

УДК 629.735.45

Ю.І. Миргород, В.А. Бердочник, В.О. Шлапацький

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФІКОВАНОГО РУЛЬОВОГО ГВИНТА В ПРИСУТНОСТІ КІЛЯ ВЕРТОЛЬОТА НА РЕЖИМІ ОСЬОВОГО ОБТІКАННЯ

За допомогою підходів вихрової лопатевої теорії гвинта та теорії елемента лопаті досліджено аеродинамічні характеристики модифікованого рульового гвинта вертольота з нерегулярним розташуванням лопатей в площинах обертання, що знаходиться в комбінації з кілем вертольота, на режимі осьового обтікання рульового гвинта. Встановлено тенденцію зменшення кілем вертольота сумарного коефіцієнта корисної дії комбінації: рульовий гвинт – кіль. Встановлено, що в порівнянні зі зміною аеродинамічного навантаження на несучих поверхнях трилопатевого рульового гвинта, що знаходиться в комбінації з кілем, за повний оберт модифікованого гвинта спостерігається не три, а два характерних сплески навантаження.

Ключові слова: вертоліт, рульовий гвинт, кіль, інтерференція, аеродинамічні характеристики

Вступ

Під час роботи рульового гвинта вертольота створюється бічна сила, яку необхідно врівноважувати під час польоту відхиленням вектора сили тяги гвинта-носія в бік, протилежний напрямку дії вектора сили тяги рульового гвинта (РГ). При цьому парою сил створюється момент, що діє відносно повздовжньої вісі вертольота. Для зменшення такого моменту необхідно зменшувати відстань між точками прикладення сил тяги гвинта-носія та рульового гвинта в вертикальній площині. Конструктивним елементом, що виконує таку функцію на вертольоті, в останні роки була кінцева балка. На маневрових вертольотах останніх поколінь в якості конструктивного елемента замість кильової балки використовується кіль, призначення якого полягає у врівноваженні реактивного моменту з боку гвинта-носія на певній швидкості вертольота у випадку відмови рульового гвинта

Для вивчення можливості збільшення запасів шляхового керування, прогнозування діапазону висот польоту вертольота, а також зменшення витрат потужності силової установки на привід рульового гвинта, необхідним є визначення аеродинамічних характеристик рульових гвинтів в присутності кіля, якщо такий конструктивний елемент передбачений в конструкції вертольота.

Постановка проблеми. Врахування взаємодії кіля і рульового гвинта на теперішній час обмежується застосуванням експериментальних даних, що отримують в параметричних дослідженнях моделей гвинтів і кіля. Присутність кіля поблизу РГ не тільки викликає втрати тяги гвинта на обдування, але також викликає зміну навантажень на рульовому гвинті. Присутність кіля поблизу РГ обумовлює змінення аеродинамічних характеристик такого елемента несучої системи вертольота. На сьогоднішній час особливості взаємодії трилопатевого РГ вертольота з кілем є достатньо вивченими. Але поява нових типів РГ потребує створення “інструменту” ви-

вчення аеродинамічних характеристик модифікованих рульових гвинтів, оскільки проведення експериментальних досліджень потребує великих фінансових і матеріальних ресурсів.

Мета даної роботи. Дослідження аеродинамічних характеристик рульового гвинта з нерегулярним розташуванням лопатей в площинах обертання в присутності кіля вертольота на режимі осьового обтікання.

Аналіз стану питання

На сьогоднішній час у всьому світі загальноприйнятими вважаються три шляхи отримання інформації щодо аеродинамічних характеристик рульових гвинтів вертольотів, а саме, проведення льотних випробувань, проведення експериментальних досліджень та проведення моделювання роботи РГ за допомогою чисельних методів та чисельного експерименту. Льотні випробування, побудовані на методиках льотних досліджень [1, 2], пройшли широку апробацію у випробувальних установках і, з точки зору достовірності, є найкращим способом для отримання аеродинамічних характеристик рульових гвинтів вертольотів.

