

U 629.735.036.001.57

С.О. Дмитрієв, Б.М. Моїсєєв, Абу Хайдар Салім Ханна,  
С.Ш. Шаабдієв

## МЕТОДИКА ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ДВОВАЛЬНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ПРОТОКОНТУРНОГО ДВИГУНА ЗА ПАРАМЕТРАМИ, ЩО РЕЕСТРУЮТЬСЯ НА ПЕРЕХІДНИХ РЕЖИМАХ РОБОТИ

*Наведено методика діагностування двовального двигуна за комплексами динамічних параметрів. Показано результати експериментальних досліджень на двигуні АІ-25 за оцінкою роботоспроможності розробленої методики.*

Розробка та впровадження недорогих комп'ютерних бортових систем, призначених збирання і обробки параметричної інформації на борту сучасних літаків, дали можливість отримувати дані про роботу двигунів на несталих режимах роботи як під час польоту, так і в умовах наземних випробувань. В останній час, поряд з традиційними методами визначення технічного стану, стали приділяти увагу методам діагностування газотурбінних двигунів (ГТД) на несталих режимах роботи [1; 2; 3]. Однак перші спроби оцінки технічного стану ГТД за параметрами, що реєструються на несталих режимах, не знайшли широкого застосування в експлуатаційних умовах із-за недосконалості застосовуваних методик. Наприклад, в роботі [1] ідентифікація стану ГТД здійснюється візуально, на основі введеної класифікації форм "образів" несправностей (площа, кут нахилу "образу" тощо). Внаслідок цього оцінка технічного стану ГТД носить достатньо суб'єктивний характер і окрім того, "образ" несправності в значній мірі залежить від зміни зовнішніх умов. В роботах [2; 3] локалізація несправностей більш формалізована за рахунок використання запропонованого способу оцінювання, в якому покращення оцінок здійснюється методом послідовного спуску, що забезпечує мінімальне відхилення розрахункових значень параметрів від вимірюваних. Однак, цей метод вимагає аналізувати безпосередньо виміряні динамічні параметри.

Проведені авторами дослідження показують, що при виникненні несправностей частини двигуна відхилення параметрів від їхніх базових значень у кожний момент часу перехідного процесу мають різне значення. А в деяких випадках спостерігається наявність ліній прийомистості при вихідному стані ГТД і при виникненні несправності, що належить до похибок першого та другого роду. Тому розглянуті методи діагностування ГТД на несталих режимах ще не вийшли із стадії експериментальних досліджень і потребують подальшого розвитку.

Пропонуємо метод оцінки технічного стану ГТД, в якому використовуються як основні ознаки не параметри, а комплекси газодинамічних параметрів, які залишаються незмінними вздовж лінії регулювання. Для кожного конкретного типу газотурбінного двигуна за результатами його випробувань на перехідних режимах на початку експлуатації можна підібрати один або ж декілька комплексів параметрів, що залишаються

постійними вздовж лінії регулювання. Ці комплекси доцільно використовувати для оцінки технічного стану ГТД якраз на перехідних режимах [4].

Експериментальні дослідження, що були проведені на двовальному турбореактивному двоконтурному двигуні АИ-25, показали, що лінія прийомистості описується рівнянням прямої

$$\frac{G_{\Pi}}{P_{\kappa}^*} = An_{\text{BT}} + B$$

в певному діапазоні частот обертання ротора високого тиску, де  $G_{\Pi}$  – витрата палива за годину;  $P_{\kappa}^*$  – тиск загальмованого потоку за компресором;  $n_{\text{BT}}$  – частота обертання ротора високого тиску;  $A$  і  $B$  – постійні коефіцієнти.

Під час виникнення несправностей проточної частини двигуна відбувається зміщення цих ліній у той або інший бік від вихідних значень комплексу  $\frac{G_{\Pi}}{P_{\kappa}^*}$ , до того ж таке зміщення характеризується зміною констант  $A$  і  $B$ .

На відміну від одновального турбореактивного двигуна, із збільшенням частоти обертання ротора високого тиску спостерігається зменшення комплексу  $\frac{G_{\Pi}}{P_{\kappa}^*}$  [4]. Аналогічні

висновки справедливі і для залежності  $\frac{G_{\Pi}}{P_{\kappa}^*} = f(S)$ , яка також апроксимується рівнянням

прямої, де  $\delta = \frac{n_{\text{BT}}}{n_{\text{HT}}}$  – ковзання роторів;  $n$  – частота обертання ротора низького тиску.

Дослідження показали, що для двовальних турбореактивних двоконтурних двигунів доцільно використовувати діагностичний комплекс  $\frac{G_{\Pi}}{n_{\text{BT}}} = f(P_{\kappa}^*)$ , який також описується рівнянням прямої (рисунок, б).

