

УДК 533.696.6

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804212019197609>В. В. Лапушенко¹, бакалавр, О.П. Мариношенко², доцент, к.т.н.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПЕРЕВАГ ВИКОРИСТАННЯ ІНТЕГРАЛЬНОЇ КОМПОНОВКИ ДЛЯ ЛЕГКОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

En

This article compares the classical and integrated configurations for light UAV using the FLIRT Surnia UAV created for remote laser scanning of the Earth surface as an example. The classic design contains the equivalent wing and fuselage. Aerodynamics and strength calculations are carried out using the finite element method. Relative maximum stresses, drag coefficients, and lift are determined. The aerodynamic calculation of the classical design was verified using the methodology described in the manual for designers of aircraft of their own construction. The findings summarize the advantages and disadvantages of the integrated layout.

Ru

В данной статье происходит сравнение классической и интегральной компоновок для лёгкого беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на примере БПЛА *FLIRT Surnia*, который создан для дистанционного лазерного сканирования поверхности Земли. В качестве классической выступает конструкция с эквивалентным крылом и фюзеляжем. Расчёты аэродинамики и прочности проводятся методом конечных элементов. Определяются относительные максимальные напряжения, коэффициенты сопротивления, подъемной силы. Выполнена проверка аэродинамического расчёта классической схемы по методике приведённой в руководстве для конструкторов летательных аппаратов собственной постройки. В выводах приведены полученные преимущества и недостатки интегральной компоновки.

Вступ

Інтегральна аеродинамічна схема означає наявність усіх елементів нормальної аеродинамічної схеми, однак ці елементи плавно переходять (інтегрують) один із одним. Підйомну силу у такій схемі створює не тільки крило, а і фюзеляж. За такою схемою побудована велика кількість сучасних літаків-винишувачів (наприклад, МіГ-29, зображений на Рис. 1). Основною перевагою даної компоновки є менший опір і можливість значно збільшити внутрішній об'єм. При цьому значно змінюється розподіл об'ємів по довжині фюзеляжу, та у випадку їх неоптимального використання це може призвести до невиправданого збільшення міделю.

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського



Рис. 1. Літак МіГ-29

Вперше інтегральна компоновка була використана на літаку *Westland Dreadnought* (Рис. 2). Нажаль, у першому ж польоті відбулася катастрофа, точну причину якої встановити не вдалось. Після цього даний літак більш не підіймався у повітря.

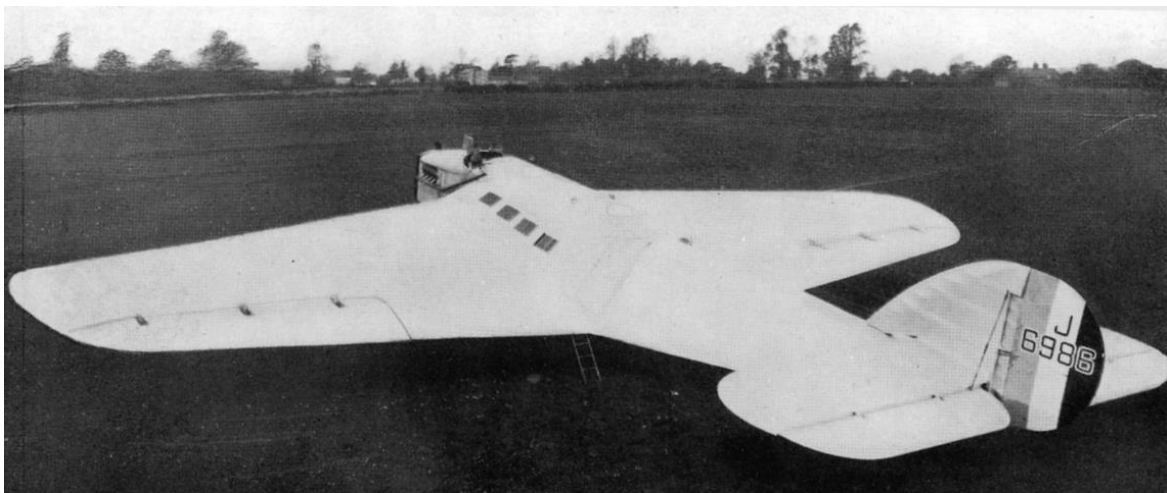


Рис. 2. Літак *Westland Dreadnought*

Постановка задачі

Дослідити переваги інтегральної компоновки БПЛА для лазерного дистанційного сканування поверхні Землі (Рис. 3) у порівнянні із класичною компоновкою із таким же міделем фюзеляжу для можливості розміщення всього необхідного обладнання.



