

doi: 10.32620/oikit.2025.103.07

УДК 533.6.013: 629.735.45 В. В. Чмовж, К. В. Скомаровський, В. О. Захаренко

Сумісна схема розрахунку аеродинамічних характеристик гелікоптера з одним несучим гвинтом

Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут»

Для гелікоптера взаємодія із середовищем відіграє більш істотну роль, ніж для літака, тому що при взаємодії змінюється геометрія гелікоптера (зміна більшою мірою пов'язана зі становищем лопатей щодо втулки несучого гвинта). У свою чергу рух лопатей викликає зміну сил, що діють на лопаті. Аеродинамічні сили, які діють шарнірну лопату, стають залежними як від руху гелікоптера, а й від руху лопаті щодо втулки. Аеродинамічні характеристики несучого гвинта, отже, і гелікоптера загалом мають значну залежність від становища органів управління. Це свідчить, що визначення аеродинамічних характеристик гелікоптера без урахування відхилень важелів управління дає наближені значення. Ця обставина суттєво ускладнює процес визначення аеродинамічних характеристик гелікоптера. Виконано аналіз публікацій області динаміки руху несучого гвинта та динаміка польоту гелікоптера. Розглядаються теоретичні та прикладні питання розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта гелікоптера та гелікоптера в цілому. Викладено існуючі методи розрахунку гвинта у різних умовах руху. Надано можливість спільного вирішення завдань аеродинаміки несучого гвинта і динаміки польоту одно гвинтового гелікоптера на режимах польоту, що встановилися, за умови балансування. У кінцевому результаті такий підхід до вирішення дозволить більш точно прогнозувати льотні характеристики гелікоптера, визначати навантаження на елементи конструкції гвинта, що носить, рульового гвинта, стабілізатора і спільну дію даних навантажень на фюзеляж гелікоптера. Проведено аналіз можливих теорій визначення аеродинамічних характеристик несучого та кермового гвинта. Запропоновано методологію вирішення завдань балансування гелікоптера при мінімізації витрат часу та комп'ютерних ресурсів.

Ключові слова: гвинтокрил, несучий гвинт, рульовий гвинт, динаміка польоту гелікоптера, балансування.

Вступ

Перші значні успіхи у сфері динаміки руху несучого гвинта отримали А. П. Проскуряков, Durand W. F. Були отримані рівняння руху лопаті на режимі висіння та малих швидкостях польоту в узагальнених координатах конуса гвинта, а для режиму горизонтального польоту рівняння поздовжнього руху без урахування членів з першими та іншими похідними від узагальнених координат конуса гвинта.

Слід зазначити роботу М. Л. Миль [1]. М. Л. Миль у своєму двотомнику виклав найбільш повно можливі розрахункові схеми, методики визначення характеристик гвинтів, взаємодія гвинтів з іншими елементами гелікоптера. Зауважимо, що в даній роботі немає опису динаміки польоту гелікоптера в загальному випадку, і навіть, більше того, не розглянуті маневри, що встановилися. Таким чином, цю роботу можна використовувати лише для розрахунку аеродинамічних характеристик гвинтів. З [1] випливає, що аеродинамічний розрахунок гелікоптера, балансувальний розрахунок гелікоптера неможливо провести без використання вихрових теорій, тому що необхідно знаходити скоси потоків у елементів гелікоптера, а також враховувати вплив елементів гелікоптера один на одного. Також потрібні точніші вихрові теорії, що дозволяють врахувати нелінійність та нестационарність характеристик.

1. Динаміка польоту гелікоптера

Загалом рух гелікоптера (рис. 1) описується рівняннями (1), представленими у роботі [2].

