

Б. Г. КОМАРОВ, Д. М. ЗІНЧЕНКО, О. М. АНДРЕЄВ

Національний технічний університет України

"Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", Київ, Україна

ВПЛИВ ФОРМИ КРИЛА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ ВИКОРИСТАННІ ІНТЕГРОВАНОЇ РОТОРНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАКА

Предметом вивчення статті є оптимізація аеродинамічних характеристик шляхом вдосконалення форми профілю крила для схеми fan-wing. **Метою** роботи є знаходження більш досконалої форми крила, яке буде універсальним для широкого спектру літаків. **Завдання:** порівняти характеристики для трьох крил з однаковим роторним рушієм, що встановлено в носовій частині з базовим крилом, яке використовується в більшості досліджень, які були проведені раніше вченими. З джерел випливає, що цей профіль погано підходить для роторних рушіїв, що мають велике видовження. Було використано експериментальні **методи** вимірювання динамічних характеристик для трьох профілів крил: плоского вигнутого з підрізкою верхньої поверхні в задній частині крила та плоскої нижньої поверхні профілю, S-подібного з вигином нижньої поверхні в районі роторного рушія з попереднього розрахунку роторної системи, та з двома вигинами контуру з підрізкою задній частині крила зверху та знизу. **Результати** показали наявність покращення характеристик порівняно зі схемами крила-роторного рушія, які було використовувало у попередніх випадках. Зокрема, виявлено збільшення швидкості потоку на виході з крила на 3...8 % в залежності від режиму роботи силової установки, що призвело до зростання підйімальної сили до 20 % в залежності від режиму польоту та збільшення тяги до 16 %. **Висновки.** Запропоновані S-подібний профіль з вигином нижньої поверхні в районі роторного рушія та профіль з двома вигинами контуру з підрізкою задній частині крила зверху та знизу контуру мають найбільш оптимальні та збалансовані характеристики. У майбутньому планується виготовлення цих профілів з використанням композитних матеріалів для зменшення маси та їх подальшого встановлення на прототип літака, заміна конструкції ротора на більш гнучку завдяки більш гнучким матеріалам, таким як PETG-пластик для синхронізації встановлених в ротор електродвигунів, що необхідно для підвищення надійності та резервування приводу ротора. Також планується виготовити декілька секцій з незалежними двигунами на кожній з консолей крила як протидію розриву ротора при кліні одного з двигунів. Завдяки значним перевагам порівняно зі стандартною формою профілю та незначному ускладненню конструкції, виготовлення профілів більш складної форми може знайти широке застосування в літаках виконаних за схемою fan-wing.

Ключові слова: крило; роторний рушій; аеродинамічний профіль; оптимізація, активне керування; примежовий шар.

Вступ

Науково-технічний прогрес в галузі авіації привів до появи нових вимог до крил літаків, зокрема, до їх аеродинамічних профілів. Однією з проблем в схемі Fan-Wing є малодосліджений аспект щодо вибору аеродинамічного профілювання.

Для забезпечення ефективного застосування інтегрованої силової установки для крила необхідно досягти мінімального лобового опору дослідної моделі та забезпечити значну кінетичну енергію руху повітря над поверхнею крила [1]. У випадку використання крила з роторним рушієм, повітря надає значне додаткове прискорення, що призводить до зменшення тиску на поверхню крила згідно із законом Бернуллі. Це призводить до збільшення різниці

в тисках та підйімальної сили між верхньою та нижньою поверхнею крила [2, 3]. У конструкції з роторним рушієм з'являється можливість штучно керувати підйімальною силою, змінюючи швидкості над верхньою поверхнею крила (наприклад, за допомогою режиму реверсу). Використання пари незалежних роторних рушіїв, розташованих як мінімум по одному на консолі крила, може дозволити використовувати їх як органи керування навколо поздовжньої осі, диференційно змінюючи швидкості обертання.

Для демонстрації концепції FanWing було виконано кілька експериментальних програм, Перші дослідження в аеродинамічній трубі для тестової секції крила були проведені Албані і Піблзом [4] в Римському університеті, внаслідок чого отримана як

візуалізація потоку, так і дані про характеристики, останні включали коефіцієнти підйомної сили і лобового опору. Досить швидко були опубліковані роботи на схожу тему вченими Форшоу [5] і Коглером [6] з Імперського коледжу Лондона, які підтвердили, що ключовим параметром ефективності схеми є відношення тангенціальної швидкості лопаті вентилятора до швидкості літака при нульовому куті атаки, що називається Tip Speed Ratio (TSR). Швидкість для розрахунку TSR визначалась за зовнішнім діаметром робочого колеса тангенціального роторного рушія, нормованого до швидкості вільного потоку. Отже, відносно коефіцієнта зміщення цей параметр має наступний вигляд: $TSR = 1/J$. Коглер вказував, що стан нульового опору досягається на значеннях TSR близьких до 2,7, де коефіцієнт підйомної сили складає майже 6 одиниць. В той же час максимальні значення коефіцієнта підйомної сили понад 10 були виміряні за низьких швидкостей потоку відносно до обертання ротору. Однак досліджувались досить недосконалі моделі, тому як буде описано далі концепція FanWing значно вдосконалювалась за рахунок оптимізації геометрії, результатом чого була підвищена ефективність.

Новизна запропонованого дослідження для крил полягає в оптимізації протікання повітря вздовж профілю та зменшенні лобового опору у разі відмови роторної силової установки.

На сьогодні багато наукових досліджень присвячено вивченню систем керування потоком в межах примежового шару, оскільки це має важливе практичне значення. Для керування потоком і примежовим шаром використовують пасивні та активні методи, ідеальними для авіації вважаються прості та недорогі методи управління. Останнім часом основна увага приділяється дослідженню пасивних засобів. Для крила з роторним рушієм доцільно знаходити поєднання обох методів керування, з основною увагою на активні засоби. В роботі Мохамеда Гадель-Хака надано детальний опис та можливості використання методів керування потоком, а також пояснено, де саме раціонально використовувати кожен з них за низьких чисел Рейнольдса [7]. Дуддемпуді та група вчених, що з ним працювали, провели дослідження з використанням методів URANS з метою оптимізації форми профілю для схеми Fan-Wing. Подібну роботу, але вже з використанням CFD провів Слімане Бенферхат, де основний наголос робився на формі носової частини профілю [8]. Згідно з їх результатами, більша частина підйомної сили генерується в області вентилятора завдяки ефекту всмоктування вздовж відкритих лопатей вентилятора. Результат їх роботи на той час був вражаючим, оскільки за рахунок оптимізації носової частини профілю вдалося досягти суттєвого зниження коефіцієнта

тиску для системи з крила та роторного рушія. На рис. 1. показано розподіл статичного тиску навколо крила FanWing.