Рис. 3. БПЛА *FLIRT Surnia*

Визначення геометрії крила відповідного видовження та площі фюзеляжу відповідного міделя

Площа поверхні БПЛА *FLIRT Surnia* (консолей крила та фюзеляжної частини) становить $0,69 \text{ м}^2$. Розмах крила – $2,8 \text{ м}$. Отже видовження крила дорівнює $11,4$. Коренева та кінцева хорда трапецієвидного крила зі звуженням два аналогічної площі та розмаху будуть становити $0,33 \text{ м}$ та $0,165 \text{ м}$ відповідно. Кут V -подібності прийнятий 4° , такий же, як і на даному БПЛА. Геометрична крутка – 2° .

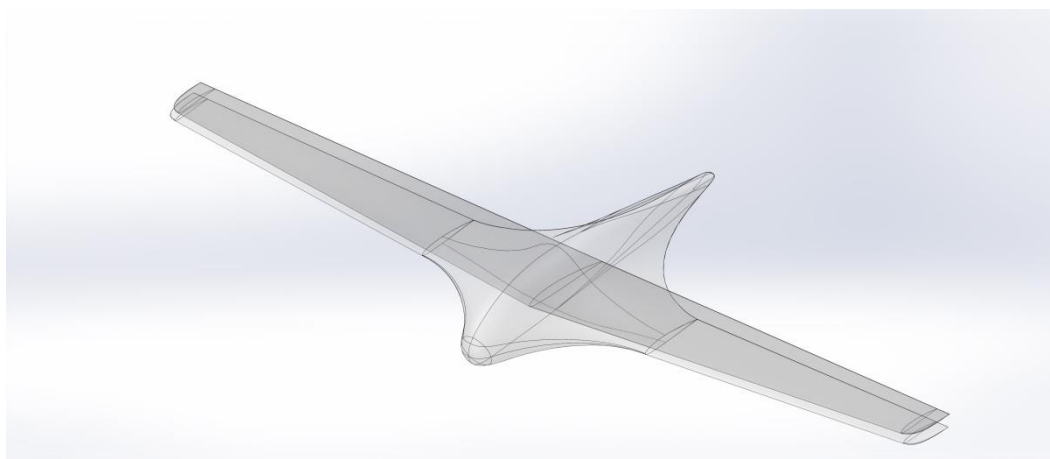


Рис. 4. Отримане крило та поверхня БПЛА *FLIRT Surnia*

Для фюзеляжу була вибрана каплевидна форма, так як вона дає найменший аеродинамічний супротив. Діаметр фюзеляжу – $0,32 \text{ м}$, кут встановлення крила – 4° .

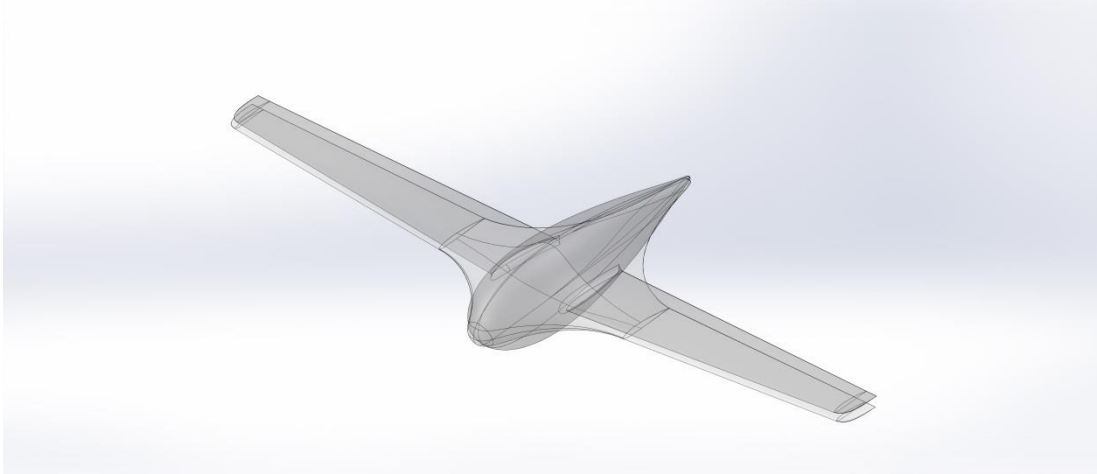


Рис. 5. Крило та фюзеляж з відповідними характеристиками

Порівняння розподілу напружень

Для спрощення порівняння була вибрана конструкція монокок. Так як вона не відображає внутрішню конструкцію насправді, то абсолютні напруження не відповідають дійсності, проте їх можна використовувати відносні напруження у разі порівняння двох компоновок.