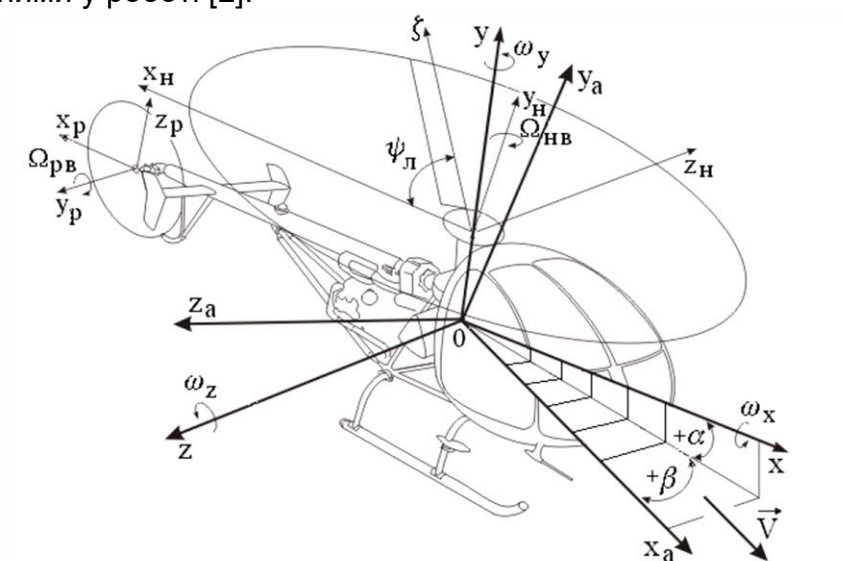


Рис. 1. Сили та моменти, діючі на гелікоптер

$$\begin{cases}
 m \cdot (\dot{V}_x + \omega_y \cdot V_z - \omega_z \cdot V_y) = F_x; \\
 m \cdot (\dot{V}_y + \omega_z \cdot V_x - \omega_x \cdot V_z) = F_y; \\
 m \cdot (\dot{V}_z + \omega_x \cdot V_y - \omega_y \cdot V_x) = F_z; \\
 I_x \cdot \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \cdot \omega_y \cdot \omega_z + I_{xy} \cdot (\omega_x \cdot \omega_z - \dot{\omega}_y) = M_x; \\
 I_y \cdot \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \cdot \omega_z \cdot \omega_x + I_{xy} \cdot (-\omega_y \cdot \omega_z - \dot{\omega}_x) = M_y; \\
 I_z \cdot \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \cdot \omega_x \cdot \omega_y + I_{xy} \cdot (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z; \\
 \dot{\nu} = \omega_y \cdot \sin(\gamma) + \omega_z \cdot \cos(\gamma); \\
 \dot{\gamma} = \omega_x - (\omega_y \cdot \cos(\gamma) - \omega_z \cdot \sin(\gamma)) \cdot \operatorname{tg}(\nu); \\
 \dot{\psi} = \frac{(\omega_y \cdot \cos(\gamma) - \omega_z \cdot \sin(\gamma))}{\cos(\nu)}; \\
 \dot{x}_g = V_{x.g} = f(V_x, V_y, V_z, \nu, \gamma, \psi); \\
 \dot{y}_g = V_{y.g} = f(V_x, V_y, V_z, \nu, \gamma, \psi); \\
 \dot{z}_g = V_{z.g} = f(V_x, V_y, V_z, \nu, \gamma, \psi); \\
 I_\omega \cdot \dot{\omega}_{H.B} = M_\partial - M_{comp}
 \end{cases} \quad (1)$$

Як видно із системи рівнянь сили та моменти, що діють на вертоліт, є

функціями таких параметрів як:

- швидкість польоту $\vec{V}$;
- кутова швидкість гелікоптера навколо центру мас $\vec{\omega}$;
- кутова швидкість обертання несучого гвинта $\vec{\omega}_{н.гв.}$;
- кут відхилення автомата перекоосу в поздовжньому та бічному напрямках δ_ϕ, δ_ψ ;
- відхилення органів управління загальним кроком $\phi_{0ш}$ і кроком кермового гвинта $\phi_{рв}$;
- відхилення органів управління з нишпорення Ψ ;
- відхилення органів керування двигуном $\theta_{кор}$;
- кут атаки α ;
- кут ковзання β ;
- кут тангажа ϑ ;
- кут крену γ ;
- зовнішні обурення, наприклад, пориви вітру тощо.

Всі ці параметри можуть бути перетворені на вектор стану системи $\vec{X}$, вектор управління $\vec{U}$ та вектор обурення $\vec{W}$.

Вектор стану $\vec{X}$ складатиметься з фазових координат – невідомих, що входять до системи (1) зі своїми похідними:

- проекції швидкості на осі системи координат V_x, V_y, V_z ;
- проекції кутової швидкості на осі системи координат $\omega_x, \omega_y, \omega_z$;
- просторові кути положення гелікоптера Ψ, γ, ψ ;
- кутовий швидкості обертання несучого гвинта $\vec{\omega}_{н.гв.}$;
- координати гелікоптера щодо земної системи координат x_g, y_g, z_g .

Вектор управління $\vec{U}$ складається з невідомих, які мають похідних у рівняннях (1). Цей вектор має такі елементи:

- загальний крок несучого гвинта $\phi_{0ш}$;
- δ_ϕ, δ_ψ – кут відхилення автомата перекоосу в поздовжньому та бічному напрямках;
- загальний крок кермового гвинта $\phi_{рв}$;
- відхилення ручки керування двигуном (РКД) $\theta_{кор}$.

Відсутність похідних від керуючих функцій веде до того, що з них знімаються математичні обмеження: безперервність та диференціювання. Таким чином, ці функції можуть бути будь-якими, але обмеженими за величиною.

Обмеженість величин також визначається енергетичними ресурсами гелікоптера та аеродинамічними можливостями несучої системи.

Тоді рівняння руху гелікоптера у векторній формі набуде вигляду:

$$\dot{\vec{X}} = \vec{\Phi}(\vec{X}, \vec{U}, \vec{W}) \quad (2)$$

Система (1) містить 13 рівнянь та 18 невідомих, і будучи незамкненою, має 5 ступенів свободи.

У механіці права частина системи типу (1) завжди задовольняє умовам Коші, і, отже, система (2) має єдине рішення за відомих початкових умов $\vec{X}_0$ та заданих законах $\vec{U} = \vec{U}(t)$ і $\vec{W} = \vec{W}(t)$ а вертоліт - єдину траєкторію. Довільність вибору закону управління $\vec{U}(t)$ дозволяє отримувати за тих самих початкових умовах різні траєкторії руху гелікоптера.

Система (1), як у цьому неважко переконатися, є нелінійною, оскільки містить твори фазових координат та їх ступеня вище за першу.

Спільного рішення таких систем немає. Приватні рішення можна одержати, використовуючи різні чисельні методи інтегрування.

На основі системи типу (2) можуть бути вирішені найрізноманітніші завдання динаміки гелікоптера. Умовно їх можна звести до наступних трьох типів:

1. Визначення стаціонарних станів або режимів польоту, що є сталими (квазісталими) - необхідна умова керованого польоту. Для гелікоптера це завдання зводиться до визначення умов балансування (рівноваги) сил та моментів:

$$\vec{\Phi}(\vec{X}_0, \vec{U}_0, \vec{W}_0) = 0. \quad (3)$$

Тут $\vec{X}_0 = const$ – фазовий вектор режиму (для фазових координат, від яких залежать сили та моменти); $\vec{U}_0 = const$ – керування, необхідне для балансування. Якщо завдання вирішується за наявності обурень, то має бути $\vec{W}_0 = const$.

