

УДК 629.735.03

0530.0-011.64+0551.412.0-02

<sup>1</sup>В.В. Панін, д-р техн. наук  
<sup>2</sup>М.В. Купчик**ВИКОРИСТАННЯ КУТА ВСТАНОВЛЕННЯ ЛОПАТЕЙ ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА ЯК ДІАГНОСТИЧНОГО ПАРАМЕТРА ТУРБОГВИНТОВИХ ДВИГУНІВ**<sup>1</sup>Аерокосмічний інститут НАУ, e-mail: aviamechanic@mail.ru<sup>2</sup>ООО "КомТел Україна", e-mail: tech@wpi.kiev.ua*Розглянуто можливість використання кута встановлення лопатей повітряного гвинта як діагностичного параметра турбогвинтових двигунів.***Вступ**

Результати аналізу світового парку цивільної авіації показують, що значну його частину складають літаки, оснащені силовими установками з повітряними гвинтами, а багато турбогвинтових двигунів (ТГД), які експлуатуються сьогодні, належать до минулих поколінь двигунів з низьким рівнем контролепридатності.

Одним із вирішальних факторів, що обумовлюють забезпечення високого рівня безпеки польотів, є розробка і впровадження оптимальної системи діагностування технічного стану всіх типів силових установок.

Подібний підхід ускладнюється для силових установок з повітряними гвинтами через наявність, крім сталих компонентів конструкції двигуна, таких елементів конструкції, як повітряний гвинт та система керування ним.

Розглянемо можливість використання кута встановлення лопатей повітряного гвинта як діагностичного параметра при оцінці технічного стану силової установки з ТГД з метою подальшого визначення потужності двигуна та інших його параметрів.

**Доцільність використання кута встановлення лопатей повітряного гвинта в діагностиці**

Одновальні ТГД із гвинтом змінного кроку мають два керованих параметри:

- температуру газу перед турбіною  $T_t^*$ ;
- частоту обертання ротора двигуна  $n_p$  [1].

Цими параметрами керують за допомогою двох керуючих факторів:

- витрати палива  $G_{\text{пал}}$ ;
- кута встановлення лопатей повітряного гвинта  $\varphi_{\text{гв}}$ .

Турбовальні двигуни літаків, на відміну від одновальних, мають інші керовані параметри: частоти обертання роторів турбокомпресора  $n_{\text{т,к}}$  та вільної турбіни  $n_{\text{т,в}}$ , що приводить у дію повітряний гвинт.

Проте керують цими параметрами за допомогою факторів витрати палива  $G_{\text{пал}}$  та кута встановлення лопатей повітряного гвинта  $\varphi_{\text{гв}}$ .

Таким чином, наявність інформації про значення параметрів керуючих факторів є важливим з точки зору контролю технічного стану вузлів силової установки літака.

Однак на більшій частині літаків, що експлуатуються в теперішній час, вимірюється та реєструється лише один із зазначених керуючих факторів – витрата палива  $G_{\text{пал}}$ .

Отже, розробка методів та пристроїв для вимірювання та реєстрації кута встановлення лопатей повітряного гвинта  $\varphi_{\text{гв}}$  без втручання до існуючих конструкцій гвинтів і систем керування ними є важливим кроком до збільшення якості та глибини діагнозу технічного стану ТГД.

**Методи визначення кута встановлення лопатей повітряного гвинта**

Існують кілька методів визначення кутового положення лопатей повітряного гвинта.

Зокрема, під час розслідувань катастроф літаків із повітряними гвинтами кут встановлення лопатей визначають за такими ознаками:

- взаємним розташуванням рисок на рукаві корпусу та гайці стакану;
- кількістю мастила, яке злило з порожнечі великого кроку циліндрової групи гвинта;
- відбитками від кромки поршня на дзеркалі циліндра гвинта;
- величиною виходу шліцьової гільзи з малого циліндра та кілька інших.

Нажаль, наведені методи визначення кута встановлення лопатей непридатні до використання в експлуатації, оскільки вимагають втручання у функціональні системи силової установки.

Практично всі закордонні повітряні судна з турбогвинтовими силовими установками, а також літак Ан-140 на земних режимах застосовують "β-спосіб" керування двигуном, при якому пілот важелем керування двигуном задає кут

установлення лопатей повітряного гвинта  $\varphi_{гв}$ . Безперечно, що даний спосіб вимагає наявності приладу вимірювання кутового положення лопатей гвинта, тому на літаку Ан-140 встановлено  $\varphi$ -метр [2], завданням якого є вимірювання кутового положення лопатей та передача вимірів до системи керування двигуном.