Вертольоти, які були розроблені фірмою Міля, мають у складі несучої системи рульові гвинти, що розташовані з правого і лівого боку від кіля, або кінцевої балки. Наприклад, для різних модифікацій вертольотів Ми-8 та Ми-24 застосовувались як рульові гвинти, що “штовхають”, так і рульові гвинти, що “тягнуть” кіль. Але визнаним є факт, що хоча ці вертольоти і літають декілька десятків років, до проведення експериментальних досліджень [3] не існувало кількісних даних про вплив кильової балки на рульовий гвинт вертольота. Під час розрахунків проектування і льотних випробувань рульових гвинтів на Московському вертолітному заводі ім. М.Л. Міля застосовувались дані щодо взаємовпливу рульових гвинтів вертольотів і кіля, які були запозичені з іноземних джерел

[4, 5]. Із слів авторів роботи [3] “эти данные не сопровождались подробной информацией по параметрам килевой балки и рулевого винта, и это существенно затрудняло их использование применительно к новым разработкам”. Не слід нехтувати низкою недоліків, що характерні для льотних досліджень, а саме, складнощами, що виникають під час визначення параметрів зовнішнього середовища та режимів польоту, наявністю вузького кола параметрів, що є доступними для виміру, не кажучи про значні фінансові витрати та ризик для пілотів, що виникають під час проведення масштабних льотних випробувань.

Фізичний, або модельний експеримент [6], вимагає наявності підготовленої бази, що містить спеціальні вертолїтні пристрої, які дозволяють вимірювати аеродинамічні навантаження на натурних моделях у спеціально створених умовах, що адекватно відображають різні режими роботи гвинта-носія та рульового гвинта вертольота.

Встановлення рульового гвинта на натурну модель вертольота для дослідження взаємовпливу елементів несучої системи пов'язано з додатковими проблемами проведення системи трансмісійних валів, що пов'язують гвинт-носіє та рульовий гвинт вертольота.

На Московському вертолїтному заводі ім. М.І. Міля було зроблено декілька спроб підготовки експериментальних досліджень щодо визначення взаємовпливу кіля і рульового гвинта вертольота на гвинтовому стенді. На початку сімдесятих років минулого сторіччя подібні випробування були запропоновані В.А. Нікіфоровим, але через низку причин дослідження не проводились. В Центральному аерогідродинамічному інституті в 1985 році Н.Н. Тарасовим були підготовлені і проведені випробування моделі кіля вертольота Мі-24 в присутності моделі рульового гвинта. Були отримані поляри гвинта в присутності кіля тільки для одного варіанту розташування комбінації. В 2000 році була розроблена програма досліджень аеродинамічних характеристик натурної системи “гвинт + кіль”, а також були проведені дослідження на аеродинамічному стенді рульового гвинта вертольота Ми-24 в присутності кіля. В результаті проведених досліджень вперше були отримані кількісні дані про вплив кіля на аеродинамічні характеристики рульового гвинта вертольота Ми-24 для режимів висіння.

Результати експериментальних досліджень в рамках концепцій рульового гвинта типу “ножиці”, що вперше була реалізована на вертольоті McDonnell-Douglas AH - 64 “Apache”, були опубліковані в роботі [7]. В 1978 – 1982 роках були проведені випробування такого типу рульових гвинтів на Московському вертолїтному заводі ім. М.І. Міля в рамках розробки вертольота Ми-28 “Havoc”, але в обмежених об'ємах. Оскільки рульові гвинти типу “ножиці” знаходяться в умовах роботи, що відповідають як додатнім, так і від'ємним кутам установки, виникла необхідність проведення додаткових досліджень в даному напрямку. Деякі результати експериментальних досліджень визначення впливу основних конструктивних параметрів, що характеризують компо-

вку РГ типу “ножиці” наведені в роботах [8 –10]. Інформації щодо дослідження аеродинамічних характеристик рульового гвинта з нерегулярним розташуванням лопатей в площинах обертання в присутності кіля вертольота на режимі осьового обтікання на сьогоднішній час не зустрічається.