Для вирішення рівняння (3) необхідно задавати два вектори. Як правило, задаються режим польоту $\vec{X}_0$ та обурення $\vec{W}_0$. Вектор управління $\vec{U}_0$ визначається як рішення рівняння алгебри (3) повинен знаходитися в діапазоні відхилень органів управління. В іншому випадку балансування гелікоптера неможливе.

Балансувальні значення $\vec{X}_0$, $\vec{U}_0$ є початковими умовами та інших завданнях динаміки.

2. Визначення керованих рухів гелікоптера $\vec{X}(t)$ при дії заданих законів $\vec{U}(t)$ або $\vec{W}(t)$. Закони $\vec{U}(t)$ вибираються з урахуванням досвіду досліджень гелікоптера як об'єкта управління і є досить прості функції часу: ступінчасту, експоненційну, гармонійну тощо.

При визначенні траєкторій руху центру мас на основі моделі гелікоптера як матеріальної точки замість управління $\vec{U}(t)$ задають керування безпосередньо перевантаженням $\vec{n}(t)$, кутом крену $\gamma(t)$ та т. п.

Аналогічно досліджується рух гелікоптера під впливом збурень $\vec{W}(t)$, закон змін яких також має бути заданий. Дії обурень не повинні призводити до виходу гелікоптера на небезпечні режими за час t_{ϵ} , протягом якого льотчик не втручається у керування. Оцінка цих властивостей гелікоптера може бути

отримана на основі розв'язування рівняння.

$$\vec{X} = \vec{\Phi}(\vec{X}(t), \vec{U}_0, \vec{W}(t)) = 0 \text{ при } 0 \leq t \leq t_e \quad (4)$$

Керований рух гелікоптера широко досліджується на тренажерах, пілотажних стендах, лабораторіях, що літають. Тут закон $\vec{U}(t)$ формується безпосередньо пілотом в залежності від мети управління, а також досвіду та навичок. Система (2), що має в даному випадку найбільш загальний вигляд

$$\vec{X} = \vec{\Phi}(\vec{X}(t), \vec{U}(t), \vec{W}(t)) \quad (5)$$

має інтегруватися в натуральному масштабі часу.

3. Визначення управління $\vec{U}(t)$, що реалізує заданий вектор $\vec{X}(t)$ у кожний час або переводящего вертоліт в заданий кінцевий стан. За відомих початкових умов $\vec{X}_0$, $\vec{U}_0$ задається або вектор стану гелікоптера $\vec{X}_n(t)$ як функція часу (зокрема, траєкторія польоту), чи кінцевий стан гелікоптера.

Перший клас завдань, на відміну, від другого та третього, потребує особливої уваги. Це викликано тим, що, по-перше, його результати є вихідними даними для другого і третього класу завдань, можливість визначення аеродинамічних характеристик гвинтів і частин гелікоптеру, що не несуть, за більш складними методами, а, по-друге, тим, що встановлені режими польоту є найбільш поширеними серед інших режимів польоту. Оскільки другий клас завдань, більшою мірою, розглядає перехідні процеси та функції управління для короткострокових режимів (маневрів), що характеризуються, наприклад, форсованим режимом роботи двигуна або гранично допустимими навантаженнями.

Особливістю другого і третього класу завдань є те, що їх вирішення необхідно знаходити в режимі реального часу, тому в них використовують результати аеродинамічних розрахунків і балансувальних розрахунків. Спільний розрахунок аеродинаміки та завдань другого та третього типу на даному етапі розвитку ЕОМ є достатньо трудомістким.

Розглянемо детальніше перший тип завдань, пов'язаних із балансуванням гелікоптера. Вертоліт як технічна система вважається керованим, якщо можливий його переведення з одного стану до іншого та збереження заданого стану. Друга вимога означає існування серед рухів гелікоптера станів рівноваги. Умови рівноваги у прийнятій моделі гелікоптера мають вигляд

$$\frac{\partial}{\partial t} \vec{V} = 0, \frac{\partial}{\partial t} \vec{L} = \frac{\partial}{\partial t} \vec{\omega} = 0, \dot{\omega}_{н.в.} = 0.$$

Або

$$|\vec{V}| = const, |\vec{\omega}| = const, \omega_{н.в.} = const. \quad (6)$$

Система рівнянь (6) вимагає виконання рівностей:

$$\vec{F} - m \cdot [\vec{\omega}, \vec{V}] = 0; \vec{M} - [\vec{\omega}, \vec{L}] = 0; M_{\partial} - M_{comp} = 0. \quad (7)$$

Рівності (7) є рівняння рівноваги сил та моментів, що діють на вертоліт, або рівняння балансування. З формули (3) випливає, що для балансування потрібна відповідність між режимом польоту $\vec{X}_0$ та управлінням $\vec{U}_0$. Якщо $\vec{X}_0 = const$ і $\vec{U}_0 = const$, то режим польоту називається усталеним, а фазові координати та

відхилення органів управління – балансувальними. Строго кажучи, сталий політ гелікоптера неможливий, оскільки зміна його маси при витраті палива або щільності повітря при зміні висоти порушує вихідну рівновагу. Якщо $\vec{X}_0 = const$, то змінюється управління $\vec{U} = \vec{U}(t)$. Якщо $\vec{U}_0 = const$ то змінюється режим $\vec{X} = \vec{X}(t)$. Тому в динаміці польоту режими (7) називаються квазісталіми. Однак на невеликих інтервалах часу польоту зміною маси гелікоптера та щільності повітря можна знехтувати та розглядати режими (7) як сталі.