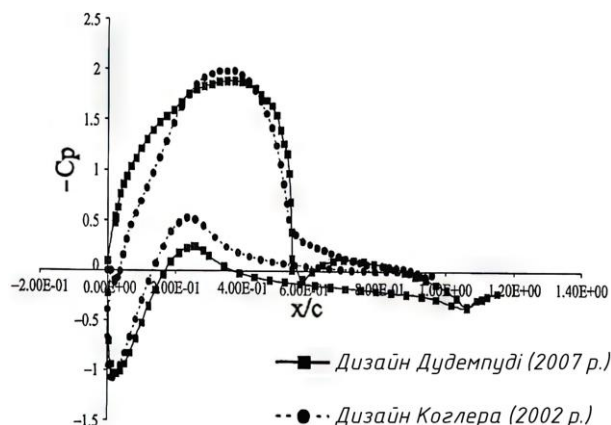


Рис. 1. Розподіл статичного тиску для типового крила FanWing [8]

У дослідженні Мікіса Цагаракіса та Домініка Блонскі детально розглядається підбір оптимальних аеродинамічних профілів крила для умов максимального часу польоту за низьких чисел Рейнольдса, що для поставленої задачі є базою від якої необхідно відштовхуватись [9, 10]. Для досягнення цієї мети автором були розглянуті переваги та недоліки різних аеродинамічних профілів, а також встановлена взаємодія геометричних параметрів до аеродинамічних. Дослідження Фабріціо Де Грегоріо, Едварда Лумсдейна надають детальні результати розрахунку вихрових пасток на поверхні крила, які дозволяють отримати безвідривне обтікання, та покращують аеродинамічні характеристики, як показано на рис. 2 [11, 12].

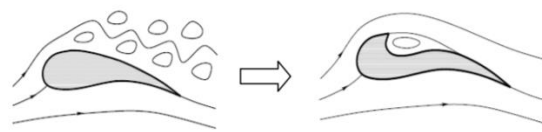


Рис. 2. Оптимізація обтікання шляхом захоплення вихора [11]

У роботі Тае-Ан Кіма було розглянуто звичайні тангенціальні вентилятори, та оптимізацію форми випуску для них, дуже важливим в роботі для даного дослідження є запропоновані позиції щодо розміщення стабілізатору потоку, який в нашому випадку представляє верхню поверхню крила за роторним рушієм [13].

В роботах що виходили з 2010-го року багато уваги приділяли потоку, що виходить з роторного рушія та проходить над крилом у роботах таких вчених, як Сельва С., а також Ду С. Обговорюються

проблеми формування ламінарного потоку за крилом, а також оптимізації форми вихору і його впливу на отриману в результаті підймальну силу, а також створювану тягу [14, 15]. Робота Лін. М. [16] дає нам розуміння того, в якому напрямку можливий розвиток літальних апаратів даного типу, та дає розуміння щодо геометричних параметрів, таких, як розмах та видовження крила. Салар Аскарі та Шоджаєфард [17] проводили дослідження пов'язані з оптимізацією профілю крила. Через гостру крайку на верхній поверхні профілю, спостерігалось різке зростання статичного тиску на цій стінці. Цей гострий край було замінено на гладкий і круглий для зменшення зриву тиску. Статичний тиск на змінній стінці був більш гладким, а його вершина значно зменшилася. Згідно з аналізом CFD, різниця тиску на поверхнях профілю збільшується зі зростанням числа Рейнольдса і, отже, призводить до збільшення аеродинамічних сил та моментів на профілі, як показали експерименти. Лінії течії на верхній поверхні профілю ставали більш близькі одна до одної при збільшенні оберткової швидкості вентилятора. Числовий розв'язок показав, що градієнт швидкості на поверхнях профілю збільшується зі зростанням числа Рейнольдса, що еквівалентно більшому коефіцієнту тертя на поверхнях профілю (рис. 3).

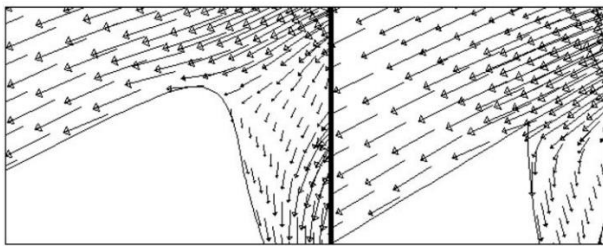


Рис. 3. Оптимізація обтікання шляхом захоплення вихора [17]

Дослідження Оміда Алі Заргара, та ін. [18] були проведені практичні експерименти та чисельне моделювання CFD для якісної оцінки профілю DU 06 W 200 та інших інноваційних варіантів, розроблених шляхом зміни верхньої та/або нижньої поверхні базового профілю. Ці варіанти включають ребристу нижню поверхню, ребристу верхню поверхню, передню та задню вирізки, подвійну вирізку, одну ребристу поверхню та спойлерний гібридний лопатевий профіль (комбінуючи звичайний профіль з NASA 63215). Результати показують, що новий інноваційний дизайн гібридного лопатевого профілю може значно покращити аеродинамічну ефективність.

Досить цікавою є робота які були опубліковані в Україні до них належить робота Юрія Крашаниці, та Хошманді Аміра [19], в ній показано, як форма

крила в плані, просторова конфігурація та наявність механізації, як механічної, так і енергетичної, впливають на основні аеродинамічні характеристики несучих систем. Особливо важливим виявилось вплив поверхні розділу на весь спектр аеродинамічних характеристик, що потрібно враховувати при розрахунках параметрів польоту літака на режимах зльоту/посадки.

