Таблиця 2

Коефіцієнт розкладу імпульсів	Знак коефіцієнта розкладу при діаметрі дефекту		
	Ø<10 мм	10<Ø<20 мм	20<Ø<30 мм
a_2	–	+	+
a_3	+	–	+

Як видно з табл. 2, для визначення області значень, в яку попадає розмір (еквівалентна площа) дефекту, достатньо проаналізувати тільки знаки його спектральних складових без урахування їх значень. У цьому випадку також можуть бути використані непараметричні оцінки, отримані на основі спектральних розкладів у базисі еталонних сигналів.

Отже, система базисних функцій, побудована на основі еталонних сигналів, дозволяє найбільш повно використовувати апріорну інформацію про дефекти у виробах, мінімізує множину інформативних ознак, за якими проводиться класифікація, спрощує вирішення задачі класифікації дефектів, оскільки не потрібно аналізувати великі масиви інформації, що описують відповідні класи дефектів, підвищує точність класифікації, тому що для неї використовуються непараметричні оцінки – враховується тільки кількість та знак спектральних компонентів, а не їх значення.

Хоча дана система базисних функцій є неповною, бо кількість базисних функцій, відповідних до еталонних сигналів, обмежена, вона забезпечує достатньо високу точність розкладу.

Список літератури

1. *Cawley P.* The mechanics of the coin-tap method of non-destructive testing // Journal of sound and vibration. – 1988. – Vol. 122. – P. 299–316.

2. *В.П. Бабак, В.С. Еременко, В.М. Мокийчук.* Исследование ортогональных разложений для построения диагностического пространства характеристик информативных сигналов при контроле композитов // Матеріали IV міжнар. наук.-техн. конф. "Авіа-2002". Т. 1. Секція "Інформаційно-вимірювальні системи", 23–25 квіт. 2002 р. – К., 2002. – С. 11.7–11.10.

3. *Джексон Д.Д.* Ряды Фурье и ортогональные полиномы. – М.: Иностранная лит., 1948.– 260 с.

4. *Трахтман А.М.* Введение в обобщенную спектральную теорию сигналов. – М.: Сов. радио, 1972. – 352 с.

Стаття надійшла до редакції 15.11.02.

0553.0-011.6

УДК 629.7.036.3.01

AB-72

винт воздушный, характеристика аэродинамическая ВВ лопасть винта, угол установки лопасти ТВД.

М.С. Кулик, д-р техн. наук, проф.
(Національний авіаційний університет)
М.В. Купчик, асп.
(Національний авіаційний університет)
В.В. Панін, канд. техн. наук, доц.
(Національний авіаційний університет)

ВПЛИВ КУТА ВСТАНОВЛЕННЯ ЛОПАТЕЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ АВІАЦІЙНИХ ПОВІТРЯНИХ ГВИНТІВ

Розглянуто вплив кута встановлення лопатей на характеристики авіаційних повітряних гвинтів. Наведено орієнтовну величину зміни тягової потужності гвинта.

Систематична діагностика технічного стану силових установок повітряних суден, заснована на науково обґрунтованих діагностичних моделях силової установки даного типу, є однією з передумов забезпечення польотів.

Розширення парку літаків авіакомпаній світу в другій половині минулого століття за рахунок літаків із двоконтурними двигунами супроводжувалося розробкою діагностичних моделей переважно для турбореактивних двоконтурних двигунів, які забезпечували на основі аналізу відхилень параметрів робочого процесу двигуна, що вимірюються встановленою на літаку

штатною апаратурою, оцінку зміни коефіцієнтів корисної дії компресорів $\eta_к^*$ і турбін $\eta_т^*$, коефіцієнтів відновлення повного тиску у вхідному пристрої $\sigma_{вх}$, камері згоряння $\sigma_{кз}$ і реактивному соплі σ_c, що з певною вірогідністю давало змогу встановити несправності у вузлах двигуна [1; 2].

