

Спосіб визначення тягових характеристик повітряного гвинта за даними льотних випробувань

Національний авіаційний університет

Корисність аеродинамічних характеристик (АДХ) повітряних гвинтів (ПГ), як і складність їхнього експериментального визначення загальновідомі і не потребують спеціального обґрунтування.

У наведеній статті зроблена спроба розробити спосіб визначення тягових характеристик (залежність коефіцієнта тяги від відносного поступу) ПГ, який використовує інформацію про параметри руху літака під час польоту.

Спосіб ґрунтується на наступних припущеннях: політ літака відбувається в площині його симетрії, рух центра мас літака - прямолінійний і рівномірний. Цим припущенням відповідає система рівнянь

$$\begin{cases} Y_a = m \cdot g \cdot \cos \Theta, \\ P = X_a + m \cdot g \cdot \sin \Theta, \end{cases} \quad (1)$$

де Y_a, X_a, P, m, Θ - відповідно підйомна сила, сила лобового опору, тяга гвинта, маса літака, кут нахилу траєкторії.

Тягові характеристики АДХ ПГ задаються залежністю $\alpha = f(\lambda)$, де α - коефіцієнт тяги ПГ, $\lambda = V / (D \cdot n_c)$ - відносний поступ ПГ, V - повітряна швидкість літака, D - діаметр ПГ, n_c - секундні оберти ПГ.

Друге рівняння системи (1) запишемо у вигляді:

$$\alpha(\lambda) \cdot \rho \cdot D \cdot n_c^2 = c_{xa}(c_{ya}) \cdot 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S + m \cdot g \cdot \sin \Theta,$$

де ρ - густина повітря, c_{ya}, c_{xa} - коефіцієнти сил підйомної та лобового опору, відповідно, S - площа крила літака. Останній вираз тотожно зводиться до вигляду

$$\alpha(\lambda) = c_{xa}(c_{ya}) \cdot 0.5 \cdot S \cdot \lambda^2 / D^2 + m \cdot g \cdot \sin \Theta / (\rho \cdot D^4 \cdot n_c^2), \quad (2)$$

Залежності $\alpha(\lambda)$, $c_{xa}(c_{ya})$ можна отримати експериментально, продуваючи моделі ПГ та літака в аеродинамічній трубі. При цьому виникають суттєві складності, пов'язані з перенесенням результатів продувок на повномасштабний ПГ.

Відомий вигляд графіків залежностей $\alpha(\lambda)$, $c_{xa}(c_{ya})$ [1,2] дозволяє використати для їхньої апроксимації алгебраїчні многочлени:

$$\alpha(\lambda) = a_0 + a_1 \cdot \lambda + a_3 \cdot \lambda^3; \quad (3)$$

$$c_{xa}(c_{ya}) = c_{x0} + A \cdot c_{ya}^2. \quad (4)$$

Якщо підставити вирази (3), (4) в (2) і виконати прості перетворення, то отримаємо співвідношення:

$$a_1 \cdot \lambda + (c_{x0} + A \cdot c_{ya}^2) \cdot K \cdot \lambda^2 + a_3 \cdot \lambda^3 = a_0 + m \cdot g \cdot \sin \Theta / (\rho \cdot D^4 \cdot n_c^2), \quad (5)$$

де $K = 0.5 \cdot S / D^2$.

Значення величини a_0 можна отримати під час наземних випробувань ПГ при його роботі на літаку, коли літак нерухомий. Величина a_0 підраховується за формулою

$$a_0 = P / (\rho \cdot D^4 \cdot n_c^2), \quad (6)$$

де P - тяга, що розвивається ПГ.

Під час проведення наземних випробувань величини P , n_c^2 , ρ можна просто та досить точно вимірювати.

У рівнянні (5) введемо позначення $B = (c_{x0} + A \cdot c_{ya}^2) \cdot K$, $b = m \cdot g \cdot \sin \Theta / (\rho \cdot D^4 \cdot n_c^2)$.

