

УДК 629.735.45; 629.7.026.55; 629.7.035.5

В.О. Шлапацький

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛІТНИХ РУЛЬОВИХ ГВИНТІВ РІЗНИХ ФОРМ В УМОВАХ БІЧНОГО ВІТРУ

На основі числового метода, який поєднує підходи вихрової лопатевої теорії та теорії елемента лопати проведено розрахункове дослідження впливу бічного вітру на коефіцієнти тяги та крутильного моменту рульових гвинтів різних форм для транспортного вертольота. Виявлено особливості та встановлено закономірності поведінки аеродинамічних характеристик рульових гвинтів різних форм в залежності від впливу вітру різного напрямку та швидкості на режимі висіння вертольота.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики – бічний вітер – рульовий гвинт – вертоліт.

Вступ

На сьогоднішній день розвиток військової вертолітної авіації в Україні цілком визначається модернізацією техніки, що знаходиться на озброєнні. Одним з напрямків модернізації вертолітної техніки обрано встановлення на вертольотах силової установки вітчизняного виробництва типу ТВ3-117ВМА-СБМ1В більшої потужності [1]. Метою модернізації вертольотів є забезпечення можливості цілодобового ефективного застосування модернізованого вертольота в простих і складних метеоумовах в гірській і рівнинній місцевості із застосуванням усього комплексу озброєння.

Постановка проблеми. Заміна силової установки вертольота має за мету підвищення льотно-технічних характеристик вертольотів, значень статичної та практичної стелі літальних апаратів даного типу та значень вантажопідйомності вертольотів. Але внаслідок заміни силової установки є імовірність виникнення проблеми дефіциту ефективності рульового гвинта (РГ) вертольота на великих висотах або в умовах жаркого клімату, особливо на режимі висіння вертольота, що може призвести до можливості втрати керованості вертольотом [2].

Згідно параграфу 4.23 Інструкції екіпажу військово-транспортного вертольота Ми-8 МТ [3], гірській місцевості характерна обмежена кількість площадок, придатних для посадок вертольотів. Зліт та посадка вертольотів по-літаковому є ускладненими, тому такі режими польоту виконуються із зависанням. В пункті 23 параграфу наголошується, що під час польотів в гірській місцевості спостерігається різка і часта зміна напрямку та швидкості вітру. Як відомо, зміна напрямку та швидкості бічного вітру може призводити до небажаних наслідків, таких як зменшення ефективності рульового гвинта, та режиму некерованого самообертання вертольота [3]. Тому дослідження аеродинамічних характеристик рульових гвинтів різних форм в умовах впливу вітру є актуальною науково-технічною задачею.

Метою статті є виявлення особливостей та встановлення закономірностей зміни аеродинамічних характеристик вертолітного рульового гвинта різних форм в залежності від геометричних та кінематичних параметрів в умовах бічного вітру за допомогою відповідної математичної моделі та удосконаленого числового методу.

Аналіз стану питання

Серед способів підвищення ефективності рульового гвинта можна виділити наступні:

- 1) збільшення заповнення рульового гвинта;
- 2) збільшення окружної швидкості кінцевих перерізів лопатей рульового гвинта;
- 3) встановлення гвинта в профільованому кільцевому каналі з поперечною віссю.

Для таких способів підвищення ефективності рульового гвинта характерними є наступні недоліки:

– збільшення заповнення рульового гвинта призводить до значного зростання навантажень в системі керування гвинтом [4];

– збільшення окружної швидкості рульового гвинта призводить до суттєвого збільшення шуму, що створюється рульовим гвинтом [5];

– застосування в конструкції вертольота рульового гвинта типу “фенестрон” має характерні недоліки збільшення маси конструкції хвостової балки і кіля, складності конструкції та обслуговування, збільшення необхідної потужності для приводу рульового гвинта такого типу [6].

Огляд методів визначення аеродинамічних характеристик рульових гвинтів вертольотів надано в роботі [2].

Постановка задачі

Об’єктом дослідження є процес взаємодії рульового гвинта транспортного вертольота масою до 13 000 кг з оточуючим середовищем.

Розглядаються різні форми рульового гвинта:

– класичний трилопатевий РГ транспортного вертольота;

– РГ типу “ножиці” Н-форми (тобто конфігурації, коли лідируючою (за напрямком обертання) є лопать нижнього за напрямком тяги модуля) при значенні кута “ножиців” $\Delta\Theta = 30^\circ$.