Метод визначення кутового положення лопатей гвинта за тіннювою проекцією повітряного гвинта [3] ґрунтується на вимірюванні часу відсутності світлового променя на приймачі світлових променів під час проходження крізь них лопатей повітряного гвинта.

Перевагами даного методу є те, що він може бути застосований на будь-якому типі повітряного судна з повітряним гвинтом без втручання в конструкцію силової установки, що дозволяє використовувати його на літаках з невисоким рівнем контролепридатності, зокрема, на літаках Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32.

Метод вимірювання кутового положення лопатей лазерною локацією полягає в тому, що лопаті постійно скануються лазерним променем і за часом надходження відбитого променя обчислюється кутове положення лопатей. Проте даний метод складно реалізувати на високих частотах обертання гвинта і при значних змінах кутового положення лопатей.

Отже, як методи, так і пристрої, здатні до точного вимірювання кутового положення лопатей повітряного гвинта, дозволяють проводити діагностичні процедури на всіх поколіннях турбогвинтових літаків з використанням додаткового діагностичного параметра, тобто кута встановлення лопатей  $\varphi_{гв}$ .

#### Алгоритм визначення параметрів двигуна за визначеним кутом установлення лопатей гвинта

Потужність на валу повітряного гвинта  $N_{гв}$  однофазного ТГД за балансом потужностей елементів двигуна визначається за формулою

$$N_{гв} = N_T - N_K, \quad (1)$$

де  $N_T$  – потужність, що розвиває турбіна двигуна;  $N_K$  – потужність, що розвиває компресор двигуна.

Потужність на валу повітряного гвинта  $N_{гв}$  пов'язана з експериментальними характеристиками гвинта залежністю [4]

$$N_{гв} = \beta \rho n_{гв,c}^3 D^5, \quad (2)$$

де  $\beta$  – коефіцієнт потужності;  $\rho$  – густина повітря;  $n_{гв,c}$  – секундна частота обертання повітряного гвинта;  $D$  – діаметр повітряного гвинта.

Аналіз формули (2) свідчить, що, крім коефіцієнта потужності  $\beta$ , інші параметри вимірюються штатними приладами літака або є відомими з конструкції гвинта. Отже, потужність двигуна однозначно визначається при відомому коефіцієнті потужності  $\beta$ .

Характеристики повітряних гвинтів найчастіше подають у вигляді залежностей  $\beta = f(\lambda)$  (рис. 1) із нанесеними на них лініями  $\varphi_{гв} = \text{const}$  та  $\eta_{гв} = \text{const}$ .

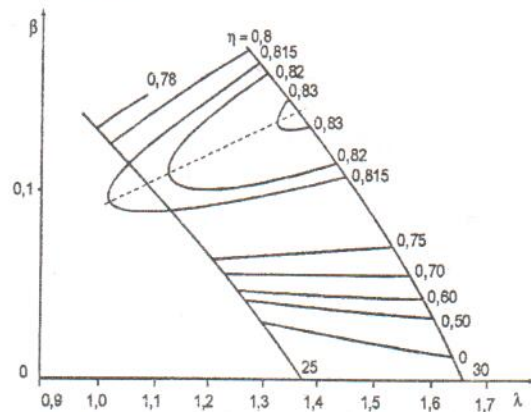


Рис. 1. Типова характеристика повітряного гвинта

Відносний рух повітряного гвинта  $\lambda_{гв}$  при відомій швидкості польоту  $V_{пол}$  визначається за формулою

$$\lambda_{гв} = \frac{V_{пол}}{n_{гв,c} D}.$$

У разі наявності характеристик повітряного гвинта та визначеній швидкості польоту для знаходження коефіцієнта потужності  $\beta$  і потужності на валу повітряного гвинта  $N_{гв}$  буде достатньо визначити лише кут установлення лопатей гвинта  $\varphi_{гв}$  (рис. 2).

