

DOI 10.33099/2786-7714-2026-1-10-97-106

УДК 623.746-519

¹Брега Дмитро Андрійович (кандидат технічних наук)

<https://orcid.org/0000-0002-5134-4351>

¹Бахін Василь Миколайович

<https://orcid.org/0009-0002-6774-3266>

²Шабанов Павло Павлович

<https://orcid.org/0000-0003-4297-5534>

¹Гумений Андрій Михайлович (кандидат технічних наук, доцент)

<https://orcid.org/0000-0003-1020-6304>

¹Національний аерокосмічний університет “Харківський авіаційний інститут”, Харків, Україна

²Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ, Україна

Рукопис надійшов до редакції: 12.11.2025; Рукопис прийнято до друку після рецензування: 06.04.2026; Дата публікації: 30.05.2026

ПОПЕРЕДНЄ КОМПОНУВАННЯ ЗОВНІШНЬОГО ВИГЛЯДУ ЛЕГКОГО ДОЗВУКОВОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З РЕАКТИВНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ

У статті розглянуто сучасні тенденції розвитку безпілотних літальних апаратів, зокрема літакового типу з реактивними силовими установками. Показано, що досвід бойових дій в Україні та світі підтверджує ключову роль безпілотників у військовій і цивільній сферах. Проведено аналіз переваг і обмежень використання двигунів внутрішнього згорання, електричних та реактивних установок, із виокремленням особливостей малих турбореактивних двигунів для одноразових ударних безпілотних апаратів. Здійснено попереднє проєктування зразка реактивного безпілотного літального апарату із заданими тактико-технічними характеристиками, зокрема визначено масові параметри, геометрію крила та фюзеляжу, схему хвостового оперення, а також проведено розрахунок аеродинамічних характеристик за допомогою програмного комплексу Ansys Fluent. Отримані результати дали змогу побудувати поляру літального апарату та оцінити аеродинамічну ефективність у діапазоні дозвукових швидкостей. У статті обґрунтовано доцільність використання доступних малих турбореактивних двигунів серійного виробництва, зокрема Swiwin 300B, для створення оперативно-тактичних безпілотних літальних апаратів. Наведені розрахунки підтверджують можливість досягнення необхідної дальності, швидкості та корисного навантаження при збереженні простоти конструкції й відносно низької вартості. Отримані результати можуть бути використані у подальшому вдосконаленні методів розрахунку та оптимізації конструкції безпілотних літальних апаратів.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, реактивна силова установка, аеродинаміка, чисельне моделювання, турбореактивний двигун.

Вступ

Досвід бойових дій в Україні показав, що безпілотні літальні апарати (БпЛА) відіграють провідну роль у сучасній війні. Останні роки характер сучасної війни істотно змінився. Швидкий розвиток мікроелектроніки, авіації, балістики, систем протиповітряної оборони дозволили змістити акценти ведення війни у бік застосування високоточних систем зброї та безпілотних літальних апаратів за підтримки розвідувальної інформації з космосу. Сьогодні для отримання розвідувальної інформації та прийняття правильних рішень кожна бойова структура від взводу та вище повинна мати розвідувальні безпілотники. Але не тільки завдання пов'язані з розвідкою здатні виконувати безпілотні системи, а й безпосередньо приймати участь у бойових діях. Тим паче, що відсутність людини-пілота на борту зменшує вірогідність втрати цінного спеціаліста і

розширює маневреність та коло задач, які можуть бути виконані літальним апаратом.

У задачі військового застосування БпЛА входять:

розвідка (візуальна, радіотехнічна, біологічна, радіаційна);

коригування вогню по супротивнику;

забезпечення зв'язку та ретрансляція сигналу на полі бою;

нанесення бойових ударів по об'єктам, техніці та живій силі супротивника, як з допомогою навісного озброєння, так і жертвуючи собою (у разі якщо це дрон-камікадзе);

Відповідно до цих завдань, кожен тип БпЛА, в залежності від свого призначення, має свої тактико-технічні характеристики. Попри це в більшості випадків критеріями вибору параметрів для БпЛА в першу чергу є дальність та тривалість польоту. Крім цільової функції апарат повинен виконувати

ряд необхідних операцій та відповідати деяким вимогам. Наприклад, необхідно забезпечувати можливість запуску і посадки апарату в різних умовах, можливість транспортування апарату та допоміжного обладнання. І відповідно з цими вимогами можуть бути накладені додаткові обмеження, що впливають на компоновку та конструктив апарата.