До недоліків способу отримання характеристик рульових гвинтів за допомогою проведення натурального експерименту відносять:

- виключення можливості спостереження швидкоплинних процесів навколо рульового гвинта вертольота;
- складнощі, що виникають під час моделювання неусталених режимів роботи рульового гвинта;
- неможливість оцінювання витрат потужності силової установки вертольота на привід РГ;
- значні витрати часу, а також фінансові витрати на проведення експерименту.

На відміну від попередніх способів отримання характеристик рульових гвинтів, чисельні методи мають низьку собівартість, а з розвитком обчислювальної техніки вони стають найефективнішим засобом отримання необхідної інформації під час проектування нових зразків авіаційної техніки, на етапі дослідно-конструкторських розробок, а також під час модернізації існуючих вертольотів. Для чисельних методів основною проблемою є забезпечення адекватності процесу, що моделюється, або математичній моделі, що лежить в основі того чи іншого розрахункового методу. На сучасних етапах розвитку науки розрізняють наступні теорії гвинта вертольота, що покладають початок розрахунковим методам:

- теорія ідеального гвинта (імпульсна теорія);
- теорія елемента лопаті;
- вихрова теорія;
- методи обчислювальної газової динаміки.

Постановка задачі

Ставиться задача дослідження (за допомогою чисельного моделювання роботи РГ) впливу кіля вертольота на сумарні характеристики рульового гвинта з нерегулярним розташуванням лопатей в площинах обертання (типу “ножиці”), а також на значення показника аеродинамічної ефективності гвинта на режимі висіння. Вплив кільової балки вертольота на сумарні характеристики рульового гвинта розглядається з точки зору впливу місцевої “повітряної подушки”. Розглядаються два варіанти розташування рульового гвинта відносно кіля: з правого боку за напрямком польоту – рульовий гвинт, що штовхає, та з лівого боку від кіля вертольота – рульовий гвинт, що тягне.

За об'єкт дослідження обирається рульовий гвинт типу “ножиці” Н-форми (тобто конфігурації, коли лідируючою (за напрямком обертання) є лопать нижнього (за напрямком тяги гвинта) модуля) при значенні кута “ножиців” $\Delta\theta = 30^\circ$ і кута установки лопатей рульового гвинта 14 градусів, який є характерним для режимів висіння вертольота Ми-8 МТ, його вертикального злету та посадки. Лопаті гвинтів

мають прямокутну форму в плані, нульове геометричне кручення вздовж радіусу, постійний за радіусом аеродинамічний профіль *NACA-23012* [11]. Геометричні характеристики рульового гвинта відповідають наведеним в табл. 1.

Таблиця 1
Характеристики варіантів РГ

Гвинт	Окружна швидкість $\omega_{\text{РГ}} R_{\text{РГ}}$, м/с	Радіус лопаті, м	Хорда лопаті, м
Трилопате́вий РГ	221,2	1,954	0,27
Модифікований із зменшеною хордою	221,2	1,954	0,2025

Кіль вертольота має висоту 2,5 метри, ширина нижньої основи дорівнює 1,55 метри, а верхньої основи 0,75 метри. Загальна площа кіля вертольота в плані складає 2,875 квадратних метри. Кіль установлений на кут 6 градусів до повздовжньої вісі вертольота. Відстань до кіля нижнього модуля Х-подібного рульового гвинта відповідає 0,676 метрам, а відстань між модулями – 0,14 метрам.

Реалізація поставленої задачі

Поставлена задача реалізувалась шляхом чисельного моделювання. При цьому був використаний чисельний метод визначення квазістаціонарних нелінійних аеродинамічних характеристик рульового гвинта, який знаходиться в комбінації з елементом несучої системи вертольота. Лопаті рульового гвинта та кіль вертольота 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 $\vec{r} = f(\psi_{\text{л}}, \beta_{\text{л}}, \xi_{\text{л}}, \phi_{\text{л}})$, де $\psi_{\text{л}}$ – кут азимутального положення лопаті, $\beta_{\text{л}}$ – кут змаху лопаті, $\xi_{\text{л}}, \phi_{\text{л}}$ – кути хитання та установки лопатей.