На сьогодні авіаційний парк України наполовину складається з літаків із турбогвинтовими двигунами (ТГД). Найбільш імовірною заміною існуючим літакам типу Ан-24, Ан-26 є літак Ан-140, який також містить силову установку з гвинтами. Отже, розробка діагностичних моделей для літаків із ТГД є актуальною донині.

На відміну від газотурбінних двигунів прямої тяги, які одночасно є і двигунами, і джерелами тяги, у силових установках із ТГД джерелом тяги є повітряний гвинт. Отже, діагностична модель для силової установки з ТГД має бути доповнена моделлю повітряного гвинта, яка б дозволяла оцінювати можливі відхилення характеристик гвинта, а зрештою і енергетичних характеристик силової установки в цілому, від впливу технологічних та експлуатаційних факторів.

Основними характеристиками авіаційного повітряного гвинта є створювана ним тяга $R_{гв}$ та тягова потужність $N_{гв}$ [3]:

$$R_{гв} = \alpha \rho n^2 D^4; \qquad (1)$$
$$N_{гв} = \beta \rho n^3 D^5,$$

де α, β – відповідно коефіцієнти тяги і потужності; ρ – густина повітря, кг/м^3; n – частота обертання гвинта, об/хв; D – діаметр гвинта, м.

Значення коефіцієнтів тяги і потужності, а також коефіцієнта корисної дії гвинта $\eta_{гв}$ визначають за допомогою характеристик гвинта [4]. На рис. 1 наведено фрагменти характеристики гвинта АВ-72.

Коефіцієнт корисної дії гвинта розраховують за формулою

$$\eta_{гв} = \frac{R_{гв} V}{N_{гв}},$$

де V – швидкість польоту, м/с.

На рис. 2 показано залежності $\beta = f(\lambda)$, де $\lambda = V / nD$ – критерій подібності, а також залежності $\alpha = f(\beta)$ для різних величин коефіцієнта подібності λ. Пунктиром зображено лінії $\varphi_{гв}$ = const, де $\varphi_{гв}$ – кут установлення лопатей гвинта.

Коефіцієнт тяги гвинта α є функцією β, λ і $\eta_{гв}$: $\alpha = \dfrac{\beta \eta_{гв}}{\lambda}$.

Коефіцієнти β і $\eta_{гв}$ при фіксованому значенні λ залежать від кута встановлення лопатей $\varphi_{гв}$. Отже, під час розробки діагностичної моделі повітряного гвинта необхідно встановити

