

Розглядається метод оцінки змінення параметрів серійних газотурбінних двигунів, що надає можливість вибору оптимальної кількості вимірюваних параметрів, використання параметричного оцінювання експериментальних даних отриманих під час випробувань і підконтрольної експлуатації та врахування процесів старіння на протязі всього життєвого циклу

Ключові слова: випробування серійного газотурбінного двигуна, вимірювані параметри, параметричне оцінювання, деградація характеристик під час тривалої експлуатації

Рассматривается метод оценки изменения параметров серийных газотурбинных двигателей, что предоставляет возможность выбора оптимального количества измеряемых параметров, использования параметрического оценивания экспериментальных данных полученных, во время испытаний и подконтрольной эксплуатации и учет процессов старения в течение всего жизненного цикла

Ключові слова: испытания серийного газотурбинного двигателя, измеряемые параметры, параметрическое оценивание, деградация характеристик во время длительной эксплуатации

This article deals with a serial gas turbine engines parameters changing estimation method that gives possibility to choose the optimum number of measured parameters. Parametrical process of experimental data collected by tests and controlled operation with ageing processes consideration during GTE life cycle

Key words: GTE tests, measured parameters, parametrical estimation, degradation of characteristics during life cycle

МЕТОД ОЦІНКИ ЗМІНЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ В ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

А. П. Вознюк

Асистент

Кафедра авіаційних двигунів

Національний авіаційний університет

пр. Космонавта Комарова, 1, м. Київ, Україна, 03110

Контактний тел.: (050) 715-07-90,

E-mail: Voditel469@mail.ru

1. Вступ

Під час тривалої експлуатації газотурбінного двигуна в ньому проходять процеси які змінюють робочі параметри та, як наслідок, характеристики робочого процесу в цілому. Їх можна розділити на дві великі групи, до першої входять несподівані та, як правило, швидкоплинні (всмоктування предметів на землі, зіткнення з птахами, тощо), до другої входять закономірні процеси деградації параметрів всіх вузлів. Нас цікавить друга група процесів, що впливають на роботу газотурбінного двигуна. Слід зазначити, що такі зміни відбуваються, як правило, дуже повільно на всіх етапах експлуатації газотурбінного двигуна.

Задля оцінки впливу змін, що відбуваються в авіаційному газотурбінному двигуні, необхідне проведення великої кількості випробувань та тривалої підконтрольної експлуатації. Дані, отримані під час цих випробувань та підконтрольної експлуатації, використовуються при розробці нових, удосконаленні існуючих засобів та методик діагностування впливу процесів фізичного старіння, на роботу авіаційних газотурбінних двигунів

Особливої актуальності врахування таких процесів набуває під час експлуатації двигунів з великим наробітком. Це можна пояснити тривалим часом експлуатації таких газотурбінних двигунів та, як наслідок, дуже тривалим періодом зміни геометрії в їх проточній частині.

Обробка результатів випробувань безпосередньо пов'язана з використанням методів автоматизованого аналізу багатофакторних процесів [1, 2]. В процесі підготовки вимірювальної інформації передбачається виконання основних етапів обробки вимірювань: контроль якості і контрольна вибірка, фільтрація вимірювань. Визначення характеристик і основних технічних даних авіаційного газотурбінного двигуна, оцінка впливу різних факторів на вихідні характеристики авіаційного газотурбінного двигуна.

Як вже було зазначено, найважливішим джерелом інформації є статистичні дані, отримані в процесі експлуатації авіаційного газотурбінного двигуна. Поєднання цієї інформації та результатів спеціальних випробувань, наукових розробок і досліджень забезпечує можливість виявити причини відмов і характерних ушкоджень авіаційного газотурбінного двигуна, виявити попередню історію та ознаки наближення до стану відмови. Знайти оптимальні шляхи підвищення надійності вузлів авіаційної техніки, обрати найраціональніші методи технічного обслуговування та ремонту окремих вузлів і агрегатів, розробити ефективні засоби діагностування технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів.

2. Формулювання проблеми

З точки зору процесів, пов'язаних з роботою з різноманітними даними, будь-яке випробування можна розбити на три етапи. До першого етапу можна віднести планування експерименту, а також математичне моделювання усіх процесів, які відбуваються під час випробування авіаційних газотурбінних двигунів.

До другого етапу відносять накопичення даних безпосередньо під час проведення експерименту. Об'єкт експерименту може досліджуватися в тому виді, в якому об'єкт існує під час експлуатації, так і з деякими дефектами, внесеними згідно з програмою випробувань. Програма може бути спланована таким чином, що в об'єкт досліджень можуть бути внесені заплановані зміни. Внесення цих змін дозволяє значно скоротити програму випробувань та моделювати різні відмови авіаційного газотурбінного двигуна.