У роботі Юрія Крашаниці, а також Жирикова Дмитра [20] вивчався вплив механізації крила на аеродинамічні характеристики профілю при різних розрахункових випадках за допомогою чисельних методів. Використання механізації крила змінює напружено-деформований стан крила і положення центру тиску по хорді профілю. Аналітична модель включала однощільний передкрилок і двухщільний закрилок, а чисельні методи системи CAE ANSYS Fluent використовувалися для визначення аеродинамічних параметрів крила. Отримані результати включають залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки та коефіцієнта підйомної сили від коефіцієнта лобового опору, а також положення центру тиску по хорді профілю при зальотному, крейсерському і посадочному розрахункових випадках. Дослідні методи, та данні можуть в подальшому допомогти за науковим напрямком.

Також у роботі Вікторії Кокотіни, Лариси Лісної, а також Віталія Харченка [21] описується те, як людина може допускати помилки пов'язані з фізіологією, та через навколишнє середовище. Зазначається важливість регулярного контролю зору для виявлення потенційних проблем, які можуть призвести до помилок. Окрім цього, автор стверджує, що вивчення людського фактора є важливим для розуміння контексту, в якому здоровий та кваліфікований персонал може допустити помилки, та що правильне розуміння причин помилок може допомогти у розробці ефективних стратегій їх запобігання та контролю. Ці принципи були використані під час даного дослідження, для запобігання помилок під час дослідження, та в експериментальних даних.

1. Постановка задачі

Метою даного дослідження є розробка більш ефективного та безпечного крила з вбудованим роторним рушієм, яке перевершує раніше використовувані схеми. В основі дослідження лежить виявлення меж, в яких можливо досягнення ефекту Коанда, та розробка способів збереження цього ефекту шляхом використання оптимальної форми верхньої поверхні крила та оточуючих стінок.

Важливим фактором є забезпечення мінімальної маси та спрощення крила, що підвищить безпеку та надійність конструкції. Для досягнення цих цілей

проводяться дослідження з метою виявлення найбільш ефективних форм верхньої поверхні крила та оточуючих стінок, які забезпечують зону низького тиску та утримують вихори.

Основною задачею є визначення оптимальної форми крила, яка забезпечує найкращі параметри ефективності, такі як підвищена підйомна сила та зменшення опору повітря. Для цього проводяться дослідження аеродинамічних характеристик різних форм крил за допомогою чисельного моделювання та експериментів в аеродинамічній трубі.

Додатково, розробляються способи оптимізації конструкції, зокрема, застосування нових матеріалів, які забезпечують мінімальну масу та високу міцність, а також використання новітніх технологій, які дозволяють підвищити точність виготовлення та знизити вартість виробництва.

Розрахункова модель, основні геометричні параметри, методика досліджень та план експерименту, в якості об'єкту дослідження розглядається система крила та роторного рушія, на рис. 4 представлена базова модель крила (СЧК-2), встановлена на літаку прототипі.



Рис. 4. Експериментальна розрахункова модель крила №2 з роторним рушієм, встановлена на фюзеляжі літаку прототипу

При цьому для кожного експерименту з півкрилом використано однаковий 20 лопатевий роторний рушій діаметром 98 мм, довжиною 360 мм та масою 92 грами, та однакова форма каналу в якому він знаходиться (рис. 5). Кут установки лопаток відносно профілю має суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики роторної установки, тому для кожного випадку було побудовано максимально схожі, або навіть ідентичні початкову та кінцеві частини профілю по верхній поверхні з відповідним входом та виходом повітря з роторного рушія. Завдяки чому всі отримані характеристики будуть залежати головним чином лише від форми аеродинамічного профілю.

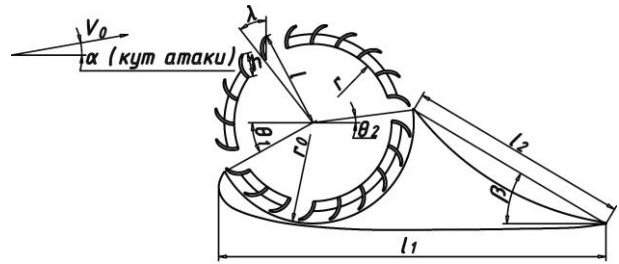


Рис. 5. Базові геометричні параметри перерізу крила з впуклою верхньою поверхнею

Моделі були виготовлені при використанні FDM-методів 3-D друку PET та PETG пластиком.

Для експериментальної моделі півкрила було обрано пару електричних двигунів Sunnysky X2212 KV980 II. Їх розміщення при цьому було виконано з однієї сторони поблизу закінцівки з розміщенням всередині ротора, та з іншої сторони в кореневій частині на фланці рушія.

Дослідження відбувається в кілька етапів:

- в рамках першого етапу – розглядаються основні геометричні параметри та наводяться отримані за допомогою чисельного моделювання характеристики системи рушій крило для СЧК-1, СЧК-2, СЧК-3, та СЧК-4;

- на другому етапі – проводиться порівняння з результатами статичних натурних випробувань системи з роторного рушія, та змінних аеродинамічних профілів, при цьому для визначення повітряної швидкості датчик MPXV7002. Система для вимірювання динамічних характеристик складалась з двох алюмінієвих смуг здатних вигинатися, та пари вагів кантерного типу, кухонних вагів, які здатні вимірювати з точністю до 1 гр. (рис. 6);

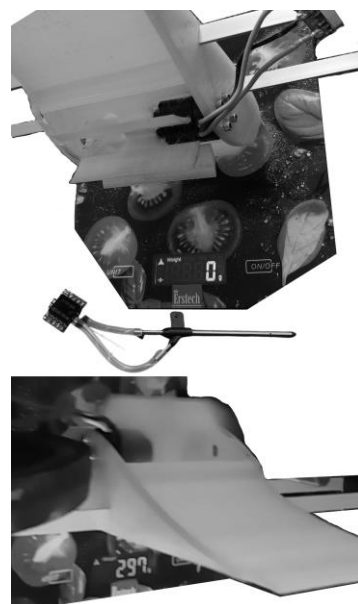


Рис. 6. Дослідницький стенд, та обладнання, за допомогою якого проводилися вимірювання

– в заключенні аналізуються дані отримані з першого та другого етапів, та наводяться усі переваги та недоліки щодо кожної схеми.

2. Результати

Випробування моделі СЧК-1 з плоско-випуклим профілем; визначення основних характеристик.

