

УДК 629.735.45; 629.7.026.55; 629.7.035.5

**В.О. ШЛАПАЦЬКИЙ, Ю.І. МИРГОРОД, В.А. БЕРДОЧНИК***Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Україна***ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ВЕРТОЛІТНОГО РУЛЬОВОГО ГВИНТА РІЗНИХ ФОРМ**

*На основі числового метода, який поєднує підходи вихрової лопатевої теорії та теорії елемента лопаті, проведено числове моделювання роботи рульових гвинтів різних форм для транспортного вертольота. Виявлено особливості та встановлено закономірності поведінки аеродинамічних характеристик рульових гвинтів різних форм в звичайних умовах роботи та умовах впливу вітру різного напрямку та швидкості на режимі висіння вертольота. Встановлено, що при швидкості вітру 10 м/с, за значенням якої накладається обмеження на режим висіння транспортного вертольота, альтернативний рульовий гвинт типу “ножиці”, на відміну від трилопатевого рульового гвинта, не втрачає своєї аеродинамічної ефективності.*

**Ключові слова:** *числове моделювання, аеродинамічні характеристики, рульовий гвинт, вертоліт*

**Вступ**

На сьогоднішній день розвиток вертольотів авіаційного парку України цілком визначається їх модернізацією. Одним з напрямків модернізації обрано встановлення на вертольотах силової установки вітчизняного виробництва типу ТВ3-117ВМА-СБМ1В більшої потужності [1].

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 аеродинамічної ефективності рульового гвинта (РГ) вертольота на великих висотах або в умовах жаркого клімату, особливо на режимі висіння вертольота, що може призвести до можливості втрати керуваності вертольотом [2].

Метою статті є виявлення особливостей та встановлення закономірностей зміни аеродинамічних характеристик вертолітного РГ різних форм в залежності від геометричних та кінематичних параметрів в звичайних умовах роботи та в умовах бічного вітру за допомогою числового моделювання.

**Аналіз стану питання**

Серед способів підвищення аеродинамічної ефективності РГ 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 аеродинамічної

ефективності рульового гвинта характерними є наступні недоліки:

– збільшення заповнення рульового гвинта призводить до значного зростання навантажень в системі керування гвинтом [3];

– збільшення окружної швидкості рульового гвинта призводить до суттєвого збільшення шуму, що створюється рульовим гвинтом [4];

– 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 [5].

Враховувати взаємовплив окремих елементів несучої системи вертольота дозволяє вихрова теорія. Вихрова теорія дає можливість достатньо коректно розрахувати взаємний індуктивний вплив гвинтів, що входять до складу несучої системи вертольота, визначити як постійні, так і змінні аеродинамічні навантаження на лопать. В 1912 – 1918 роках М.Є. Жуковський заклав основи вихрової теорії гвинта-носія вертольота. У своєму класичному труді “О присоединенных вихрях” Жуковський вперше показав зв'язок між величиною перемінної циркуляції швидкості, взятої по контурах, що охоплюють перерізи лопаті, і змінною за радіусом і часом величиною підйимальної сили.

**Постановка задачі дослідження**

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

Розглядаються різні форми рульового гвинта:

– класичний трилопатекий 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  $\sigma = (k_l \cdot F_l) / F_{rg}$  (де  $k_l$  – кількість лопатей гвинта,  $F_l$  – площа лопаті в плані,  $F_{rg}$  – 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 НАСА-23012 [6]. 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.

Рух центру мас вертольота відносно середовища визначається наступними величинами:

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

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

Рух лопатей відносно осі обертання гвинта-носія визначається кутовою швидкістю  $\vec{\omega}_l$ , а лопатей РГ вертольота – кутовою швидкістю  $\vec{\omega}_{\text{вг}}$ .

Напрямок вітру обирається 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

Лопаті рульового гвинта та гвинта-носія 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 радіус-вектора  $\vec{r}$ , та подається залежністю

$$\vec{r} = f(\psi_l, \beta_l, \xi_l, \varphi_l),$$

де  $\psi_l$  – кут азимутального положення лопаті,  $\beta_l$  – кут змаху лопаті,  $\xi_l, \varphi_l$  – кути хитання та установки лопатей.

Вектор абсолютної швидкості  $\vec{u}(\vec{r}, \tau)$  часток рідини у рухомій системі координат, пов'язаний з

цією поверхнею, уявляє собою геометричну суму незбуреної (чи переносної)  $\vec{W}^*$ , та збуреної швидкостей  $\vec{v}(\vec{r}, \tau)$ . Вектор незбуреної швидкості обертання  $\vec{W}^*$  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  $\sigma_{ij}$ , тобто  $\vec{v}(\vec{r}, \tau) = \nabla\varphi(\vec{r}, \tau)$ , можна записати рівняння нерозривності для потенціалу збурених швидкостей  $\Delta\varphi = 0$ , де  $\Delta$  – 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 умови непротікання, яка у зв'язаній з  $S_i$  системі координат полягає в рівності нулю нормальних складових швидкості рідини;

– на нескінченності умови збурень;

– на  $n$  вільних вихрових пеленах  $\sigma_{ij}$ ,  $j=1 \dots n$ , кінематичній умові сумісності течії (безперервності нормальних компоненти швидкості на  $\sigma_{ij}$ ) 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 –  $\Gamma$ , 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 [7, 8].