Вектор абсолютної швидкості $\vec{u}(\vec{r}, \tau)$ часток рідини у рухомій системі координат, пов'язаний з цією поверхнею, являє 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 руху 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 убувань 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 інтенсивністю $\gamma(\vec{r}, \tau)$, $\vec{r} \in S_i$.

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 [12, 13].

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 інтенсивність диполів постійна. Площадка з безперервно розподіленим шаром диполів постійної інтенсивності 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 чисельному 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.

На рис. 1 зображено вихрову схему комбінації Х-подібного рульового гвинта та кіля, що тягне.

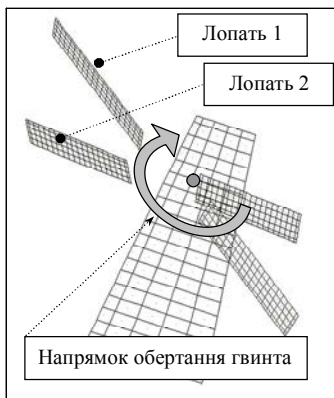


Рис. 1. Вихрова схема комбінації рульовий гвинт + кіль

Результати досліджень

В результаті чисельного моделювання роботи РГ, з нерегулярним розташуванням лопатей поблизу поверхні кіля вертольота отримано його аеродинамічні характеристики на режимі осьового обтікання. Надано залежності розрахованих коефіцієнтів сили тяги лідируючої лопаті нижнього модуля, що є розташованим ближче до кіля (лопать 1 на рис. 1), рульового гвинта Н-форми, що тягне, від кута повороту першої лопаті (рис. 2), та лопаті, що відстає (лопать 2 на рис. 1) (рис. 3).

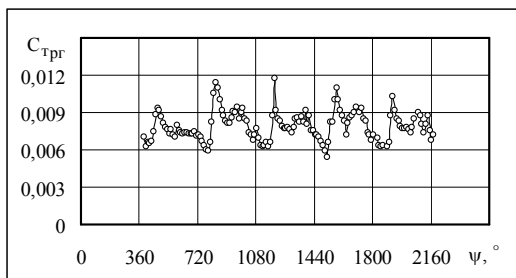


Рис. 2. Залежність розрахованого коефіцієнта сили тяги лідируючої лопаті РГ Н-форми, що тягне, від кута обертання першої лопаті

З наведених залежностей можна побачити, що аеродинамічне навантаження на лопаті має пульсаційний характер, частота пульсацій якого відповідає

кількості проходжень лопаті в районі розташування кіля вертольота. Спостерігається характерне збільшення розрахованого коефіцієнта сили тяги лопаті: для лопаті, що наступає, наприклад, в азимуті від 720 до 900 градусів (рис. 2), для лопаті, що відстає – в азимуті від 900 до 1080 градусів (рис. 3). На рис. 4 зображено залежність розрахованого сумарного коефіцієнта сили тяги Х-подібного рульового гвинта Н-форми, що тягне, від кута повороту першої лопаті.

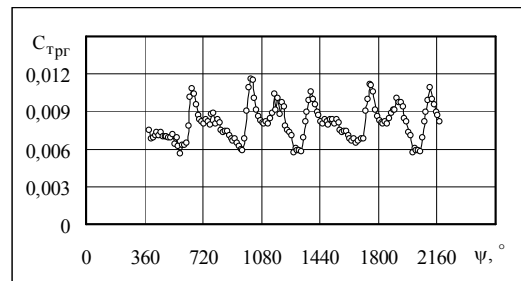


Рис. 3. Залежність розрахованого коефіцієнта сили тяги лопаті, що відстає, РГ Н-форми, що тягне, від кута обертання першої лопаті



Рис. 4. Залежність розрахованого сумарного коефіцієнта сили тяги РГ Н-форми, що тягне, від кута обертання першої лопаті

З аналізу рис. 4 можна зробити висновок, що частота зміни аеродинамічного навантаження всього гвинта є кратною не чотирьом лопатям Х-подібного рульового гвинта, а двом лопатям. В порівнянні з результатами роботи [3], які стосуються трилопатевого РГ, характер зміни аеродинамічного навантаження на поверхнях трилопатевого РГ, що знаходиться в комбінації з кілем, має більшу частоту. Тобто, за повний оберт гвинта спостерігається три характерних сплески навантаження. Звідки випливає, що навантаження на лопатях Х-подібного рульового гвинта більш сприятливо відібуваються на ресурсі втулки такого гвинта в порівнянні з трилопатевою гвинтом.

