

УДК 629.7.01

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771402020249156>О. М. Бондаренко¹, к.т.н., доцент, А. С. Смаглий², бакалавр

ПРОГРАМНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА

En

The article describes the method of calculating the aerodynamic loads of the aircraft, which can be programmed within the graphic user interface. The method uses statistical data of typical aerodynamic profiles flow in wind tunnels and mathematical expressions that describe the known laws of aerohydrodynamics. The graphic user interface is tested by a model of the famous Ukrainian aircraft A32 that manufactured by Aeropract company. A surface model of the aircraft for modeling consists of the theoretical surface for the wing and the fuselage. A comparison of the formula's calculation in the graphical interface and finite element calculations is given. The software interface is built in C #.

Ru

В статье описан метод расчета аэродинамических нагрузок самолета, который можно запрограммировать в пределах графического интерфейса. Метод использует статистические данные продувки типичных аэродинамических профилей в аэродинамических трубах и математические выражения, описывающие известные законы аэрогидромеханики. Проверка работы графического интерфейса пользователя осуществлена на основе модели известного украинского самолета А32 производства компании «Аэропракт». Для моделирования используется поверхностная модель самолета, которая состоит из теоретической поверхности крыла и фюзеляжа. Предоставлено сравнение результатов работы системы формул в пределах графического интерфейса и расчетов методом конечных элементов. Программный интерфейс составлен на языке C #.

Вступ

Розрахунки аеродинамічних навантажень завжди мають наближений характер. Однак вони дозволяють здійснити якісну оцінку компонування літального апарату та оптимізувати його з метою досягнення найменших витрат палива, забезпечити стійкість та безпечність польоту. Подальше уточнення аеродинамічних коефіцієнтів літального апарату обраного ком-

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

понування здійснюється на основі експериментів із його напівнатурною моделлю. Однак на сьогодні вже накопичена велика кількість експериментальних даних для стандартних профілів крил літаків. Ці експериментальні дані дозволяють верифікувати широкорозповсюджені програми для розрахунків аеродинамічних навантажень. Зазначені програми базуються на методі кінцевих елементів, панельно-вихоровому методі тощо. Експериментальні дані зазвичай представлені у вигляді графіків залежності коефіцієнтів підйомної сили від кута атаки та полярів за визначених числах Рейнольдса. Верифікація програм розрахунку аеродинамічних навантажень за допомогою таких графіків виявляється багатоступеневою задачею, потребує уважного врахування всіх можливих факторів.

Постановка задачі

За допомогою сучасних технологій програмування – створення графічного інтерфейсу користувача (*GUI*) зменшити величини помилки у разі верифікації програм розрахунку аеродинамічних навантажень,

Опис інтерфейсу програмного комплексу

Для програмування в межах інтерфейсу обрано графоаналітичний метод перебудови поляр крила нескінченної довжини у полярю літака. Такий метод доступний для програмування у представленому інтерфейсі (рис. 1).

