

О.Ю Зоренко
(учень 10 класу фізико-математичного ліцею «ФІМЛП», Україна)

Безпілотні літальні апарати аеродинамічної схеми "Качка" з крилами прямої та оберненої стрілоподібності.

Сучасні методи ведення війни вимагають використання безпілотників різних аеродинамічних схем для розв'язування задач різних типів. Однією із таких схем є аеродинамічна схема «Качка». Літаки цієї схеми мають низку унікальних властивостей не притаманних іншим, дослідження цих властивостей, а також льотних і технічних характеристик з різними конфігураціями крил на матеріальній та симуляційній моделі було однією із головних задач в роботі.

При обговоренні впливу розташування хвоста в передній або задній частині літака основна увага приділяється тангажу, визнаючи, що на поведінку по цій осі впливає розташування хвоста. Критерієм, що надалі буде розглядатись стане стійкість. Стійкість може бути досягнута для будь-якої конфігурації планера шляхом розташування центру ваги перед центром підйімальної й аеродинамічної сил. Доступний діапазон залежить від конфігурації й площі хвостового оперення та його розташування.

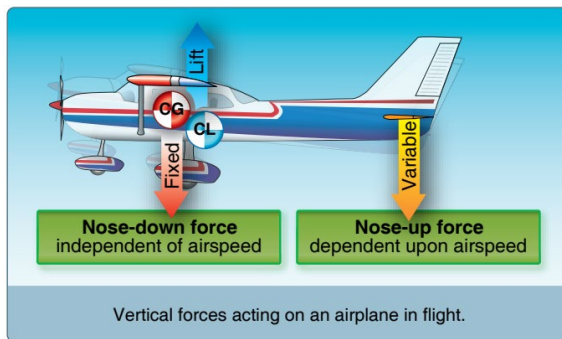


Рисунок 1.1 – Розташування CG і CL для літака нормальної аеродинамічної схеми.

У стабільному звичайному літаку межа переднього центру ваги визначається в першу чергу здатністю хвоста підіймати носове колесо для відриву від землі під час зльоту. Для літаків з канардом, розташування центру ваги може залишатися незмінним за умови використання аналогічної площі хвостового оперення і моментного важеля. Однак, оскільки канард ефективно переміщує центр підйімальної сили вперед завдяки створеній підйімальної сили канардів, діапазон стійкості значно зменшується.

Проте збільшення площі канардів зміщує межі центру ваги вперед і збільшує доступний діапазон центру ваги. Це призводить до того, що

практичний діапазон центру ваги розташовується перед передньою ребром крила, при цьому канард несе більше навантаження, ніж крило і вимагає відносно високого значення підйімальної сили. Щоб зменшити його максимальний дестабілізаційний ефект, бажано мати невеликий нахил канарду вниз підйімальної сили з урахуванням лобового опору цієї поверхні.

Кількість досліджень з літаками оберненої стрілоподібності невелика. Найбільшим з них є дослідження літака Grumman X29, саме його конструкційні рішення розглядалися під час проектування та реалізації крил оберненої стрілоподібності на дослідницькій моделі.



Рисунок 1.2 – Фото Grumman X29.

Цікавою характеристикою цього літака є його стабільність, а точніше її практична відсутність. Grumman X29 був оснащений новітнім на той час бортовим комп'ютером, що відсилав близько 40 команд щосекунди для утримання стабільного положення літака в просторі. Хоча цікавим фактом є те, що він зберігав високу керованість на високих кутах атаки $[45^\circ - 67^\circ]$, це високий показник, що і надає унікальності літакам з подібною конфігурацією крил і можливо визначає, що крила оберненої стрілоподібності мають кращі характеристики за крила прямої стрілоподібності при високих кутах атаки.

На основі теоретичних даних була спроектована та побудована дослідницька модель літального апарату аеродинамічної схеми «Качка» з можливістю заміни крил. На дослідницьку модель була встановлена вимірювальна електроніка у вигляді польотного контролера та приймача з підтримкою телеметрії. Це надало можливість отримувати дані з про швидкість, висоту та споживання електроенергії в реальному часі на екран телеметрії апаратури керування. Головною метою стало визначення льотних та технічних характеристик, а також впливу крил оберненої стрілоподібності на характеристики літака.



Рисунок 1.3 – Дослідницька модель з крилами прямої та оберненої стрілоподібності.