До третього етапу відноситься обробка даних, отриманих під час випробувань, та порівняння теоретичних та експериментальних даних. Цей етап ще в більшій мірі, ніж перший, потребує дуже потужного математичного апарату.

Для отримання результатів які можна буде використовувати на практиці, в даному аспекті найважливішим є другий етап випробувань. Виходячи з необхідності отримання максимуму інформації від проведених випробувань, при мінімальних витратах необхідно вирішити проблему вибору оптимальної кількості вимірюваних параметрів та деяких інших факторів експерименту при визначенні характеристик вузлів авіаційних газотурбінних двигунів. Одним з найбільш критичних параметрів будь-якого дослідження є термін проведення активної фази експерименту. Звичайно, що проводити експеримент рівний за терміном часу всієї експлуатації двигуна, можливість відсутня. Тому розробляються еквівалентні програми випробувань, які розраховані на певний ресурс дви-

гуна. Наприклад під час проведення випробування двигуна, що проводилася по еквівалентній програмі за ресурс 3000 годин, наробіток двигуна за дане випробування складає 704 години 40 хвилини.

Значення параметрів, які фіксуються під час експерименту, утворюють вектор вимірювань. Їх можна представити наступним чином:

$$\vec{Y} = \{y_i\}_{i=1}^m \tag{1}$$

Метод оптимального вибору вимірюваних параметрів, а також інших важливих факторів організації експерименту при багаторежимній параметричній ідентифікації вузлів авіаційних газотурбінних двигунів [1, 2], оснований на мінімізації критерію вартості експерименту по вектору \vec{X} характеристик вимірювальної системи, найважливішою частиною якої є бінарний вектор \vec{I}_y розмірністю $(m_{max} \times 1)$, де m_{max} - максимально можлива кількість вимірюваних параметрів. Склад вектору \vec{I}_y (кожна компонента якого дорівнює 1, якщо відповідний параметр вимірюється, та 0 – в іншому випадку) визначає склад вектору вимірювання \vec{Y} . Мінімізація повинна виконуватись за умови збереження наступної нерівності для векторів $\Delta\vec{\Theta}$ похибок параметрів характеристик вузлів, які шукаємо $\vec{\Theta} = \{\theta_q\}_{q=1}^r : \Delta\Theta_q < [\Delta\Theta_q], q = 1, \dots, r$.

В якості складових $\Delta\vec{\Theta}$ в роботі [2] запропоновано використовувати спільні інтервали довіри $\Delta\Theta_q^*$ - проєкції спільної області довіри на відповідні координатні вісі простору $\vec{\Theta}$. Для побудови спільних інтервалів довіри, в які з заданою імовірністю $P=1-\alpha$ мають потрапляти оцінки Θ_q було отримано наступну формулу:

$$\Delta\Theta_q^* = \pm \sqrt{\frac{\chi_{1-\alpha}^2(r)}{\vec{F}_q^T A \vec{F}_q}}, q = 1, \dots, r, \tag{2}$$

$$A = \sum_{j=1}^N H_j^T R_j^{-1} H_j - (r \times r) \text{ - матриця;}$$

$H_j - (m \times r)$ - матриці коефіцієнтів впливу h_{ijq} q-x параметрів, які шукаємо, на i-те вимірювання на j-x режимах ідентифікації;

$R_j - (m \times m)$ - діагональна матриця дисперсій похибок вимірювань;

\vec{F}_q - деякий $(r \times 1)$ - вектор, похідний від A;

$\chi_{1-\alpha}^2(r)$ - відповідний α та r квантиль χ^2 - розподілу; N – кількість режимів.

Слід зазначити, що на сьогоднішній день для аналізу даних, які отримані в процесі досліджень авіаційних газотурбінних двигунів використовуються методи, які дозволяють окремо аналізувати вібрацію двигуна, стан елементів та їх проточної частини, концентрацію продуктів зношування в маслі, накопичення ушкоджень критичних елементів конструкції, запас газодинамічної стійкості каскадів компресорів [3, 4, 5, 6, 7, 8].

3. Розв'язання проблеми

При виборі вимірюваних параметрів для ідентифікації авіаційного газотурбінного двигуна за резуль-

татами різноманітних випробувань, які виконуються на чотирьох встановлених режимах, параметри, які розшуковуються, є $r=9$ відносно змін характеристик основних вузлів двигуна:

$$\sigma_{пов}, \eta_k^*, A_{ТВТ}, \eta_{ТВТ}^*, A_{ВТ}, \eta_{ВТ}^*, \sigma_{КЗ}, \eta_r, \sigma_{вп}$$

(індекс ВТ стосується параметрів вільної турбіни). Було прийнято, що $[\Delta\Theta_q^*]=1,5\%$.