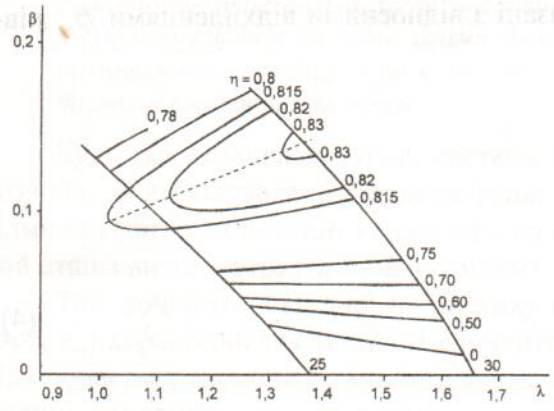

Рис. 1. Залежність $\beta = f(\lambda)$

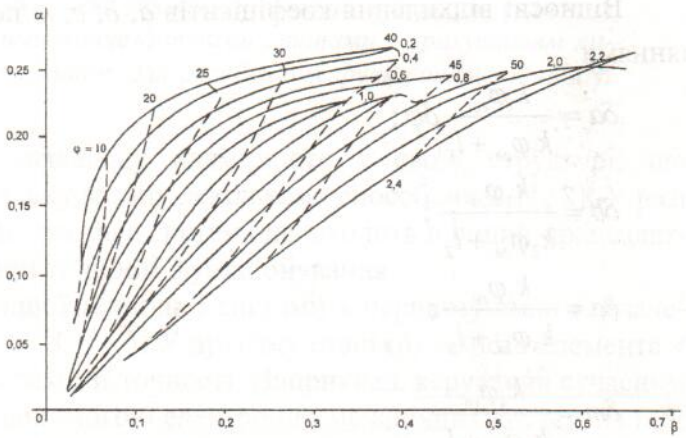

Рис. 2. Залежності $\alpha = f(\beta)$ та $\beta = f(\lambda, \varphi)$

вплив відхилень $\varphi_{гв}$, зумовлених технологічними або експлуатаційними факторами, на коефіцієнти β, $\eta_{гв}$, α, а в остаточному підсумку на основі характеристики силової установки з ТГД та турбогвинтовентиляторним двигуном.

Розглянемо, наприклад, визначення залежності коефіцієнта потужності β від $\varphi_{гв}$.

Зображені на рис. 2 залежності $\beta = f(\lambda, \varphi)$ з достатньою для цілей даного дослідження точністю апроксимуються рівнянням:

$$\beta = a\lambda^3 + b\lambda^2 + c\lambda + m, \tag{2}$$

де $a = k_1\varphi_{гв} + l_1$;

$b = k_2\varphi_{гв} + l_2$;

$c = k_3\varphi_{гв} + l_3$;

$m = k_4\varphi_{гв} + l_4$.

У випадку гвинта АВ-72 наведені коефіцієнти будуть визначатися за такими рівняннями:

$a = 0{,}0473\varphi_{гв} - 1{,}54419$;

$b = -0{,}1796\varphi_{гв} + 5{,}5626$;

$c = 0{,}234\varphi_{гв} - 7{,}2752$;

$m = -0{,}078296\varphi_{гв} + 2{,}78752$.

Скористувавшись методом малих відхилень [5], одержимо зв'язок між відносним відхиленням коефіцієнта потужності

$$\delta\beta = \frac{\Delta\beta}{\beta}$$

і відносними відхиленнями параметрів λ та $\varphi_{гв}$:

$$\delta\lambda = \frac{\Delta\lambda}{\lambda};\quad \delta\varphi_{гв} = \frac{\Delta\varphi_{гв}}{\varphi_{гв}},$$

де $\Delta\beta$, $\Delta\lambda$, $\Delta\varphi_{гв}$ – абсолютні відхилення β, λ, $\varphi_{гв}$, через перетворення рівняння (2):

$$\delta\beta = \frac{\lambda^3 a\delta a + \lambda^2 b\delta b + \lambda c\delta c + m\delta m}{a\lambda^3 + b\lambda^2 + c\lambda + m} + \frac{3a\lambda^3 + 2b\lambda^2 + c\lambda}{a\lambda^3 + b\lambda^2 + c\lambda + m}\delta\lambda. \tag{3}$$

У рівнянні (3) перший член правої частини характеризує вплив відхилень кута встановлення лопатей гвинта на коефіцієнт потужності, другий – вплив відхилення коефіцієнта λ на коефіцієнт потужності.

У випадку, коли режим роботи двигуна n і швидкість польоту зберігаються незмінними ($\lambda = \text{const}$), другий член у правій частині рівняння (3) обертається в нуль.

Відносні відхилення коефіцієнтів a, b, c, m пов'язані з відносними відхиленнями $\varphi_{гв}$ рівняннями:

$$\delta a = \frac{k_1\varphi_{гв}}{k_1\varphi_{гв} + l_1}\delta\varphi;$$

$$\delta b = \frac{k_2\varphi_{гв}}{k_2\varphi_{гв} + l_2};$$

$$\delta c = \frac{k_3\varphi_{гв}}{k_3\varphi_{гв} + l_3}; \tag{4}$$

$$\delta m = \frac{k_4\varphi_{гв}}{k_4\varphi_{гв} + l_4}.$$

За умови $\lambda = \text{const}$ після підстановки рівнянь (4) у формулу (3) і ряду перетворень одержимо:

$$\delta\beta = \frac{1}{\beta_0}\left(\lambda^3 k_1 + \lambda^2 k_2 + \lambda k_3 + k_4\right)\Delta\varphi_{гв}. \qquad (5)$$

