

Спосіб визначення характеристик потужності повітряного гвинта за даними льотних випробувань

Национальный авиационный университет

Складність експериментального визначення аеродинамічних характеристик (АДХ) повітряних гвинтів (ПГ) та їхня практична значимість виправдовують зусилля, направлені на розробку методів визначення цих АДХ.

Представлена стаття є логічним продовженням статті [3], в якій обгрунтований метод визначення залежності коефіцієнта тяги ПГ (α) від величини відносного поступу ПГ (λ , $\lambda=V/(D \cdot n_c)$), V -швидкість літака, D -діаметр ПГ, n_c –секундні оберти ПГ). Окрім вказаної залежності цей метод дозволяє додатково визначити параметри залежності коефіцієнта сили лобового опору C_{xa} від коефіцієнта підйомної сили C_{ya} , тобто параметри C_{xa0} та A для залежності

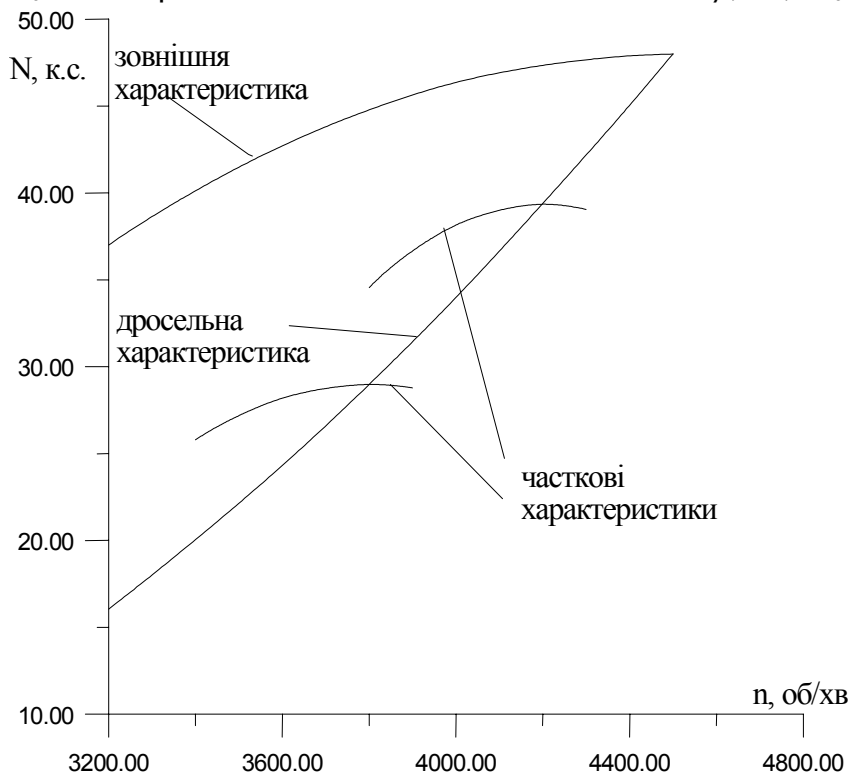
$$C_{xa} = C_{xa0} + A \cdot C_{ya}^2 \quad (1)$$

Надалі будемо вважати величини C_{xa0} та A відомими.

Візьмемо за мету знаходження залежності коефіцієнта потужності ПГ (β) від відносного поступу (λ), тобто залежності $\beta=f(\lambda)$. Виходячи з визначення

$$\beta=N_{ПГ}/(\rho \cdot D^5 n_c^3),$$

де ρ - густина повітря, зрозуміло, що для знаходження числових значень β необхідно мати можливість експериментально визначити значення величин $N_{ПГ}$, ρ , D , n_c . Експериментальне визначення величин ρ , D , n_c не становить складності.



Найбільшу складність становить знаходження потужності, яку споживає ПГ у вигляді механічної потужності обертального руху $N_{ПГ}$.

Безпосереднє вимірювання потужності ПГ $N_{ПГ} = M_{ПГ} n_c$ в реальних умовах дуже складне, бо практично дуже складно вимірювати момент, який передається на вал ПГ. Слід зауважити, що принципово фізичні передумови для вимірювання $M_{ПГ}$ існують, але їх практичне втілення досить складне.

Рис. 1. Характеристики ДВС.

Спосіб для визначення коефіцієнта потужності ПГ, який пропонується, базується на використанні характеристик двигуна внутрішнього згорання (ДВЗ), яким обладнаний літак. Вказане зауваження передбачає, що пропонується підхід, який дозволяє знаходити коефіцієнт потужності ПГ для одно-гвинтового літака, обладнаного ДВЗ. Це звичайно звужує сферу безпосереднього застосування метода, але не зменшує його принципового значення.