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 гідродинамічно 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

В результаті було проведено числове моделювання роботи рульового гвинта вертольота в звичайних умовах та умовах бічного вітру.

На рис. 1 та рис. 2 наведено візуальну картину обтікання РГ вертольота в умовах вітру з лівого боку (рис. 1) та правого боку (рис.2).

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, тобто завершенню другого повного оберту РГ) (рис. 4...6) починалось моделювання зміни параметрів зовнішнього середовища (шляхом змінення відповідних граничних умов), які є рівноцінними умовам впливу на рульовий гвинт вітру заданого напрямку та швидкості.

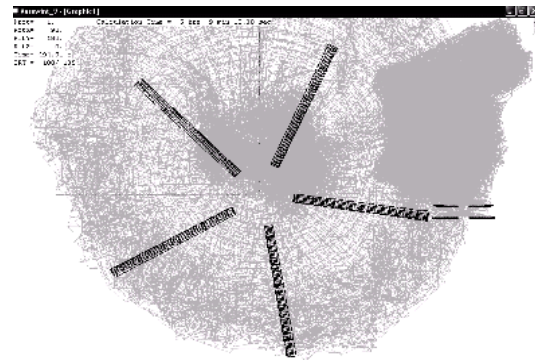


Рис. 1. Візуальна картина роботи РГ вертольота в умовах бічного вітру з лівого боку

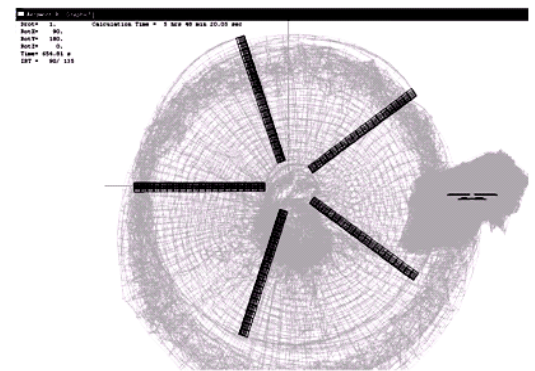


Рис. 2. Візуальна картина роботи РГ вертольота в умовах бічного вітру з правого боку

На нижче наданих залежностях (рис. 3...5) 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).

Як можна побачити, моделювання впливу вітру з правого боку на роботу РГ викликає стрибкоподібне збільшення сумарного коефіцієнта сили тяги (рис. 3) та крутильного моменту (рис. 4), 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 %.

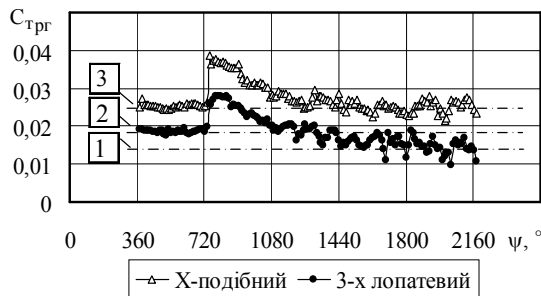


Рис. 3. Закономірність квазістаціонарного процесу зміни сумарного коефіцієнта сили тяги 3-х лопатевого та X- подібного рульового гвинта Н- форми після впливу вітру, швидкістю 10 м/с, з правого боку

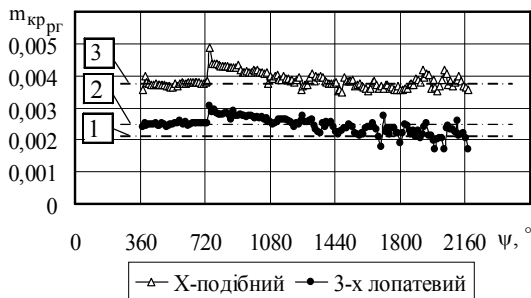


Рис. 4. Закономірність квазістаціонарного процесу зміни сумарного коефіцієнта крутильного моменту 3-х лопатевого та X- подібного РГ після впливу вітру, швидкістю 10 м/с, з правого боку

Виявлено, що для X- 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. 3). Така ж картина спостерігається для коефіцієнта крутильного моменту трилопатевого РГ транспортного вертольота, значення якого падає на 23 % (рис. 4). Для X- подібного РГ такого падіння значень коефіцієнтів для швидкості вітру 10 м/с не виявлено.

Аналіз порівняльних залежностей розрахованих сумарних коефіцієнтів сили тяги для трилопатевого та X- подібного РГ під час впливу на їх роботу вітру, швидкістю 10 м/с з лівого боку, дає змогу побачити стрибкоподібне зменшення сумарного кое-

фіцієнта сили тяги та крутильного моменту, що викликано зменшенням місцевих кутів атаки перерізів лопатей РГ.

Відмічається зменшення сумарного коефіцієнта сили тяги навіть для X- подібного РГ в порівнянні з осьовим обтіканням. Для трилопатевого рульового гвинта падіння сумарного коефіцієнта сили тяги відбувається на 15 %, а сумарного коефіцієнта крутильного моменту на 7 %. Для X- подібного рульового гвинта відсоток складає 13 % та 6 % відповідно.