Запишемо рівняння балансування гелікоптера. Для цього використовуємо рівняння (1). Щоб система (1) призвела до рівнянь балансування, необхідно використовувати лише перші шість і останнє рівняння. Також слід зауважити, що рух, що встановився, а значить, відсутні прискорення $\vec{V} = 0$ і $\vec{\omega} = 0$. У цьому випадку система має вигляд

$$\left\{ \begin{array}{l} m \cdot (\omega_y \cdot V_z - \omega_z \cdot V_y) = F_x; \\ m \cdot (\omega_z \cdot V_x - \omega_x \cdot V_z) = F_y; \\ m \cdot (\omega_x \cdot V_y - \omega_y \cdot V_x) = F_z; \\ -(I_y - I_z) \cdot \omega_y \cdot \omega_z + I_{xy} \cdot \omega_x \cdot \omega_z = M_x; \\ -(I_z - I_x) \cdot \omega_z \cdot \omega_x - I_{xy} \cdot \omega_y \cdot \omega_z = M_y; \\ -(I_x - I_y) \cdot \omega_x \cdot \omega_y + I_{xy} \cdot (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z; \\ I_\omega \cdot \dot{\omega}_{н.в.} = M_\partial - M_{comp}. \end{array} \right. \quad (8)$$

2. Загальна теорія аеродинаміки несучого гвинта

Вхідні системи рівнянь (1) і (8) сили F_x , F_y , F_z та моменти M_x , M_y , M_z є результуючими поверхневими силами та моментами. До них відносяться аеродинамічні характеристики несучого та рульового гвинта, фюзеляжу та стабілізатора. Розглянемо докладніше методи визначення силових чинників окремо.

Повністю аеродинамічні характеристики гвинта (див. рис. 1) записуються у вигляді залежностей

$$\begin{aligned} H &= f(\alpha, \beta, V, \delta_\theta, \delta_\phi, \varphi_0, \omega_x, \omega_y, \omega_z); \\ T &= f(\alpha, \beta, V, \delta_\theta, \delta_\phi, \varphi_0, \omega_x, \omega_y, \omega_z); \\ S &= f(\alpha, \beta, V, \delta_\theta, \delta_\phi, \varphi_0, \omega_x, \omega_y, \omega_z); \\ M_x &= f(\alpha, \beta, V, \delta_\theta, \delta_\phi, \varphi_0, \omega_x, \omega_y, \omega_z); \\ M_y &= f(\alpha, \beta, V, \delta_\theta, \delta_\phi, \varphi_0, \omega_x, \omega_y, \omega_z); \\ M_z &= f(\alpha, \beta, V, \delta_\theta, \delta_\phi, \varphi_0, \omega_x, \omega_y, \omega_z), \end{aligned} \quad (9)$$

де α, β – кути атаки та ковзання несучого гвинта;

V – швидкість набігаючого потоку;

$\delta_\epsilon, \delta_\vartheta$ – кут відхилення автомата перекосу в поздовжньому та бічному напрямках;

φ_0 – загальний крок несучого гвинта;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції кутової швидкості обертання гвинта на осі пов'язаної системи координат.

З рівнянь (9) видно, що аеродинамічні характеристики залежать від керування та просторового положення гвинта. Для визначення просторового становища гвинта необхідно вирішувати завдання динаміки польоту гелікоптера. Якщо відомо просторове положення гвинта, його характеристики можна визначити кількома способами.

3. Методи визначення аеродинамічних характеристик несучого гвинта

Аеродинамічні характеристики несучого гвинта можна визначити:

- експериментальним методом;
- з імпульсної теорії;
- з класичної теорії з аналітичним отриманням коефіцієнтів махового руху лопаті;
- з класичної теорії з чисельним інтегруванням;
- з вихрових теорій.

Принципово різні лише дві теорії реального несучого гвинта. Обидві вони ґрунтуються на розгляді сил, що діють на елементі лопаті. Такий підхід до гвинта гелікоптера вперше застосована у роботі [10] про вплив вітру на тягу гвинта гелікоптера.

У першій з цих теорій розподіл індуктивних швидкостей по диску задається заздалегідь незалежно від сил, що діють на елементи лопаті. Середнє її значення можна визначити за теоремі про кількість руху.

У другій теорії індуктивні швидкості кожного елемента лопатей є функціями сил, діючих усім лопатях, є своєю чергою функцією цих індуктивних швидкостей, і визначаються зазвичай за формулою Біо – Савара.

Першу називатимемо класичною теорією. До неї належить теорія Глауерта - Локка та її подальший розвиток. Другу називатимемо вихровою теорією.

Кожен із цих методів визначення характеристик має свої особливості. Розглянемо докладніше кожен із методів і теорій.

3.1. Експериментальний метод

Найбільш достовірними методами визначення аеродинамічних характеристик несучого гвинта є льотні випробування гелікоптера з гвинтом, що вивчається, або іншим подібним гвинтом, який можна розглядати як модель гвинта, що вивчається, а також випробування в аеродинамічній трубі натурних гвинтів або великорозмірних моделей. Сама методика визначення характеристик у льотних випробуваннях така.

Вибирають швидкість польоту, кількість обертів несучого гвинта, польотну вагу та висоту польоту. При льотних випробуваннях набувають постійні значення чисел Маха $M_{пол}$, M_0 та коефіцієнта тяги гелікоптера $t_{y.B}$.

Виконуючи за цих умов різні режими польоту з різною потужністю двигуна (планування з різною швидкістю зниження, горизонтальний політ і набір висоти з різною вертикальною швидкістю) можна отримати достатню кількість точок аеродинамічної характеристики гелікоптера як залежності $t_{x.B} = f(m_k)$ при постійних значеннях V , $t_{y.B}$ і M_0 .