На рис. 5 зображено залежність розрахованого сумарного коефіцієнта сили тяги Х-подібного рульового гвинта Н-форми, що ітовхає, від кута повороту першої лопаті. Надана залежність, в порівнянні з ізолюваним рульовим гвинтом, свідчить про те, що присутність кільової балки практично не впливає на аеродинамічні навантаження Х-подібного рульового гвинта такої комбінації. На рис. 6 та 7 зображено картини взаємодії рульового гвинта з нерегулярним розташуванням лопатей в площинах обертання з поверхнею кіля для різних варіантів розташування РГ.

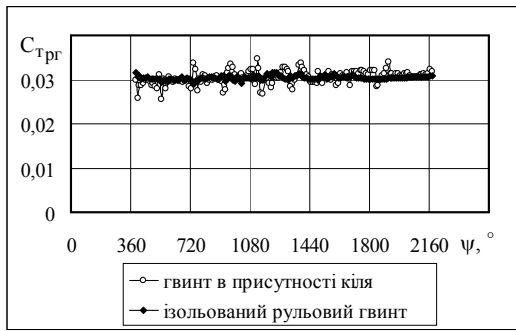


Рис. 5. Залежність розрахованого сумарного коефіцієнта сили тяги РГ Н-форми, що штовхає, від кута оберту першої лопаті

На рис. 6 зображено картини взаємодії рульового гвинта з нерегулярним розташуванням лопатей в площинах обертання з поверхнею кіля для різних варіантів розташування РГ.

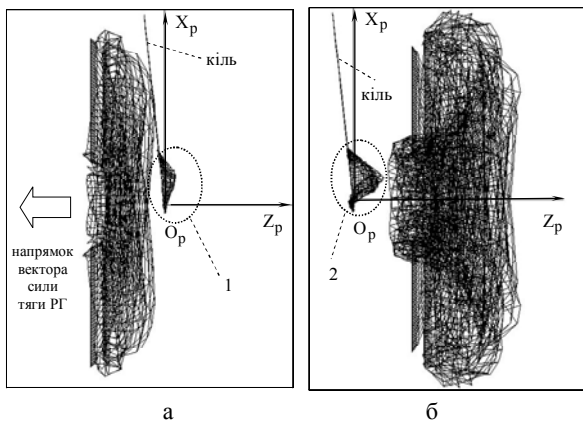


Рис. 6. Взаємодія рульового гвинта Н-форми (а – що тягне, б – що штовхає) і кіля вертольота

За допомогою візуалізації взаємовпливу кіля вертольота та модифікованого рульового гвинта можна відстежити характерні зони утворення розрядження на поверхні кіля (позначені цифрою 1 на рис. 6, та цифрою 2 на рис. 7). Зона розрядження 1 при взаємодії рульового гвинта Н-форми, що тягне, і кіля вертольота пояснюється впливом індуктивного потоку з боку РГ на кіль, що викликає перепад тисків на поверхнях кіля. Зона розрядження 2 при взаємодії рульового гвинта Н-форми, що штовхає, і кіля вертольота пояснюється підсмоктуванням об'єму простору між рульовим гвинтом та кілем з боку самого РГ.

В табл. 2 наводяться розраховані величини, що характеризують аеродинамічну ефективність Х-подібного рульового гвинта в присутності кіля вертольота для кута установки рульового гвинта $\phi_{рг} = 14^\circ$.