Під час виникнення несправностей конструктивних елементів проточної частини відбувається паралельне зміщення лінії перехідного режиму.

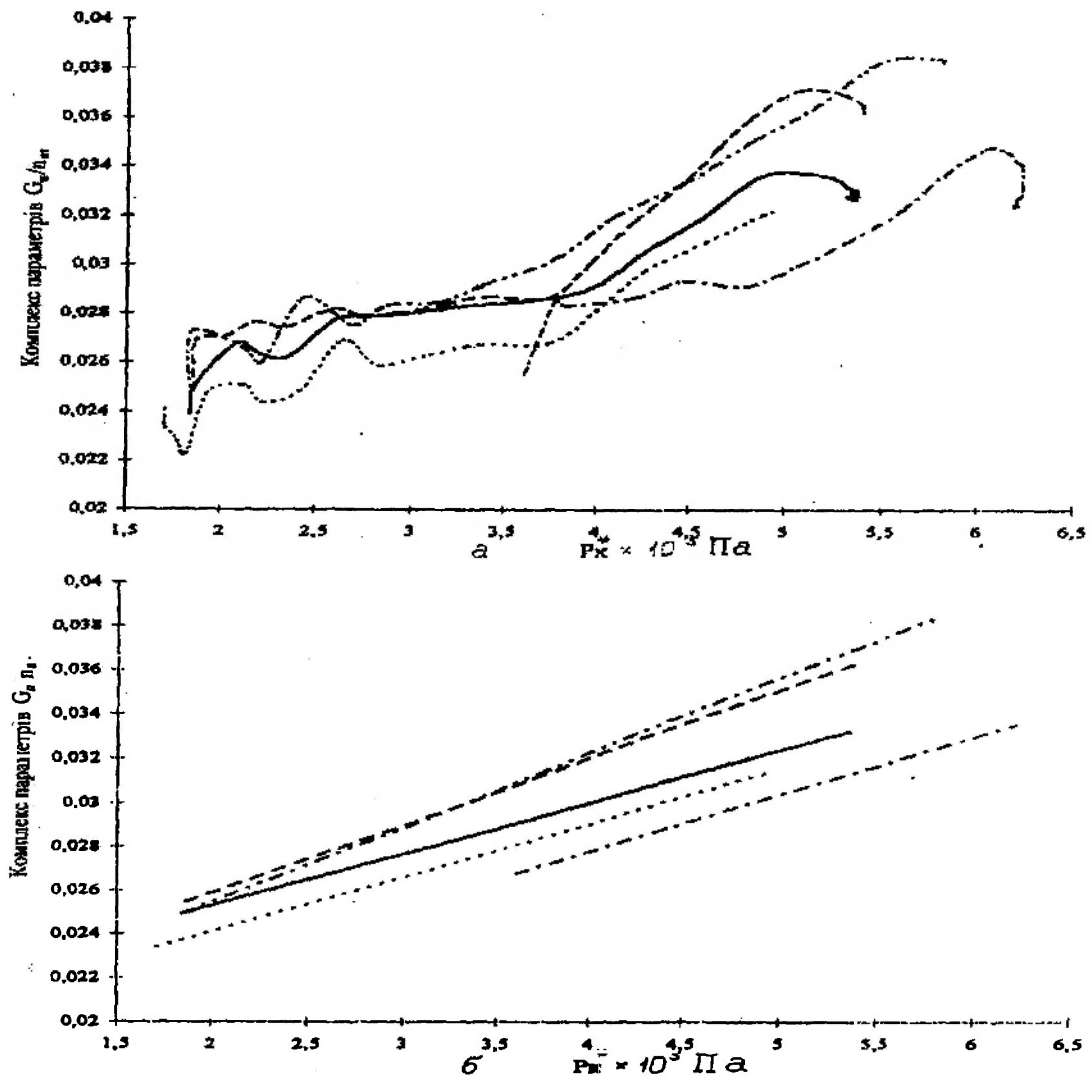
У процесі досліджень моделювались несправності компресорів низького тиску ("Шорсткість КНТ"), високого тиску ("Шорсткість КВТ"), турбіни низького тиску ("Шорсткість ТНТ") та закоксованість паливних форсунок. Із аналізу експериментальних даних (рисунок а, б) видно, що для цього типу двигуна спостерігається розшарування комплексу  $\frac{G_{\Pi}}{n_{\text{BT}}}$  під час пошкодження проточної частини відносно його значення у вихідному стані.