В результаті випробувань визначаються аеродинамічні характеристики гелікоптера, що відрізняються від характеристик гвинта, що несе тим, що в них враховується аеродинаміка несучих частин гелікоптера.

Слід мати на увазі, що аеродинамічні характеристики гвинта, отримані в результаті льотних випробувань, враховують взаємовплив несучих та несучих елементів гелікоптера, що підвищує цінність цих матеріалів.

Одним із різновидів експериментального визначення характеристик гвинта є випробування в аеродинамічній трубі. Найбільш достовірними у разі є випробування моделей у масштабі 1:1.

Основою такого стенду є модель гелікоптера з гвинтом, що несе, двигуном, системою управління. Вертолiт встановлюється на аеродинамічні ваги. Установка має спеціальну демпферну підвіску, що забезпечує допустимий рівень коливань на терезах аеродинамічної труби при запуску, розкручуванні та робочих оборотах несучого гвинта.

Аеродинамічні сили і моменти несучого гвинта в осях аеродинамічної труби визначаються як різниця між показаннями ваг труби при працюючій установці і з установкою без гвинта і втулки (або з не обертається втулкою). Отримані таким чином сили і моменти включають взаємовплив несучого гвинта на фюзеляж установки і вплив втулки несучого гвинта. У деяких випадках вводяться поправки, що враховують вплив гвинта на сили, що створюються фюзеляжем установки. У таких випадках характеристики несучого гвинта включають лише вплив фюзеляжу на гвинт і вплив втулки гвинта.

Цей метод, як було зазначено, є найбільш достовірним щодо льотних характеристик гелікоптера. Слід зазначити, що це метод є найбільш затратним т.к. необхідно спроектувати та виготовити модель гелікоптера з її системами, препарувати цю модель і це лише модель без урахування витрат на аеродинамічні труби. При цьому в практиці проектування використовується метод варіаційного проектування, що говорить про те, що необхідно виготовити не один, а кілька гвинтів, що несуть.

При проектуванні гелікоптера без льотного експерименту або продувок в аеродинамічній трубі не обійтися, однак можна скоротити час і витрати, якщо використовувати розрахунки.

3.2. Імпульсна теорія гвинта

В імпульсній теорії несучого гвинта аеродинамічні сили та потужність, що споживається несучим гвинтом, знаходяться в результаті застосування загальних теорем механіки до потоку, що обтікає гвинт, що несе.

Ця теорія використовується при наближених розрахунках, в яких індуктивна та профільна потужності гвинта визначаються із застосуванням припущень, що спрощують, або за заздалегідь обчисленими графіками. При цьому відпадає необхідність у визначенні в кожному перерізі лопаті кутів атаки та елементарних аеродинамічних сил, чим пояснюється простота розрахункових формул.

В імпульсній теорії визначаються складові аеродинамічних сил гвинта, спрямовані за швидкістю польоту (сила опору) і нормально до неї (підйомна сила), що робить цю теорію зручною для використання при аеродинамічному розрахунку гелікоптера.

Така реалізація розрахунків виправдана попередніх етапах проектування. Ця теорія опосередковано враховує геометрію гвинта, профілі лопаті через попередньо отримані графіки. Отже розглядати цю теорію як прийнятну немає сенсу.

3.3. Класична теорія з аналітичним отриманням коефіцієнтів махового руху лопаті

Класична теорія гвинта при прямолінійному русі гелікоптера або автожиру розроблена ще Глауертом і Локком [3, 4], та отримала подальший розвиток у [5]. В цій роботі прийняті всі зроблені Локком у загальній теорії припущення, саме: індуктивна швидкість за відсутності повертання осі гвинта вважається рівномірно розподіленою по диску несучого гвинта. Зміна в законі розподілу її по диску, зроблене нами, стосується лише накладеного ефекту обертання всього апарату, тобто вихідна картина залишається тією ж, що й у Локка.

Так само прийнято припущення про лінійність $c_y = f(\alpha)$ та про допустимість заміни коефіцієнта c_x деякою середньою та однаковою для всіх перерізів лопаті величиною $C_{xp.сep}$.

Вводимо облік кінцевих втрат, тобто вважаємо, що на деякій кінцевій ділянці лопаті підйомна сила не розвивається, а сили опору так само, як інерційні, діють по всьому радіусу.

Для знаходження рівняння руху лопаті розглядають лопату у площині помаху. На кожен елемент лопаті діють такі елементарні сили (при розгляді сталого криволінійного руху гелікоптера):

- повна аеродинамічна сила (у площині помаху та у площині обертання);
- сила ваги;
- сила інерції від обертання гвинта навколо осі;
- сила інерції від обертання осі гвинта;
- сили інерції Коріоліса;

3.4. Класична теорія з чисельним інтегруванням

Ця теорія схожа на класичну теорію з аналітичним висновком коефіцієнтів махового руху. Однак якщо теоретично з аналітичним висновком коефіцієнтів махового руху використовувалися спрощення для знаходження закону руху лопаті навколо горизонтального шарніра, то в даній теорії закон руху знаходиться при чисельному рішенні динаміки руху лопаті. Також чисельний метод дає можливість уточнити аеродинамічні характеристики несучого гвинта за рахунок обліку таких явищ:

- нелінійність залежностей аеродинамічних коефіцієнтів елемента лопаті від кута атаки та числа Маха;
- знаходження закону руху лопаті не розкладання до ряду Фур'є, а безпосередньо з диференціального рівняння руху;
- облік поля індуктивних швидкостей у площині гвинта;
- облік становища органів управління.