На даному етапі проведено експеримент з використанням СЧК-1, вага якої складала 110 грам (рис. 7). Експеримент був здійснений при фіксованому числі обертів на хвилину від 1000 до 8000 обертів з кроком 1000. Кут установки (для CFD розрахунку кут атаки) крила відносно горизонту було обрано в 0° . Вихідні дані, які були отримані під час експерименту, включають тягу, підймальну силу та швидкість потоку на виході з роторного рушія на відстані 50 мм позаду крильчатки та 10, 20 мм над верхньою поверхнею крила. Крім того, під час експерименту було проведено визначення параметрів при роботі з одним робочим двигуном з двох у разі відмови. Розрахунки експерименту представлені в таблиці 1.

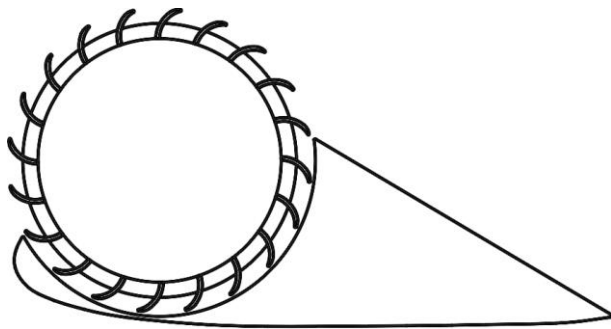


Рис. 7. Графічне зображення ротору в середині СЧК-1 з плоско-випуклим профілем

Таблиця 1

Залежність тяги, підйальної сили та швидкості потоку від зміни швидкості обертання ротору для СЧК-1

Об./хв.	Тяга, Н	Підймальна сила, Н	Швидкість потоку	
			10 мм над поверхнею крила, м/с	20 мм над поверхнею крила, м/с
1000	0,5	-	2,9	2,8
2000	1	0,2	6,3	6,1
3000	1,7	0,4	9,1	8,9
4000	2,6	0,7	12	11,7
5000	3,4	1	14,5	14,1
6000	4,5	1,4	17,3	16,9
7000	5,7	1,7	18,9	18,6
8000	7,1	2	21,7	21,4

Під час проведення експерименту виявлено відбиття потоку від верхньої поверхні крила на більшій частині режимів роботи двигуна. Це призвело до значної турбулізації потоку, та його відриву від поверхні крила, що в свою чергу впливає на стабільність залежності в значеннях тяги відносно підйальної сили. Відхилення становлять до 5 %, тому в таблиці наведені середні значення, отримані з експерименту.

Випробування моделі СЧК-2 з експериментальним профілем; визначення основних характеристик при статичних випробуваннях.

Після попередніх випробувань системи крила-роторного рушія виконаного за стандартною схемою з плоскою верхньою поверхнею, була побудована секція крила №2 з конструктивною впадиною (впуклістю) (див. рис. 5). Згідно задуму, це мало сприяти стіканню повітря з лопаток, зменшити відбиття потоку від поверхні крила та зробити потік ламінарним. Крім того, шляхом вирізки частини крила, маса крила була зменшена до 98 грам. Кут установки (для CFD розрахунку кут атаки) крила відносно горизонту було обрано в 3° . Результати експерименту представлені в таблиці 2.

Таблиця 2

Залежність тяги, підйальної сили та швидкості потоку від зміни швидкості обертання ротору для СЧК-2

Об./хв.	Тяга, Н	Підймальна сила, Н	Швидкість потоку	
			10 мм над поверхнею крила, м/с	20 мм над поверхнею крила, м/с
1000	0,54	-	3	2,8
2000	1,1	0,2	6,4	6
3000	1,9	0,5	9,3	8,8
4000	3	0,85	12,4	11,5
5000	4,2	1,2	15	14
6000	5,1	1,6	18,2	16,6
7000	6	1,9	20,5	18,3
8000	7,3	2,3	22,9	21,1

Після внесення змін в конструкцію крила були отримані помітні покращення характеристик, особливо на швидкостях обертання вищих за 2000 об./хв. Потік повітря при цьому був приєднаний до поверхні крила та проходив з більшою інтенсивністю, порівняно з класичною конструкцією, що видно з графіку залежності швидкості потоку повітря в залежності від відстані (рис. 8). При цьому спостерігалось зменшення пульсацій швидкості потоку та змін значень підйальної сили та тяги під час випробувань. Проте для крил з невеликими значен-

нями кута λ (на швидкостях обертання до 1000 об./хв) може спостерігатись суттєво збільшена турбулізація потоку повітря на більшій ділянці над поверхнею крила. Результати випробувань наведені в таблиці 2.

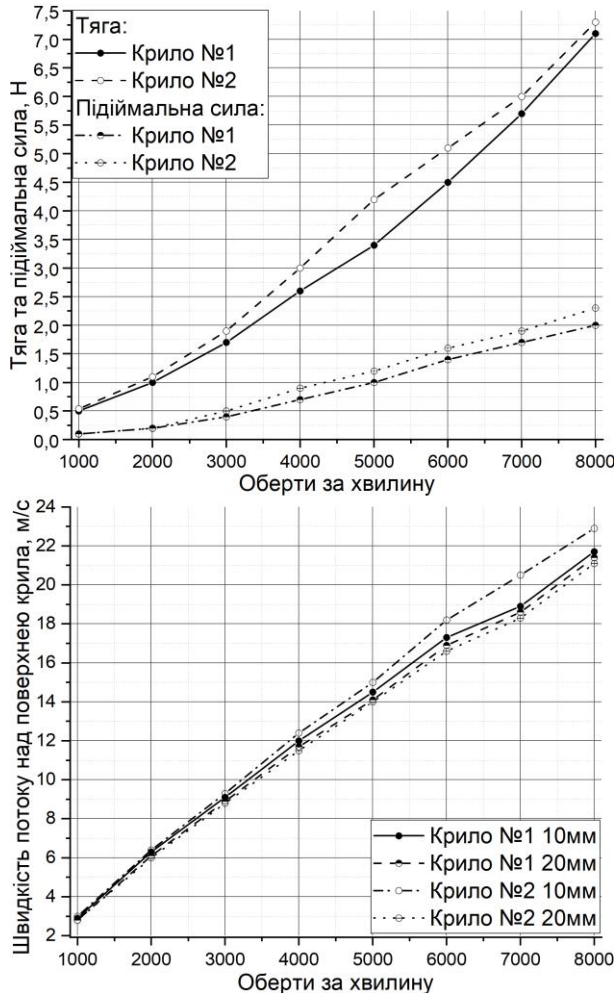


Рис. 8. Залежності тяги, підймальної сили та швидкості потоку в залежності від швидкості обертання ротору

Додаткові випробування з використанням натурних моделей з S-подібним профілем СЧК-3 та СЧК-4.

Використання S-подібних профілів СЧК-3 та СЧК-4 (рис. 9) дозволяє зменшити масу крила ще на 6 % та 8 % відповідно, зберігаючи при цьому жорсткість та міцність. Однак, при такому застосуванні профілів суттєво зменшується корисний об'єм крила. Для динамічних випробувань даних профілів необхідно перевіряти аеродинамічні характеристики в реальних польотах, методи CFD за швидкостей в 10 та 15 м/с в горизонтальному польоті не дають результатів, які можна було б рахувати не як похибку при обчисленні. Також було досліджено різні

форми носової та хвостової частин крила, але при перевищенні довжини хвостової частини більше ніж на 150 % відносно діаметру ротору, не спостерігається суттєвого зростання підймальної сили, хоча вага крила збільшується.

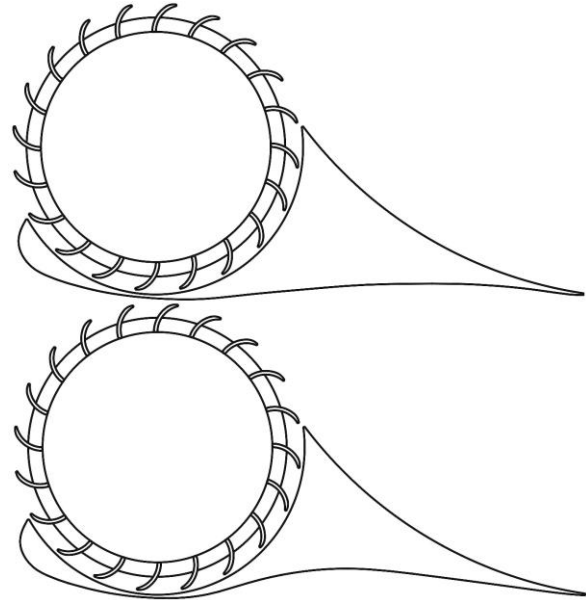


Рис. 9. Графічне зображення СЧК-3 та СЧК-4 з S-подібними профілями

Також проводилося математичне моделювання по перекриттю ротору носовою частиною. Перекриття на вході в роторний рушій за кута встановлення крила в 0° в межах 30-35 % показало гарні результати при роботі на невеликих швидкостях обертання, але за швидкостей обертання вищих за 3000 спостерігається утворення вихору всередині ротору, що знижує значення підймальної сили та тяги до 30 %.

Перекриття лише нижньої частини ротору, або ж в діапазоні до 10 %, суттєво збільшує лобовий опір до 5 % та знижує підймальну силу при невеликих швидкостях, через підсмоктування повітря з нижньої поверхні крила. Крім того, зафіксоване розсіювання потоку над задньою поверхнею крила, яке не створює значного тиску на низьких оборотах роторного рушія. На інших режимах крім виграшу в масі переваги відсутні.

При частковому перекритті в діапазоні від 10 до 30 %, як показано в роботі, додаткова створювана підймальна сила внаслідок обтікання носової частини дозволяє компенсувати перекриття ротору, одночасно з цим зниження тиску попереду крила має позитивно вплинути на аеродинамічні характеристики в польоті, також таке виконання унеможливує підсос повітря з нижньої поверхні крила на режимах з низькою швидкістю обертання. Вихро-

утворення при цьому зведено до мінімуму та розмір циркуляційного вихору не перевищує 30 % внутрішнього об'єму ротору.

Для крила (див. рис. 5) та профілю, що використовувався в даній роботі кут встановлення крила заплановано обрати в 5° , тому реальне перекриття носовою частиною під час польоту буде суттєво більшим, через це необхідно зменшити перекриття на вході зі значення 25 % до 10 %, або навіть менших, через те, що на виході, завчасно було обрано оптимальне під такі значення встановлення перекриття в діапазоні від 40 до 50 %.

3. Порівняння та аналіз даних отриманих в експериментах

Технологічне виконання конструкції верхньої поверхні крила досить важливе, як показують дослідження. За статичних аеродинамічних випробувань сумарний приріст компонентів тяги та підйімальної сили складає понад 5 %. Результати симуляцій також показують, що під час польоту можуть бути отримані значення підйімальної сили на 20 %, та збільшення сили тяги роторного рушія на 16 %, в результаті підвищення швидкості потоку повітря поблизу примезового шару від трьох до восьми відсотків. Незначне зниження швидкості потоку на відстані в 20 мм від крила може бути спричинене похибкою вимірювання швидкості потоку в межах $\pm 5\%$, однак це зниження спостерігається на всьому діапазоні вимірювань. Крім того, виконання впускного вигину в конструкції верхньої поверхні крила зменшує розсіювання потоку над поверхнею крила, що призводить до зростання тиску за крилом в вузькому діапазоні по горизонталі.

Здійснено конструктивний аналіз, в результаті якого встановлено, що оптимальним для розміщення роторної установки всередині крила є місце, яке зазвичай використовується для лонжеронів. Це пояснюється тим, що роторний рушій та обшивка крила виконана у формі дуги циліндра можуть надавати суттєвої жорсткості конструкції, що дозволяє значно зменшити масу, а також позбутися масивного переднього лонжерону. Застосовано комп'ютерне моделювання для аналізу оптимальної довжини хвостової та носової частин крила за ротором, та перед ротором відповідно. Дослідження показали, що зміни довжини та висоти носка профілю мають значний вплив на аеродинамічні характеристики, тому для кожного випадку необхідно підбирати оптимальне положення. Проте рекомендованою можна вважати носову частину з перекриттям від 10 % до 30 % для роторних рушіїв з певним видовженням попереду ротора, щоб уникнути перетікання повітря з нижньої частини крила при русі літака на малих

швидкостях, а також збільшити аеродинамічну якість і можливість авторотації у випадку відмови двигуна. Крім того, носок профілю попереду літака з роторною силовою установкою впливає на розрідження потоку, що може підвищувати ефективність системи при русі. Хвостова частина має за завдання лише знімати потік з лопаток ротора та направляти його в необхідному напрямку на потрібних швидкостях обертання ротора. Зазвичай достатньо частини крила позаду ротора довжиною в межах 100...150 % від діаметру ротора. Більші ж значення призводять до швидкого зростання ваги у порівнянні з генерованою підйімальною силою. А при коротшій хвостовій частині на певних режимах буде спостерігатися відрив потоку від крила та подальша інтенсивна турбулізація за крилом.