Для гвинтів виконується умова збереження значення коефіцієнта заповнення гвинта

$$\sigma = (k_l \cdot F_l) / F_{pg},$$

де k_l – кількість лопатей гвинта, F_l – площа лопаті в плані, F_{pg} – площа, що омивається рульовим гвинтом).

Його значення обирається $\sigma = 0,132$.

Лопаті гвинтів мають прямокутну форму в плані, нульове геометричне кручення вздовж радіусу, постійний за радіусом аеродинамічний профіль NASA-23012 [7]. Основні характеристики лопатей для трилопатевого та модифікованого рульового гвинта наведені в табл. 1.

Під час моделювання впливу вітру на роботу рульового гвинта використовується припущення оберненості руху в аеродинаміці. Тобто проводиться моделювання прямолінійного та рівномірного руху центру мас несучої системи транспортного вертольота відносно середовища, що її оточує (рис. 1), зі швидкістю, що дорівнює швидкості вітру.

Таблиця 1

Характеристики рульових гвинтів

Гвинт	Окружна швидкість $\omega_{pg} R_{pg}$, м/с	Радіус лопаті, м	Хорда лопаті, м
Трилопатекий РГ	221,2	1,954	0,27
Модифікований РГ	221,2	1,954	0,2025

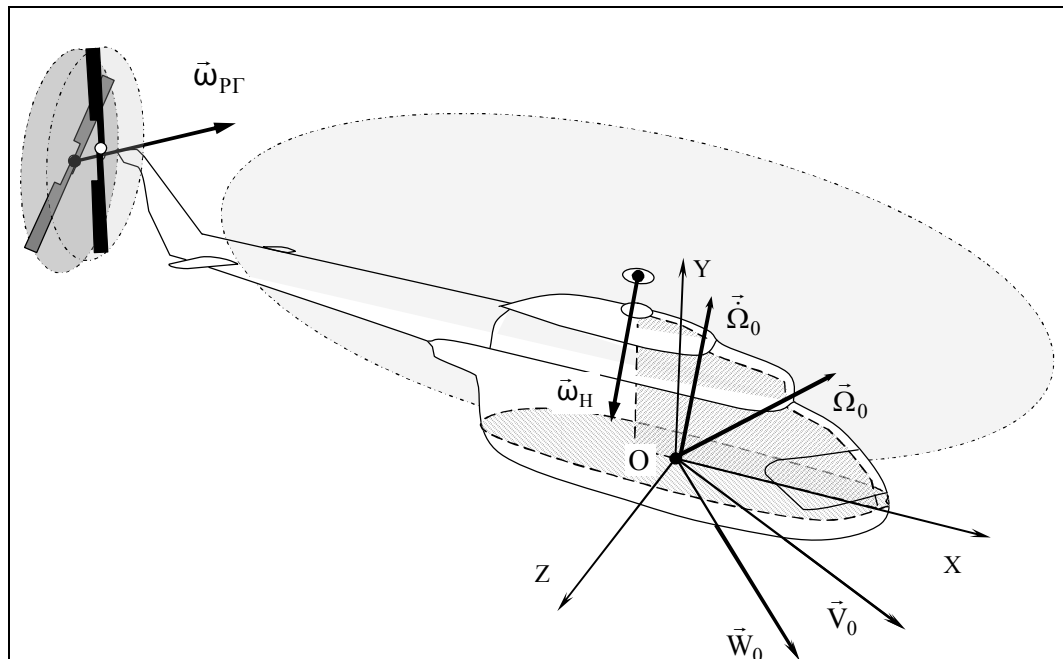


Рис. 1. Схема руху центру мас вертольота

Рух центру мас вертольота відносно середовища визначається наступними величинами:

– лінійною швидкістю центру мас \vec{V}_0 та його прискоренням \vec{W}_0 ;

– куговою швидкістю центру мас $\vec{\Omega}_0$ та його прискоренням $\vec{\dot{\Omega}}_0$.

Рух лопатей відносно осі обертання гвинта-носія визначається куговою швидкістю $\vec{\omega}_H$, а лопатей РГ вертольота – куговою швидкістю $\vec{\omega}_{pg}$.

Перелічені параметри є заданими, і змінюються стрибкоподібно на заданому розрахунковому кроці.