У разі інтегральної компоновки відбувається різке зменшення напружень під час переходу від консольної частини крила до фюзеляжної частини, за рахунок збільшення будівельної висоти, це можна побачити на **Помилка! Джерело посилання не знайдено.**

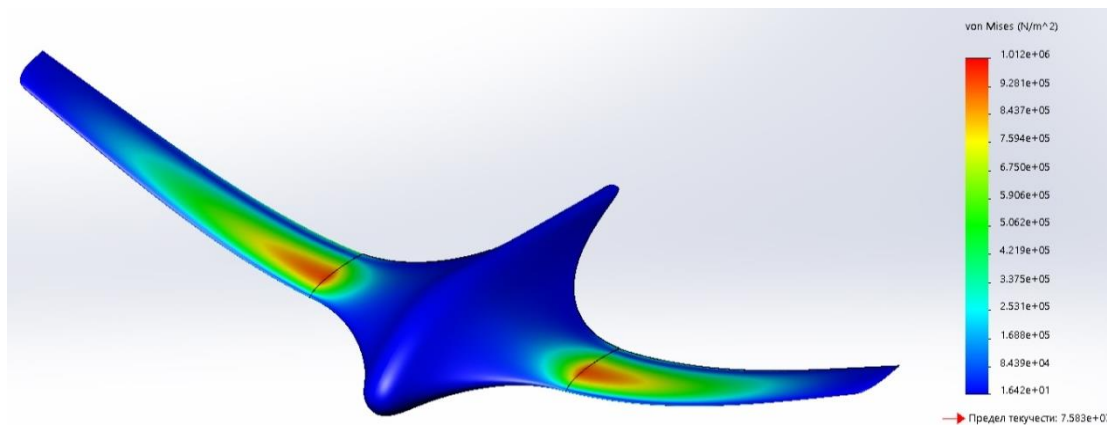


Рис. 6. Графік розподілу напружень по поверхні БПЛА *FLIRT Surnia*

За використання класичної компоновки найбільші напруження виникають у місці стику крила та фюзеляжу. При цьому вони на 32% більші, ніж у разі використання відповідної інтегральної компоновки.

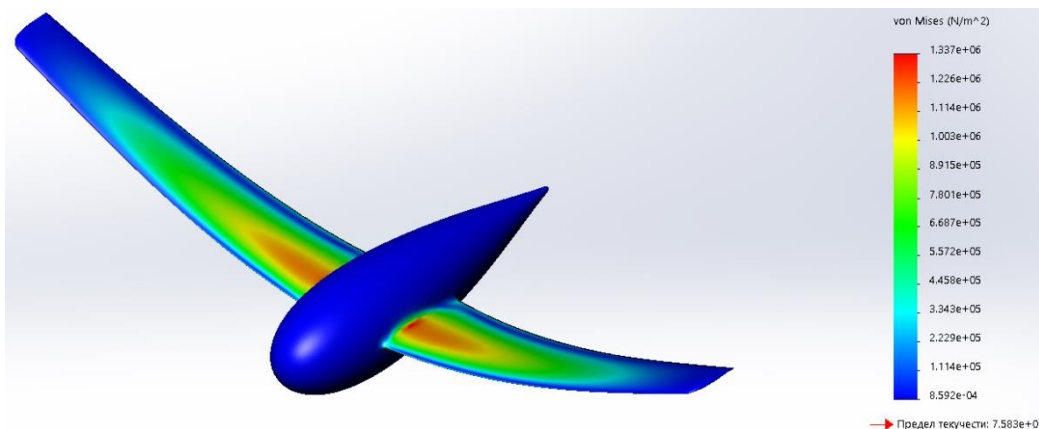


Рис. 7. Графік розподілу напружень по поверхні відповідної класичної компоновки

Порівняння аеродинамічних характеристик

Визначення аеродинамічних характеристик відбувалось за допомогою методу скінченних елементів у *Ansys Fluent*. Отримані результати наведені у табл. 1 та табл. 2.

Таблиця 1.

Аеродинамічні характеристики у разі класичної компоновки

α	C_y	C_x крила	C_x фюзеляжу	C_x сум.	K
-2	0,330504	0,016016	0,007642	0,023658	14,0
0	0,507687	0,02222	0,00805	0,03027	16,8
2	0,68451	0,030914	0,009571	0,040485	16,9
4	0,864123	0,042205	0,012428	0,054633	15,8
6	1,033906	0,056541	0,01626	0,072801	14,2
8	1,150084	0,076191	0,02144	0,09763	11,8
10	0,934981	0,174537	0,038059	0,212595	4,4

Таблиця 2.