Передбачається, що перед проведенням льотних випробувань відомі принаймні дросельна та зовнішня характеристики ДВЗ (рис.1.). Ці характеристики можна безпосередньо отримати при наземних випробуваннях конкретного літака з конкретним ДВЗ.

Рівняння руху літака в площині його симетрії описується відомою системою рівнянь

$$\begin{cases} C_{ya} \cdot q \cdot S = m \cdot g \cdot \cos \Theta, & (2) \\ P \cdot V = V \cdot C_{xa} \cdot q \cdot S + V \cdot m \cdot g \cdot \sin \Theta, & (3) \end{cases}$$

де $q = 0,5 \cdot \rho \cdot V^2$; S - площа крила літака; P - тяга, яку створює ПГ; θ - кут нахилу траєкторії руху літака; m - маса літака.

Величини S, m, q, V, θ під час випробувань можна вважати відомими, бо вони досить просто вимірюються.

Перше рівняння системи дозволяє знайти коефіцієнт C_{ya} , а співвідношення (1) коефіцієнт C_{xa} , якщо відомі C_{xa0} та A , а вони можуть бути знайдені за даними випробувань [3].

З другого рівняння можна знайти значення добутку $P \cdot V$, який можна розглядати як корисну потужність ПГ. Корисна потужність ПГ зв'язана з потужністю, що передається на вал ПГ (N_B) коефіцієнтом корисної дії (η). $P \cdot V = \eta \cdot N_B$. В свою чергу потужність N_B зав'язана з потужністю двигуна коефіцієнтом корисної дії трансмісії η_{mp} , який можна досить точно підрахувати за відомими методами, або виміряти експериментально. В будь-якому випадку η_{mp} в подальшому вважатимемо відомою величиною.

Основною ідеєю метода є те, що коефіцієнт корисної дії ПГ залежить тільки від відносного поступу, отже з'являється можливість підбором параметрів польоту забезпечити постійне значення η .

Як зазначено вище, характеристики ДВЗ зазвичай представлені дросельними та зовнішніми характеристиками, іноді ще представляють часткові характеристики. Виходячи з вигляду зовнішньої та часткових характеристик можна для їх апроксимації застосувати многочлен виду

$$p_0(\delta) + p_1(\delta) \cdot n + p_2(\delta) \cdot n^2 \quad (4)$$

Коефіцієнти цього многочлена в свою чергу залежать від положення регулюючого органу (дросельної заслінки).

З урахуванням коефіцієнтів η , η_{mp} та вказаної апроксимації рівняння (3) можна записати у вигляді (з фізичних міркувань $p_0(\delta)=0$)

$$\left[p_1(\delta) \cdot n + p_2(\delta) \cdot n^2 \right] \cdot \eta(\lambda) \cdot \eta_{mp} = V \cdot \left[(C_{xa0} + A \cdot C_{ya}^2) \cdot q \cdot S + m \cdot g \cdot \sin \Theta \right] \quad (5)$$

Оскільки η_{mp} вважається відомим, то надалі для спрощення записів вважатимемо його одиницею. Якщо виконувати під час польоту умову $\lambda = const$, то це за-

безпечити виконання умови $\eta(\lambda)=const$. Для виконання умови $\lambda=const$ досить задовольняти умову $V = (D \cdot \lambda) \cdot n = K \cdot n$, тобто швидкість для кожного режиму з $\lambda=const$ повинна бути пропорційна обертам двигуна з однаковим коефіцієнтом пропорційності K .

Практично це означає наступне. В польоті встановлюється режим усталеного горизонтального польоту з певною швидкістю V_1 , їй будуть відповідати оберти двигуна n_1 . За вимірними значеннями V_1 і n_1 можна знайти коефіцієнт пропорційності K_1 . На наступному етапі, не змінюючи положення регулюючого органу ДВЗ, треба перевести літак в режим руху по похилій прямолінійній траєкторії. Для встановленого кута нахилу траєкторії, використовуючи управління рулем висоти, встановити режим руху літака з швидкістю, яка задовольняла б умові $V_2=K_1 n_2$. Аналогічно реалізується третій режим, виходячи з умови $V_3=K_1 n_3$

Кожному з трьох режимів $K_1, n_1; K_2, n_2; K_3, n_3$ будуть відповідати свої кути нахилу траєкторії $\Theta_1, \Theta_2, \Theta_3$.