Окружна швидкість РГ відповідає частоті обертання $n_{\delta\alpha} = 1130 \text{ і } \dot{\alpha} / \delta\alpha$.

Виходячи з цього, на основі припущення оберненості руху, вважається, що центр мас несучої системи залишається на місці, а сама несуча система з рульовим гвинтом (різних форм) знаходиться під впливом вітру. Напрямок вітру обирався таким чином, що під кутом 270 градусів до несучої системи підходить вітер з правого боку за напрямком прямолінійного польоту, під кутом 90 градусів – з лівого боку, 0 градусів відповідає підходу вітру з носової частини вертольота.

Реалізація поставленої задачі

Поставлена задача реалізовувалась шляхом числового моделювання. При цьому був використаний числовий метод визначення квазістаціонарних нелінійних аеродинамічних характеристик рульового гвинта, який знаходиться в комбінації з елементами несучої системи вертольота. Математична модель методу надана в роботі [2].

Лопаті рульового гвинта та гвинта-носія розглядаються у вигляді тонких несучих поверхонь, які задаються як функції координат та часу $S_i(x, y, z, t) = 0$, де i – номер лопаті. Кожна точка несучої поверхні представляється у вигляді радіуса-вектора \vec{r} , та подається залежністю $\vec{r} = f(\psi_d, \beta_d, \xi_d, \varphi_d)$, де ψ_d – кут азимутального положення лопаті, β_d – кут змаху лопаті, ξ_d, φ_d – кути хитання та установки лопатей.

Вектор абсолютної швидкості $\vec{u}(\vec{r}, \tau)$ часток рідини у рухомій системі координат, пов'язаній з цією поверхнею, уявляє собою геометричну суму незбуреної (чи переносної) \vec{W}^* , та збуреної швидкостей $\vec{v}(\vec{r}, \tau)$. Вектор незбуреної швидкості обтікання \vec{W}^* визначається як взята з протилежним знаком геометрична сума векторів швидкості рухомого початку координат \vec{V}_0 , обертального руху $\vec{\Omega} \times \vec{r}$ та вектора відносної швидкості переміщення точки у рухомій системі координат.

Вважаючи поле збурених швидкостей $\vec{v}(\vec{r}, \tau) = \vec{u}(\vec{r}, \tau) - \vec{W}^*$ потенційним усюди, за виключенням тонких несучих поверхонь S_i , якими моделюються аеродинамічні поверхні, та поверхонь вихрових шарів σ_{ij} , тобто $\vec{v}(\vec{r}, \tau) = \nabla\phi(\vec{r}, \tau)$, можна записати рівняння нерозривності для потенціалу збурених швидкостей $\Delta\phi = 0$, де Δ – оператор Гамільтона, яке є виконанням умови збереження маси стосовно нестисливої рідини.

Для знаходження швидкості в будь-якій точці навколо рульового гвинта необхідно знайти потенціал швидкостей, що задовольняє рівнянню Лапласа та наступним граничним умовам:

- на непроникних несучих поверхнях умові непротікання, яка у зв'язаній з S_i системі координат полягає в рівності нулю нормальних складових швидкості рідини;
- на нескінченності умові убування збурень;
- на n вільних вихрових пеленах σ_{ij} , $j=1 \dots n$, кінематичній умові сумісності течії (безперервності нормальної компоненти швидкості на σ_{ij}) і умові відсутності перепаду тиску.

Граничні умови доповнюються початковою умовою про величину циркуляції швидкості, що взята по будь-якому контуру, який охоплює несучі

поверхні та вихровий слід. При моделюванні нестационарних процесів початковою умовою обирається такий стан системи, коли повністю відсутня взаємодія несучих поверхонь із середовищем, тобто дорівнює нулю переносна швидкість. В такому разі циркуляція швидкості, що взята по контуру, який охоплює розрахункову схему буде дорівнювати нулю. Рівність циркуляції швидкості по контуру, який охоплює розрахункову схему і вихровий слід, її початковому нульовому значенню є виконанням теореми Кельвіна про незмінність за часом циркуляції швидкості – Γ , що взята по будь-якому замкненому контуру у баротропній нев'язкій рідині.

Рішення поставленої задачі знаходиться за допомогою потенціалу подвійного шару. На поверхнях, якими моделюються елементи несучої системи вертольота та вихровий слід розташовується шар диполів швидкістю $\gamma(\vec{r}, \tau)$, $\vec{r} \in S_i$.