БпЛА літакового та коптерного типів мають різні технічні характеристики та підходять до виконання різних типів завдань. Літаковий тип БпЛА має більшу вантажопідйомність, можливу швидкість польоту та радіус дії, що дозволяє використовувати їх у якості засобів розвідки, моніторингу, картографії, доставки невеликих вантажів (до 50-100 кг) на досить великі відстані (до 2000 км), учбових цілей при навчанні розрахунків ППО, тощо. Коптерні БпЛА мають набагато кращу маневреність і можливість зависати на одному місці, але менший радіус дії та менше корисне навантаження, що робить їх чудовими літаючими машинами тактичного рівня, що використовуються для ближньої розвідки місцевості, пошуків постраждалих при проведенні рятувальних операцій, зв'язку між групами людей чи окремими людьми та доставки малих вантажів

(до 10 кг) безпосередньо до рук адресата. Тобто кожен тип БпЛА має свої переваги та тип завдань.

Матеріали та методи

Дослідження спрямоване на визначення сучасної ніші реактивних БпЛА та оцінку актуальності їх створення. Аналіз новітніх джерел інформації вказує на недостатнє поширення такого типу апаратів. Це зумовлено не відсутністю завдань для їх застосування, а обмеженою кількістю практичних результатів розробок у цьому напрямку.

Використовуючи дані подібних досліджень з відкритих джерел [1], [2], [3], а також результати розрахунків, отриманих методами чисельного моделювання, пропонується обґрунтувати доцільність створення недорогого безпілотної реактивною силовою установкою (СУ) тактично-оперативного рівня. Концепція розробки базується на використанні авіамодельних реактивних двигунів як доступної та відносно недорогої технологічної основи.

Сучасний стан розвитку

Розглянемо більш детально БпЛА літакового типу за типом двигуна. Вони бувають оснащені двигунами внутрішнього згоряння (ДВЗ), електродвигунами різних типів та реактивними двигунами теж різних типів (прямоточний повітряно-реактивний двигун (ППРД), пульсуючий повітряно-реактивний двигун (ПуПРД), імпульсно-детонаційний двигун (ІДД), тощо).

Наразі створено і продовжують створюватися велика кількість БпЛА оснащених ДВЗ, так як такі силові установки мають невелику вартість і невеликі витрати палива, що дозволяє досягти великого радіусу дії при відносно невеликій масі палива на борту.

Багато прототипів та дрібносерійних БпЛА мають електричну силову установку, що є значно

тихіша за ДВЗ і дозволяє збільшити параметри непомітності ЛА, але має обмежений радіус дії БпЛА через досить високу вагу акумуляторів, яка з'їдає корисне навантаження апарату.

Менш розповсюджене створення БпЛА з реактивною СУ, так як реактивний двигун має більшу ціну і конструкція планеру є теж складнішою та має більшу вартість, через те, що реактивний двигун дозволяє досягти більш високих швидкостей. Тобто БпЛА з реактивною СУ здатні подолати маршрут значно швидше ніж інші типи безпілотної, отже зростає оперативність реагування та зменшується час обльоту ділянок великої площі. Якщо розглядати військову сферу застосування, то реактивні БпЛА являються більш помітними (шум двигуна, висока температура вихлопних газів, радіолокаційна помітність), але більша швидкість польоту призводить до зменшення часу підльоту до цілі, проміжку часу для реагування ворожих систем ППО, а також зменшення вірогідності знищення БпЛА стрілецьким або зенітним вогнепальним озброєнням, нівелює цей недолік, а невелика вартість (набагато менша за вартість ракети комплексу ППО) дозволить вести бій на виснаження систем ППО як у даній точці координат, так і в економічній площині у масштабі усієї країни [4], [5].