Аеродинамічні характеристики при інтегральній компоновці

α	C_y	C_x крила	C_x фюзеляжу	C_x сум.	K
0	0,493	0,0143	0,0113	0,0283	17,4
1	0,586	0,0167	0,0133	0,0325	18,0
2	0,676	0,0196	0,0155	0,0375	18,0
3	0,764	0,0228	0,0182	0,0434	17,6
4	0,852	0,0266	0,0215	0,0506	16,8
5	0,939	0,0308	0,0252	0,0587	16,0
6	1,034	0,0379	0,0296	0,0704	14,7
7	1,108	0,0468	0,0356	0,0857	12,9

α	C_u	C_x крила	C_x фюзеляжу	C_x сум.	K
8	0,997	0,0814	0,0516	0,1368	7,3
9	0,981	0,0907	0,0558	0,1513	6,5
10	0,915	0,1033	0,0614	0,1685	5,4

За отриманими даними побудовані графіки, зображені на (рис. 8 - рис. 10)

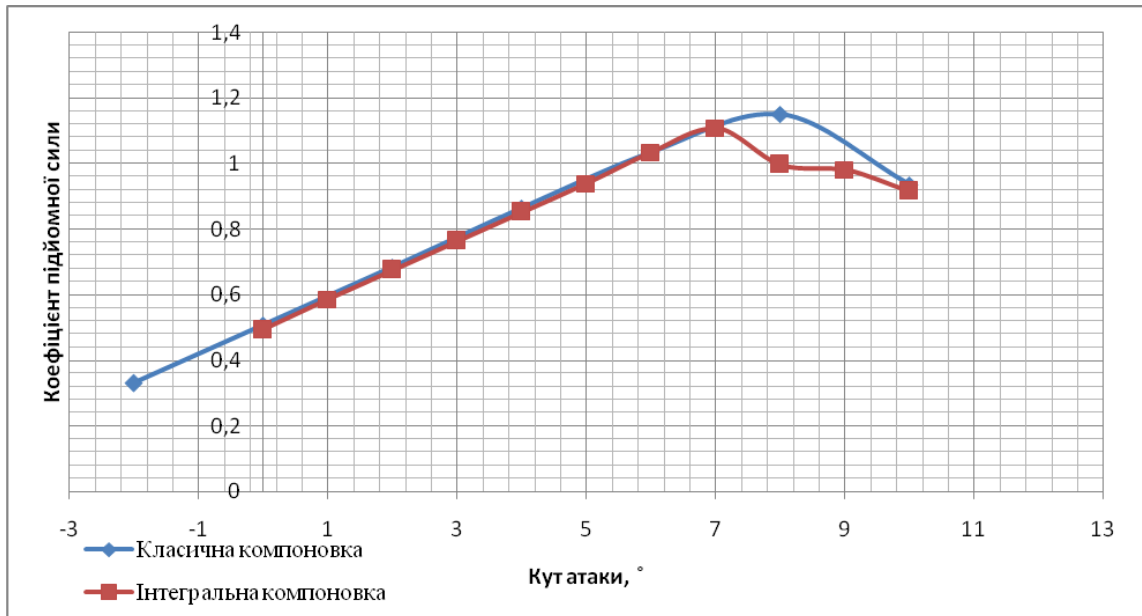


Рис. 8. Графік залежності коефіцієнту підйомної сили від кута атаки