Очевидно, величина B під час польоту може змінюватись лише у зв'язку зі зміною c_{ya} . Якщо на певному етапі польоту витримувати постійним значення c_{ya} , то для цього етапу B буде постійною. Відповідно при постійних обертах ПГ величина b пропорційна синусу кута нахилу траєкторії. Виконання вказаних умов доз

$$a_1 \cdot \lambda + B \cdot \lambda^2 + a_3 \cdot \lambda^3 = a_0 + b. \quad (7)$$

У виразі (7) будемо розглядати величини a_1 , B , a_3 як параметри, які треба визначити, а величини λ , a_0 , b , як відомі величини, що знаходяться за вимірними в польоті величинами повітряної швидкості, секундних обертів ПГ та кута нахилу траєкторії. Ці величини вимірюються штатними приладами практично на всіх літаках.

Для визначення величин a_1 , B , a_3 необхідно реалізувати в польоті принаймні три режими, при яких виконується умова $c_{ya} = const$. Цій умові можна задовольнити, якщо між параметрами руху літака будуть дотримуватись співвідношення

$$\frac{V_1^2}{\cos \theta_1} = \frac{V_2^2}{\cos \theta_2} = \frac{V_3^2}{\cos \theta_3} = const \quad (8)$$

Якщо реалізувати шість режимів, три з яких будуть задовольняти умові (8) при одній константі, а три – при іншій, то будуть знайдені два значення для величини B , тобто B_1 , B_2 . Це в свою чергу дозволить знайти величини c_{x0} , A як розв'язок системи

$$\begin{cases} c_{x0} + A \cdot c_{ya1}^2 = B_1, \\ c_{x0} + A \cdot c_{ya2}^2 = B_2 \end{cases} \quad (9)$$

Величини c_{ya1} , c_{ya2} також знаходяться за параметрами руху літака, застосовуючи формулу

$$c_{ya} = 2 \cdot m \cdot g \cdot \cos \theta / (\rho \cdot V^2 \cdot S).$$

Це означає, що окрім параметрів, що входять до залежності $\alpha = f(\lambda)$, з'являється додаткова можливість знаходити параметри коефіцієнту сили лобового опору літака.

Наведені вище міркування є суттю способу визначення тягових характеристик повітряного гвинта за даними льотних випробувань.

Для перевірки можливості численної реалізації запропонованого способу було виконане моделювання руху літака для генерування модельних параметрів руху, які потім використовувались як вхідні дані для алгоритму, що реалізує запропонований спосіб. При цьому розглядався рух гіпотетичного легкого літака з геометричними, масовими та аеродинамічними характеристиками літака Як-55 [1]. Були використані характеристики ПГ з [2].

При генеруванні параметрів руху літака приймалися значення коефіцієнтів: $a_0 = 0.242$, $a_1 = -0.0945$, $a_3 = -0.0425$.

У результаті застосування запропонованого алгоритму були отримані відповідно розрахункові значення $a_0 = 0.242$, $a_1 = -0.0945$, $a_3 = -0.0425$. Розбіжності між параметрами можна пояснити похибками арифметичної процедури розв'язання системи лінійних алгебраїчних рівнянь, визначник якої був величиною порядку 10^{-3} . Згадана система з'являється при реалізації методу найменших квадратів.

При перевірці ефективності алгоритму було виконано ряд генерувань даних. Деякі з них давали дуже великі розбіжності між коефіцієнтами, що використовувались під час генерування даних ("точні коефіцієнти") та розрахунковими коефіцієнтами. Відповідні системи рівнянь мали дуже малі визначники.

Цей результат вказує на те, що є потенційна можливість шляхом вибору параметрів руху під час польоту літака впливати на ефективність алгоритма, що реалізує спосіб визначення коефіцієнта тяги повітряного гвинта з використанням даних льотних випробувань.

Список літератури

1. Коровкин А.Е., Новиков Ю.Ф. Практическая аэродинамика и динамика полета самолетов Як-52, Як-55. – М: ДОСААФ СССР, 1989.
2. Александров В.Л. Воздушные винты. – Оборонгиз, 1951.