Висновки

Проведені дослідження показали, що оптимізація протікання потоку через роторний рушій вздовж крила №2 значно підвищує його характеристики при статичних випробуваннях, підвищуючи ефективність системи в середньому на 5 %, при цьому в динамічних симуляціях приріст по тязі та підйімальній силі досягав 18 %. Була також проведена оптимізація форми крил №3 та №4, з метою зменшення їх маси. Для досягнення кращих результатів у майбутньому планується виготовлення матриць для крила, в яких можна буде створювати елементи з композитних матеріалів, що дозволить додатково зменшити масу. Також при використанні двох моторів у якості резервування та підвищенні надійності приводу для одного роторного рушія є ряд проблем. Перша пов'язана з синхронізацією встановлених електродвигунів, та як результат зниженням ефективності, виходом може бути виготовлення гнучкої конструкції ротора за умови великого видовження, чому можуть сприяти більш гнучкі матеріали, такі як PETG пластик. Інша суттєва проблема, якщо ротор повністю заклинить, то відбудеться гарантований розрив ротору, внаслідок роботи іншого двигуна, тому вихід в резервуванні лишається лише один – виготовляти декілька секцій з незалежними двигунами на кожній з консолей крила. У випадку коли на консолі встановлено лише один електродвигун з роторним рушієм, при відмові виникнуть суттєві моментні явища, які буде досить складно зрівноважити, щоб продовжувати горизонтальний політ і надалі без зниження.

Внесок авторів: формулювання проблеми – **Б. Г. Комаров, Д. М. Зінченко**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **Б. Г. Комаров, О. М. Андрєєв**; розробка дослідницького стенда –

Б. Г. Комаров; верифікація дослідницького стенда, аналіз результатів верифікації – **Д. М. Зінченко, О. М. Андрєєв;** аналіз результатів апробації – **Д. М. Зінченко.**

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Комаров, Б. Г. Вплив форми роторного рушія на характеристики інтегрованої з крилом силової установки літака [Текст] / Б. Г. Комаров, Д. М. Зінченко // *Механіка гіроскопічних систем*. – 2020. – № 40. – С. 123-132. DOI: 10.20535/0203-3771402020248785.
2. Houghton, E. L. Chapter 9 - Flow Control and Wing Design [Text] / E. L. Houghton, P. W. Carpenter, S. H. Collicott, D. T. Valentine // *Aerodynamics for Engineering Students (Sixth Edition)*. – 2013. – P. 601-642. DOI: 10.1016/B978-0-08-096632-8.00009-6.
3. Duddempudi, D. Computational study of flow over generic fan-wing airfoil [Text] / D. Duddempudi, Y. Yao, D. Edmondson, J. Yao, A. Curley // *Aircraft Engineering & Aerospace Technology*. – 2007. – Vol. 79, No. 3. – P. 238-244. DOI: 10.1108/00022660710743831.
4. Albani, A. Span Rotor: Prove Tecniche Relazione [Text] / A. Albani, P. Peebles. – Università degli Studi di Roma, Rome, La Sapienza, 1997.
5. Forshaw, S. Wind-Tunnel Investigation of FanWing [Text] / S. Forshaw. – London: Final Year Project, M. Eng. Imperial College. – 1999.
6. Kogler, K. Fanwing: experimental evaluation of a novel lift and propulsion device [Text] / K. Kogler. – London Imperial College. – 2002.
7. Gad-el-Hak, Mohamed. 9 - Low-Reynolds-Number Aerodynamics. 10 - Drag Reduction. 11 - Mixing Enhancement [Text] / Mohamed Gad-el-Hak // *Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management*. – Cambridge University Press, 2009. – P. 189-249. DOI: 10.1017/CBO9780511529535.
8. Benferhat, S. Experimental and numerical study of turbulent flow around a Fanwings profile [Text] / S. Benferhat, T. Yahiaoui, B. Imine, O. Ladjedel, O. Sikula // *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*. – 2019. – Vol. 13, iss. 1. – P. 698-712. DOI: 10.1080/19942060.2019.1639076.
9. Tsagarakis, M. S. Project Solaris – Analysis of airfoil for solar powered flying wing UAV [Text] / M. S. Tsagarakis // *Mälardalen University Sweden*. – 2011. – P. 5-27. Report code: MDH.IDT.FLYG.21.10.2011. GN300.15HP.Ae.
10. Błoński, D. Vortex Trapping Cavity on Airfoil: High-Order Penalized Vortex Method Numerical Simulation and Water Tunnel Experimental Investigation [Text] / D. Błoński, K. Strzelecka, H. Kudela // *Energies*. – 2021. – Vol. 14, Iss. 24. – Article no. 8402. DOI: 10.3390/en14248402.
11. De Gregorio, F. Flow control on a high thickness airfoil by a trapped vortex cavity [Text] / F. De Gregorio, G. Fraioli // *14th Int Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, 7-10 July, 2008, Paper No. 1363. – Lisbon, Portugal, 2008. – Available at: https://www.researchgate.net/profile/Fabrizio-De-Gregorio-2/publication/267575042_Flow_control_on_a_high_thickness_airfoil_by_trapped_vortex_cavity/links/54536a060cf2bccc4909fef6/Flow-control-on-a-high-thickness-airfoil-by-trapped-vortex-cavity.pdf. – 06.02.2023.
12. Lumsdaine, E. Investigation of the Kline-Fogleman airfoil section for rotor blade applications [Text] / E. Lumsdaine, S. Johnson, L. Fletcher, E. Peach // *Contractor Report (CR), No. 19750006642 : The university of Knoxville, Tennessee*. – Work of the US Gov. Public Use Permitted, 1974. – Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19750006642/downloads/19750006642.pdf>. – 06.02.2023.
13. Kim, T.-A. Performance of a cross-flow fan with various shapes of a rear guider and an exit duct [Text] / Tae-An Kim, D.-W. Kim, S.-K. Park, Youn J. Kim // *Journal of Mechanical Science and Technology*. – 2008. – Vol. 22. – P. 1876–1882. DOI: 10.1007/s12206-008-0726-9.
14. Selva, S. Design and analysis of fanwing concept in conventional wing aircraft [Text] / S. Selva, J. Shri Pon, C. Sridevi // *Journal of Basic and Applied Engineering Research*. – 2014. – Vol. 1, no. 3. – P. 68-72. – Available at: https://www.krishisanskriti.org/vol_image/02Jul201504073617.pdf. – 06.02.2023.
15. Siliang, Du. Research on Distributed Jet Blowing Wing Based on the Principle of Fan-Wing Vortex-Induced Lift and Thrust [Text] / Du Siliang, Zhao Qijun, Wang Bo // *International Journal of Aerospace Engineering*. – 2019. – Vol. 2019. – Article No. 7561856. DOI: 10.1155/2019/7561856.
16. Lin, M. Research progress and application prospects of fan-wing aircraft [Text] / M. Lin, Ye Yongqiang, Li Nan // *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*. – 2015. – Vol. 36, no. 8. – P. 2651-2661. DOI: 10.7527/S1000-6893.2015.0058.
17. Askari, S. Experimental and numerical study of an airfoil in combination with a cross flow fan [Text] / S. Askari, M. H. Shojaeefard // *Journal of Aerospace Engineering*. – 2012. – Vol. 227, Iss. 7. – P. 1173-1187. DOI: 10.1177/0954410012452213.
18. Zargar, O. A. The effects of surface modification on aerodynamic characteristics of airfoil DU 06 W 200 at low Reynolds numbers [Text] / O. A. Zargar, Tee Lin, A. G. Zebua, T.-J. Lai, Y.-C. Shih, S.-C. Hu, G. Leggett // *International Journal of Thermofluids*. – 2022. – Vol. 16. – P. 1-12. – Article No. 100208. DOI: 10.1016/j.ijft.2022.100208.
19. Крашаница, Ю. А. Некоторые результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик элементов несущих систем летательных аппаратов [Текст] / Ю. А. Крашаница, А. Хошманди // *Авіаційно-космічна техніка і техно-*