В одержаному рівнянні (5) β_0 – вихідне значення коефіцієнта потужності (1) при фіксованих λ_0 і $\varphi_{гв0}$, $\Delta\varphi_{гв}$ – абсолютне відхилення кута встановлення лопатей гвинта від початкового $\varphi_{гв0}$.

Звертаючись до характеристик гвинта АВ-72, з допомогою рівняння (5) можна встановити, що, наприклад, при вихідних параметрах режиму роботи гвинта: $\lambda = 1{,}3$, $\varphi_{гв} = 35^0$, $\beta_0 = 1{,}27$.

Зменшення кута встановлення лопатей на $0{,}1^0$ (6') призводить до зменшення коефіцієнта тяги β і тягової потужності гвинта на 2,07 %, а на $0{,}5^0$ – відповідно на 10 %.

Отже, діагностична модель повітряного гвинта, що базується на вимірюванні кута встановлення лопатей, має стати невід'ємним фрагментом діагностичної моделі силової установки з турбогвинтовим або турбогвинтовентиляторним двигуном.

Список літератури

1. *Дубравский Н.Г., Мокроус М.Ф.* Параметрические методы диагностического контроля состояния авиадвигателей. Линейные диагностические матрицы: Тр. ЦИАМ. № 964. – М.: ЦИАМ, 1981. – 17 с.

2. *Дмитриев С.А.* Диагностирование проточной части ГТД на установившихся и неустановившихся режимах работ: Дис. ... д-ра техн. наук: 05.20.14. – К., 1996. – 358 с.

3. *Александров В.Л.* Воздушные винты. – М.: Оборонгиз, 1951. – 475 с.

4. *Мельников А.П., Свечников В.В.* Теория и расчет лопастей винта. – Л.: АКВВИА, 1947. – 160 с.

5. *Черкез А.Я.* Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. – М.: Машиностроение, 1975. – 379 с.

Стаття надійшла до редакції 31.10.02.

0551.0-05-021.1+ з 965.02-021.1

УДК 629.7.058.004.12(045)

система сложная техническая, точность сложной системы
характеристика системы сложной
система управления автоматическая
точность системы управления
управление АД
система электронно-механ

Г.Ю. Борисюк, інж.
(Національний авіаційний університет)
О.А. Тамаргазін, д-р техн. наук, проф.
(Національний авіаційний університет)

ОЦІНКА ТОЧНОСТІ РОБОТИ СКЛАДНИХ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ ІЗ ФУНКЦІОНАЛЬНОЮ НАДМІРНІСТЮ

Розглянуто інтегральні характеристики, які дозволяють оцінювати точність складних технічних систем за всіма їхніми можливими працездатними станами з урахуванням виникнення відмов і (чи) неможливості використання для розв'язання функціональної задачі частини елементів системи.

Будь-яка складна технічна система має визначену надмірність у своїй структурі, що дозволяє їй вирішувати поставлену функціональну задачу декількома способами L [1; 2]. У разі відмови і (чи) відключенні хоча б одного елемента така система переходить в інший працездатний стан з визначеним (зазвичай гіршим) рівнем точності функціонування.

Так, точність показаної на рисунку складної технічної системи в першому стані (*а*) залежить від характеристик точності елементів *1, 2, 3, 4* і *5*. У другому стані (*б*) замість елемента *4* підключається елемент *6* з іншими характеристиками точності. Наприклад, керування сучасним авіаційним двигуном може здійснюватися за допомогою електронно-механічних систем на базі мікрокомп'ютерів або механічних насосів-регуляторів.