Результатами розрахунку з чисельним інтегруванням є середні за оборот силові фактори створювані гвинтом в режимі польоту, що встановився. Таким чином, використання класичної теорії з чисельним інтегруванням можливе при розрахунку балансування гелікоптера без жодних складнощів.

3.5. Вихрова теорія

Головними завданнями вихрової теорії є визначення аеродинамічних навантажень на лопаті з урахуванням нерівномірного поля швидкостей.

Не менш важливим завданням вихрової теорії є також визначення поля індуктивних швидкостей, що викликаються гвинтом у потоці, що обтікає вертоліт та його окремі частини у польоті.

Характер обтікання крил гелікоптера, його фюзеляжу та стабілізатора значною мірою визначається полем швидкостей, що індукуються несучим гвинтом. Виникнення індуктивних швидкостей призводить до додаткових скосів потоку та зміни справжніх кутів атаки несучих елементів, а отже, і сил, що діють на всі зовнішні поверхні частин гелікоптера. Тому для вивчення їх обтікання необхідне визначення індуктивних швидкостей у різних точках простору, що оточує вертоліт.

Так, вихрова теорія дозволяє визначити індуктивні скоси в районі крила гелікоптера та його стабілізатора, а отже, і аеродинамічні сили, що діють на них. Тому вона входить також складовою у розрахунки аеродинамічних характеристик, балансування гелікоптера, характеристик його стійкості та керованості, в яких ці сили відіграють істотну роль.

Описані літературі [2] вихрові теорії мають такі особливості:

- лінійність залежності $c_y = f(\alpha)$;
- вихрові системи вважаються або плоскими (плоска вихрова пилена), або просторовою вихровою системою, але лінійною;
- залежність сил і моментів, що розвиваються гвинтом пов'язані з управлінням не явно, а загальними залежностями, які не дають можливості визначити положення органів управління (δ_ϵ – нахил тарілки автомата перекошу в поздовжньому каналі та δ_η – нахил тарілки автомата перекошу в поперечному каналі).

Таким чином, використання вихрових теорій з цього джерела при розрахунку балансування неможливе. Дані теорії можна використовувати визначення поля швидкостей в точках розташування крила, стабілізатора, кіля, фюзеляжу. Слід зауважити, що розрахунок індуктивних швидкостей у точках розташування інших частин гелікоптера проводиться без урахування впливу самих частин гелікоптера, а лише від гвинта, що несе.

4. Аналіз методів

Проведемо аналіз методів визначення аеродинамічних характеристик гелікоптера. Критеріями порівняння вважатимемо точність визначення характеристик, витрати часу та ресурсів.

Експериментальний метод найбільш повно і точно представляє результати дослідження гвинта, що несе, тільки при льотному експерименті. Однак при цьому гелікоптер має вже існувати, а також пройти наземні випробування. Такий метод дослідження потребує більше витрат ресурсів у порівнянні з математичним

моделюванням.

Імпульсна теорія дає найнижчу точність визначення характеристик несучого гвинта. Вимагає витрат на експерименти для побудови необхідних залежностей до розрахунку. При використанні достатньої експериментальної бази та наявності обчислювальних програм потребує порівняно мало часу для розрахунку.

Класична теорія з аналітичним висновком коефіцієнтів махового руху лопаті дає якісне уявлення про сили створюваних гвинтом та хорошу кореляцію з результатами експериментів. Збіг результатів розрахунку з експериментом вважатимуться задовільним при відносних швидкостях польоту від 0,1 до 0,25. Таким чином, по даній теорії можна зробити такі висновки: можливість використання теорії при визначенні характеристик гелікоптера в цілому не можлива через суттєву похибку викликану лінеаризацією залежностей підйомної сили, заміною коефіцієнта опору профілю деякою середньою по диску величиною, рівномірний розподіл індуктивної швидкості по винному диску. Також слід зазначити, що залежності сил і моментів на гвинті, що несе, не як явно не пов'язані з управлінням, а це означає, що використовувати дану теорію для визначення балансувальних положень органів управління неможливо.

Класична теорія з чисельним інтегруванням при реалізації по [2] дає похибку 5-10%, така похибка задовільна. Також цю теорію можна вдосконалити. Дані вдосконалення не повинні суттєво збільшити час розрахунку, проте можуть звести до мінімуму похибку. Як видно з досвіду, ця теорія дає можливість поєднати її із завданнями динаміки польоту.

Вихрові теорії дають найбільшу точність у розрахунку характеристик несучого гвинта. Розрахунок несучого гвинта в такий спосіб вимагає значних витрат часу.

5. Балансування гелікоптера

Однією з основних праць у сфері балансування гелікоптера слід зазначити роботу [6], спрямовану, проте, лише вирішення завдань балансування. Також одне з припущень у цій роботі – прямолінійність руху гелікоптера. При цьому система рівнянь (8) набуває вигляду:

$$\begin{cases} F_x = 0, F_y = 0, F_z = 0; \\ M_x = 0, M_y = 0, M_z = 0. \end{cases} \quad (10)$$

Наведемо деякі ідеї, покладені в основу роботи [6].

Завданням розрахунку балансування є визначення положень органів управління гелікоптера в режимі польоту, при яких забезпечується рівність нулю суми всіх моментів, що діють на літальний апарат, виконання рівнянь 4-6 системи (23) і рівняння рівноваги поперечних сил, рівняння 3 системи (23). Рівняння балансування, взагалі кажучи, повинні вирішуватись спільно з рівняннями рівноваги сил, що діють у поздовжній площині, рівняння 1 і 2 системи (23). Однак за певних умов рівняння балансування можна розглядати незалежно від рівнянь 1 та 2.