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

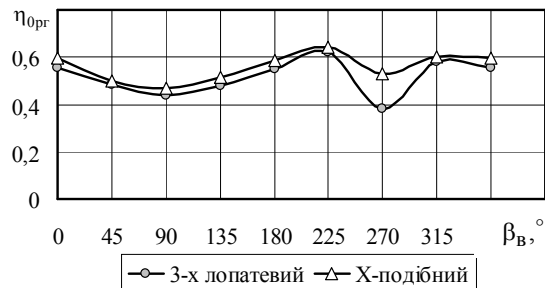


Рис. 5. Отримана діаграма впливу вітру різних напрямків, швидкістю 10 м/с, на зміну коефіцієнта корисної дії 3-х лопатевого та X- подібного РГ

Падіння аеродинамічної ефективності РГ типу "ножиці" на 28% (такий відсоток обирається у порівнянні з трилопатевою 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.

## Заключення

1. Встановлено закономірності поведінки аеродинамічних характеристик РГ різних форм в залежності від впливу вітру різного напрямку та швидкості, а також визначено значення показника аеродинамічної ефективності РГ різних форм в залежності від зовнішніх умов.

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 аеродинамічної ефективності, на відміну від трилопатевого рульового гвинта.

3. На основі проведених досліджень робиться рекомендація щодо можливості розширення діапазону швидкості вітру, за яким накладається обме-

ження на режим висіння транспортного вертольота, за рахунок встановлення РГ типу “ножиці” в якості конструктивного елемента несучої системи модернізованого вертольота.

### Література

1. Дмитрієв, В.А. Аналіз аеродинамічних особливостей роботи несучого гвинта вертольота на великих висотах польоту [Текст] / 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 [Текст] / В.О. Шлапацький // Системи озброєння і військова техніка: науковий журнал Харківського університету Повітряних Сил. – 2010. – Вип. 1(21). – С.202 – 208.
3. Антропов, В.Ф. Экспериментальное параметрическое исследование моделей несущих винтов разного заполнения на режимах висения, горизонтального полета и снижения [Текст] /

В.Ф. Антропов, П.И. Радченко // Труды Первого форума Российского вертолетного общества. Том 1. – М.МАИ, 1994. – 144 с.

4. Кожевникова, И.К. Источники шума вертолета с рулевым винтом [Текст] / И.К. Кожевникова, В.Ф. Самохин // Акустический журнал. – 1994. – т.40. – С. 962-968.

5. Джонсон, У. Теория вертолета: в 2-х книгах [Текст]: пер. с англ. / У. Джонсон. – М.: Мир, 1983. – 502 с.

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

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

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

Поступила в редакцию: 15.05.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, с.н.с., проф. каф. конструкції та міцності літальних апаратів та двигунів С.О. Українець, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ВЕРТОЛЕТНОГО РУЛЕВОГО ВИНТА РАЗЛИЧНЫХ ФОРМ

**В.О. Шлапацкий, Ю.И. Миргород, В.А. Бердочник**

На основе численного метода, который объединяет подходы вихревой лопастной теории и теории элемента лопасти, проведено численное моделирование работы рулевых винтов различных форм для транспортного вертолета. Выявлены особенности и установлены закономерности поведения аэродинамических характеристик рулевых винтов разных форм в обычных условиях работы и в условиях влияния ветра различного направления и скорости на режиме висения вертолета. Установлено, что при скорости ветра 10 м/с, по значению которого накладывается ограничение на режим висения транспортного вертолета, альтернативный рулевой винт типа “ножницы”, в отличие от трехлопастного рулевого винта, не теряет своей аэродинамической эффективности.

**Ключевые слова:** численное моделирование, аэродинамические характеристики, рулевой винт, вертолет.

### NUMERICAL SIMULATION OF A HELICOPTER DIFFERENT DESIGN TAIL ROTOR OPERATION

**V.O. Shlapatskyi, Ju.I. Mirgorod, V.A. Berdochnik**

Based on a computational method which combines approaches of a vortex blade theory and a blade element theory a numerical simulation of a transport helicopter different design tail rotors is fulfilled. Different design tail rotors aerodynamic characteristics behavior under usual conditions and under different directions and velocities cross wind blowing conditions on a transport helicopter hovering mode particularities are revealed. It is determined that at winds velocities 10 mps, on value which places a limitation on transport helicopter hovering mode, alternative "scissors" type tail rotor unlike three-bladed tail rotor, does not lose its aerodynamic efficiency.

**Key words:** numerical simulation, aerodynamic characteristics, tail rotor, helicopter.

**Шлапацький Вячеслав Олександрович** – викладач кафедри інженерно-авіаційного факультету Харківського університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна, e-mail: shlapatskyi@i.ua.

**Миргород Юрій Іванович** – начальник інженерно-авіаційного факультету Харківського університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна.

**Бердочник Вадим Анатолієвич** – начальник кафедри інженерно-авіаційного факультету Харківського університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна.