

УДК 533.6.09

DOI: <http://dx.doi.org/>

Барінов А. О.¹, бакалавр, Зінченко Д. М.², к.т.н., доцент

СИНТЕЗ ФОРМИ КІНЦІВКИ ЛОПАТІ НЕСУЧОГО ГВИНТА БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ВЕРТОЛЬОТНОГО ТИПУ ДЛЯ ЗНИЖЕННЯ РІВНЯ ШУМУ ІЗ ВИКОРИСТАННЯМ КОМП'ЮТЕРНОГО МОДЕЛЮВАННЯ

En Due to the recent expansion and accessibility of modern autopilots a large number of drones have appeared. It is possible to create smaller UAVs, while leaving them autonomous. But major decisions of aerodynamics remained unchanged, including aerodynamics of the helicopter UAV.

For the large helicopters new blades forms are invented and design technologies are improved in order to increase the flight speed and reduce the noise generated by the rotor. However, for smaller UAV no ready solutions are represented. There is a size range of UAV which can not use solutions designed for large vehicles, but for small UAVs a significant improvement of characteristics should be provided.

The most significant noise source of the helicopter UAV is its rotor, including blades tips that generate several types of noise. Noise level determines the shape and aerodynamic profile blade tip, so we need to choose a form of blade tip, which will reduce the intensity and size of the vortex, or change its location so that it will also

¹ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» факультет авіаційних і космічних систем

² Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» кафедра приладів та систем керування літальних апаратів

lead to the desired result. Also vortex noise can be reduced by reducing the main rotor thrust or loading on the main rotor area.

Parameters that influence the main rotor noise, especially speed of blade tip, the loading on the main rotor area, and the number of blades significantly affect the flight characteristics of the main rotor. It follows that any improvement of the aerodynamic characteristics of the main rotor can be used to reduce the helicopter noise. This issue is under review performed by the authors of the study submitted in this article.

The influence on creating a blade tip vortex at different angles of attack is investigated on the example of the main rotor blades of the helicopter UAV with the takeoff weight of 15 kg.

The study was carried out for various forms of computer models by simulation of flow at the appropriate Reynolds numbers in CAD CATIA using Flo EFD as a tool module, which provides hydrodynamic modeling processes. The analysis of the geometric parameters was performed and the shape which provides the best effect to reduce noise generated by the blade was defined. It was determined the dependance on the geometric parameters that will predict the tip impact on the rotor noise properties.

Ru Рассмотрены современные тенденции проектирования летательных аппаратов с точки зрения выполнения требований по уровню шума. Обоснована зависимость уровня акустического шума лопасти несущего винта от значения циркуляции скорости концевой индуктивного вихря, сходящего с торца лопасти. Установлено влияние распределения циркуляции скорости вдоль размаха лопасти на мощность концевой вихря, принята гипотеза для формирования геометрии концевой части лопасти. Для параметрических исследований с помощью метода конечных объемов сформированы расчетные модели вариантов концевых поверхностей лопасти, выполнено математическое моделирование обтекания. На основании полученных результатов выполнен сравнительный анализ системы присоединенных вихрей концевой поверхности лопасти для расчетных моделей, предложена форма концевой поверхности лопасти, позволяющая снизить интенсивность концевой вихря и реализовать минимальный уровень акустического шума.

Вступ

Зниження рівня шуму авіаційної техніки є однією із пріоритетних задач у процесі проектування сучасних літальних апаратів. Зокрема, рівень шуму є критерієм, значення якого чітко регламентується діючими нормами льотної придатності авіаційної техніки [1]. У компоновці безпілотних літальних апаратів (БПЛА) вертольотного типу, що експлуатуються сьогодні, переважно застосовується несучий гвинт із прямокутними у плані лопатями, що мають максимально можливий рівень шуму. Існуючі методики проектування вертольотів [2; 3] та сучасні дослідження із аеродинаміки вертольоту [4] наочно свідчать, що основним джерелом шуму несучого гвинта є індуктивний вихор, що сходить із кінцівки лопаті несучого гвинта. Типовий розподіл індуктивної швидкості повітря, що генерується системою вихорів лопаті [2; 3] наведений нижче на рис. 1:

Рівень акустичного шуму лопаті несучого гвинта є прямо пропорційним значенню циркуляції кінцевого вихорю лопаті. Форма кінцівки лопаті та профілі кінцевих перерізів безпосередньо визначають розподіл циркуляції швидкості повітря за розмахом, формують кінцевий індуктивний вихор та є основними факторами, що впливають на рівень акустичного шуму несучого гвинта.

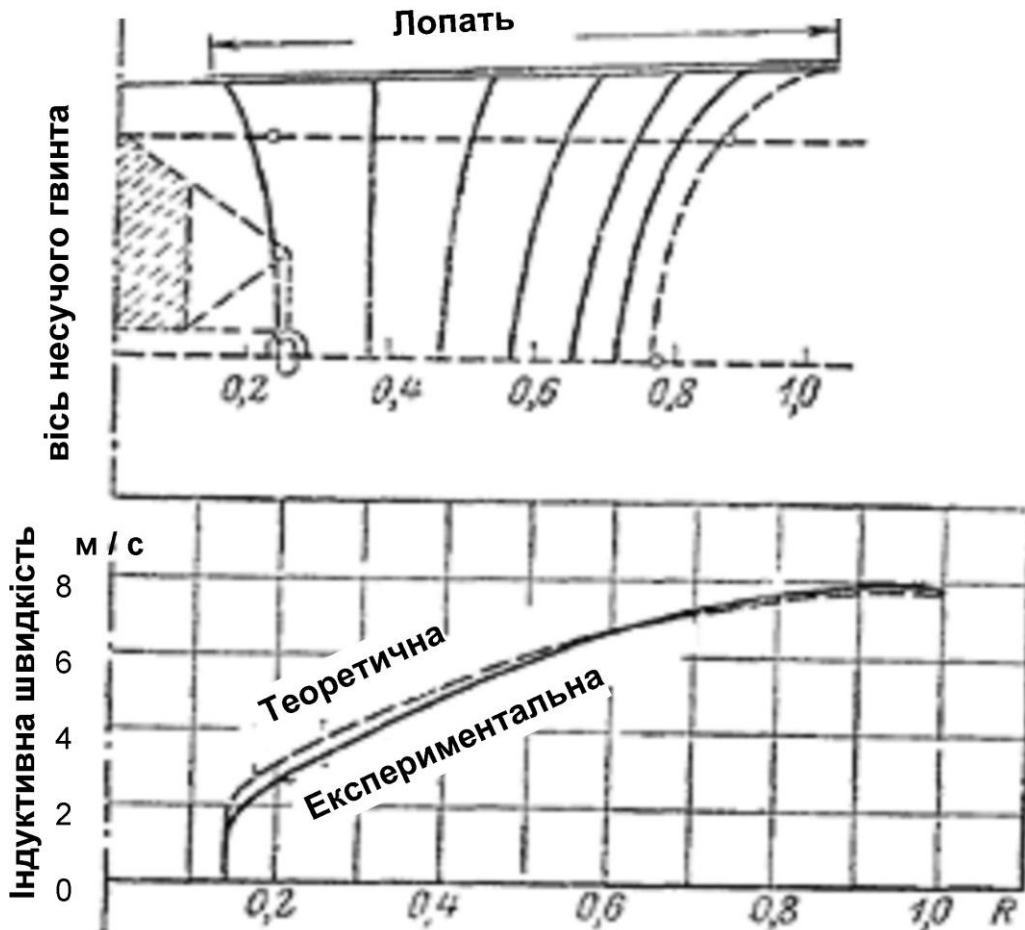


Рис. 1. Типовий розподіл індуктивної швидкості повітря вздовж розмаху лопаті

Також слід зазначити, що обтікання кінцевих перетинів несучого гвинта відбувається за значення критерія Маха, близькому до критичного, що створює умови для різкого зростання опору через стискання повітря, є чинником можливих додаткових коливань лопаті та зростання амплітуди акустичних коливань [5]. Форма кінцівки лопаті повинна обиратись таким чином, щоб по можливості перешкодити згортанню вихрової пелени в один потужний кінцевий вихор та тим самим зменшити його потужність [6]. Сучасні дослідження, що проводяться в Україні [8], підтверджують актуальність обраного напрямку.

Оскільки автори не мають доступу до необхідної експериментальної бази для дослідження моделей несучих гвинтів у лабораторних умовах

необхідні дослідження виконувались із застосуванням апробованих методів математичного моделювання, зокрема методу скінчених елементів.

Постановка задачі

Шляхом математичного моделювання методом скінчених елементів дослідити обтікання моделей лопатей несучого гвинта БпЛА, визначити вплив форми та профілів перетинів кінцівки лопаті несучого гвинта на рівень циркуляції кінцевого індуктивного вихорю лопаті. Визначити геометричну модель кінцівки лопаті, що здатна максимально знизити рівень шуму від кінцевих вихорів.

Моделювання обтікання

Із метою дослідження взаємодії лопатей у вихровому сліді використана модель базової лопаті із можливістю зміни (підбору) форми кінцівки на відносному радіусі лопаті 80% – 100%. Зміни компоновання виконуються шляхом підбору аеродинамічного профілю кінцевої частини, кута стрілоподібності (як прямої так і зворотної), кута кручення, звуження лопаті та її форми у плані.

Попередня оцінка ефективності форми кінцівки лопаті, моделювання її обтікання виконується із певним спрощенням для візуалізації вихрів, що сходять із кінцівки лопаті. Обертання гвинта на попередньому етапі не розглядається, а вплив збурення від попередньої лопаті на розрахункову модель задається відповідним значенням турбулентності. Також швидкість вздовж розмаху кінцівки береться сталою.

Однією із програм, що реалізують можливість моделювання гідродинамічних процесів методами *CFD*, являється програмний продукт *Flo EFD for CATIA V5*, котрий був застосований у якості інструменту для досліджень. За допомогою програми *Flo EFD* розв'язуються рівняння збереження маси, імпульсу, енергії та інших відповідних характеристик потоку із використанням метода скінчених об'ємів (МСО) у центрі комірки розрахункової сітки. Важливою властивістю МСО є те, що у ньому закладено точне інтегральне збереження таких параметрів як маса, кількість руху і енергія на будь-якій групі контрольних об'ємів, та, відповідно, на всій розрахунковій області. Ця властивість виявляється за будь-якого числа вузлових точок. Таким чином навіть рішення на грубій сітці задовольняє поставленій задачі, як це доведено у [6; 7]. Форми лопатей, що досліджувались, наведені нижче на рис. 2.

Нижче на рис. 3–6 наведені результати математичного моделювання обтікання кінцівки для значень кутів атаки $\alpha = 0.5^\circ, 8^\circ$ та 16° . Значення числа Рейнольдса становить $Re = 6 \cdot 10^5$. У разі типового розподілу струменів повітря навколо кінцівки за малого кута атаки майже не виникає

підйимальної сили та кінцевий вихор, що здіймається на кінці лопаті, має незначну потужність й практично не створює акустичного шуму. У цьому випадку форма кінцівки лопаті у плані не грає значної ролі, але у разі використання складної форми за наявності закручення перетинів лопаті (геометричного або аеродинамічного), різниця тисків вже буде більш значною, що призведе до підвищення інтенсивності шуму несучого гвинта вертольоту у той час поки він ще знаходиться на землі.

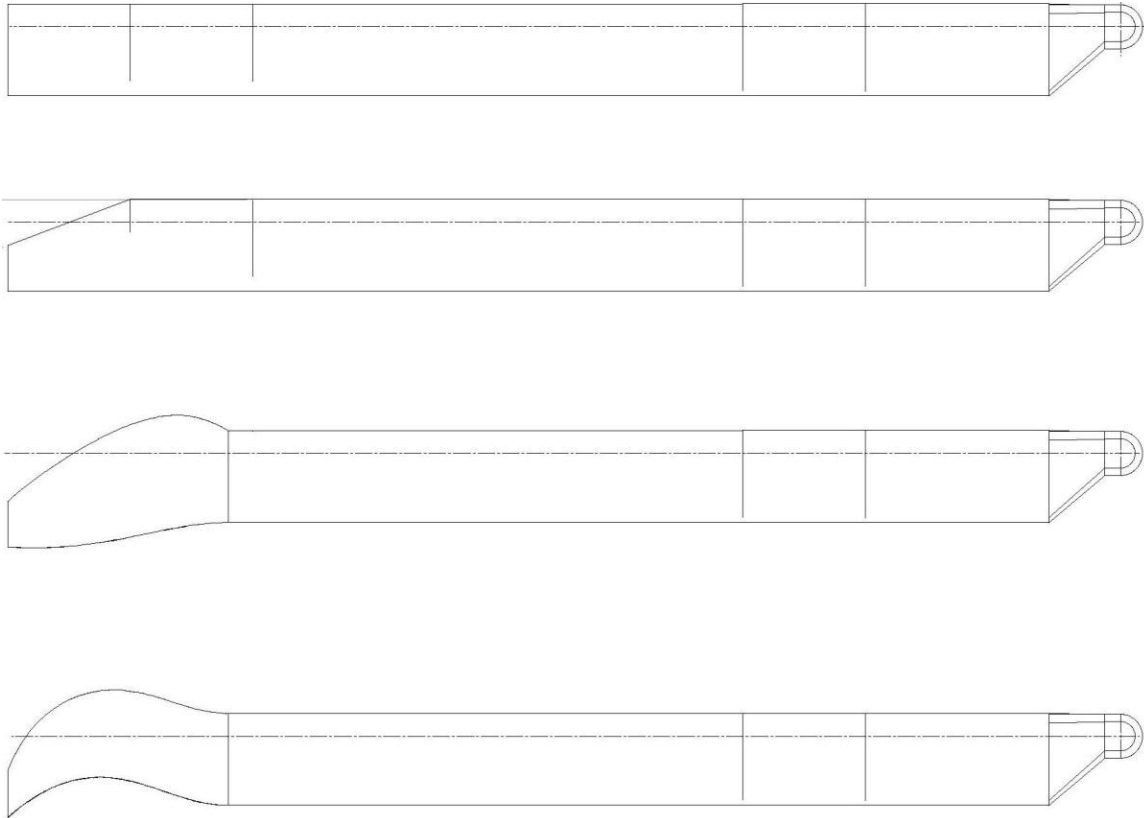


Рис. 2. Форми лопатей несучого гвинта

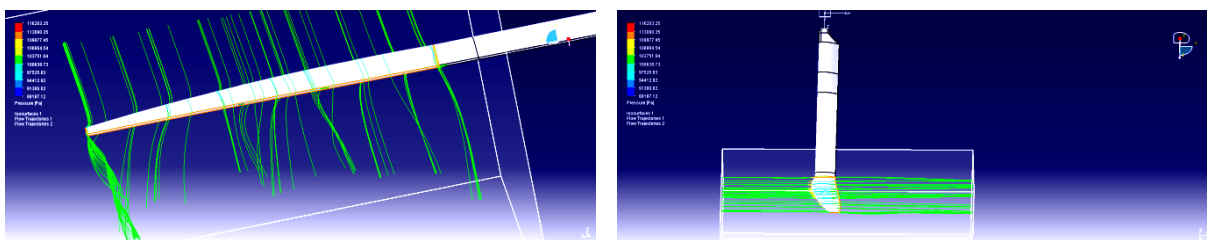


Рис. 3. Типова розрахункова модель лопаті

На рис. 3. наведені результати математичного моделювання обтікання кінцівки за кута атаки $\alpha = 8^\circ$, що відповідає режиму висіння вертольоту. Синтез форми кінцівки лопаті у даній роботі виконано для покращення шумових характеристик саме для цього режиму польоту. За результатами моделювання на цьому режимі є наявним помірний вихор,

що сходиться з кінця лопаті та наявність незначної турбулентності, що виникає на місці переходу поверхні прямої лопаті до поверхні кінцівки.

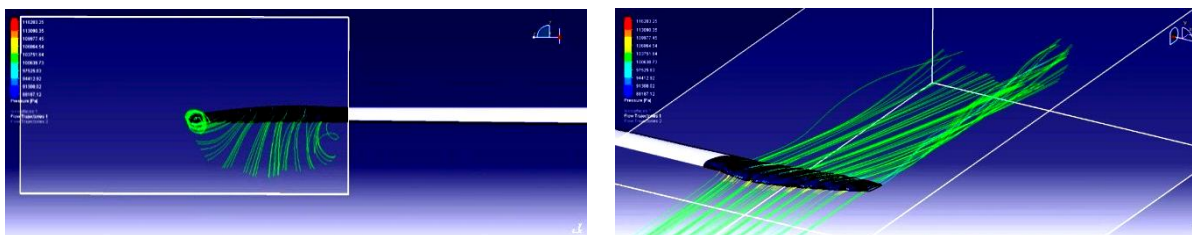


Рис. 4. Результати математичного моделювання обтікання кінцівки МСО . $\alpha = 8^\circ$ $Re = 6 \cdot 10^5$

Із порівняння характеру обтікання, наведеного на рис. 4, за результатами моделювання обтікання лопаті із прямою кінцівкою (рис. 5) походить, що кінцевий вихор на лопаті із незмінною геометрією є значно більшим та потужним, через що втрачається ефективність гвинта та зростає рівень акустичного шуму.

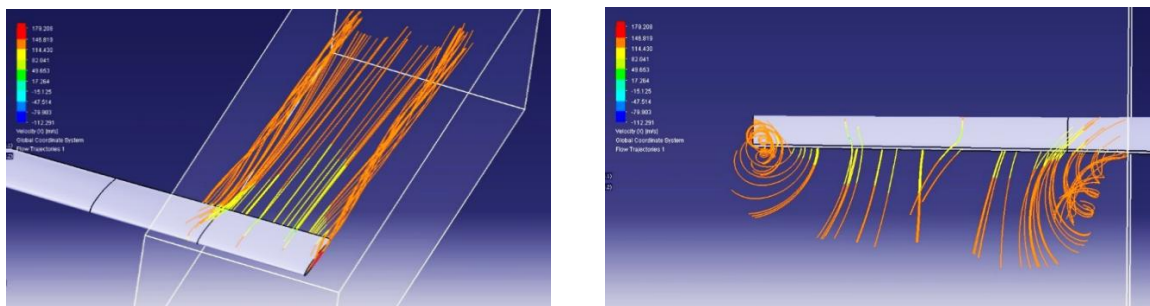


Рис. 5. Результати математичного моделювання обтікання кінцівки МСО . $\alpha = 8^\circ$. Пряма кінцівка $Re = 6 \cdot 10^5$

Нижче на рис. 6 показано результати математичного моделювання обтікання кінцівки лопаті що має найбільш оптимальну форму, у разі значення кута атаки $\alpha = 16^\circ$. Наведена модель кінцівки продемонструвала кращий результат серед моделей, розглянутих у нашому дослідженні.

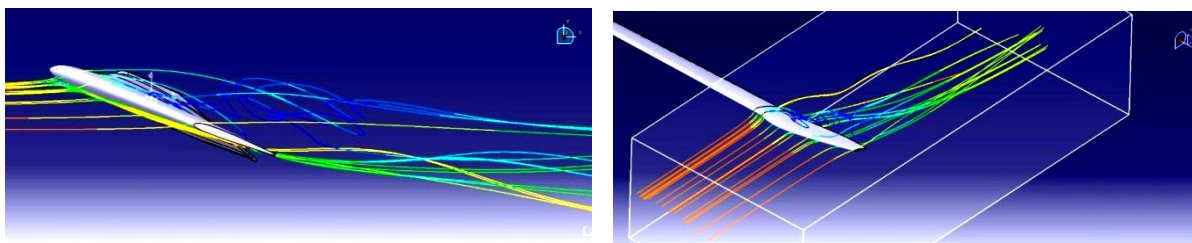


Рис. 6. Результати математичного моделювання обтікання кінцівки МСО. $\alpha = 16^\circ$ $Re = 6 \cdot 10^5$