Практична реалізація інтегрального рішення для потенціалу збурених швидкостей здійснена для моделювання обтікання РГ на ЕОМ шляхом переходу від безперервних за часом та простором процесів до їх дискретних аналогів [8, 9].

Дискретизація за часом полягає у тому, що граничні умови змінюються стрибкоподібно у розрахункові проміжки часу, для яких розраховуються параметри потоку.

Дискретизація у просторі полягає у заміні безперервно розподіленого шару диполів системою чотирикутних площадок, в межах яких швидкість диполів постійна. Площадка з безперервно розподіленим шаром диполів постійної швидкості гідродинамічне еквівалентна замкненій вихровій рамці з постійною за периметром цієї площадки циркуляцією. Інтегральне рішення для потенціалу та швидкості у будь-якій точці простору можна представити як суму потенціалів від окремих вихрових рамок несучих поверхонь.

Крайова задача зводиться до розв'язання системи лінійних алгебраїчних рівнянь, за допомогою яких знаходяться невідомі циркуляції приєднаних вихорів. Після визначення положення і напруженості вихрових рамок, що моделюють аеродинамічні поверхні і вихровий слід, визначається швидкість і потенціал швидкості у будь-якій точці простору. Інформація про швидкість обтікання перерізів лопатей дає змогу визначити місцеві кути атаки перерізів, що дозволяє поєднати в числовому методі підходи квазістаціонарної вихрової теорії гвинта в нелінійній постановці з теорією елемента лопаті, тобто використати аеродинамічні характеристики профілів, що складають несучі поверхні системи. Такий підхід дозволяє в рамках моделі ідеального середовища врахувати вплив сил в'язкості та стисливості середовища на аеродинамічні характеристики та ввести поправку на уточнення величин навантажень

на несучих поверхнях, яка не враховується моделлю ідеальної нестисливої рідини.

У свою чергу, це дозволяє визначити аеродинамічну компоненту навантаження на поверхнях, а також тиск в незбуреному потоці, які розраховуються за допомогою інтеграла Коші-Лагранжа. Це, в свою чергу, дає можливість визначити значення аеродинамічних характеристик рульового гвинта вертольота: коефіцієнта тяги та крутильного моменту гвинта.

Результати досліджень

На нижче наданих залежностях (рис. 2 – 4) відображаються розраховані дані, що наводяться шляхом порівняння залежностей аеродинамічних характеристик під впливом вітру для Х-подібного рульового гвинта (позначені трикутниками), та трилопатевого рульового гвинта транспортного вертольота (позначені кружечками).

Моделювання впливу вітру відбувалось наступним чином. До певного розрахункового кроку рульовий гвинт знаходився в умовах нормального обтікання.

На визначеному розрахунковому кроці (що відповідав кутовому положенню першої лопаті гвинта $\psi = 720$ градусів) (рис. 2) починалось моделювання зміни параметрів зовнішнього середовища (шляхом змінення відповідних граничних умов), які є рівноцінними умовам впливу на рульовий гвинт вітру заданого напрямку та швидкості.

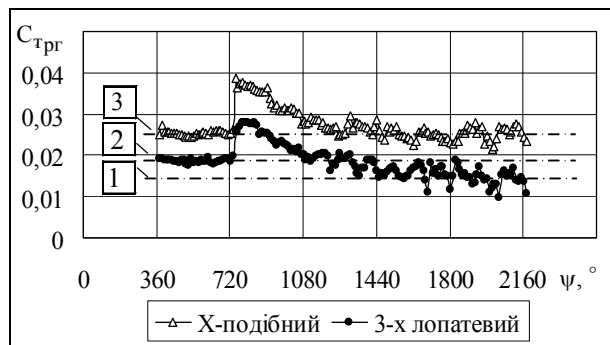


Рис. 2. Закономірність зміни сумарного коефіцієнта сили тяги 3-х лопатевого та Х-подібного рульового гвинта Н-форми після впливу вітру, швидкістю 10 м/с, з правого боку

Як можна побачити з рис. 2, моделювання впливу вітру з правого боку на роботу РГ викликає стрибкоподібне збільшення сумарного коефіцієнта сили тяги (рис. 2) та крутильного моменту (рис. 3), що обумовлено збільшенням місцевих кутів атаки перерізів лопатей. З подальшим розрахунком на протязі чотирьох обертів гвинта сумарні характеристики набувають свого нового значення, але вже під впливом вітру.