До стовпців табл. 2 занесені наступні параметри: $C_{T_{рг}}$, $m_{кррг}$ – аеродинамічні коефіцієнти Х-подібного рульового гвинта в присутності кіля вертольота; $C_{БК}$ – коефіцієнт бічної сили кіля; $\eta_{орг}$ – коефіцієнт корисної дії ізолюваного Х-подібного рульового гвинта, що знаходиться під впливом кильової балки; $\Sigma \eta_{орг}$ – сумарний коефіцієнт корисної дії системи “альтернативний рульовий гвинт + кіль”; $\Delta \eta_{орг}, \%$ – відсоток впливу на коефіцієнт корисної дії ізолюваного Х-подібного рульового гвинта присутності кіля.

ВИСНОВКИ

На підставі проведених досліджень аеродинамічних характеристик рульового гвинта типу “ножиці” в присутності кіля вертольота на режимі осьового обтікання рульового гвинта можна зробити наступні висновки.

Таблиця 2

Величини, що характеризують аеродинамічну ефективність Х-подібного рульового гвинта в присутності кіля вертольота

	$C_{T_{рг}}$	$m_{кррг}$	$C_{БК}$	$\eta_{орг}$	$\Sigma \eta_{орг}$	$\Delta \eta_{орг}, \%$
Рульовий гвинт, що тягне						
$\phi_{рг} = 14^\circ$	0,032	0,005	-0,0015	0,585	0,5436	-3,374
Рульовий гвинт, що штовхає						
$\phi_{рг} = 14^\circ$	0,0311	0,0049	-0,0004	0,557	0,5472	-2,692

1. Вперше за допомогою чисельного моделювання роботи рульового гвинта вертольота досліджено аеродинамічні характеристики рульового гвинта з нерегулярним розташуванням лопатей в площинах обертання в присутності кіля вертольота на режимі осьового обтікання.

2. Встановлено, що частота зміни аеродинамічного навантаження на несучих поверхнях Х-подібного рульового гвинта є кратною не чотирьом, а двом лопатям рульового гвинта. В порівнянні зі зміною аеродинамічного навантаження на аеродинамічних поверхнях трилопатевого рульового гвин-

та, що знаходиться в комбінації з кілем [3], для Х-подібного рульового гвинта зміна аеродинамічного навантаження має меншу частоту. Тобто, за повний оберт гвинта спостерігається не три, а два характерних сплески навантаження. Звідки можливо зробити висновок, що навантаження на лопатях Х-подібного рульового гвинта більш сприятливо відіб'ються на ресурсі елементів конструкції втулки такого гвинта в порівнянні з трилопатевою конструкцією.

3. Кіль вертольота на режимі осьового обтікання рульового гвинта, під впливом роботи рульового гвинта, створює бічну силу, вектор якої є спрямова-

ним в протилежний від напрямку сили тяги рульового гвинта бік, що обумовлюється виникненням зон розрядження на поверхні кіля через інтерференцію елементів несучої системи вертольота.

4. В порівнянні з коефіцієнтом η_{0rg} для ізольованого гвинта, що дорівнює 0,562, виявлено підвищення показника аеродинамічної ефективності Х-подібного рульового гвинта, що тягне, (на 3,9 %) через вплив місцевої “повітряної подушки”.

З іншого боку встановлено, що в порівнянні з коефіцієнтом η_{0rg} для ізольованого гвинта, показник аеродинамічної ефективності Х-подібного рульового гвинта, що штовхає є меншим на (0,9 %).

5. Встановлено тенденцію зменшення кілем вертольота сумарного коефіцієнта корисної дії комбінації Х-подібний рульовий гвинт – киль ($\sum \eta_{0rg}$). В більшій мірі $\sum \eta_{0rg}$ зменшується для варіанту, коли Х-подібний рульовий гвинт тягне кильову балку (на $\Delta\eta_{0rg} = 3,37\%$), ніж для варіанту коли рульовий гвинт типу “ножиці” штовхає кильову балку (на $\Delta\eta_{0rg} = 2,69\%$) табл. 2.