Знайдемо такі умови. Нехай відоме рішення рівнянь рівноваги сил 1 і 2, тобто зроблено аеродинамічний розрахунок при деяких попередньо вибраних значеннях кутів нахилу автомата перекосу δ'_θ і δ'_γ . Щоб рівняння рівноваги 1 і 2 задовольнялися за інших, знайдених з розрахунку балансування кутах нахилу

автомата перекоосу δ_ϵ , δ_γ потрібно змінити кут атаки гелікоптера на величину $\Delta\alpha$. Якщо при новому куті атаки сила лобового опору ($X_\phi + X_{kp}$) та підйомна сила ($Y_\phi + Y_{kp}$) планера залишаються незмінними, такими ж, як і при δ'_ϵ і δ'_γ , то і підйомна сила і сила опору несучого гвинта Y і X також не змінюються. Якщо ці умови виконуються, то визначення кутів атаки, сил і коефіцієнтів махового руху несучого гвинта може бути застосована теорія еквівалентного гвинта. Як відомо з теорії еквівалентного гвинта, Y і X зберуться за величиною лише тоді, коли

$$\Delta\alpha = -D_1(\delta_\epsilon - \delta'_\epsilon) + D_2(\delta_\gamma - \delta'_\gamma), \quad (11)$$

тобто, якщо кут атаки гвинта, що несе, зміниться на величину, рівну, але протилежну за знаком, зміні кутового положення результуючої аеродинамічних сил несучого гвинта щодо вала гвинта (див. [2]).

При нових значеннях нахилу автомата перекоосу сили та коефіцієнти махового руху несучого гвинта можуть бути знайдені за такими формулами:

$$\begin{cases} H_{m,r} = H'_{m,r} + T'_{m,r} \cdot ((\delta_\epsilon - \delta'_\epsilon) + D_2(\delta_\gamma - \delta'_\gamma)); \\ S_{m,r} = S'_{m,r} + T'_{m,r} \cdot (D_1 \cdot (\delta_\gamma - \delta'_\gamma) + D_2 \cdot (\delta_\epsilon - \delta'_\epsilon)); \\ a_1 = a'_1 + D_1 \cdot (\delta_\epsilon - \delta'_\epsilon) - D_2(\delta_\gamma - \delta'_\gamma); \\ b_1 = b'_1 + D_1 \cdot (\delta_\gamma - \delta'_\gamma) + D_2 \cdot (\delta_\epsilon - \delta'_\epsilon). \end{cases} \quad (12)$$

У формулах (12) штрихами позначені величини, знайдені в аеродинамічному розрахунку при δ'_ϵ і δ'_γ .

Як показують розрахунки, зазначені вище умови виконуються всім вітчизняним гелікоптерів (для яких характерна слабка зміна коефіцієнта опору фюзеляжу по кутку атаки, невеликі розміри крила, а також рознесення горизонтальних шарнірів менше 5%); таким чином, зміна нахилу автомата перекоосу не призводить до порушення результатів аеродинамічного розрахунку, і всі необхідні для розрахунку балансування дані можна визначити за формулами (11), (12), маючи результати аеродинамічного розрахунку за будь-яких довільно обраних значень δ'_ϵ і δ'_γ . Отже, рівняння балансування можна розглядати окремо від перших двох рівнянь (11) системи.

На тій самій підставі можна прийняти, що характеристики еквівалентного гвинта не змінюються при кутах ковзання гелікоптера до $9...20^\circ$.

Якщо вищезазначені умови, за яких справедливі формули (11), не задовольняються, то розрахунок балансування повинен проводитися спільно з аеродинамічним розрахунком. Внаслідок великої трудомісткості таких розрахунків їх слід виконувати лише на ЕОМ; при цьому умови, що обмежують застосовність цього методу розрахунку, знімаються.

У роботі [6] приймаються такі припущення:

- лінеаризація рівнянь руху;
- розв'язання задачі балансування проводиться окремо для поздовжнього та поперечного руху;
- не враховується вплив фюзеляжу на гвинт, що несе, і гвинта на фюзеляж;
- спрощено вплив несучого гвинта на стабілізатор;
- спрощено вплив кермового гвинта на балансування гелікоптера.

Висновки

Основним завданням для дослідження рухів гелікоптера є завдання балансування. Для розрахунку балансувальних відхилень органів управління необхідно визначити характеристики несучого та рульового гвинта. Однак аеродинамічний розрахунок несучого гвинта без балансування не має сенсу. Оскільки необхідні для балансування сили, а, отже, і його характеристики істотно залежать від просторового розташування гвинта щодо швидкості потоку, що набігає, і вектора управління (дивися рівняння 9), що визначається тільки в процесі розрахунку балансування.

Також слід враховувати взаємовплив частин гелікоптера. Це можливо, якщо використовувати вихрові теорії розрахунку. Однак слід врахувати, що аеродинамічний розрахунок лише за вихровими теоріями вимагатиме суттєвих витрат машинного часу, тому що при зміні просторового положення гвинта та управління необхідно заново перебудовувати вихрову систему. Міняти просторове положення гвинта та відхилення органів управління необхідно для розрахунку балансування.

Виходячи з вищесказаного, найбільш прийнятною теорією визначення характеристик гвинта є класична теорія з чисельним інтегруванням. Дану теорію є можливим доопрацювати та адаптувати для спільного розрахунку балансування та аеродинаміки гелікоптера.

Розрахунок несучого гвинта та рульового гвинта проводиться за класичною теорією з чисельним інтегруванням. Характеристики фюзеляжу визначаються у процесі досліджень в аеродинамічній трубі. Процес обліку впливу гвинта на фюзеляж, крило і стабілізатор виконується методом визначення скосів потоку по вихровій теорії гвинта.