Так, для трилопатевого РГ, що знаходився під впливом вітру швидкістю 10 м/с, можна побачити зниження сумарного коефіцієнта сили тяги (показано штрих-пунктирною лінією, що позначена цифрою 1) в порівнянні з режимом нормального обтікання (показано штрих-пунктирною лінією, що позначена цифрою 2) на 38 %.

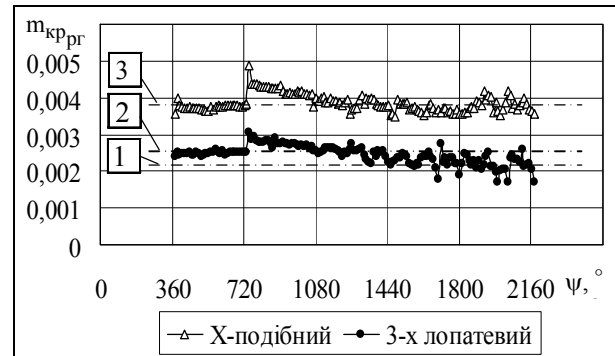


Рис. 3. Закономірність зміни сумарного коефіцієнта крутильного моменту 3-х лопатевого та Х-подібного РГ Н-форми після впливу вітру, швидкістю 10 м/с, з правого боку

Виявлено, що для Х-подібного РГ при тому ж значенні швидкості вітру падіння сумарного коефіцієнта сили тяги після моделювання впливу вітру на його роботу не спостерігається (показано штрих-пунктирною лінією, що позначена цифрою 3 на рис. 2). Така ж картина спостерігається для коефіцієнта крутильного моменту трилопатевого РГ транспортного вертольота, значення якого падає на 23 % (рис. 3). Для Х-подібного РГ такого падіння значень коефіцієнтів для швидкості вітру 10 м/с не виявлено.

На рис. 4 надані порівняльні залежності розрахованих сумарних коефіцієнтів сили тяги для трилопатевого та Х-подібного рульових гвинтів під час впливу на їх роботу вітру, швидкістю 10 м/с з лівого боку. Як можна побачити, моделювання впливу вітру з лівого боку на роботу рульових гвинтів викликає стрибкоподібне зменшення сумарного коефіцієнта сили тяги та крутильного моменту, що викликано зменшенням місцевих кутів атаки перерізів лопатей.

Відмічається зменшення сумарного коефіцієнта сили тяги навіть для Х-подібного РГ (показано штрих-пунктирною лінією, що позначена цифрою 3) в порівнянні з осьовим обтіканням (показано штрих-пунктирною лінією, що позначена цифрою 4).

Для трилопатевого рульового гвинта падіння сумарного коефіцієнта сили тяги відбувається на 15 %, а сумарного коефіцієнта крутильного моменту на 7 %.

Для Х-подібного рульового гвинта відсоток складає 13 % та 6 % відповідно.

При цьому слід зазначити, що навіть після впливу вітру, коли сумарний коефіцієнт сили тяги Х-подібного рульового гвинта набуває свого сталого значення, він переважає значення такого ж коефіцієнта для трилопатевого рульового гвинта, що не знаходиться під дією впливу вітру з лівого боку.

На рис. 5 зображено залежність коефіцієнта корисної дії Х-подібного рульового гвинта $\eta_{0\delta\alpha}$ від напрямку вітру швидкістю 10 м/с в порівнянні з показником ефективності трилопатевого рульового гвинта.

На рис. 6 зображено залежність коефіцієнта корисної дії Х-подібного рульового гвинта від швидкості вітру з правого-лівого боків в порівнянні з показником ефективності трилопатевого РГ.

З наведеної залежності (рис. 6) можна відстежити, що падіння ефективності РГ типу “ножиці” на 28% (такий відсоток обирається у порівнянні з трилопатеvim гвинтом, який має таке значення падіння ефективності при швидкості вітру 10 м/с, за яким обмежується режим висіння транспортного вертольота за швидкістю вітру) відповідає швидкості вітру 13 м/с.

