехідних режимах

Ця методика базується на використанні газодинамічних параметрів, що реструються в процесі експлуатації ГТД на перехідних режимах. В результаті попередньої обробки вхідних даних визначаються значення комплексів і динамічних параметрів ГТД на даний момент часу експлуатації. Після чого здійснюється контроль величини відхилення цих параметрів від їх базового значення і формується експлуатаційний "портрет" несправності. Ідентифікація експлуатаційного "портрету" несправності з теоретичним (розрахованим за допомогою ММ) дає змогу локалізувати місце і величину пошкодження з глибиною діагностування до вузла.

ОСНОВНІ ВИСНОВКИ З РОБОТИ

1. Розроблена ММ робочого процесу ГТД, яка дозволяє розраховувати зміну газодинамічних параметрів на перехідних режимах його роботи вздовж лінії регулювання, а також оцінювати динамічні характеристики двигуна при вихідному стані і при виникненні несправностей основних вузлів проточної частини.
2. Розроблені і обґрунтовані діагностичні комплекси, які формуються на основі теорії газодинамічної подібності і використовуються в якості ознак ТС ГТД, в які входять параметри, що реєструються на перехідних режимах.
3. Розроблено автоматизований випробувальний комплекс на базі серійного ГТД РУ19А-300, який дозволяє досліджувати вплив несправностей проточної частини його основних вузлів на параметри робочого процесу і динамічні характеристики ГТД на перехідних режимах.
4. Проведено експериментальні дослідження, спрямовані на оцінку повторюваності протікання перехідних процесів під час зміни параметрів зовнішнього середовища, а також одержані експериментальні дані по впливу основних видів несправностей, виявлених в експлуатації, на змінування запропонованих діагностичних комплексів параметрів, що дозволяє розділити класи станів двигуна з глибиною діагностування до вузла.
5. Розроблено принципи ідентифікації несправностей проточної частини двигуна з використанням ММ робочого процесу на перехідних режимах роботи ГТД, які використовуються при формуванні алгоритмів оцінки його ТС. Проведена порівняльна оцінка інформативності параметрів на сталих и перехідних режимах, яка показала більш високу чутливість вимірюваних на перехідних режимах параметрів до виникнення несправностей.
6. Розроблено математичне, алгоритмічне і програмне забезпечення методики діагностування ТС ГТД в експлуатації по параметрам, що вимірюються в перехідних процесах.

Результати роботи доповідались в Пермському АТ "Авиадвигатель", на міжнародній конференції в м. Москва і науково-технічних конференціях КМУЦА. Основні положення розробленої методики впроваджені в АТ "Авиадвигатель" (м.Пермь) і використовуються під час стендових випробувань і доводки двигунів ПС-90А.

Основни результати дисертації опубліковані в наступних роботах:

1. Ветров А.Н., Дмитриев С.А., Моисеев Б.М., Амаури Де Карвальо Идентификация математической модели рабочего процесса индивидуального ГТД // Промышленная теплотехника. -Киев:1996.т18.№1. - с.35-42
2. Моисеев Б.М. Анализ дефектов и эксплуатационных факторов, приводящих к отказам опор роторов газотурбинных двигателей // Обеспечение надежности авиационных двигателей в эксплуатации: Сб. научн. тр. -Киев: КИИГА, 1993г. -с.110-114.
3. Дмитриев С.А., Моисеев Б.М., Березлев В.Ф., Кулик Я.О. Газодинамический стенд для исследования переходных процессов авиационных газотурбинных двигателей //Проблемы управления технической эксплуатации авиационной техники: Сб.научн.тр.-Киев: КМУГА, 1995г. -С60.
4. Дмитриев С.А., Лукьяненко О.Е., Моисеев Б.М., Ратынский В.В. Автоматизированный испытательный стенд для отработки методов диагностирования ГТД // Проблемы авиационной техники: Тез. докл. на науч.-техн. конференции КМУГА -Киев: РИО КМУГА. 1994. -С15.
5. Дмитриев С.А., Моисеев Б.М., Шаабдиев С.Ш. Математическое моделирование переходных режимов работы двухвальных ТРДД // Тез. докл. отчетной науч.-техн. конф. -Киев: КМУГА, 1996.
6. Дмитриев С.А., Тарасенко А.В., Моисеев Б.М. Диагностическая информативность параметров рабочего процесса ГТД на установившихся и неуставившихся режимах // Современные научно-технические проблемы гражданской авиации: Тез. докл. на Международной НТК МГТУГА -Москва: РИО МГТУГА.1996.
7. Дмитриев С.А., Моисеев Б.М. Диагностирование авиационных газотурбинных двигателей на переходных режимах его работы // Современные научно-технические проблемы гражданской авиации: Тез. докл. на международной НТК МГТУГА -Москва: РИО МГТУГА.1996.
8. Дмитриев С.А., Моисеев Б.М., Лукьяненко О.Е. Анализ эксплуатационных дефектов опор роторов ГТД //Научно-технический прогресс и эксплуатация воздушного транспорта:Тез. докл. на Всесоюзной НТК МИИГА -Москва: РИО МИИГА. 1990.
9. Моисеев Б.М., Козлов В.В., Ратынский В.В. Выбор времени регистрации параметров газодинамического стенда // Тез. докл. отчетной науч.-техн. конф. -Киев: КМУГА, 1996.

10. Моисеев Б.М. Методика диагностирования проточной части ГТД на переходных режимах // Проблемы авиационной техники. Тез. докл. на научн.-техн. конф. Киев: КМУГА, 1994. -С.15.
11. Лукьяненко О.Е., Моисеев Б.М., Горбатова Е.Б. Подсистема информационной поддержки АС оценки ТС авиационных ГТД // Проблемы авиационной техники. Тез. докл. на научн.-техн. конф. - Киев: КМУГА, 1994. -С.20-21.

АННОТАЦИЯ

Моисеев Б.М. Диагностирование проточной части ГТД на неустановившихся режимах его работы. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта", Киевский международный университет гражданской авиации

В работе рассмотрены вопросы влияния различных видов неисправностей проточной части ГТД на протекание переходных процессов его работы. В результате экспериментально-теоретических исследований разработана методика диагностирования ГТД по параметрам, регистрируемым на переходных режимах работы, базирующаяся на использовании предложенных комплексов этих параметров.

ANNOTATION

Moiseev B.M. **Diagnosis of gas turbine engine gas-air flow duct in a non-steady-state condition of its operation.** Dissertation for the Degree of the Candidate of Science (Engineering), on Speciality 05.22.14 Air Transport Operation. Kiev International University of Civil Aviation.

The present thesis is related to the problems of influence of different type of faults of gas turbine engine gas-air flow duct upon proceeding non-steady-state processes of engine's work. The method of diagnosis of gas turbine engines from transient data in non-steady-state condition has been worked out as result of experimental and theoretical research, the method is rest on use of suggested complexes of parameters.

Ключові слова: діагностування, газотурбінний двигун, математична модель, перехідні режими, інформативність.

Підписано до друку 23.05.96. Формат 60x84/16. Папір друкарський.
Офсетний друк. Ум.фарбовідб. 5. Ум. друк. арк. 0,93. Обл. вид. арк. 1,0.
Тираж 100 прим. Замовлення № 120-Г. Ціна . Вид. № 212/Ш.

Видавництво КМУЦА.

252058. Київ-58, проспект Космонавта Комарова, 1.

AB 35.196