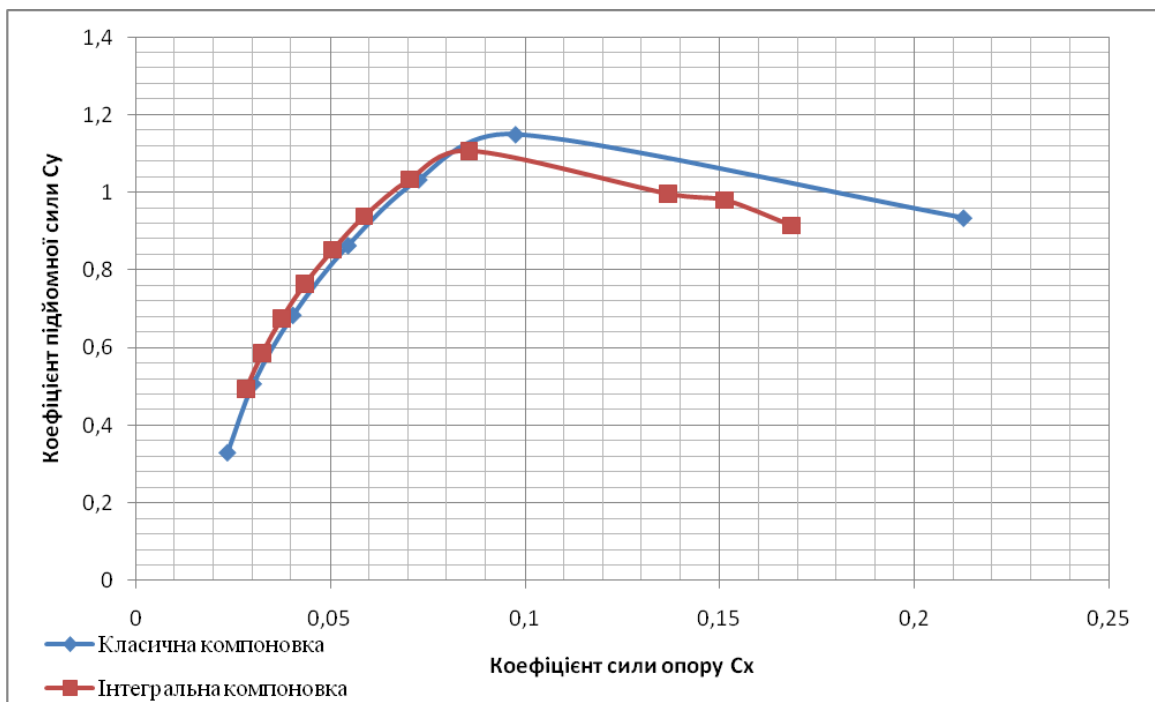


Рис. 9. Графік залежності коефіцієнту опору від коефіцієнта підйомної сили

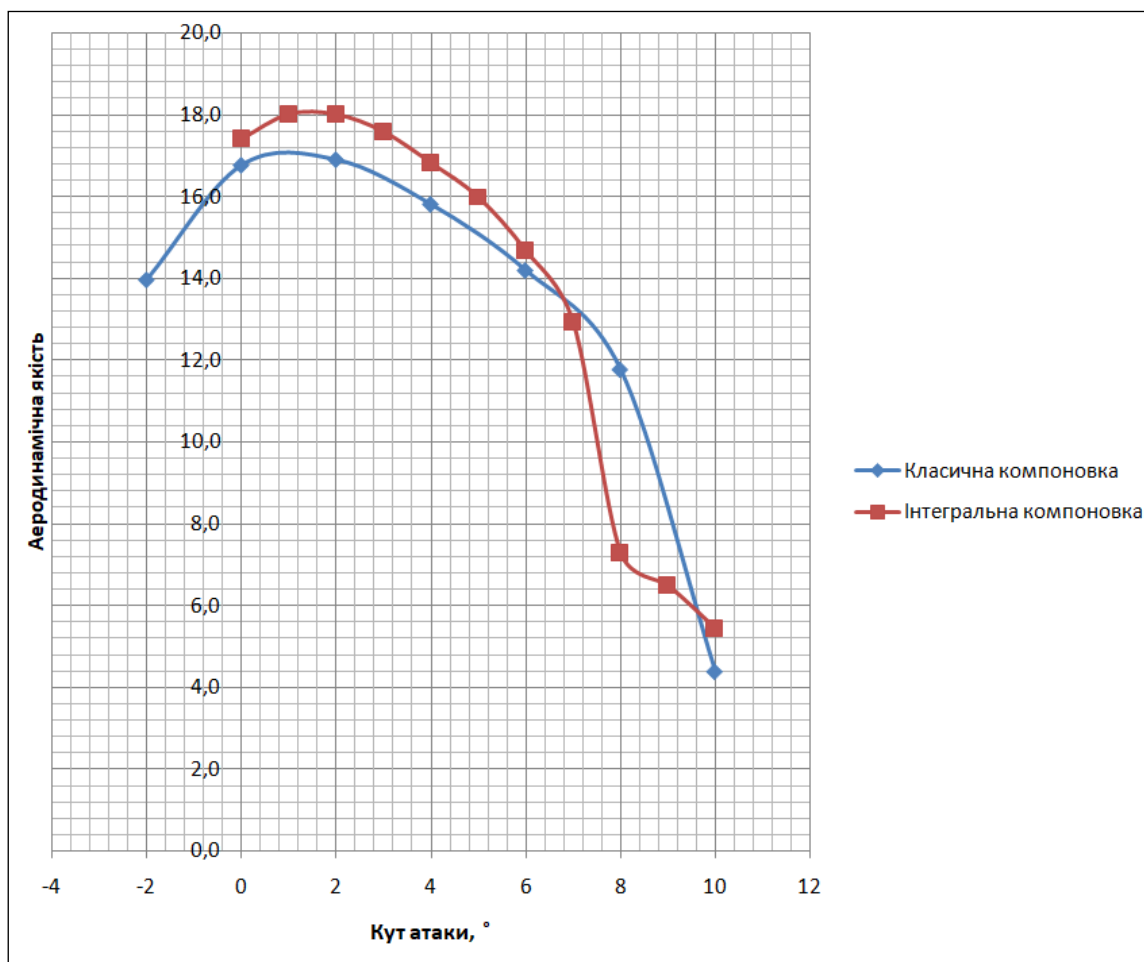


Рис. 10. Графік залежності аеродинамічної якості від кута атаки

Перевірка адекватності отриманих результатів

Для перевірки адекватності отриманих результатів проводимо обчислення аеродинамічних характеристик класичної компоновки за емпіричними формулами приведеними у керівництві для конструкторів літальних апаратів власної побудови. Число Рейнольдса для даного крила під час крейсерського режиму становить $350 \cdot 10^3$. Визначаємо C_{xf} за графіком наведеним на **Помилка! Джерело посилання не знайдено.**, $C_{xf} = 0,006$.