Список літератури

1. Акимов А.И. Летные испытания вертолетов / А.И. Акимов, Л.М. Берестов, Р.А. Михеев; под ред. С.Б. Бренна. – М.: Машиностроение, 1980. – 399 с.
2. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолета / В.Ф. Антропов, Г.Б. Бураков, А.С. Дьяченко и др.; под ред. А.К. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1980. – 240 с.
3. Ивчин В.А. Экспериментальное исследование взаимодействия киль и хвостового винта на режиме висения на натурном аэродинамическом стенде / В.А. Ивчин, М.А. Грингауз // Труды 7 форума Российского вертолетного общества, 22-23 марта 2006 г. – М., 2006. – 15 с.

4. Lynn R.R., Robinson F.D., Batra N.N., Duhon J.M. Tail Rotor Design // Proceeding on the 25th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1969. – P. 67-78.

5. Stepniowski W.Z., Keys C.N. Rotary-Wing Aerodynamics, Dover Publications, Inc., New York, 1974. – 264 p.

6. Ивчин В.А. Разработка новой модели рулевого винта для моделирования движения вертолета на пилотажном стенде / В.А. Ивчин, О.Л. Черток // Труды седьмого форума Российского вертолетного общества, 22-23 марта 2006 г. – М., 2006. – 11 с.

7. Sonneborn G.O., Drees J.M. The scissors rotor. Paper 812 // Proceedings on the 30th Annual Forum of the American Helicopter Society. – 1974. – 14 p.

8. Guo-Hua Xu, Shi-Cun Wang, Jing-Gen Zhao. Effects of the scissors configuration on rotor aerodynamic characteristics. // Proceedings on the 27th European Rotorcraft Forum, September 11-14, 2001. – Moscow, Russia. – 12 p.

9. Rozhdestvensky M.G. Scissors Rotor: New Results Obtained. // Proceedings. on the 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society, 1996.

10. Рождественский М.Г. Аэродинамические и акустические особенности винта схемы “ножицы”. Аэродинамика / М.Г. Рождественский, В.Ф. Самохин // Труды шестого форума Российского вертолетного общества, 25-26 февраля 2004 г. – М., 2004. – 8 с.

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

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

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

Надійшла до редколегії 25.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.О. Крашаница, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИЦИРОВАННОГО РУЛЕВОГО ВИНТА ВБЛИЗИ КИЛЯ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ОСЕВОГО ОБТЕКАНИЯ

Ю.И. Миргород, В.А. Бердоchnik, В.А. Шлапачкий

С помощью подходов вихревой лопастной теории винта и теории элемента лопасти исследованы аэродинамические характеристики модифицированного рулевого винта вертолета с нерегулярным расположением лопастей в плоскостях вращения, который находится вблизи киль вертолета, на режиме осевого обтекания рулевого винта. Установлена тенденция уменьшения килем вертолета суммарного коэффициента полезного действия комбинации: рулевой винт – киль. Установлено, что в сравнении с характером изменения аэродинамической нагрузки на несущих поверхностях трехлопастного рулевого винта, который находится вблизи киль, за полный оборот модифицированного винта наблюдается не три, а два характерных всплеска нагрузки.

Ключевые слова: вертолет, рулевой винт, киль, интерференция, аэродинамические характеристики.

A MODIFIED TAIL ROTOR NEARBY HELICOPTER TAIL FIN AERODYNAMIC PERFORMANCES RESEARCH ON A MODE OF AXIAL FLOWING AROUND OF THE COMBINATION

Yu.I. Mirgorod, V.A. Berdochnik, V.O. Shlapatsky

By approaches of vortex rotor blade theory and blade element theory a modified tail rotor that has irregular location of blades in the planes of rotation nearby helicopter tail fin aerodynamic performances are researched on the mode of the axial flowing around of a combination. It is set that helicopter tail fin negatively influencing on a modified tail rotor nearby helicopter tail fin combination by tendency of total output-input ratio diminishing. By comparison of aerodynamic loading change characters between tail rotors that have three blades and four blades in different planes of rotation it is set that nearby helicopter tail fin for the complete turn of the modified tail rotor observed not three, but two characteristic splashes of aerodynamic loading.

Keywords: Helicopter, tail rotor, tail fin, interference, aerodynamic performances.