

УДК 62:629.7

Чисельний розрахунок аеродинамічної задачі підбору профілю крила для безпілотного літального апарату

О.А. Іщенко^{1,2}, Д.С. Дейлід¹, О.С. Мусієнко¹

1 – КПІ ім. Ігоря Сікорського, Київ, Україна

2 – ТОВ “ІПП-ЦЕНТР”, Київ, Україна

Анотація: у дослідженні проведено аналіз і змодельовано за допомогою CAD та CAE технологій сім різних аеродинамічних профілів крила БпЛА під різними кутами атаки, використовуючи реальні моделі профілів. Для кожної геометрії побудована скінченно-об’ємна модель, в програмному середовищі Ansys. Розрахунок проведено у 2D постановці, у модулі Fluent, оскільки аналіз сил, що діють на профіль проводиться у поперечному перерізі крила. Продемонстровано залежність результатів шуканих величин, а саме, підіймальної сили, коефіцієнту підіймальної сили, сили лобового опору та коефіцієнту опору при заданих граничних умовах з різним кутом атаки для обраних профілів. Наведено контури статичного тиску та швидкості при обтіканні повітряними потоками моделі крила NASA 2.5411 (nasa2411-il) при куті атаки 18 градусів. Обрано найкращий профіль крила для безпілотного літального апарату, виходячи з отриманих результатів.

Ключові слова: аеродинамічний аналіз; метод скінченних об’ємів; профіль крила БпЛА.

На сьогоднішній день безпілотні літальні апарати (БпЛА) отримали широке застосування у різноманітних сферах людської діяльності. Зокрема, у цивільному секторі вони використовуються для виконання аерофотозйомки, проведення пошуково-рятувальних операцій з метою виявлення зниклих осіб, а також для здійснення доставки товарів у віддалені чи важкодоступні регіони. У науковій сфері БпЛА використовують для збору даних з геології, екології та інших наук. Але в теперішній час в Україні з кожним днем зростає потреба у використанні безпілотних літальних апаратів для військових цілей, а можливості їх виробництва на підприємствах через брак часу є обмеженими. Тому для збільшення кількості безпілотних літальних апаратів можна скористатися адитивними технологіями, оскільки вони набули свого поширення у багатьох сферах. Але виходячи з технічних характеристик будь-якого 3д принтера, поле його друку – обмежене, тому при проектуванні безпілотного літального апарату важливо провести розрахунки головних параметрів профілю крила, для обрання найкращого варіанту, виходячи з умов його експлуатації.

БпЛА влаштований таким чином, що форма крила і швидкість його обтікання повітряними потоками відіграють ключову роль при отриманні підіймальної сили. Тобто, щоб піднятися в повітря, літак має набрати необхідну швидкість. Зі збільшенням швидкості, збільшується і підіймальна сила, що діє на аеродинамічний профіль крила. Додатково на підіймальну силу впливають природні фактори, одним з яких є показники повітря, а саме, його густина та кінематична в’язкість.

Для того, щоб підібрати найкращий профіль крила для поставлених задач треба звернути увагу на такі параметри розрахунку як: підіймальна сила, коефіцієнт підіймальної сили, сила лобового опору та коефіцієнт опору. Зазначені параметри є найголовнішими при дослідженні профілю крила. Важливою характеристикою також є кут атаки, він безпосередньо впливає на основні параметри при підборі аеродинамічного профілю. Так само як і швидкість, з якою відбувається обтікання моделі крила повітряними потоками.

Щодо геометрії, то при її виборі користувалися набором стандартних профілів. Геометричні моделі обрані з Airfoil Tools [1] – це NASA 0024 (nasa0024-il), NASA 0012 AIRFOILS (n0012-il) (рис. 2), NASA 0006 (nasa0006-il), NASA 2415 (n2415-il), NASA 6412 (nasa6412-il) (рис. 2), NASA 2.5411 (nasa2411-il), NASA 4412 (nasa4412-il). Довжина кожної

моделі становить $L = 200$ мм. Оскільки підймальна сила залежить і від кута атаки профілю, тому перерізи змодельовані під наступними кутами атаки - $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 12^\circ, 18^\circ$.