Потужність компресора  $N_K$  визначають за формулою

$$N_K = L_K G_{пов},$$

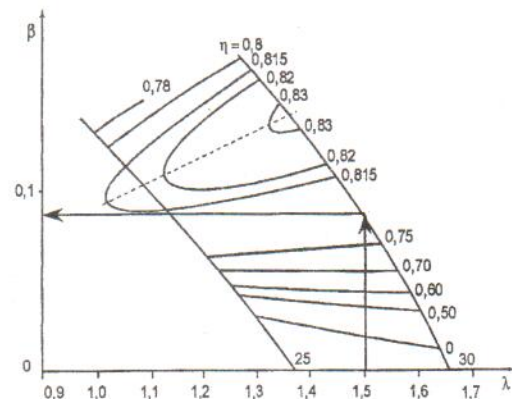


Рис. 2. Визначення коефіцієнта за відомим кутом установлення лопатей повітряного гвинта

де  $G_{\text{пов}}$  – витрата повітря;  $L_k$  – робота компресора:

$$L_k = \frac{k}{k-1} RT_B^* \left[ \pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \frac{1}{\eta_k};$$

$k = 1,4$  – показник адиабати;  $R = 288$ ;  $T_B^*$  – температура на вході в компресор;  $\pi_k^*$  – ступінь підвищення тиску повітря в компресорі;  $\eta_k^*$  – ККД компресора.

Потужність компресора  $N_k$  обчислюють за формулою

$$N_k = \frac{k}{k-1} RT_B^* \left[ \pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \frac{1}{\eta_k} G_{\text{пов}}, \quad (3)$$

потужність турбіни  $N_T$  – за формулою

$$N_T = L_T G_T,$$

де  $G_T$  – витрата газів;  $L_T$  – робота турбіни:

$$L_T = \frac{k_T}{k_T-1} R_T T_T^* \left[ 1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_T-1}{k_T}}} \right] \eta_T^*;$$

$k_T = 1,39$  – показник адиабати;  $R_T = 289,13$ ;  $T_T^*$  – температура газів на вході в турбіну;  $\pi_T^*$  – ступінь зниження тиску в турбіні;  $\eta_T^*$  – ККД турбіни.

Температуру газів на виході з турбіни  $T_T^*$  визначають за формулою

$$T_T^* = T_T^* - \frac{L_T}{\frac{k_T}{k_T-1} R_T},$$

температуру газів на вході в турбіну  $T_T^*$  – за формулою

$$T_T^* = T_T^* + \frac{L_T}{\frac{k_T}{k_T-1} R_T}.$$

Після математичних перетворень обчислюють роботу турбіни  $L_T$ :

$$L_T = \frac{k_T}{k_T-1} R_T T_T^* \frac{1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_T-1}{k_T}}}}{\frac{1}{\eta_T^*} + \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_T-1}{k_T}} - 1}},$$

і потужність турбіни  $N_m$ :

$$N_T = \frac{k_T}{k_T-1} R_T T_T^* \frac{1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_T-1}{k_T}}}}{\frac{1}{\eta_T^*} + \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_T-1}{k_T}} - 1}} G_T. \quad (4)$$

Витрати газів через турбіну визначають як

$$G_T = G_{\text{пов}} + G_{\text{пал}}.$$

Формула потужності на валу повітряного гвинта  $N_{\text{гв}}$  (1) з урахуванням формул (3) та (4) має вигляд:

$$N_{\text{гв}} = \frac{k_T}{k_T-1} R_T T_T^* \frac{1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_T-1}{k_T}}}}{\frac{1}{\eta_T^*} + \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_T-1}{k_T}} - 1}} (G_{\text{пов}} + G_{\text{пал}}) - \frac{k}{k-1} RT_B^* \left[ \pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \frac{1}{\eta_k^*} G_{\text{пов}}. \quad (5)$$

До формули (5), крім температур  $T_B^*$ ,  $T_T^*$ , витрати газів  $G_{\text{пал}}$ , що вимірюються штатними приладами, і потужності  $N_{\text{гв}}$ , визначеної шляхом вимірювання кута встановлення лопатей повітряного гвинта, входять параметри  $\pi_k^*$ ,  $G_{\text{пов}}$ ,  $\eta_k^*$ ,  $\pi_T^*$  і  $\eta_T^*$ , які характеризують технічний стан компресора та турбіни.