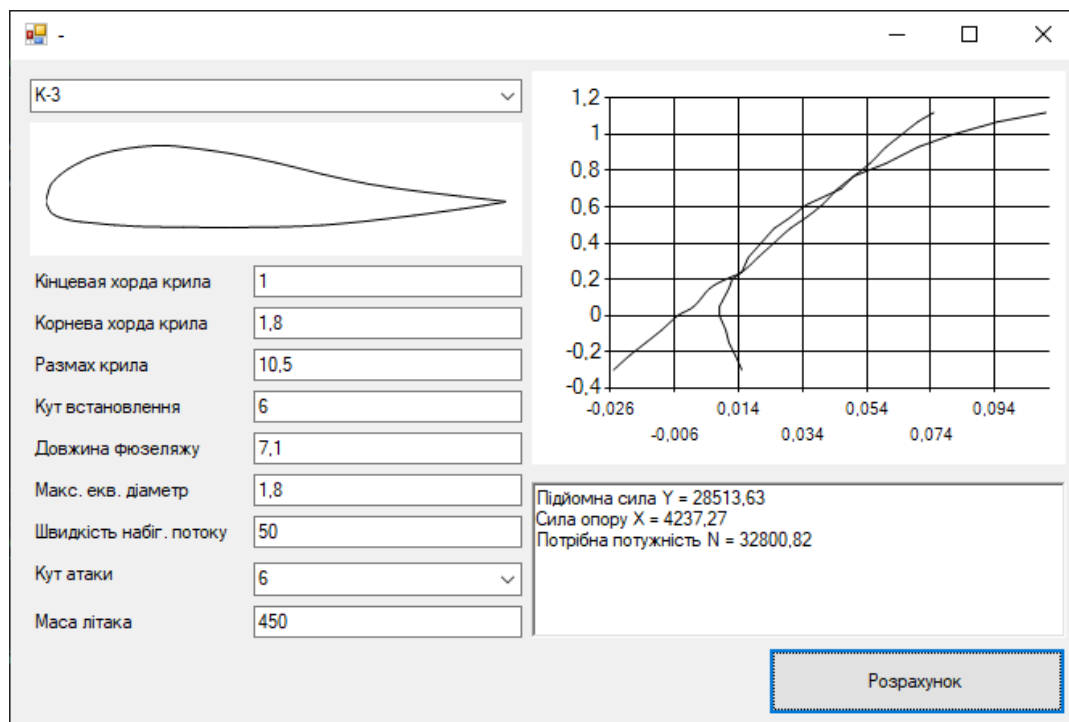


Рис. 1. Інтерфейс програми розрахунку аеродинамічних параметрів



Рис. 2. Блок схема алгоритму розрахунку

Даний інтерфейс представлений у вигляді двох полів для графіків, одного текстового поля для виводу отриманих даних, двох списків, що випадають, восьми полів для вводу даних, та дев'яти текстових поміток з текстом, кожен який співвідноситься до поля для вводу даних. Перший випадаючий список містить у собі назви профілів крила, які містяться у програмі. Другий випадаючий список містить у собі список з робочими кутами атаки від -5 до 15 градусів. Перше поле для графіків малює обраний профіль крила, а друге поле – поляру для робочих кутів атаки.

Алгоритм розрахунків

В інтерфейсі реалізовано таку послідовність розрахунку (рис. 2):

1. Визначення коефіцієнтів підйомної сили та сили опору для крила літака обраного профілю із видовженням, рівним нескінченості.
2. Визначення індуктивного опору крила, та перерахунок коефіцієнтів для даного видовження крила.
3. Визначення аеродинамічного опору фюзеляжу у вигляді суми опорів тіла каплевидної форми еквівалентного діаметру поперечного перетину та видовження, та опору пластинки рівної площі перетину фюзеляжу в плані, в залежності від кута атаки та кута встановлення крил.
4. Розрахунок підйомної сили крил по даним графіку залежності підйомної сили крила від кута атаки, та підйомної сили фюзеляжу як поскої пластинки рівної площі перетину фюзеляжу в плані.
5. Розрахунок потрібної потужності.

Система формул для оцінки аеродинамічних характеристик літака

Залежність коефіцієнту підйомної сили від кута атаки для обраного профілю (К-3 [1]) та поляра крила представлені у вигляді системи точок, розміщених у таблиці (рис. 1)

Розрахунок підйомної сили F_y крила здійснювався на основі добутку коефіцієнту підйомної сили c_y та площі S_w крила в плані:

$$F_y := c_y \cdot S_w \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}$$

де ρ – густина повітря, V – повітряна швидкість.

За однотипним виразом розраховується сила опору крила F_x

$$F_x := c_x \cdot S_w \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}$$

де c_x – коефіцієнт аеродинамічного опору крила, який складається із профільного c_{x0} для крила нескінченної довжини та індуктивного c_{xi} опору. Коефіцієнт профільного опору визначається за полярною, а індуктивного – розраховується за коефіцієнтом підйомної сили [2].

Профільний аеродинамічний опір фюзеляжу визначався як пропорційний площі поперечного перетину фюзеляжу S_F (перпендикулярної до повздожньої вісі фюзеляжу):

$$F_{xp} := c_{xf} \cdot S_F \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \cos(\alpha)$$

де c_{xf} – коефіцієнт опору тіла обертання еквівалентного поперечного перетину S_F та рівного видовження λ до фюзеляжу, α – кут атаки літака.