При розрахунку сумісних інтервалів довіри за запропонованим методом, оптимальний набір вимірюваних параметрів виявився близьким до штатного $(\eta_{ВТ}, \eta_{ВТ}^*, G_T, T_r, \pi_k, G_{в.вх}, N_{ВТ})$, для якого отримано $\Delta\sigma_{вх}=1,3$; $\Delta\eta_k^*=17$; $\Delta A_{ТВТ}=14$; $\Delta\eta_{ТВТ}^*=40$; $\Delta A_{СТ}=38$; $\Delta\eta_{СТ}=7$; $\Delta\sigma_{КЗ}=15$; $\Delta\eta_r=6,3$; $\Delta\sigma_{вп}=38$. Оскільки штатний набір вимірюваних параметрів не забезпечує необхідної точності ідентифікації, при формуванні діагностичної системи його потрібно доповнити наступними параметрами: $P_r^*, P_{вх.ВТ}^*, T_{вп.ВТ}^*$.

В процесі випробувань на основі вимірювань формуються параметри стану двигуна:

$$Z = \{G_{ВЭ}^*, \pi_B^*, \pi_{КС}^*, T_3^*, T_4^*, \pi_{ТЭ}^*, R\} \quad (3)$$

та параметри, які визначають його режим роботи і керуючі впливи:

$$U = \{n_1, n_2, \alpha_1, \alpha_2, G_{ТЭ}\} \quad (4)$$

де α_1, α_2 - кути вхідного направляючого апарату компресору низького тиску та компресору високого тиску.

Для всіх режимів випробувань проводиться супроводжує моделювання з використанням базової математичної моделі термогазодинамічного розрахунку і початковими умовами (4) та формуються вихідні дані Y:

$$Y = \{G_{ВЭ}^*, \pi_B^*, \pi_{КС}^*, T_3^*, T_4^*, \pi_{ТЭ}^*, R\} \quad (5)$$

Величини розбіжностей первинних параметрів базової математичної моделі і результатів вимірювань мають вигляд:

$$dY = Y - Z \quad (6)$$

В традиційній постановці процедура ідентифікації зводиться до рішення задачі мінімізації вектору розбіжностей dY в просторі змінних характеристик вузлів математичної моделі.

Даний метод [8] аналізу ґрунтується на формуванні оцінок параметрів $d\hat{Y}$ (6) в функції вихідних параметрів базової математичної моделі:

$$d\hat{Y} = d\hat{Y}(Y) \quad (7)$$

При цьому вихідні параметри узагальненої математичної моделі з урахуванням (7) формуються шляхом введення розрахункових корегуючих коефіцієнтів наступним чином:

$$\hat{Y} = Y - d\hat{Y}(Y) = Y^*(1 - d\hat{Y}(Y)/Y) \quad (8)$$

Процедура оцінювання коефіцієнтів $d\hat{Y}$ в даному випадку успішно розв'язується методом лінійно-

регресійного аналізу. Аналіз точності оцінювання параметрів $d\hat{Y}(Y)$ підтверджує ефективність даного методу. Отримані результати по формуванню уточненої математичної моделі дозволяють вирішити завдання обробки даних, які отримані в результаті випробувань авіаційного газотурбінного двигуна; забезпечити порівняльний аналіз масиву даних, які отримані під час випробувань та даних, які отримані під час математичного моделювання, а також даних, отриманих під час другого періоду (натурні випробування, експерименти) та першого періоду (математичне моделювання).

Використання вищевикладених методів задля порівняльного аналізу і є досягненням цілей третього періоду випробувань та має практичне значення.

За результатами обробки експериментальних даних отриманих під час довготривалих випробувань двигуна АИ-25 та використання математичного описаного вище апарату були отримані наступні рівняння регресії:

$$\delta y_{КЗ} = 0,1069 + 0,0172(\bar{\tau}) - 1,2931(\bar{\tau})^{\frac{1}{2}}$$

$$\eta_k^* = 0,83 + 8,35 \times 10^{-6} \tau - 6,45 \times 10^{-10} \tau^2$$

$$F_{ca} = 33,53 - 18,236 \lg \tau + 2,353 (\lg \tau)^2$$

$$\Delta \hat{C}_R = 16,52 e^{-\frac{0,859}{\tau} 10^3}$$

$$\eta_r^* = 0,884 + 1,259 \times 10^{-6} \tau - 3,127 \times 10^{-10} \tau^2$$

Дані рівняння регресії в сукупності з покращеною математичною моделлю, представленою в роботі [9], дозволяють виявляти несправності авіаційних газотурбінних двигунах, у тому числі на рівні вузлів.