логія. – 2017. – № 6. – С. 90-97. ISSN: 1727-7337, ISSN: 2663-2217.

20. Krashanitsa, Yu. Numerical study of the aerodynamic characteristics of airfoil with high-lift devices [Text] / Yu. Krashanitsa, D. Zhyriakov // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 1. – С. 55-66. DOI: 10.32620/aktt.2023.1.06.

21. Кокотина, В. В. Влияние человеческого фактора при создании авиационных двигателей [Текст] / В. В. Кокотина, Л. А. Лесная, В. Г. Харченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 4 спецвипуск 1. – С. 5-10. DOI: 10.32620/aktt.2021.4sup1.01.

References

1. Komarov, B. G. and Zinchenko, D. M. Vplyv formy rotornoho rushiya na kharakterystyky intehrovanoyi z krylom sylovoyi ustanovky litaka [The influence of the shape of the rotor thruster on the characteristics of the aircraft power plant integrated with the wing]. *Mechanics of gyroscopic systems*, 2020, no. 40, pp. 123-132. DOI: 10.20535/0203-3771402020248785.

2. Houghton, E. L., Carpenter, P. W., Collicott, S. H. and Valentine, D. T. Flow Control and Wing Design. *Aerodynamics for Engineering Students (Sixth Edition)*, 2013, pp. 601–642. DOI: 10.1016/B978-0-08-096632-8.00009-6.

3. Duddempudi, D., Yao, Y., Edmondson, D., Yao, J. and Curley, A. Computational study of flow over generic fan-wing airfoil. *Aircraft Engineering & Aerospace Technology*, 2007, vol. 37, no. 3, pp. 238-244. DOI: 10.1108/00022660710743831.

4. Albani, A. and Peebles, P. *Span Rotor: Prove Tecniche Relazione*. Università degli Studi di Roma, Rome, La Sapienza, 1997.

5. Forshaw, S. *Wind-Tunnel Investigation of FanWing*. London, Final Year Project, M. Eng. Imperial College, 1999.

6. Kogler, K. *Fanwing, experimental evaluation of a novel lift and propulsion device*. London Imperial College, 2002.

7. Gad-el-Hak, Mohamed. 9 - Low-Reynolds-Number Aerodynamics. 10 - Drag Reduction. 11 - Mixing Enhancement. *Flow Control: passive, active, and reactive flow management*, Cambridge University Press, 2009, pp. 189-249. DOI: 10.1017/CBO9780511529535.

8. Benferhat, S., Yahiaoui, T., Imine, B., Ladjedel, O. and Šikula, O. Experimental and numerical study of turbulent flow around a Fanwings profile. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2019, vol. 13, iss. 1, pp. 698-712. DOI: 10.1080/19942060.2019.1639076.

9. Tsagarakis, M. S. Project Solaris – Analysis of airfoil for solar powered flying wing UAV. *Mälardalen University Sweden*, 2011, pp. 5-27. Report code: MDH.IDT.FLYG.21.10.2011.GN300.15HP.Ae

10. Błoński, D., Strzelecka, K. and Kudela, H. Vortex Trapping Cavity on Airfoil: High-Order Penal-

ized Vortex Method Numerical Simulation and Water Tunnel Experimental Investigation. *Energies*, 2021, vol. 14, iss. 24, article no. 8402. DOI: 10.3390/en14248402.

11. De Gregorio, F. and Fraioli, G. Flow control on a high thickness airfoil by a trapped vortex cavity. *14th Int Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, 7-10 July, 2008, Paper No. 1363, Lisbon, Portugal, 2008. Available at: https://www.researchgate.net/profile/Fabrizio-De-Gregorio-2/publication/267575042_Flow_control_on_a_high_thickness_airfoil_by_trapped_vortex_cavity/links/54536a06cf2bccc4909fef6/Flow-control-on-a-high-thickness-airfoil-by-trapped-vortex-cavity.pdf. (accessed 06.02.2023).