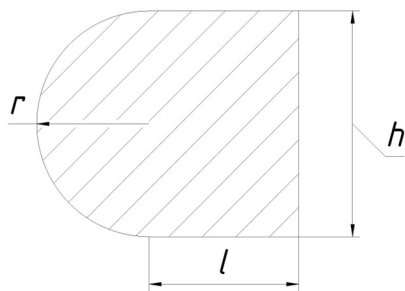


Рис. 1. Розрахункова область для подальшого підбору профілю крила літака

При розрахунку задач гідро- і аеродинаміки головним параметром, на який треба також звернути особливу увагу, є розрахункова область (рис. 1), оскільки за допомогою неї моделюється переміщення повітряних потоків при обтіканні крила, для визначення головних параметрів при підборі найкращого профілю. Розрахункова область має наступні параметри $l = 2$ м, $h = 1,5$ м, $r = 1,5$ м. Побудова геометрії проведена у програмному комплексі SolidWorks, з подальшим підвантаженням в Ansys, у модуль Geometry.

У розрахунку методом скінченних об'ємів на отриманий результат чинить великий вплив якість побудованих СО. Відповідно для того, щоб отримати більш точні результати в порівнянні з автоматичним генераторами сітки, використано модуль ICEM CFD, який доступний у програмному пакеті Ansys. Цей модуль дуже добре підходить для аналізу, оскільки він розроблений для задач гідро- і аеродинаміки і найголовнішою його перевагою є можливість створювати структуровані скінченно-об'ємні моделі. Також важливим показником при розрахунку такого типу задач є пограничний шар, оскільки він відіграє ключову роль при визначенні сили опору, що діє на профіль. Його змодельовано по нормалі до профілю крила у розмірі 15-ти скінченних об'ємів .



Рис. 2. Модель профілів крила: а) NACA 0012 AIRFOILS (n0012-il), б) NACA 6412 (naca6412-il)

Оцінювання параметрів якості вибудованих СО відбувається по таким показникам як Skewness та Orthogonal Quaility. Саме ці показники обрані, тому що вони вважаються основним для оцінювання якісних характеристик [2].

Для нашої задачі розрахунок проводився методом скінченних об'ємів у двовимірній постановці у програмному комплексі Ansys, а саме, у модулі Fluent. Даний модуль дозволяє проводити розрахунок задач гідро- і аеродинаміки у 2D постановці.

Для імітації реального середовища використання крила встановлюються відповідні граничні умови до аеродинамічного аналізу, які заведені до таблиці 1. Тиск як на вході, так і на виході дорівнює атмосферному тиску. Розрахунок проводимо для кутів атаки $0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 12^\circ, 18^\circ$ [3].

Таблиця 1

Граничні умови для розрахунку

Граничні умови	Параметр	Граничні умови	Параметр
Швидкість	9,2 м/с	Кінематична в'язкість	$1,46e-5$ кг/м·с
Модель турбулентності	Ламінарна	Кількість ітерацій	2000
Робочий тиск	1 атм	Довжина	0,2 м
Робоча температура	300 К	Густина повітря	$1,23$ кг/м ³

Відповідно після розрахунку маємо наступні результати, вони занесені до таблиці 2. Тут представлені лише кути нахилу з силами, що діють на крило, які впливали в подальшому на оптимальний вибір аеродинамічного профілю. Згідно із сформованими даними для представлених граничних умов найбільші показники підйомної сили для обраних профілів припадають на 6, 12 або 18 градусів кута атаки залежно від геометрії крила. Також із них обрано 3 профіля крила, що мають найбільші показники підйомної сили для зазначених кутів атаки.

Таблиця 2

Результати розрахунку профілів крила для безпілотного літального апарату

	Кут атаки, град	Коефіцієнт опору	Сила лобового опору, Н	Коефіцієнт підйомної сили	Підйомальна сила, Н
NACA 0012 AIRFOILS (n0012-il)	0	0,0025	0,1286	-0,0002	-0,0106
	6	0,0173	0,9033	0,1533	7,9827
	18	0,0389	2,0280	0,0836	4,3547
NACA 2415 (n2415-il)	0	0,0061	0,3181	-0,0126	-0,6564
	6	0,0159	0,8306	0,2072	10,7873
	18	0,0485	2,5273	0,1054	5,4878
NACA 0024 (naca0024-il)	0	0,0141	0,7338	-0,0008	-0,0424
	12	0,0173	0,8996	0,1846	9,6123
	18	0,0344	1,7909	0,0098	0,5132
NACA 4412 (naca4412-il)	0	0,0038	0,2020	-0,0004	-0,0201
	12	0,0258	1,3453	0,0900	4,6855
	18	0,0586	3,0517	0,1413	7,3577
NACA 6412 (naca6412-il)	0	0,0094	0,4913	0,0252	1,3128
	12	0,0334	1,7398	0,2276	11,848
	18	0,0675	3,5174	0,1643	8,5537
NACA 0006 (naca0006-il)	0	0,0016	0,0833	-5,8650e-05	-0,0030
	6	0,0174	0,9075	0,1739	9,0551
	18	0,0422	2,1993	0,1107	5,7627
NACA 2.5411 (naca2411-il)	0	0,0024	0,1261	-0,0049	-0,2567
	12	0,0416	2,1680	0,2872	14,95
	18	0,0479	2,4959	0,3531	18,3817

На рис. 3 наведено контури статичного тиску та швидкості для профілю крила NACA 2.5411 (naca2411-il) при куті атаки 18 градусів, отриманих при заданих граничних умовах.