Результати моделювання обтікання кінцівки лопаті за кута атаки $\alpha = 16^\circ$ відповідають маневру вертольоту у разі різкої зміни кута встановлення лопатей за умови горизонтального зниження. Із наведених

результатів походить, що виникає відрив потоку, через який не тільки погіршуються несучі властивості гвинта, але й різко зростає рівень акустичного шуму, що не є прийнятним під час проектування сучасного БпЛА вертольотного типу. Є вкрай необхідним забезпечити уникнення потрапляння БпЛА у подібні режими польоту шляхом реалізації відповідних законів керування у автопілоті БпЛА [5].

Висновок

За результатами виконаного дослідження із використанням методів математичного моделювання було сформовано геометрію кінцівки лопаті несучого гвинта для БпЛА вертольотного типу, зовнішній вигляд якої наведено нижче на рис. 7. Отримана форма кінцівки лопаті несучого гвинта зменшує рівень акустичного шуму у порівнянні з прямою лопаттю несучого гвинта на 24 %, що є підставою для проведення подальших досліджень із застосуванням методів фізичного експерименту.

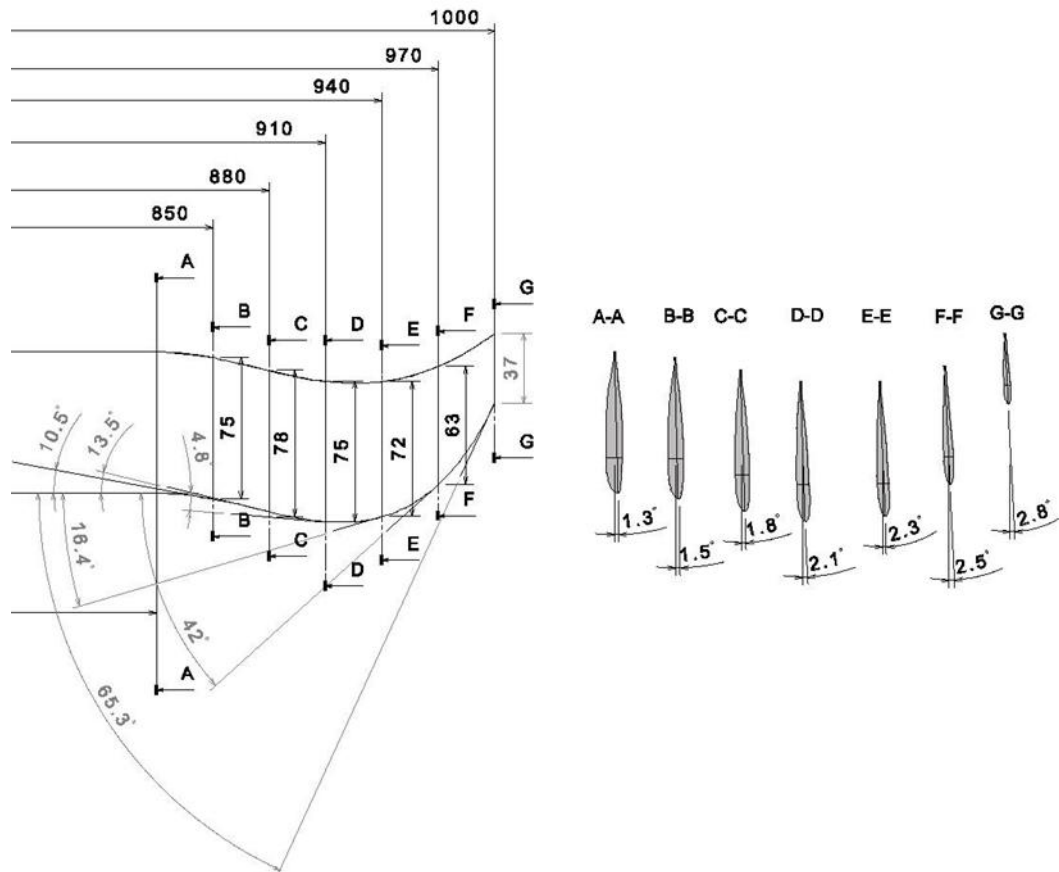


Рис. 7. Результуюча форма за кінцівки лопаті несучого гвинта

Результуюча геометрія кінцівки лопаті, що забезпечує мінімально можливий рівень акустичного шуму визначається залежністю геометричних параметрів моделі кінцівки лопаті від значення відносного радіусу лопаті, наведених нижче в вигляді аналітичних залежностей (1), (2), (3) і (4):

$$\chi_{п.к.} = 16416.745 - 510.7224 * R_{в\dot{д}н} + 5.2211 * R_{в\dot{д}н}^2 - 0.0175 * R_{в\dot{д}н}^3 \quad (1)$$

$$b_{в\dot{д}н} = -128551.32 + 5854.475 * R_{в\dot{д}н} - 99.92 * R_{в\dot{д}н}^2 + 0.758 * R_{в\dot{д}н}^3 - 0.0022 * R_{в\dot{д}н}^4 \quad (2)$$

$$c_{в\dot{д}н} = -375.1261 + 13.8107 * R_{в\dot{д}н} - 0.1615 * R_{в\dot{д}н}^2 + 6.173 * 10^{-4} * R_{в\dot{д}н}^3 \quad (3)$$