12. Lumsdaine, E., Johnson, S., Fletcher, L. and Peach, E. Investigation of the Kline-Fogleman airfoil section for rotor blade applications. *Contractor Report (CR)*, No. 19750006642. The university of Knoxville, Tennessee, Work of the US Gov. Public Use Permitted, 1974. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19750006642/downloads/19750006642.pdf>. (accessed 06.02.2023).

13. Kim, T.-A., Kim, D.-W., Park, S.-K. and Kim, J. Performance of a cross-flow fan with various shapes of a rearguider and an exit duct. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2008, no. 22, pp. 1876-1882. DOI: 10.1007/s12206-008-0726-9.

14. Selva, S., Pon, J. Shri. and Sridevi, C. Design and analysis of fanwing concept in conventional wing aircraft. *Journal of Basic and Applied Engineering Research*, 2014, vol. 1, no. 3, pp. 68-72. Available at: https://www.krishisanskriti.org/vol_image/02Jul201504073617.pdf. (accessed 06.02.2023).

15. Siliang, Du., Qijun, Zhao. and Bo, Wang. Research on Distributed Jet Blowing Wing Based on the Principle of Fan-Wing Vortex-Induced Lift and Thrust. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, vol. 2019, article no. 7561856. DOI: 10.1155/2019/7561856.

16. Lin, M., Yongquang, Ye. and Nan, Li. Research progress and application prospects of fan-wing aircraft. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2015, vol. 36, no. 8, pp. 2651-2661. DOI: 10.7527/S1000-6893.2015.0058.

17. Askari, A. and Shojaeefard, M. H. Experimental and numerical study of an airfoil in combination with a cross flow fan. *Journal of Aerospace Engineering*, 2012, vol. 227, iss. 7, pp. 1173-1187. DOI: 10.1177/0954410012452213.

18. Zargar, O. A., Lin, Tee., Zebua, A. G., Lai, T.-J., Shih, Y.-C., Hu, S.-C. and Leggett, C. The effects of surface modifications on aerodynamic characteristics of airfoil DU 06 W 200 at low Reynolds numbers. *International Journal of Thermofluids*, 2022, vol. 16, pp. 1-12, article no. 100208. DOI: 10.1016/j.ijft.2022.100208.

19. Krashnitsa, Yu. A. and Hoshmandi, A. *Nekotoryye rezul'taty eksperimental'nykh issledovaniy aerodinamicheskikh kharakteristik elementov nesushchikh sistem letatel'nykh apparatov* [Some results

of experimental investigations of aerodynamic characteristics of elements of aircraft carrying systems]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2017, no. 6, pp. 90-97. ISSN: 1727-7337, ISSN: 2663-2217.

20. Krashnitsa, Yu. and Zhyriakov, D. Numerical study of aerodynamic characteristics of airfoil with high-lift devices. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2023, no. 1, pp. 55-66. DOI: 10.32620/akt.2023.1.06.

21. Kokotina, V. V., Lesnaya, L. A. and Harchenko, V. G. *Vliyanie chelovecheskogo faktora pri sozdanii aviatsionnykh dvigateley* [Influence of human factor in creation of aircraft engines]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 4 sup. 1, pp. 5-10. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.01.

Postupila do redakcii 12.03.2023, priinyata do opublikuvannya 17.04.2023

INFLUENCE OF WING SHAPE ON CHARACTERISTICS OF FAN-WING AIRCRAFT POWER PLANT

**Bohdan Komarov, Dmytro Zinchenko,
Oleksandr Andrieiev**

The **subject of the study** is the optimization of aerodynamic characteristics by improving the wing profile shape for the fan-wing configuration. The **aim** of this work is to find a more universal wing shape suitable for various aircraft. The **task** is to compare the characteristics of three wings with the same rotor engine installed in the nose section, including the base wing used in most previous studies by scientists. Sources suggested that this profile is not well-suited for rotor engines with a large aspect ratio. Experimental **methods** were used to measure the dynamic characteristics of three wing profiles: a flat curved profile with a cut-out in the rear wing section, a flat lower surface profile, an S-shaped profile with a lower surface bend in the rotor area, and a two-bend contour with a cut-out in the rear wing section on top and bottom. The **results** showed an improvement in characteristics compared with wing-rotor engine schemes used in previous cases. Specifically, an increase in the flow velocity at the wing exit of 3...8 % depending on the power plant operating mode was found, which led to an increase in lift up to 20 % depending on the flight mode, and an increase in thrust up to 16 %. **Conclusions.** The proposed S-shaped profile with a lower surface bend in the area of the rotor hub, and a profile with two bends in the contour with a cut in the rear part of the wing from the top and bottom contours have the most optimal and balanced characteristics. In the future, it is planned to manufacture these profiles using composite materials to reduce weight and install them on the aircraft prototype, replacing the rotor structure with a more flexible one using more flexible materials such as PETG plastic for the synchronization of the installed rotor motors, which is necessary to increase reliability and backup the rotor drive. Additionally, several sections with independent engines are planned to be made on each wing console to counteract rotor rupture in the event of engine failure. Due to significant advantages over the standard profile shape and minor structural complexity, the manufacture of more complex profile shapes can find wide applications in aircraft designed according to the fan-wing scheme.

Keywords: fan-wing; aerodynamic profile; optimization; active control; boundary layer.

Комаров Богдан Глібович – асп., асист. каф. космічної інженерії, Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", Київ, Україна.

Зінченко Дмитро Миколайович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. космічної інженерії, Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", Київ, Україна.

Андрєєв Олександр Максимович – студ. каф. космічної інженерії, Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", Київ, Україна.

Bohdan Komarov – PhD student, Assistant of Space Engineering Department, National Technical University of Ukraine "Ihor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine, e-mail: b.komarov@kpi.ua, ORCID: 0000-0003-2490-6221.

Dmytro Zinchenko – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Space Engineering Department, National Technical University of Ukraine "Ihor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine, e-mail: dmytro.m.zinchenko@gmail.com, ORCID: 0000-0002-6171-0781.

Oleksandr Andrieiev – Student of Space Engineering Department, National Technical University of Ukraine "Ihor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine, e-mail: 95th.octane@gmail.com, ORCID: 0009-0005-5218-722X.