Визначаємо коефіцієнт, що враховує товщину профілю крила за графіком на **Помилка! Джерело посилання не знайдено.** Відносна товщина профілю 10,25%, профіль ламінаризований, отже точка турбулізації знаходиться приблизно на 40% хорди. Отримуємо $n_c = 1,25$.

Опір ізольованого крила на режимі нульової підйомної сили визначається за формулою:

$$C_{x0ізкр} = C_{xf} \cdot n_c.$$

Отже, $C_{x0ізкр} = 0,0139$. Опір крила на режимі нульової підйомної сили визначається за формулою:

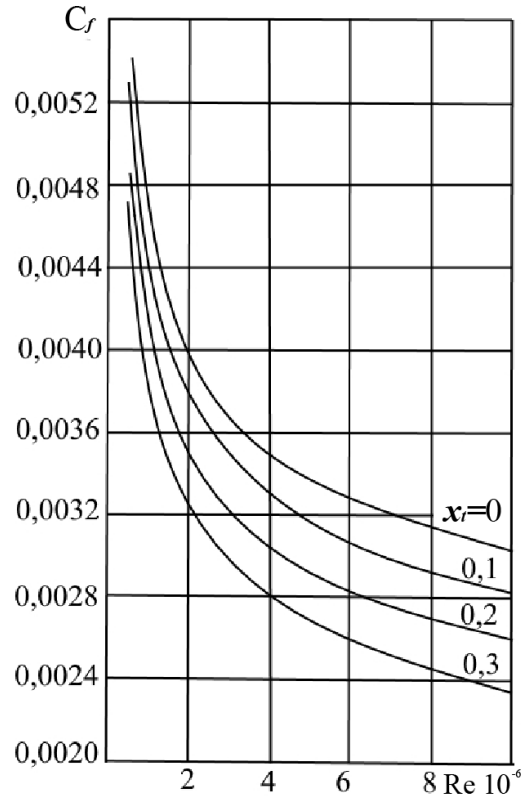


Рис. 11. Графіки залежності коефіцієнта тертя опору від числа Рейнольдса та положення точки турбулізації

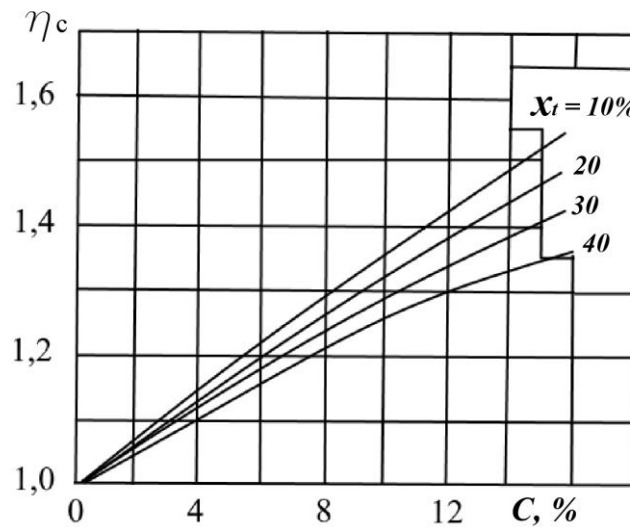


Рис. 12. Графіки залежності коефіцієнта товщини профілю крила

$$C_{x0кр} = C_{x0ізкр} \left(1 - k_{\text{інт}} \cdot S_{\text{крф}} / S_{\text{кр}} \right).$$

де $k_{\text{інт}}$ – коефіцієнт інтерференції, який враховує взаємне розташування крила і фюзеляжу, для середнього плану його значення становить 0,85;
 $S_{\text{крф}}$ - частина хорди крила, що перекривається фюзеляжем; $S_{\text{кр}}$ – площа крила. Отримуємо $C_{x0кр} = 0,0124$.

Розділ 2. Механіка

Індуктивний опір крила залежить від поточного значення коефіцієнту підйомної сили та визначається за формулою:

$$C_{xi} = C_y^2 \cdot (1 + d) / pl.$$

Коефіцієнт d враховує форму крила в плані. Для прямокутного крила $d = 0,05$, для еліптичного – $d = 0$.