4. Висновки

Запропонований алгоритм отримання та обробки даних випробувань та підконтрольної експлуатації може бути використаний в авіакомпаніях, що використає літаки або вертольоти з газотурбінними двигунами, які мають наробіток, що дозволяє одержати регресивні залежності між еталонними постійними й відносними змінами робочих параметрів. А також при розробці систем контролю стану газотурбінних двигунів зі складною ієрархічною структурою.

Література

1. Ахмедзянов А. М., Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам [Текст] / А. М. Ахмедзянов, А. П. Тунаков - М.: Машиностроение, 1993. -206с.
2. Тунаков А. П. Методы оптимизации при доводке и проектировании ГТД [Текст] / А. П. Тунаков. - М.: Машиностроение, 1989.-184 с.
3. Александров В. Г. Контроль технической исправности самолетов и вертолетов [Текст] / В. Г. Александров. - М.: Транспорт, 1976.-360с.
4. Ямпольский В. И., Контроль и диагностирование гражданской авиационной техники [Текст] / В. И. Ямпольский, Н. И. Белоконов, Б. И. Пилипосян. - М.: Транспорт, 1990.-182с.

5. Сиротин Н. Н., Техническая диагностика авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Н. Н. Сиротин, Ю. М. Коровкин. - М.: Машиностроение, 1979.-272с.
6. Ахмедзянов А. М., Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам [Текст] / А. М. Ахмедзянов, Н. Г. Дубравский, А. П. Тунаков. - М.: Машиностроение, 1983.-206с.
7. Симбирский Д. Ф., Программный комплекс для эксплуатационного мониторинга выработки ресурса основных деталей авиационного двигателя Д-18Т [Текст] / Д. Ф. Симбирский, А. В. Олейник, В. А. Филяев и др. //Авіаційно-космічна техніка і технологія. - Х.: НАКУ "ХАГ".-2004.-вип. 7/15.-с.145-150.
8. Панин В. В. Моделирование условий совместной работы элементов ТРДД при оценке запасов устойчивости на переходных режимах в эксплуатации [Текст] / В. В. Панин // Проблеми експлуатації та надійності авіаційної техніки. - К.: КМУЦА, - 1997. - С. 97-99. (139п).
9. Панин В. В. Газодинамическая устойчивость компрессоров авиационных ГТД [Текст] / В. В. Панин. - К.: КМУГА, 1998. - 152 с. (60м).

В статті розглядається динамічна модель змєєвикового теплообмінника. Запропонований математичний опис теплообмінника враховує нелінійність теплообмінних процесів. В моделі враховано нелінійність коефіцієнтів тепловіддачі та проведено порівняння розрахунків із лінійною моделлю

Математична модель може використовуватися для розрахунку систем автоматизації технологічних процесів із застосуванням теплообмінників

В статье рассматривается динамическая модель змеевикового теплообменника. Предложенное математическое описание теплообменника учитывает нелинейность теплообменных процессов. В модели учтена нелинейность коэффициентов теплоотдачи и проведено сравнение расчетов с линейной моделью

Математическая модель может использоваться для расчета систем автоматизации технологических процессов с использованием теплообменников

In the article the dynamic model helical-coil heat exchanger is examined. The offered mathematical description heat exchanger considers nonlinearity heat-exchange processes. Nonlinearity of heat transfer factors is considered in model and a comparison with linear model calculations is fulfilled

The mathematical model can be used for calculation of automation systems of the technological processes with heat exchangers

УДК 681.5.015.8:519

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМУ ТЕПЛООБМІННИКА

І.М. Голінко

Кандидат технічних наук, доцент*
Контактний тел.: 067-441-62-19, (044) 332-21-89
E-mail: igor.golinko@conislab.net

А.І. Кубрак

Кандидат технічних наук, професор*
Контактний тел.: (044) 406-94-08

А.С. Кравченко*

Контактний тел.: 098-264-83-92
E-mail: deward@yandex.ru

*Кафедра автоматизації теплоенергетичних процесів
Національний технічний університет України "Київський
політехнічний інститут"

Вступ

Бурхливий розвиток комп'ютерної науки за останні 40 років істотно вплинув на підходи та методи си-

стемного аналізу та синтезу автоматичних систем керування (АСК) технологічними процесами (ТП). Проте, ускладнення математичних моделей АСК ТП у ряді випадків дають скромніші результати ніж очі-