Використовуючи рівняння (2), (3), можна знайти значення корисної потужності $(P \cdot V)$ для кожного з трьох режимів.

Зобразимо в системі координат n, V три точки $(n_1, (P \cdot V)_1), (n_2, (P \cdot V)_2), (n_3, (P \cdot V)_3)$. (Зображені зірочками на рис.2.) і проведемо апроксимуючу криву з використанням многочлена (4). Проведена крива відрізняється від відповідної часткової характеристики ДВЗ на величину η . Для того щоб з проведеної кривої отримати часткову характеристику треба всі ординати побудованої кривої поділити на η . Точці перетину часткової характеристики з дросельною характеристикою відповідають такі оберти ДВЗ при яких крива досягає максимуму. Знаючи коефіцієнти многочлена (4) можна знайти координати його максимуму (n^*). Відношення потужності, підрахованої за формулою (4) при n^* до потужності, знайденої при n^* на дросельній характеристиці дасть значення к.к.д. ПГ при заданій $\lambda=const$. Коефіцієнт потужності β знайдеться за відомим співвідношенням

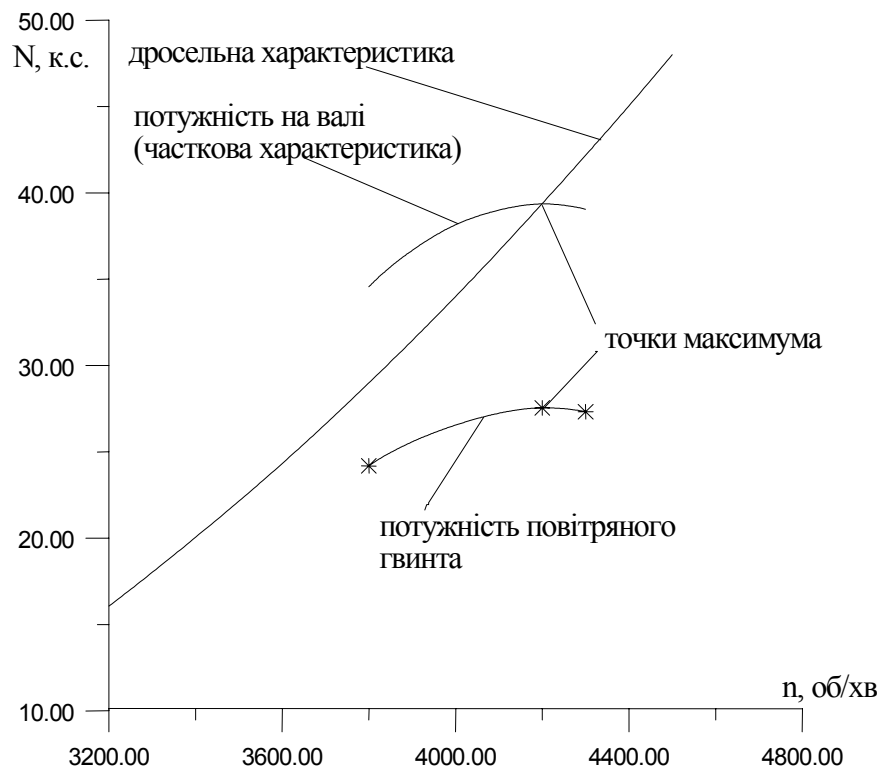


Рис.2. Приклад знаходження точки на дросельній характеристиці.

$$\beta = \frac{N_B \cdot \eta}{\rho \cdot D^5 \cdot n^3}$$

Виконавши ряд режимів польоту для різних значень λ можна отримати залежності $\beta=f(\lambda)$, $\eta=\varphi(\lambda)$

Запропонований спосіб визначення характеристик ПГ за даними льотних випробувань розглянуто з точки зору принципової фізичної можливості його реалізації. Відповідь на це питання ствердна. Але необхідні ще додаткові дослідження, які повинні дати відповідь щодо очікуваної точності отриманих характеристик, узгодження методики пілотування літака під час випробувань з льотними обмеженнями.

Список літератури

- 1.Александров В.Л., Воздушные винты, Оборонгиз, 1951, 412с.
- 2.Бадягин А.А., Мухамедов Ф.Л., Проектирование легких самолетов, М. Машиностроение, 1978, 208с.
- 3.Жила В.Г. Спосіб визначення тягових характеристик повітряного гвинта за даними льотних випробувань. //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. -Х.: НАКУ "ХАИ".-2009.-Вып.39.-С. 89-92.

Рецензент: проф. Е.П. Ударцев, НАУ, Киев