По завершенню будівництва відбулася серія тестових польотів, що показала такі результати:

Таблиця 1.1

Отримані льотно-технічні характеристики для конфігурації з крилами прямої стрілоподібності

Характеристика	Параметр
Середнє споживання електроніки	58 Ампер
Мах(споживання електроніки)	64 Ампер
Мах(час польоту)	4 хвилин 53 секунд.
Мах(швидкість)	84 км/год
Середня швидкість	66 км/год
Мах(досягнута висота)	102 метри
Час обертв на 360°	12 секунд
Орієнтовна дальність польоту	5.5 км

Це отримані числові характеристики літака, але вони не єдині. Було визначено точний центр ваги літака для конфігурації з крилами прямої стрілоподібності та орієнтовне визначення центру ваги для крил оберненої стрілоподібності. Ще однією особливістю стало високе споживання електроніки. Це сталося через неефективну силову установку представлену двома імперлерними двигунами. Ще однією проблемою цих двигунів стала їх тяга. В конфігурації з двома силовими установками вона сягала 782 грамів, при масі самої моделі 1150. Проте, навіть за таких умов літак досягнув гарних

швидкісних характеристик, що може свідчити про низький аеродинамічний опір.

Польоти з крилами оберненої стрілоподібності доказали теоретичну базу. Літаки з такою конфігурацією потребують точно визначеного центру ваги в іншому випадку вони нестабільні в осі тангажу.

На основі креслень, була створена тривимірна модель літака.

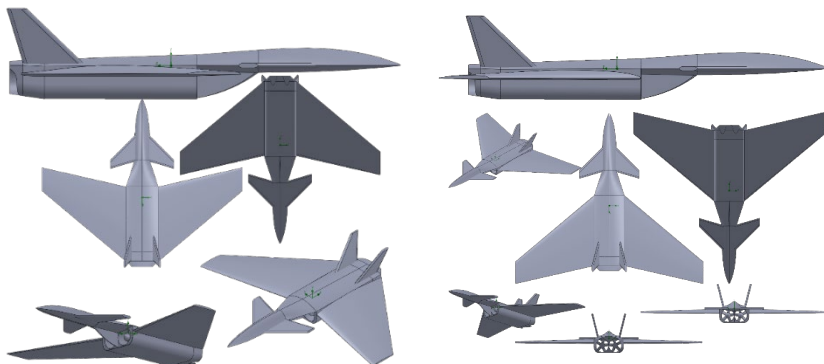


Рисунок 1.4 3D модель створеного літального апарату

3D створена в середовищі SolidWorks допомогла встановити деякі характеристики літака завдяки можливості симуляції в програмному комплексі SolidWorks Flow Simulation. Цей інструмент дозволив симулювати потоки повітря та отримати результати для аналізу. Основними характеристиками для дослідження стали:

Підймальна сила та сила опору залежно від кута атаки.

Відношення підймальної сили до сили опору залежно від кута атаки

Для простоти подальшої взаємодії з цими характеристиками, введемо умовні позначення:

LF – Підймальна сила

DF – Сила опору

AOA – Кут атаки

K – Коефіцієнт аеродинамічної якості [LF/DF]

На основі отриманих даних ми створили графіки для аналізу даних:

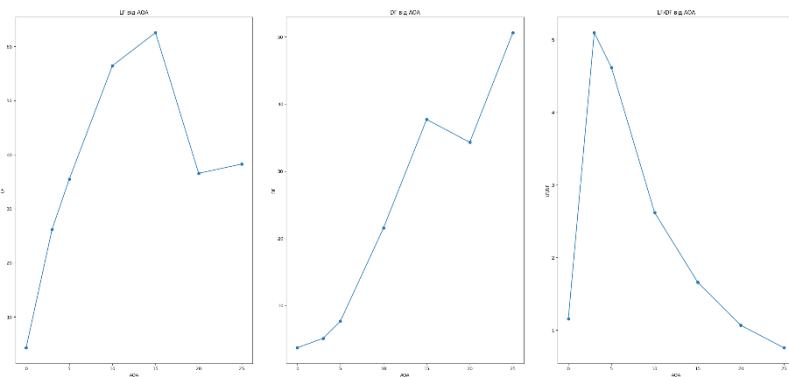


Рисунок 1.5 – Графіки відношення LF ; DF ; LF/DF відносно АОА з крилами прямої стрілоподібності

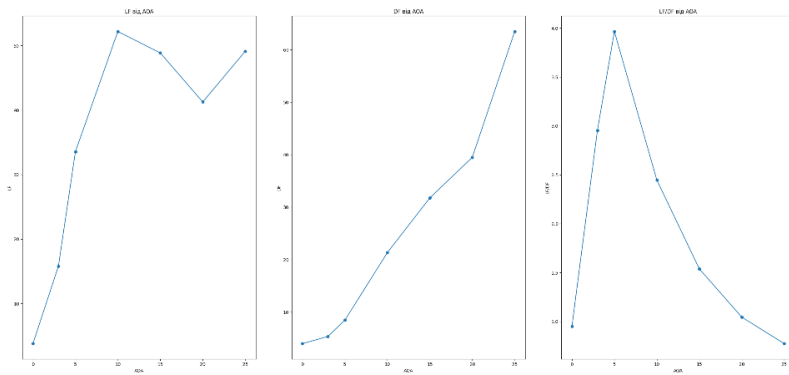


Рисунок 1.6 – Графіки відношення LF ; DF ; LF/DF відносно АОА з крилами оберненої стрілоподібності