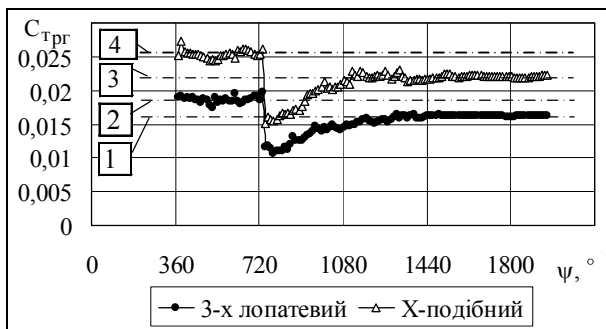


Рис. 4. Закономірність зміни сумарного коефіцієнта сили тяги 3-х лопатевого та Х-подібного рульового гвинта Н-форми після впливу вітру, швидкістю 10 м/с, з лівого боку

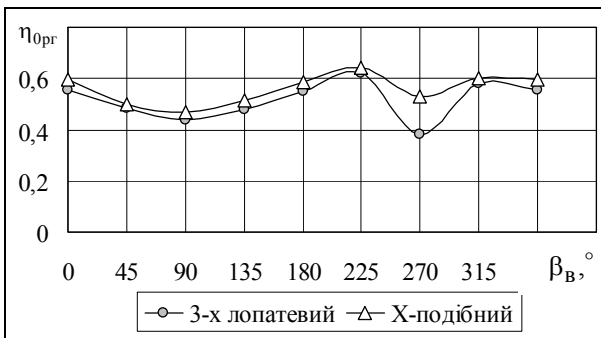


Рис. 5. Діаграма впливу вітру різних напрямків, швидкістю 10 м/с, на зміну коефіцієнта корисної дії 3-х лопатевого та Х-подібного РГ Н-форми

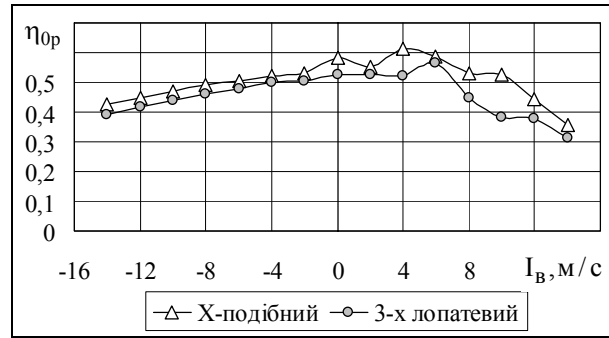


Рис. 6. Діаграма впливу вітру різної швидкості, з правого та лівого боків, на зміну коефіцієнта корисної дії 3-х лопатевого та Х-подібного РГ Н-форми

Моделювання роботи Х-подібного рульового гвинта при зазначеній швидкості вітру підтверджує той факт, що поведінка розрахованих сумарних коефіцієнтів сили тяги та крутильного моменту Х-подібного рульового гвинта відповідає поведінці цих коефіцієнтів на режимі “вихрового кільця”, що відрізняється суттєвими пульсаціями тяги та крутильного моменту разом з різким падінням їх середнього значення.

На рис. 7 зображено виявлені особливості характеру зміни коефіцієнта сили тяги рульового гвинта під час моделювання режиму “вихрового кільця”.

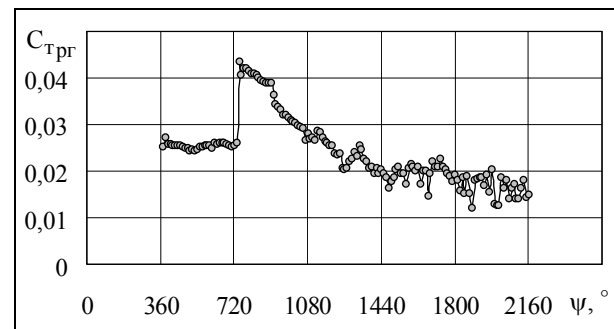


Рис. 7. Особливості зміни коефіцієнтів тяги рульового гвинта під час моделювання режиму “вихрового кільця”

Висновки

Тож, за результатами проведених досліджень, можна зробити наступні висновки.

1. За допомогою відповідної математичної моделі та удосконаленого для рульового гвинта вертольота числового метода визначення аеродинамічних характеристик вперше встановлено закономірності поведінки аеродинамічних характеристик рульових гвинтів різних форм в залежності від впливу вітру різного напрямку та швидкості, а також визначено значення показника ефективності рульового гвинта в залежності від зовнішніх умов для Х-подібного рульового гвинта в порів-

нянні з трилопатеvim рульовим гвинтом транспортного вертольота.