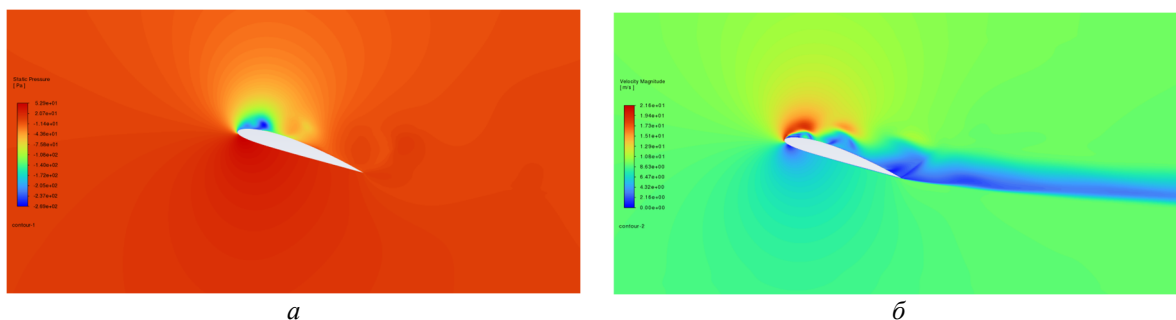


Рис. 3. Контури для профілю крила NACA 2.5411 (naca2411-il) при куті атаки 18 градусів *a*) статичного тиску, *б*) швидкості

Висновки

Таким чином згідно до результатів параметричного стаціонарного розрахунку аеродинамічного профілю крила можна зробити висновок, що для подальшого використання найкращим обраним профілем для наших цілей буде саме NACA 2.5411 (naca2411-il) при куті атаки 18 градусів, оскільки показник підйімальної сили в нього є найбільшим в порівнянні з іншими представленими геометріями. Однак якщо за певних конструктивних міркувань застосування обраного профілю буде неможливим, у такому випадку можна обрати профіль NACA 6412 (naca6412-il) з кутом атаки 12 градусів або NACA 2415 (n2415-il) з 6 градусами кута атаки профілю.

Список літератури

1. Airfoil database search (NACA 4 digit) [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <http://airfoiltools.com/search/index?m%5Bgrp%5D=naca4d&m%5Bsort%5D=1>.
2. Дейлід Д. С., Мусяєнко О.С., Васильченко Б.М., Іщенко О.А., Модернізація скінченно-елементної моделі апарату зовнішньої фіксації. X Всеукраїнська науково-практична конференція студентів, аспірантів та молодих вчених "Об'єднати наукою: перспективи міждисциплінарних досліджень", м. Київ, 2023р. / КНУ ім. Т. Шевченка. С. 76-78.
3. Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamics Characteristics of NACA 0015 Aerofoil / R. I. Rubel, K. Uddin, Z. Islam, M.D. Rokunuzzaman. // INTERNATIONAL JOURNAL of ENGINEERING TECHNOLOGIES. – 2016. – Vol.2, №4. – С. 132–141.

Numerical calculation of the aerodynamic problem of wing profile selection for an unmanned aerial vehicle

O. Ishchenko, D. Deilid, O. Musiienko

Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute, Kyiv, Ukraine

Abstract: *the study analyzed and modeled using CAD and CAE technologies seven different aerodynamic profiles of the UAV wing at different angles of attack, using real profile models. For each geometry, a finite-volume model is built, in the Ansys software environment. The calculation was carried out in a 2D statement, in the Fluent module, since the analysis of the forces acting on the profile is carried out in the cross section of the wing. The dependence of the results of the desired values, such as, the lifting force, the lifting force coefficient, the drag force and the drag coefficient under given boundary conditions with a different angle of attack for the selected profiles, is demonstrated. The contours of static pressure and velocity at airflow of the NACA 2.5411 (naca2411-il) wing model at the angle of attack of 18 degrees are given. The best wing profile for an unmanned aerial vehicle was chosen, based on the obtained results.*

Keywords: *aerodynamic analysis; finite volume method; UAV wing profile.*