Опір фюзеляжу визначається за формулою:

$$C_{xf} = C_f n_c F_\phi / S_{кр},$$

де C_f – коефіцієнт тертя опору плоскої пластини, який визначається з наступного графіка (рис. 13 **Помилка! Джерело посилання не знайдено.**);

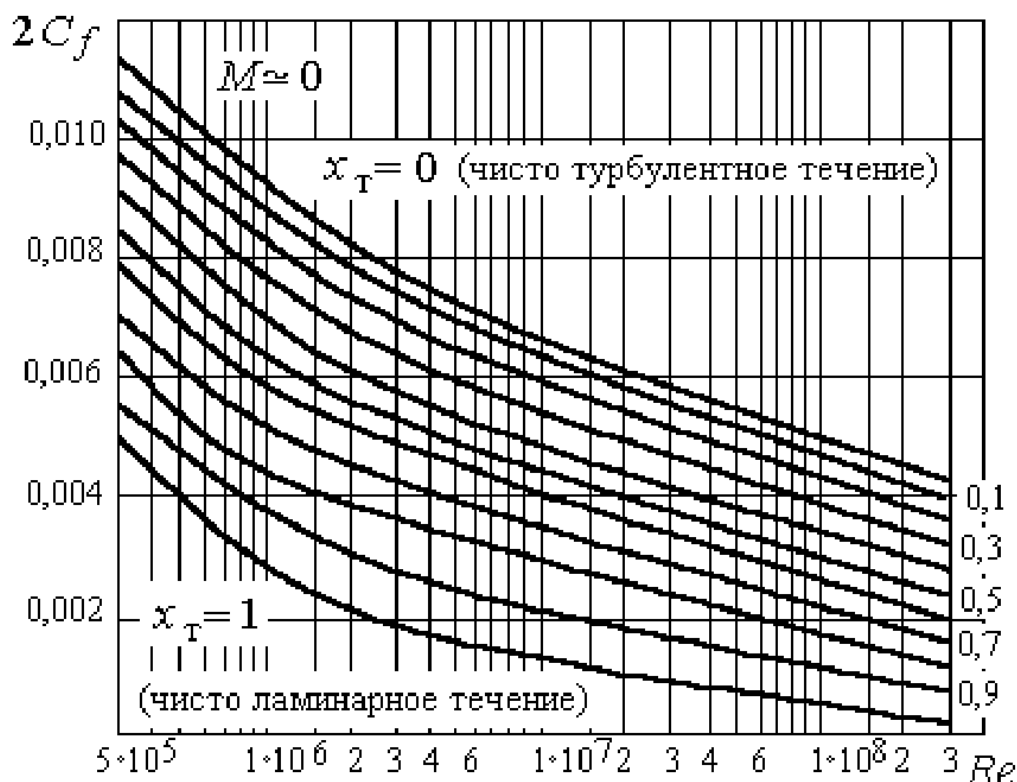


Рис. 14. Графіки визначення коефіцієнту тертя опору плоскої пластини

Коефіцієнт n_c враховує перехід від тертя плоскої пластини до тертя на криволінійних поверхнях фюзеляжу та визначається за графіком показаним на рис. 14.,

F_ϕ – омивана площа фюзеляжу; $S_{кр}$ – площа крила, отже $C_{xf} = 0,0083$.

Просумувавши опір крила за різних значеннях коефіцієнтів підйомної сили та опір фюзеляжу отримуємо дані, що наведені у табл. 3.

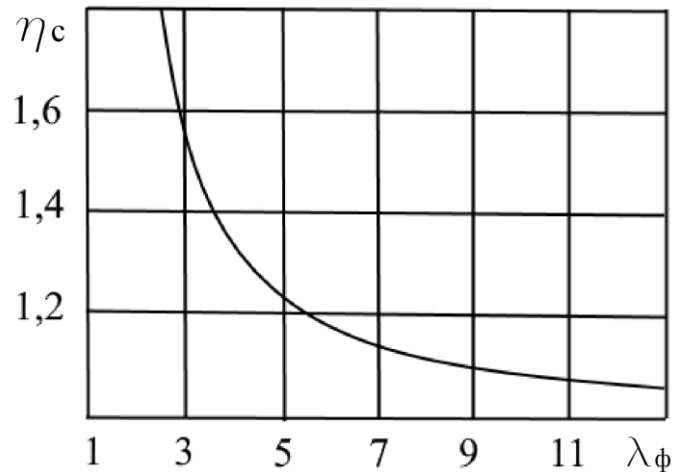


Рис. 14. Графіки визначення коефіцієнту переходу від тертя плоскої пластини до тертя на криволінійних поверхнях фюзеляжу

Таблиця 3.