$$\varphi = -75.3362 + 2.559 * R_{в\dot{д}н} - 0.0287 * R_{в\dot{д}н}^2 + 1.037 * 10^{-4} * R_{в\dot{д}н}^3 \quad (4)$$

де: $R_{в\dot{д}н}$ – відносний радіус лопаті у %;

$\chi_{п.к.}$ – кут дотичної до передньої крайки кінцівки лопаті;

$b_{в\dot{д}н}$ – відносна хорда перетину кінцівки лопаті у %;

$c_{в\dot{д}н}$ – відносна товщина профілю перетину кінцівки лопаті у %;

φ – кут встановлення перетину кінцівки лопаті.

Список використаної літератури

1. Certification Specifications for Small Rotorcraft (CS-27) – EASA. Amendment 4. 11 January 2017.
2. Джонсон У. Теория вертолета: В 2-х книгах. Пер. с англ.— М: Мир, 1983. с. 867–868.
3. Миль М. Л. Вертолеты, расчет и проектирование. Том 1. Аэродинамика. М: Машиностроение, 1966. с. 370–392.
4. Иванов А. Н. Комплекс работ по аэродинамике вертолёта Ми-38 / А. Н. Иванов, М. Г. Рождественский, А. П. Вайнтруб, В. А. Ивчин // Труды 2-го форума Российского вертолётного общества. М, 1996. с. 155–156.
5. Ивчин В. А. Расчётно-экспериментальные исследования лопастей со стреловидной законцовкой, плоской и отогнутой вниз в плоскости тяги (АНХИДРАЛЬ) / В. А. Ивчин, А. Ю. Лисс // Труды 3-го форума Российского вертолётного общества. М, 1998. с. 11–12.
6. Игнаткин Ю. М. Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов вертолета на режимах осевого и косоугольного обтекания на основе нелинейной лопастной вихревой модели. / Ю. М. Игнаткин, Б. С. Гревцов, П. В. Макеев, А. И. Шомов // Труды 8-го форума Российского Вертолетного Общества. М, 2008. с. 205–207.
7. Игнаткин Ю. М. Аэродинамические характеристики моделей законцовок несущих винтов / Ю. М. Игнаткин, Ю. П. Ганюшкин, Б. Н. Бурцев // Труды 1-го форума Российского вертолётного общества. М, 1994. с. 10–13.
8. Баринов О. Б. Лопать несучого гвинта вертольота КТ-112 “кадет”. Патент України № UA 34829. 26.08.2008 р. с. 3–6.