

УДК 629.735.45

В.О. Шлапацький

Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків

ДО ПИТАННЯ ВИБОРУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЬОТА НА ЕТАПІ МОДЕРНІЗАЦІЇ ТА ПРОЕКТУВАННЯ

Пропонується підхід до визначення показника необхідної приведеної потужності силової установки вертольота для широкого діапазону режимів польоту через знаходження коефіцієнта моменту опору обертанню гвинта-носія та рульового гвинта, як елементів несучої системи вертольота, що взаємодіють, який базується на нелінійній нестационарній вихровій теорії гвинта та крила в поєднанні з теорією елемента лопаті.

силова установка, вертоліт, вибір, нелінійна нестационарна вихрова теорія

Вступ

На теперішній час розвиток військової вертолітної авіації в Україні цілком визначається модернізацією техніки, яка знаходиться на озброєнні, що

проводиться з метою підвищення показників бойової ефективності.

Одним з напрямків модернізації вертолітного парку є заміна несучої системи вертольота на більш аеродинамічно вдосконалену шляхом встановлення

полегшених, виконаних з полімерних композиційних матеріалів, лопатей гвинтів.

Поряд з питанням встановлення нової несучої системи вертольота, як в процесі модернізації, так і на етапі проектування нових зразків вертолітної техніки, паралельно виникає проблема вибору нової силової установки (СУ), під час якого необхідно визначити максимальну приведену потужність СУ, яка була б достатньою для забезпечення всіх льотних характеристик вертольота, що є заданими технічним завданням.

Постановка проблеми. Під час вирішення питання вибору СУ вертольота з умови забезпечення заданих льотно-технічних характеристик з'являється необхідність отримання так званого показника необхідної приведеної потужності силової установки вертольота, який виводиться з показника необхідної енергоозброєності вертольота, що являє собою співвідношення необхідної потужності СУ до ваги вертольота [1]:

$$\frac{N}{m_0 g} = \frac{\sqrt{p} T^{1.5}}{0,5 \eta_0 \xi \sqrt{\Delta}} [\text{кВт} / \text{Н}], \quad (1)$$

де $\eta_0 = c_T^{3/2} / 2m_K$ – коефіцієнт корисної дії гвинта-носія; c_T – коефіцієнт тяги гвинта-носія; m_K – коефіцієнт крутильного моменту; $\Delta = \rho_H / \rho_{H=0}$ – відносна щільність повітря; $\bar{T} = T / (m_0 g)$ – відносна тяга гвинта-носія; N – потужність двигуна, Вт; m_0 – злітна маса вертольота, кг; ξ – коефіцієнт використання потужності.

Формула (1) є аналітичним виразом, виведеним на основі імпульсної теорії гвинта-носія (ГН), і коефіцієнти, що входять у цей вираз, є визначеними тільки для типових гвинтів та надаються у вигляді графічних залежностей від коефіцієнта режиму роботи гвинта-носія [2, 3].

Показник необхідної енергоозброєності вертольота визначається в результаті розрахунку і порівняння необхідної енергоозброєності для різних екстремальних режимів польоту, в якості яких розглядають висіння на статичній стелі, політ на максимальній швидкості на висоті 500 метрів, політ на статичній стелі з економічною швидкістю.

Під час вибору необхідної потужності СУ розрахункові дані для екстремальних режимів польоту приводять до умов міжнародної стандартної атмосфери на висоті $H = 0$, звідки виникає так званий показник приведеної необхідної потужності СУ, який для перелічених режимів польоту має такий вигляд [1]:

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{\text{НСТ}}^{\text{ПР}} = \frac{\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{\text{НСТ}}}{\bar{N}_H \cdot \bar{N}_t};$$

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{\text{VMAX}}^{\text{ПР}} = \frac{\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{\text{VMAX}}}{\bar{N}_H \cdot \bar{N}_t \cdot \bar{N}_V \cdot \xi_{\text{VMAX}}}; \quad (2)$$

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{\text{НСТ}}^{\text{ПР}} = \frac{\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{\text{НСТ}}}{\bar{N}_H \cdot \bar{N}_t \cdot \bar{N}_V \cdot \xi_{\text{VEK}} \cdot \bar{N}_{\text{НОМ}}},$$

де функції \bar{N}_H , \bar{N}_t , \bar{N}_V характеризують зміну потужності за висотою, температурою оточуючого повітря і швидкістю польоту та описуються емпіричними залежностями [1]:

$$\begin{aligned} \bar{N}_H &= 1 - 0,0695 \cdot (H/1000); \\ \bar{N}_t &= 1,1 - 0,0066 \cdot t; \\ \bar{N}_V &= 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V^2, \end{aligned} \quad (3)$$

де H – висота польоту, (м); t – температура повітря, °С; V – швидкість польоту вертольота, км/год;

\bar{N} – ступінь дроселювання двигунів; $\bar{N} = N / N_{\text{ЗЛП}}$.

Отже, розрахунок наведеного показника для широкого діапазону режимів польоту вертольота, що є необхідним під час вибору силової установки на етапі проектування та модернізації, є ускладненим.

Метою даної роботи є побудова підходу до визначення показника необхідної приведеної потужності силової установки вертольота через знаходження коефіцієнта моменту опору обертанню гвинта-носія та рульового гвинта (РГ) вертольота, який знаходиться під впливом індуктивного потоку від ГН, для широкого діапазону режимів польоту.

Обґрунтування підходу. Як відомо, необхідна потужність вертольота залежить у більшій мірі від режимів його польоту.

Вона виражається як $N = M_K \cdot \omega$, де M_K – крутильний момент на валу ГН, а ω – кутова швидкість обертання ГН.

Необхідну для польоту вертольота потужність через коефіцієнт крутильного моменту ГН розділяють на індуктивну, профільну та шкідливу складову:

$$m_K = m_I + m_P + m_{\text{ШК}}. \quad (4)$$

Оскільки існують витрати потужності СУ вертольота на привід РГ, які необхідно враховувати під час обчислення показника необхідної приведеної потужності силової установки вертольота, у наданому підході пропонується введення складової крутильного моменту РГ, що знаходиться в умовах впливу індуктивного потоку від ГН, визначення якої за аналітичними виразами є майже неможливим:

$$m_K = (m_I + m_P)_{\text{ГН}} + m_{\text{КРГ}} + m_{\text{ШК}}. \quad (5)$$

Коефіцієнт потужності, що витрачається на подолання шкідливого опору вертольота, обчислюється за відомою формулою [3]:

$$m_{\text{шк}} = -(c_T \cdot \sin \alpha + c_H \cdot \cos \alpha) \cdot \bar{V} \quad (6)$$

Для отримання значення крутильного моменту на валу ГН та РГ з метою розрахунку необхідної потужності силової установки та вибору двигуна необхідним є підхід, що повинен базуватись на сучасних знаннях про рівень витрат потужності на створення тяги з урахуванням геометричних та кінематичних параметрів несучої системи вертольота. Доля найвагомійших витрат потужності, що стосуються несучої системи вертольота, а саме витрат на подолання індуктивного та профільного опорів гвинтів системи, змінюється із зміною режиму польоту.

Такі знання передбачають ґрунтування методів визначення аеродинамічних характеристик елементів несучої системи вертольота на вихровій теорії досить високого рівня, яка була б у змозі врахувати всі основні фактори, що визначають характер і рівень змінних аеродинамічних навантажень, розподілених по кожній з несучих поверхонь вертольота. До таких факторів відносять: змінність циркуляції швидкості в перерізі лопатей за радіусом і часом; дискретність вихрових систем, яка дозволяє враховувати скінченність кількості лопатей; змінність за радіусом і азимутом швидкості переміщення в просторі елементів вільної вихрової пелени; нелінійність аеродинамічних характеристик профілів перерізів лопатей, що працюють в умовах кругового обдування; стисливість повітря, що впливає на аеродинамічні характеристики профілів кінцевих перерізів лопатей; нелінійність вільного вихрового сліду, що впливає на умови обтікання лопатей рульового гвинта вертольота та елементів хвостового оперення. Детальний аналіз останніх досліджень та публікацій щодо вибору теорії гвинта-носія, яка враховувала б перелічені фактори, зроблено в [4].

Вибір двигуна проводиться за найбільшим значенням показника приведенної необхідної потужності і величині злітної маси вертольота:

$$N_{\text{дв}} = \frac{1}{n} \cdot \left(\frac{N}{m_0 g} \right)_{\text{MAX}}^{\text{пр}} \cdot (m_0 g), \quad (7)$$

де n – кількість двигунів.

Якщо злітна потужність реальних двигунів значно менша від найбільшої приведенної необхідної потужності для перелічених вище критичних режимів польоту вертольота, то проводять, виходячи зі значення потужності реальних двигунів, перерахування злітної маси, корисного навантаження і дальності польоту вертольота.

Для вирішення задачі вибору СУ вертольота, на етапі його проектування та модернізації, пропонується підхід до визначення показника необхідної приведенної потужності СУ вертольота для широкого діапазону режимів польоту, що базується на нелінійній нестационарній вихровій теорії гвинта та крила в поєднанні з теорією елемента лопаті з урахуванням нелінійних за кутом атаки і числом Маха аеродинамічних характеристик профілів елементів несучої системи вертольота.

Математична постановка задачі в повному вигляді надана в [5].

Достовірність отриманих значень коефіцієнтів крутильного моменту для критичних режимів польоту вертольота обґрунтовувалась порівнянням розрахованих та отриманих експериментально значень для вертольота Ми-24 [6].

На рис. 1 наведені порівняльні залежності розрахованих та отриманих експериментально коефіцієнтів крутильного моменту гвинта-носія від кута установки його лопатей на режимі осьового обтікання.

Суцільні лінії позначають експериментальні залежності, лінії з кружками – розраховані для гвинта із шарнірним закріпленням лопатей та дією компенсатора змаху.

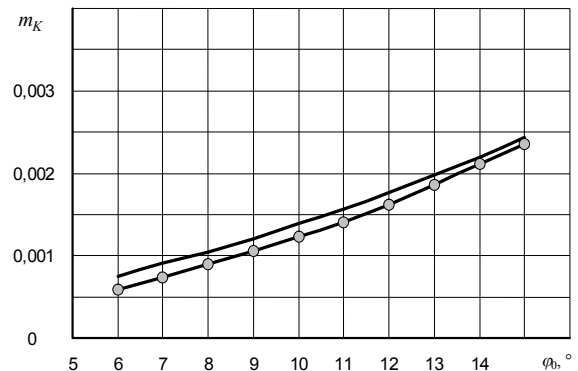


Рис. 1. Залежність коефіцієнта крутильного моменту гвинта-носія від кута установки лопатей для режиму осьового обтікання

На рис. 2 надано порівняльні залежності розрахованих та отриманих експериментально залежностей при швидкості горизонтального польоту 200 км/год, а також для кутів установки лопатей $\phi_0 = 4, 10, 15^\circ$ та кутів атаки гвинта в діапазоні від -25° до кута атаки, що відповідає обмеженню по зриву потоку з лопатей в азимуті.

Суцільними лініями позначені експериментальні залежності, лініями із кружками – розраховані.

На рис. 3 подано порівняльні характеристики розрахованих та експериментальних залежностей коефіцієнта крутильного моменту трилопатевого рульового гвинта від кута установки лопатей при роботі гвинта на місці.

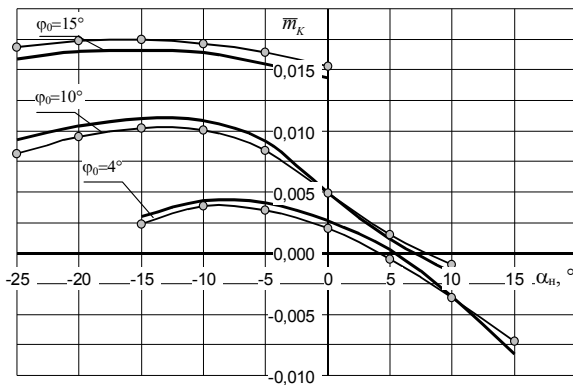


Рис. 2. Порівняльні залежності розрахованої та отриманої експериментально величин коефіцієнта крутильного моменту гвинта-носія для $V = 200$ км/год

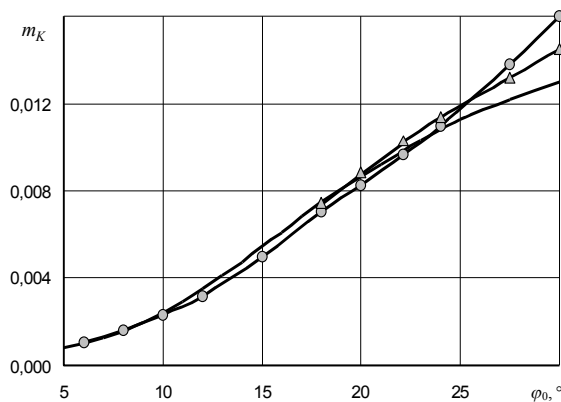


Рис. 3. Залежність коефіцієнта крутильного моменту трилопатевого рульового гвинта від кута установки лопатей на режимі висіння

Суцільними лініями позначені експериментальні характеристики, лініями із кружками позначені розраховані характеристики при моделюванні безвідривного обтікання, лініями із трикутниками – розраховані характеристики за умов моделювання локального відриву потоку.

Висновки

Відносна похибка розрахованої величини коефіцієнта крутильного моменту для серії експериментів не перевищує 5,0%.

Порівняльні залежності розрахованої та отриманої експериментально величин коефіцієнта крутильного моменту гвинта-носія та рульового гвинта (рис. 1 – 3) дають змогу зробити висновок про можливість отримання у чисельному експерименті достовірних результатів розрахунку і придатність запропонованого підходу до визначення показника необхідної приведеної потужності СУ через знаходження коефіцієнта моменту опору обертанню гвинта-носія та рульового гвинта вертольота, який знаходиться під впливом індуктивного потоку від ГН, для широкого діапазону режимів польоту для застосування в задачах модернізації та проектування вертольотів, що є необхідним під час вирішення питання вибору силової установки вертольота.

Список літератури

1. *Энциклопедия “Машиностроение”. Том IV-21. Книга 1. – Самолеты и вертолеты. Аэродинамика, динамика полета и прочность / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 2004. – С. 334.*
2. *Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летных данных. – М.: Машиностроение, 1977. – 151с.*
3. *Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вождаев Е.С., Майкопар Г.И. Теория несущего винта / Под ред. Мартынова А.К. – М.: Машиностроение, 1973. – 363 с.*
4. *Миргород Ю.И., Бердочник В.А., Шлапацкий В.О. Застосування теорій несучого гвинта вертольота до задач визначення аеропружних характеристик лопатей // Збірник наукових праць ХУ ПС. – Х.: ХУПС, 2005. – Вип. 2 (2). – С. 34-38.*
5. *Миргород Ю.И., Бердочник В.А., Шлапацкий В.О. Чисельне моделювання роботи рульового гвинта вертольота з урахуванням впливу від елементів несучої системи // Збірник наукових праць ХУ ПС. – Х.: ХУПС, 2005. – Вип. 6(6). – С. 12-19.*
6. *Вертолет Ми-24В. Техническое описание. Книга 1. Летно-технические характеристики вертолета. – М.: Машиностроение, 1981. – 48 с.*

Надійшла до редколегії 3.01.2007

Рецензент: д-р техн. наук, ст. наук співр. О.Б. Леонт'єв, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.