Відносно новим та цікавим напрямком військового дронабудування є створення недорогих одноразових БпЛА ударної дії, подібних до крилатої ракети, але ближнього радіусу дії та з меншим корисним навантаженням. Особливо перспективно у рішенні такої задачі виглядає використання малих ППРД (МППРД), що виготовляються для ринку авіамоделей, таких як Swiwin, JetCat, Kero Start, King Tech, PBS та інші. Такі двигуни, в залежності від моделі, видають тягу від 3 до 110 кгс, але мають малий міжремонтний ресурс – близько 25 годин нальоту. Невелика, у порівнянні з комерційними моделями двигунів малої потужності, ціна робить їх досить привабливими до використання у проектуванні БпЛА одноразової дії.

Ніша реактивних БпЛА в Україні доволі обмежена. Розроблені дрони UJ-23 Toraz (Рис.1а) та Bullet (Рис 1б), але вони мають низьке корисне навантаження і більше придатні для роботи у якості розвідників або тренувальних цілей. Також нещодавно з'явилися дрони Dart250EW (Рис.1в) та "Пекло"(Рис.1г), усі їх тактико-технічні характеристики (ТТХ) точно невідомі. Але, по заявам виробника, максимальна швидкість Dart250EW знаходиться у межах 350-400км/год. Судячи з зовнішнього вигляду дрон "Пекло" має кріплення до пілону крила, тобто запуск його відбувається за допомогою штурмової авіації на транс- та надзвукових швидкостях. БпЛА з системою наземного запуску, які б мали високу швидкість (600-800 км/год), середній радіус дії та достатнє корисне навантаження поки що не створено. У світі, ця ніша теж поки ще не повністю зайнята, адже аналоги які існують у більшості своїй

є більш важкими, та оснащеними більш потужними двигунами понад 100кгс тяги. Тобто проектування БпЛА такого класу потребує чітких та досконалих методів проектування, а тим паче розрахунку аеродинамічних характеристик БпЛА.



а)



б)



в)



г)

Рисунок 1. – Реактивні БпЛА української розробки

Традиційне проектування БпЛА опирається на адекватні функціональні математичні моделі, які враховують вплив серії факторів на аеродинаміку, міцність конструкції, точність керування та експлуатаційну ефективність. Інтуїтивно-емпіричний підхід опирається на рівень знань та досвіду учасників проектування і допомагає серед множини аналогів технічних рішень обрати раціональні варіанти або продовжити обґрунтований пошук технічних ідей. Відсутність

уніфікованого науково обґрунтованого підходу до проектування БпЛА на основі методів оптимізації суттєво погіршує ситуацію.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Останні передвоєнні та воєнні роки характеризуються широкою активізацією розробок у сфері безпілотних літальних апаратів. Створенням БпЛА займаються державні та приватні інституції, конструкторські бюро та одиночки, професіонали та аматори. Публікації останніх років [1], [2], [6] показують, що ця тема, в тому числі і БпЛА з реактивною силовою установкою, активно опрацьовується різноманітними колективами і нові моделі періодично з'являються, хоч і в значно меншій кількості ніж більш розповсюджені БпЛА з ДВЗ або коптерного типу.

Основні тактико-технічні характеристики БпЛА

Основна задача полягає у створенні дешевого ударного БпЛА, здатного досягти ближнього тилу супротивника, для ударів по штабам, складам, скупченням техніки та особового складу, а також транспортним вузлам. Легкого та компактного, здатного до старту з легкого мобільного шасі типу "пікап" (або легкого причепу до нього) або більш важкого типу «вантажний автомобіль» з змонтованою у кузові системою комірок з направляючими для запуску до 10 БпЛА.

Сформулюємо основні вимоги до ТТХ ЛА:

Маса корисного навантаження бойової частини - $M_{кв} = 50\text{кг}$.

Максимальна дальність польоту - $L_{max} \geq 200\text{ км}$.

Максимальна швидкість польоту БпЛА - $V_{max} = 734 - 850\text{ км/год}$ ($0,6 - 0,7M$).

Старт - наземний з використанням розгінного твердопаливного двигуна.

Швидкість розгону БпЛА твердопаливним двигуном при старті - $V_{ст} = 80\text{ м/с}$ ($0,235M$).

Габаритні розміри - розмах крила до 1м, довжина фюзеляжу - 2..3 метри.