Підйомна сила фюзеляжу F_{yf} з'являлась за наявності кута атаки і визначалась площею повздожнього перетину S_D фюзеляжу:

$$F_{yf} := c_p \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha) \cdot S_D \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}$$

Добуток поправочного коефіцієнту c_p та синусу кута атаки α можна вважати коефіцієнтом підйомної сили фюзеляжу

$$c_y := c_p \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha)$$

За наявності кута атаки аеродинамічний опір фюзеляжу також збільшуватиметься

$$F_{xf} := F_{xp} + F_{\alpha}$$

за рахунок попадання повздожньої проекції фюзеляжу у набігаючий потік під зазначеним кутом α

$$F_{\alpha} := c_p \cdot \sin(\alpha) \cdot S_D \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}$$

Коефіцієнт аеродинамічної якості визначався як відношення сумарної підйомної сили крил та фюзеляжу до сумарного опору фюзеляжу та крил.

$$K = \frac{F_y + F_{yf}}{F_x + F_{xf}}$$

Необхідна потужність двигуна визначається як добуток ваги $G=mg$ та швидкості літака V , поділені на аеродинамічну якість K та коефіцієнт корисної дії гвинта [2]:

$$P=G \cdot V / (K \eta)$$

Не дивлячись на те, що всі коефіцієнти та параметри у цій системі формул є теоретично визначеними, проте залишають можливість для їх уточнення за результатами експериментів.

Верифікація програмного комплексу

З метою перевірки та уточнення коефіцієнтів c_p та c_{xf} , було здійснено моделювання літака типу А-32 компанії *AEROPRAKT* в програмі *ProE WF5* (університетська версія) (рис. 3).