2. Встановлено, що при швидкості вітру 10 м/с, за значенням якої накладається обмеження на режим висіння транспортного вертольота, альтернативний рульовий гвинт типу “ножиці” не втрачає своєї ефективності на відміну від трилопатевого РГ.

3. Оскільки, внаслідок заміни силової установки в процесі модернізації транспортного вертольота в Україні [1], є імовірність виникнення проблеми дефіциту ефективності рульового гвинта на великих висотах або в умовах жаркого клімату, особливо на режимі висіння, що може призвести до можливості втрати керованості вертольотом в польоті після впливу бічного вітру, то на основі проведених досліджень робиться рекомендація щодо можливості розширення діапазону швидкості вітру, за яким накладається обмеження на режим висіння транспортного вертольота в нормальних умовах (МСА), за рахунок встановлення РГ типу “ножиці” в якості конструктивного елемента несучої системи модернізованого транспортного вертольота з раціональною геометрією, визначеною за допомогою запропонованого числового методу.

Список літератури

1. Дмитрієв В.А. Аналіз аеродинамічних особливостей роботи несучого гвинта вертольота на великих висотах польоту / В.А. Дмитрієв, А.В. Тимошенко, О.І. Потапов // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил

України: науковий журнал Харківського університету Повітряних Сил. – 2011. – Вип. 1(5). – С.53 – 55.

2. Шлапацький В.О. Математична модель для досліджень явища втрати ефективності рульового гвинта вертольота / В.О. Шлапацький // Системи озброєння і військова техніка: науковий журнал Харківського університету Повітряних Сил. – 2010. – Вип. 1(21). – С. 202 – 208.

3. Инструкция экипажу вертолета Ми-8 МТ. – Утв. Военным издательством Министерства обороны СССР. – М., 1982. – С. 43.

4. Антропов В.Ф. Экспериментальное параметрическое исследование моделей несущих винтов разного заполнения на режимах висения, горизонтального полета и снижения / В.Ф. Антропов, П.И. Радченко // Труды Первого форума Российского вертолетного общества. Том 1. – М.: МАИ, 1994. – 144 с.

5. Кожевникова И.К. Источники шума вертолета с рулевым винтом / И.К. Кожевникова, В.Ф. Самохин // Акустический журнал. – 1994. – Т. 40. – С. 962-968.

6. Джонсон У. Теория вертолета: в 2-х книгах. / У. Джонсон // Пер. с англ. – М.: Мир, 1983. – Кн. 1. – 502 с.

7. Круговая обдувка профиля НАСА 23012 в аэродинамической трубе Т-103Н ЦАГИ / П.И. Радченко. – Технические отчеты ЦАГИ. – М., 1959. – Вып. 161. – 18 с.

8. Белоцерковский С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.

9. Апаринов В.А. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / В.А. Апаринов, А.В. Дворак // Труды ВВИА им. Н.Е. Жуковского. – М., 1986. – Вып. 1313. – С. 424-432.

Надійшла до редколегії 18.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук с.н.с. Є.О. Українець, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТНЫХ РУЛЕВЫХ ВИНТОВ В УСЛОВИЯХ БОКОВОГО ВЕТРА

В.А. Шлапацкий

На основе численного метода, который объединяет подходы вихревой лопастной теории и теории элемента лопасти, проведено расчетное исследование влияния бокового ветра на коэффициент тяги и крутящего момента рулевых винтов разных форм для транспортного вертолета. Выявлены особенности и установлены закономерности поведения аэродинамических характеристик рулевых винтов разных форм в зависимости от воздействия ветра разного направления и скорости на режиме висения вертолета.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики – боковой ветер – рулевой винт – вертолет.

HELICOPTER TAIL ROTORS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS UNDER CROSS WIND BLOWING CONDITIONS

V.O. Shlapatskyi

Based on a computational method which combines approaches of a vortex blade theory and a blade element theory a computational investigation of cross wind blowing influence on thrust and torque coefficients of transport helicopter variable design tail rotors is fulfilled. Variable design tail rotors aerodynamic characteristics behavior under different directions and velocities cross wind blowing conditions on a transport helicopter hovering mode particularities are revealed.

Keywords: aerodynamic characteristics – cross wind – tail rotor – helicopter.