Коефіцієнти підйомної сили та сили опору

C_y	C_x
0	0,0207
0,1	0,0210
0,2	0,0220
0,3	0,0236
0,4	0,0258
0,5	0,0287
0,6	0,0322
0,7	0,0363
0,8	0,0411
0,9	0,0465
1	0,0525
1,1	0,0592
1,2	0,0666

За даними цієї таблиці побудована поляра БПЛА класичної компоновки отримана за керівництвом для конструкторів літальних апаратів власної побудови та порівняна із полярою отриманою за допомогою *Ansys Fluent* (рис. 15).

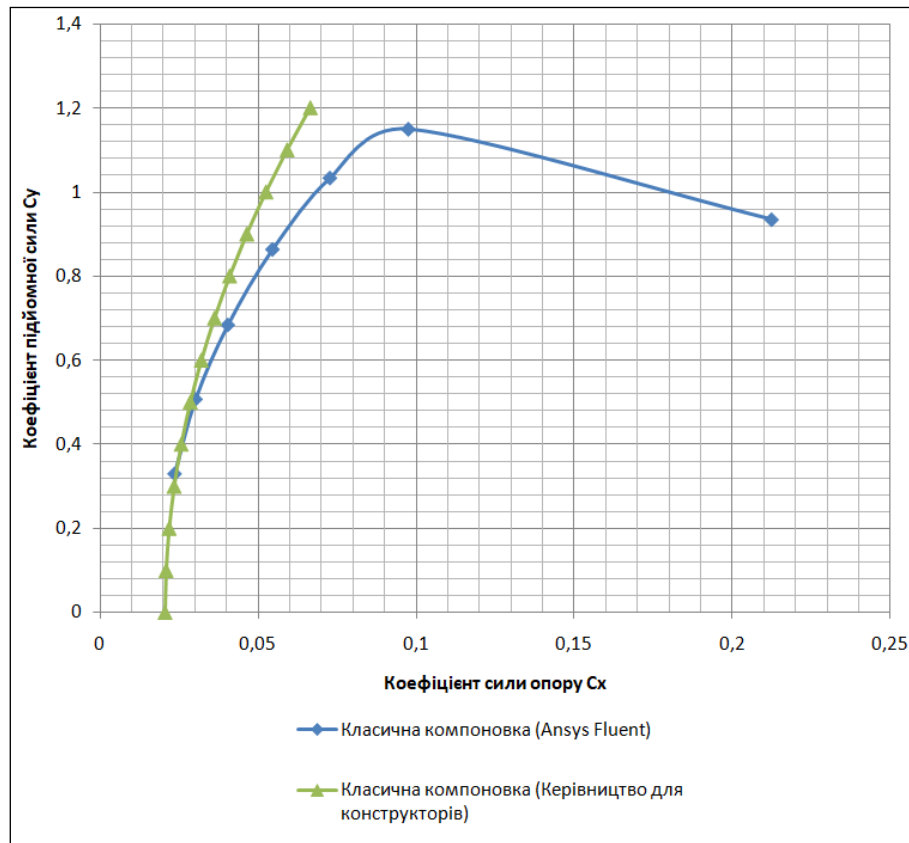


Рис. 15. Порівняння результатів отриманих різними методами

Висновки

У ході даного дослідження були отримані наступні результати порівняння інтегральної та класичної компоновок:

- Максимальні напруження за інтегральної компоновки менші на 32%;
- $C_{y_{\max}}$ інтегральної компоновки менший на 4%;
- Максимальна аеродинамічна якість інтегральної компоновки більша на 6,5%.

У разі порівняння результатів розрахунку аеродинамічних характеристик які отримані за допомогою різних методів можна побачити майже повний їх збіг при близьких до крейсерських C_y . Це може слугувати підтвердженням можливості виконувати порівняння аеродинамічних характеристик подібних моделей у *Ansys Fluent*.

Список використаних джерел

1. Атлас авиации [Електронний ресурс]. – 2013. – Авиация это просто: http://aviacub33.ru/-page_id=703.htm.
2. Уголок неба [Електронний ресурс]. – 2014. – Westland Dreadnought: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/dreadnought.html>.

3. W-dog.com [Електронний ресурс]. – 2014. – Миг-29 обои: <https://w-dog.ru/wallpaper/mig-29-mig-29-mnogocelevoj-istrebitel/id/280904/>
4. *Серьёзов А. Н.* Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодеятельной постройки (РДК СЛА). / А. Н. Серьёзов. – Новосибирск: Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 1989.
5. *Кузнецов С.* Пошаговое руководство по расчёту легкого самолёта / С. Кузнецов, 2011.