Для визначення вказаних невідомих параметрів стану двигуна за його вимірними параметрами формулу (5) необхідно доповнити рівняннями, що встановлюють зв'язок між параметрами стану при фіксованому режимі роботи двигуна, висоті  $H_{\text{пол}}$  і швидкості польоту  $V_{\text{пол}}$ , при яких проводилися вимірювання параметрів:

$$\pi_k^* = f\left(n_{\text{пр}}; \frac{T_T^*}{T_H^*}\right); \quad (6)$$

$$G_{\text{пов}} = f\left(n_{\text{пр}}; \frac{T_T^*}{T_H^*}\right); \quad (7)$$

$$\eta_k^* = f(n_{\text{пр}}; \pi_k^*); \quad (8)$$

$$\pi_T^* = \frac{\pi_v \pi_k \sigma_{\text{к.з.}}}{\pi_c}; \quad (9)$$

$$\eta_T^* = f\left(\pi_T^*; \frac{U}{\sqrt{T_T^*}}\right), \quad (10)$$

де  $T_H^*$  – температура на вході в двигун;  $\pi_v$  – ступінь підвищення тиску на вході в двигун:

$$\pi_v = \left(1 + \frac{V_{\text{пол}}}{2010 T_H^*}\right)^{3,5};$$

$\sigma_{\text{к.з.}}$  – коефіцієнт відновлення тиску в камері згоряння:

$$\sigma_{\text{к.з.}} = f(n_{\text{пр}}; G_{\text{пал}});$$

$\pi_c$  – ступінь зниження тиску в соплі двигуна:

$$\pi_c = f\left(\pi_\Sigma; \frac{U}{\sqrt{T^*}}\right);$$

$\pi_\Sigma$  – сумарний ступінь підвищення тиску в двигуні:

$$\pi_\Sigma = \pi_p \pi_k^* \sigma_{к.з};$$

$U$  – зведена колова швидкість обертання турбіни:

$$U = \sqrt{U_{сер1}^2 + U_{сер2}^2 + U_{сер3}^2}.$$

Аналітичні вирази залежностей (6)–(8) отримано апроксимацією графічних характеристик двигуна АИ-24 [5; 6].

### Висновки

Визначення кута встановлення лопатей повітряного гвинта  $\varphi_{гв}$  з наступним визначенням потужності, підведеної до повітряного гвинта  $N_{гв}$ , дає змогу сформувати замкнену систему рівнянь, що пов'язують вимірювані параметри з параметрами стану основних вузлів одновального ТГД.

Отже, система рівнянь (5)–(10) може бути використана як функціональна модель одновального ТГД при розробці оптимального алгоритму пошуку несправностей та оцінці технічного стану основних вузлів ТГД шляхом автоматизованої обробки результатів вимірювань параметрів.

В.В. Панін, М.В. Купчик

Использование угла установки лопастей воздушного винта как диагностического параметра турбовинтовых двигателей

Рассмотрена возможность использования угла установки лопастей воздушного винта в качестве диагностического параметра турбовинтовых двигателей.

V.V. Panin, M.V. Kupchik

Propeller's blades angle position as diagnostic parameter of turboprops

Propeller's blades angle position is considered as a diagnostic parameter of turboprop engines.

### Список літератури

1. Теорія теплових двигунів / Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, С.О. Дмитрієв та ін. – К.: Вища шк., 2001. – 382 с.
2. Разработка измерителя угла установки лопастей воздушного винта для двигательной установки самолета Ан-140 / Ю.Ф. Басов, А.В. Суббота, С.А. Глущенко та ін. // Авіаційно-космічна техніка та технологія. – К., 2003. – Вип. 6 (41). – С. 101–105.
3. Пат. № 60545 А. Україна, МПК<sup>7</sup> G01B11/04, G01B11/26 Спосіб дистанційного визначення лінійних розмірів або кутового положення нестационарних об'єктів та пристрій для його здійснення / М.В. Купчик, В.Г. Купчик. – № 20022119503; Заявлено 28.11.02; Опубл. 15.10.03; Бюл. № 10.
4. Александров В.Л. Воздушные винты. – М.: Оборонгиз, 1951. – 475 с.
5. Экспериментально-расчетные высотносторостные характеристики турбовинтового двигателя АИ-24. – Запорожье, 1961. – 161 с.
6. Панін В.В., Купчик М.В. Аналітичне відображення характеристик компресорів авіаційних турбогвинтових двигунів. – К.: Вісн. НАУ. – 2001. – №3 (10). – С. 12–16.

Стаття надійшла до редакції 20.02.04.