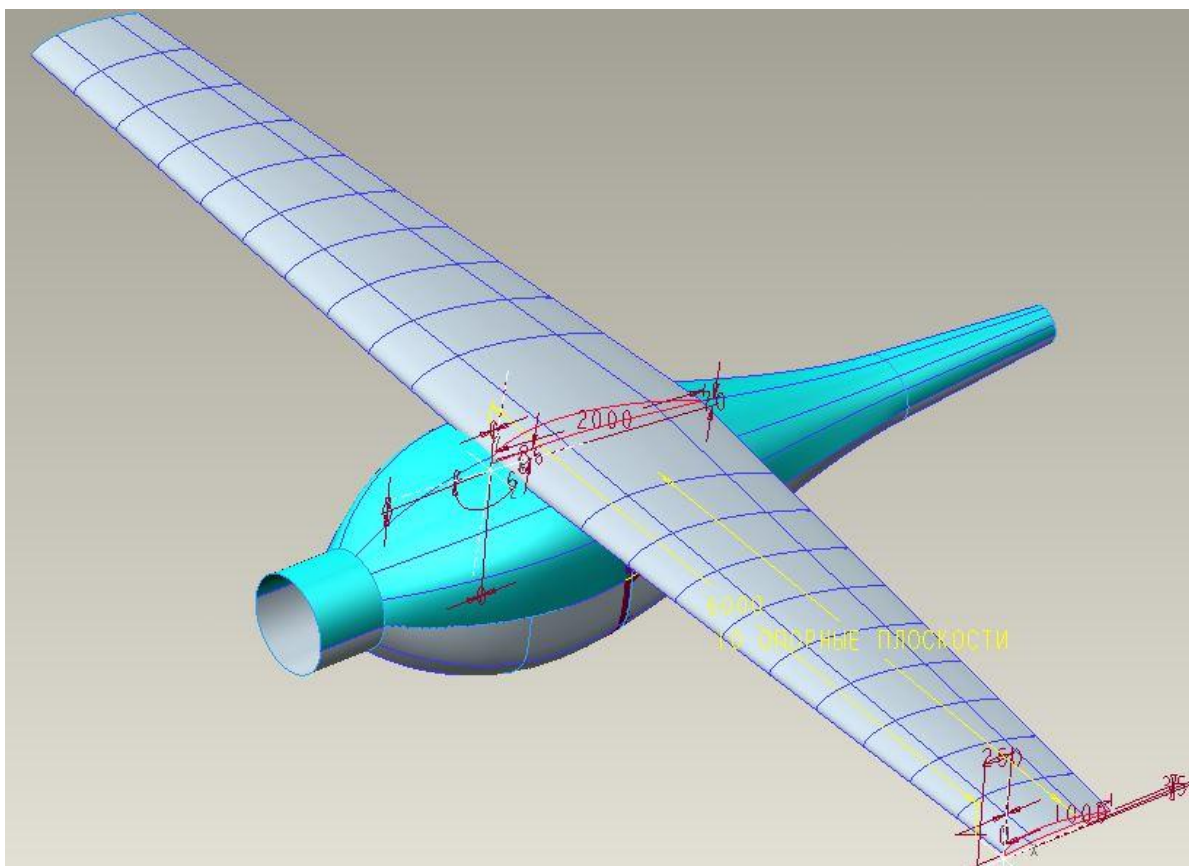


Рис. 3. Поверхнева модель літака для моделювання

Аеродинамічні навантаження моделі були розраховані методом скінчених елементів у програмі *Simulatoin CFD* (пробна версія, рис. 4).

Проведено обчислення для кутів атаки 0, 2, 4, 6 і 8 градусів для розмірів моделі, представлених на рис. 1. Результати розрахунків із використанням графічного інтерфейсу користувача порівняні із результатами кінцевоелементних розрахунків у табл. 1.

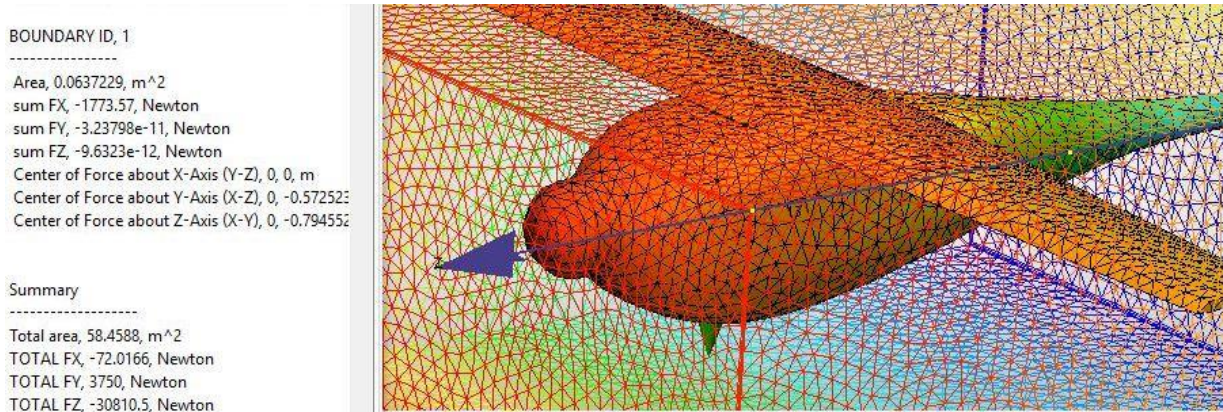


Рис. 4. Розрахунок навантажень методом скінчених елементів

Таблиця 1.

Порівняння результатів розрахунків аеродинамічних навантажень

Кут атаки, град	Графічний інтерфейс користувача		Метод кінцевих елементів	
	Підйомна сила, Н	Сила опору, Н	Підйомна сила, Н	Сила опору, Н
0	28500	4200	27400	6100
2	37600	6900	37460	7400
4	48400	10000	48030	9874
6	59300	14200	57670	12900

Підбір коефіцієнтів $c_p=2,5$ та $c_f=0,4$ дає прийнятне співпадіння результатів розрахунків.

Видовження фюзеляжу бралось $\lambda = 4,3$, однак попереднє моделювання (рис. 5) методом кінцевих елементів показало, що в межах робочих значень видовжень фюзеляжу від 3 до 6 профільний опір фюзеляжу мало залежить від його видовження.

Збільшення опору від збільшення видовження склало не більше 10%, що порівняне із похибкою самого методу кінцевих елементів (при розмірі сітки 0,2 м). Тому в інтерфейсі видовження фюзеляжу враховувалось лише для розрахунку площі повздожнього перетину фюзеляжу.

Оскільки у моделі літака типу А 32 великий початковий кут встановлення крила (орієнтовно 5 градусів), найбільша розрахована аеродинамічна якість склала 5 за кута атаки 2 град. Розрахована потужність двигуна під час максимальної аеродинамічної якості складає близько $58,8 \text{ кВт} = 80 \text{ к.с.}$, що близько до наявної потужності двигуна літака прототипу (100 к.с.).