Під час моделювання пошкоджень проточної частини компресора низького тиску і компресора високого тиску сталось паралельне зміщення ліній прийомистості в бік менших значень комплексу  $\frac{G_{\Pi}}{n_{\text{BT}}}$  в порівнянні з вихідним станом. До того ж існує можливість

розподілу цих несправностей між собою. Так, несправність компресора високого тиску призвела до більш значного зменшення комплексу  $\frac{G_{\Pi}}{n_{\text{BT}}}$  в порівнянні з несправністю

компресора низького тиску. Під час моделювання несправностей турбіни низького тиску і закоксованості паливних форсунок сталось збільшення кута нахилу відповідних ліній

приймистості. Розрізнити несправності поміж собою можливо на відповідних режимах роботи двигуна лише від 70% номінального режиму і вище. Як видно із даних експериментальних досліджень, уже на стадії визначення комплексу параметрів  $\frac{G_{11}}{n_{BT}}$  можна розділити несправності "гарячої" і "холодної" частин двигуна. Для оцінки технічного стану турбореактивного двоконтурного двигуна з глибиною діагностування до вузла як додаткові діагностичні ознаки використовуються коефіцієнти підсилення параметрів за частотою обертання роторів низького та високого тиску.



Траекторія приймистості двовального турбореактивного двоконтурного двигуна під час зміни технічного стану проточної частини:

*a* – випробування; *b* – апробація;

- вихідний стан;
- закоксованість форсунок;
- шорсткість КНТ;
- шорсткість КВТ;
- шорсткість ТНТ

Під час пошкодження елементів проточної частини компресора низького тиску турбіни низького тиску ці коефіцієнти практично за всіма вимірюваними параметрами зменшуються вздовж лінії регулювання, за винятком коефіцієнтів підсилення температури газу за турбіною  $T_T^*$  за частотою обертання роторів низького  $Kn_{\text{н}} T_T$  та високого  $Kn_{\text{в}}$  тиску [4]. Зокрема, під час пошкодження елементів проточної частини компресора низького тиску і турбіни низького тиску спостерігаються різні за знаком відхилення значень цих коефіцієнтів підсилення відносно їх значень при вихідному стані двигуна. Під час пошкодження проточної частини компресора високого тиску і турбіни високого тиску справедливі ті ж діагностичні ознаки, що і для одновального турбореактивного двигуна.

### Список літератури

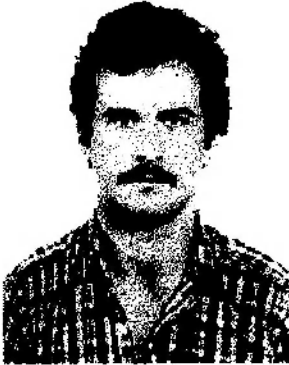
1. Сула А.С., Ремизов В.В. Диагностирование авиационных двигателей на переходных и неустановившихся режимах // Науч.-техн. сб. №3. – М: НИИСУ. 1989. – 320 с.
2. Меррингтон. Диагностика неисправностей газотурбинных двигателей по результатам измерений в переходном режиме // Современное машиностроение. Сер. А. 1989. – №11. – С. 43-50.
3. Меррингтон, Квон, Гудвин, Карлсон. Обнаружение и диагностика дефектов газовых турбинах // Современное машиностроение. Сер. А. – М., 1991. – №7. – С. 97-104.
4. Дмитриев С.А. Диагностирование проточной части газотурбинных двигателей переходных режимах работы. – К.: КМУГА, 1996. – 120 с.

Стаття надійшла до редакції 6 червня 1998 року.



**Сергій Олексійович Дмитрієв** (1953) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації у 1977 році. Доктор технічних наук, професор кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації. Має понад 50 наукових праць в галузі діагностики авіаційних двигунів.

**Sergiy O. Dmitriev** (b. 1953) graduated from Kyiv Institute of Civil Aviation (1977). Dsc (Eng.) professor of Aviation engine Department Kyiv International University of Civil Aviation. Author of more than 50 publications in the field of aviation engines diagnosis.



**Борис Михайлович Моїсєєв** (1963) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації у 1989 році. Кандидат технічних наук, асистент кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації. Має понад 20 наукових праць в галузі діагностики авіаційних двигунів.

**Boris M. Moiseev** (b. 1963) graduated from Kyiv Institute of Civil Aviation Engineers (1989). PhD (Eng.) instructor of Aviation engine Department of Kyiv International University of Civil Aviation. Author of more that 20 publications in the field of aviation engines diagnosis.



**Абу Хайдар Салім Ханна** (1961) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації у 1989 році. Викладач Бейрутського індустріального інституту. Має п'ять наукових праць в галузі діагностики та експлуатації авіаційних двигунів.

**Abu Khaidar Salim Khanna** (b. 1961) graduated from Kyiv Institute of Civil Aviation Engineers(1989). Feacher of Beirut Industrial Institute. Author of five scientific publications in the field of diagnosis and operation of aviation engines.