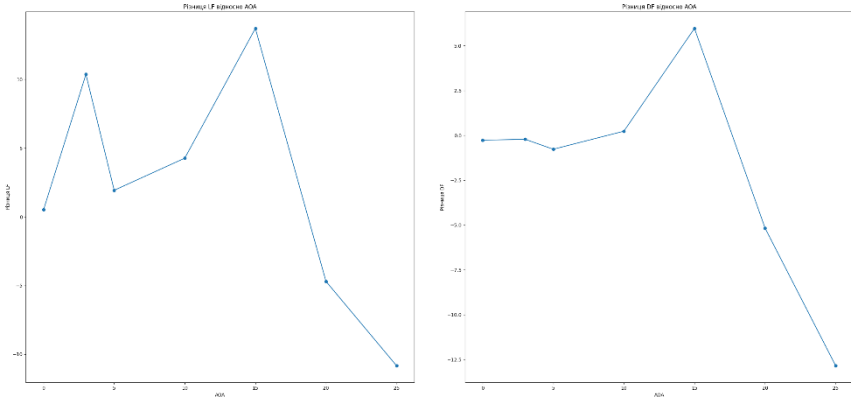


Рисунок 1.7 – Графіки різниці результатів LF; DF між крилами прямої та оберненої стрілоподібності

В підсумку, з отриманих даних ми отримуємо, що для крил прямої стрілоподібності при силі опору близькій до 4.4Н і LF близькій до 24Н досягається максимальна аеродинамічна якість – 5.4, проте оптимальним кутом для польоту і набору висоти є кут атаки $\approx 2^\circ$, саме при такому куті досягається достатня підймальна сила для утримання дослідницької моделі в повітрі, при найменшому аеродинамічному опорі. Ці показники також підтверджують і тестові польоти, під час яких доводилося підтримувати невеликий кут для утримання висоти.

Стосовно крил оберненої стрілоподібності, як відомо з ними дослідницька модель не змогла завершити серію іспитів, через неправильний центр ваги. Ще однією з можливих проблем міг стати неправильний аеродинамічний профіль крила, що показав меншу ефективність на малих кутах атаки, аніж крило прямої стрілоподібності.

Завдяки графікам отриманих з симуляції, ми можемо судити, що політ дослідницької моделі з такою конфігурацією крил можливий, проте він буде гіршим через збільшений аеродинамічний опір, та зменшену підймальну силу менших кутах атаки до 18° . Потрібно зауважити, що на симуляційній моделі було підтверджено, що крила оберненої стрілоподібності показують кращі результати підймальної сили, аніж крила прямої стрілоподібності. Це також описувалось в теорії.

Висновки

Використана електроніка показала свою ефективність в знятті даних, а її функціонал дозволяє проводити польоти за різною конфігурацією, це дозволяє отримувати кращу і детальнішу інформацію про льотно-технічні характеристики літака.

Попри слабку силову установку, були досягнуті непогані льотно-технічні характеристики. Потрібно відзначити стабільність і керованість польоту, а також його високу середню швидкість. Завдяки цим параметрам цей літак може стати непоганим дроном камікадзе, проблематика лише в вантажопідіймальності й дальності польоту через неефективну силову установку.

На підставі аналізу результатів моделювання та дослідження наявної технічної літератури було висунуто припущення: крила оберненої стрілоподібності мають кращі характеристики при високих кутах атаки, на відмін від крил прямої стрілоподібності, але літак з крилами оберненої стрілоподібності менш стабільний за літак з крилами прямої стрілоподібності. Також для крил оберненої стрілоподібності дослідницької моделі притаманні нижчі результати підіймальної сили і вищі сили опору в загальному, на відмін від крил оберненої стрілоподібності.

В процесі дослідження дослідницької моделі літака було вперше випробувано схему "качка" із задньо-розміщеним крилом оберненої стрілоподібності й хоча така схема не показала польотних результатів, але завдяки тестовим польотам і аналізу ми знаємо причини: неправильний цент ваги, неправильний аеродинамічний профіль крила і загальна неефективність для вибраної дослідницької моделі. Ця інформація може допомогти надалі конструювати кращі літаки не повторюючи цих помилок.

Список літератури

1. Розробка та тестування експериментального літака аеродинамічної схеми «Качка». Автори: Зоренко.О.Ю