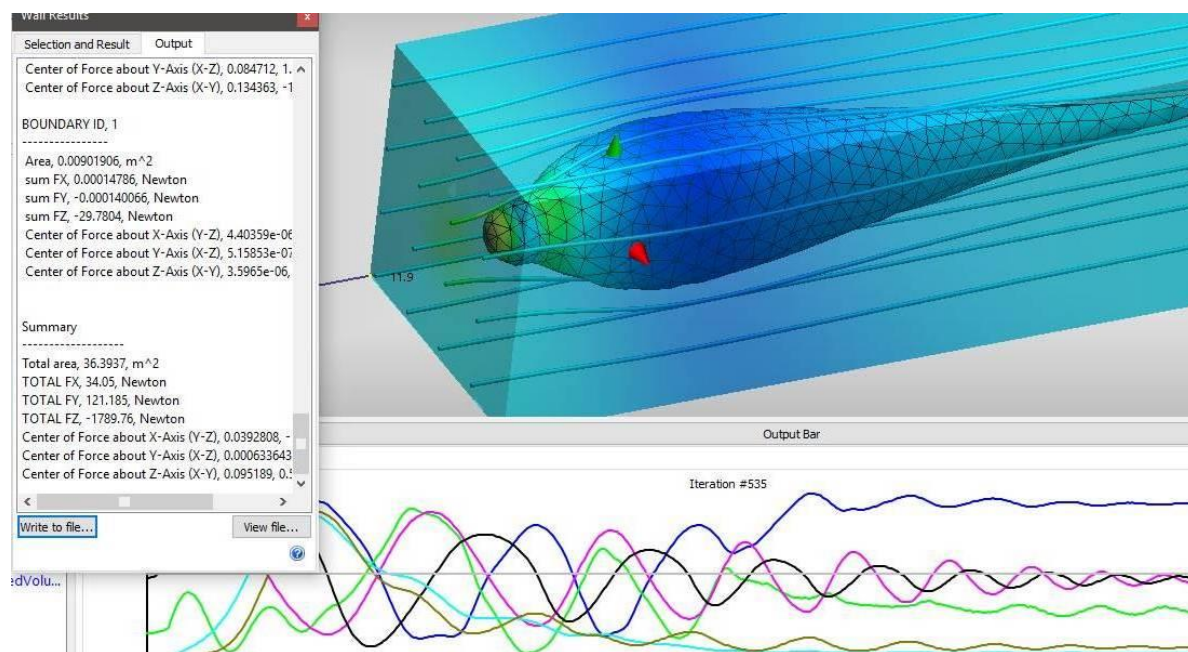


Рис. 5. Розрахунки аеродинамічного опору фюзеляжу

Висновки

Використання розробленого програмного комплексу разом із програмами кінцево-елементних розрахунків дозволяє швидко і з достатньою точністю проводити розрахунки літальних апаратів будь якої аеродинамічної форми. Похибка розрахунків аеродинамічних навантажень у діапазоні робочих кутів атаки не перевищуватиме 20 %. Запропонований метод побудови графічного інтерфейсу може бути використаний розробниками літальних апаратів для верифікації своїх розрахунків та швидкого підбору компоновки і геометричних параметрів літака. Оскільки графічний інтерфейс користувача написаний у відкритому коді C# [3], то дозволяє швидко його модифікувати та наповнювати статистичними даними інших профілів.

У GUI передбачено зручне введення геометричних та фізичних параметрів, необхідних для розрахунків, та виведення результатів обчислення принципів характеристик. Обчислення аеродинамічних характеристик в межах інтерфейсу здійснюється за допомогою звичайних математичних виразів, які описують відомі закони аерогідромеханіки. Перевірка роботи графічного інтерфейсу користувача здійснена на основі моделі відомого українського літака А32 виробництва компанії «Аеропракт».

Список використаної літератури

1. С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лушин. Атлас аеродинамических характеристик крыловых профилей / Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 1994. – 76 с.

2. Д. М. Прицкер, Г. И. Сахаров *Аэродинамика*. – М.: Машиностроение, 1968. – 310 с.
3. Джон Скит. С#. *Программирование для профессионалов* / Издательский дом «Вильямс», 2014 – 598 с.