Список літератури

1. Mil M. L., Calculation and design / M.L.Mil [Text]: Volume 1. Aerodynamics-National aeronautics and space administration Washington,D.C. – 1966, 455 p.
2. C. Venkatesan, Fundamentals of Helicopter Dynamics [Text] / C. Venkatesan // CRC Press, 2017 – 340 p.
3. Glauert H. A. General Theory of the Autogiro. R&M, № 1111. Nov. 1926
4. Lock. F. Development of the Autogiro Theory. R&M, № 1127.
5. Грайворонський, В. А. Аеродинаміка вертоліта [Текст]: Навч. Пос. / В. А. Грайворонський, В. О. Захаренко, В. В. Чмовж. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "ХАІ", 2012. – 200 с.
6. Michael J. Kroes, Aircraft Basic Science, 8th Edition [Text] // McGraw-Hill Education -2013.
7. Leishman G. Principles of Helicopter Aerodynamics. 1st ed. Cambridge: Cambridge University Press; 2000. p. 495.
8. Johnson W. Helicopter Theory. New York: Dover Publications; 1994.
9. Wagtendonk W. Principles of Helicopter Flight. 2nd ed. Newcastle: Aviation Supplies & Academics Inc. – 2015, p. 304.
10. Johnson W. Rotorcraft Aeromechanics. 1st ed. New York: Cambridge University Press – 2013, p. 927.

Reference

1. Mil M.L., Calculation and design / M.L.Mil [Text]: Volume 1. Aerodynamics-

- National aeronautics and space administration Washington, D.C. – 1966, 455 p.
2. C. Venkatesan, Fundamentals of Helicopter Dynamics [Text] / C. Venkatesan // - CRC Press, 2017 – 340 p.
3. Glauert H. A. General Theory of the Autogiro. R&M, № 1111. Nov. 1926.
4. Lock. F. Development of the Autogiro Theory. R&M, № 1127.
5. Graivoronsky, V. O. Helicopter Aerodynamics [Text]: Tutorial. / V. O. Graivoronsky, V. O. Zakharenko, V. V. Chmovz. – H.: National aerospace university "Kharkiv aviation institute", 2012. – 200 p.
6. Michael J. Kroes, Aircraft Basic Science, 8th Edition [Text] / McGraw-Hill Education -2013.
7. Leishman G. Principles of Helicopter Aerodynamics. 1st ed. Cambridge: Cambridge University Press; 2000. p. 495.
8. Johnson W. Helicopter Theory. New York: Dover Publications; 1994.
9. Wagtendonk W. Principles of Helicopter Flight. 2nd ed. Newcastle: Aviation Supplies & Academics Inc. – 2015, p. 304
10. Johnson W. Rotorcraft Aeromechanics. 1st ed. New York: Cambridge University Press – 2013, p. 927.

Надійшла до редакції 12.03.2025, розглянута на редколегії 12.03.2025

A combined scheme for calculating the aerodynamic characteristics of a helicopter with a single rotor

For a helicopter, interaction with the environment plays a more significant role than for an airplane, because during interaction the geometry of the helicopter changes (the change is largely related to the position of the blades relative to the main rotor hub). In turn, the movement of the blades causes a change in the forces acting on the blades. The aerodynamic forces acting on the articulated blade become dependent not only on the movement of the helicopter, but also on the movement of the blade relative to the hub. The aerodynamic characteristics of the main rotor, and therefore the helicopter in general, have a significant dependence on the position of the controls. This indicates that the determination of the aerodynamic characteristics of the helicopter without taking into account the deviations of the control levers gives approximate values. This circumstance significantly complicates the process of determining the aerodynamic characteristics of a helicopter.

An analysis of publications in the field of rotor motion dynamics and helicopter flight dynamics is performed. Theoretical and applied issues of calculating the aerodynamic characteristics of a helicopter rotor and a helicopter as a whole are considered. Existing methods of calculating the rotor in various motion conditions are presented. The possibility of jointly solving the problems of rotor aerodynamics and single-rotor helicopter flight dynamics at established flight modes, subject to balancing, is provided. In the end, such an approach to the solution will allow for a more accurate prediction of the helicopter flight characteristics, determining the loads on the structural elements of the rotor, tail rotor, stabilizer, and the joint action of these loads on the helicopter fuselage. An analysis of possible theories of determining the aerodynamic characteristics of the rotor and tail rotor is performed. A methodology for solving helicopter balancing problems while minimizing time and computer resources is proposed.

Keywords: helicopter, main rotor, tail rotor, helicopter flight dynamics,

balancing.

Відомості про авторів:

Захаренко Володимир Олександрович – доцент, канд. техн. наук, доцент кафедри інженерії програмного забезпечення Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, ел. пошта: v.zakharenko@khai.edu.

Скомаровський Кирило Вікторович – інженер програмного забезпечення, Бердичів, Україна, ел. пошта: skomarovskiykirill@gmail.com.

Чмовж Віталій Віталійович – доцент, канд. техн. наук, професор кафедри аерогідродинаміки Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, ел. пошта: v.chmovzh@khai.edu.

About the Authors:

Zakharenko Volodymyr – associate professor, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Department of Software Engineering of the National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: v.zakharenko@khai.edu.

Skomarovskiy Kyrylo – software engineer, Berdychiv, Ukraine, e-mail: skomarovskiykirill@gmail.com.

Chmovzh Vitalii – associate professor, Candidate of Technical Sciences, Professor of the Aerogydrodynamic Department of the National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: v.chmovzh@khai.edu.