Результати

На основі висунутих до характеристик літального апарату вимог, проводимо компонування та формуємо попередній вигляд ЛА. Літальний апарат нормальної схеми, статично врівноважений. Фюзеляж - циліндричний великого подовження, як найпростіший та найдешевший у виготовленні, з малим коефіцієнтом лобового опору. Виходячи з масово-габаритних характеристик цільового навантаження та обладнання, що планується до встановлення на БпЛА приймаємо зовнішній діаметр фюзеляжу $D_{\phi} = 0,225\text{ м}$, довжина фюзеляжу попередньо $L_{\phi} = 2,400\text{ м}$ (у подальшому буде скоригована в залежності від габаритів підбраного двигуна та форми повітрязабірника). На рис. 2 представлено попереднє компонування ЛА.

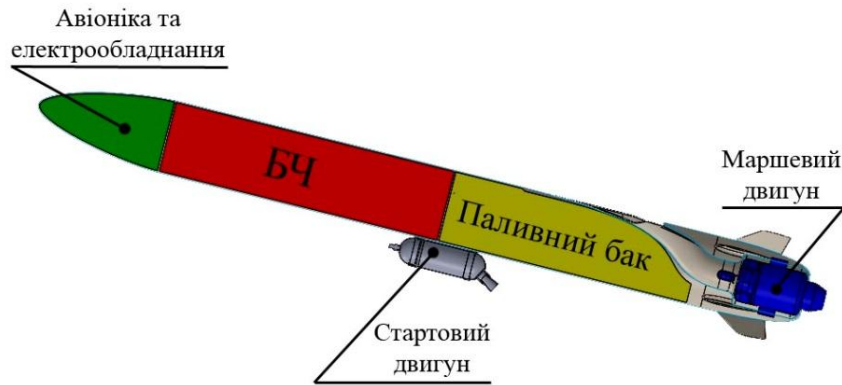


Рисунок 2. – Компонування внутрішніх відків БПЛА

Для визначення маси БПЛА у першому та другому наближеннях користуємося статистичними даними відносних мас частин ЛА керуючись роботами Eugene-L.Fleeman [7], S.S.Chin [8], Raad Karim Kadem [9], а також інших авторів [10].

Маса ЛА у першому наближенні визначається за формулою (1):

$$M_{01} = (M_{кв} + M_{п} + M_{cy}) \times 1,8 = (50 + 20 + 4) \times 1,8 = 133,2 \text{ кг} \quad (1)$$

де $M_{кв}$ – маса корисного навантаження;

$M_{п}$ – маса палива;

M_{cy} – маса силової установки.

З попереднього огляду МППРД до 50кгс тяги призначаємо суху масу силової установки у межах до $M_{cy} = 4$ кг.

У другому наближенні визначаємо більш точне значення маси літального апарату, використовуючи значення відносних мас більш дрібних частин ЛА та відомі маси компонентів. Попередньо маса необхідного палива, щоб забезпечити заявлену дальність польоту розраховується із припущення що витрата палива двигуном становить максимум 1л/хв. Час підльоту на максимальній швидкості $V_{max} = 734$ км/год можна визначити за формулою (2):

$$T = \left(\frac{L_{max}}{V_{max}} \right) \times 60 = \left(\frac{200}{734} \right) \times 60 = 16,35 \text{ хв} \quad (2)$$

де L_{max} – максимальна дальність польоту;

V_{max} – максимальна швидкість польоту.

З урахуванням часу розгону зі стартової ($V_{ст} = 80$ м/с) до максимальної швидкості, щоб досягти радіусу дії 200км знадобиться орієнтовно 24л керосину - $M_{п} = 20$ кг.

У другому наближенні злітна маса:

$$M_{02} = M_{кв} + M_{п} + M_{cy} + M_{кр} + M_{ф} + M_{пб} + M_{ел} + M_{го/во} \quad (3)$$

де $M_{кр}$ – відносна маса крила;

$M_{ф}$ – відносна маса фюзеляжу;

$M_{пб}$ – відносна маса паливного баку та його систем;

$M_{ел}$ – маса електричного обладнання;

$M_{го/во}$ – відносна маса рулів висоти та напрямку.

Відносна маса крила – $M_{кр} = 0,1M_{01}$

Відносна маса фюзеляжу – $M_{ф} = 0,2M_{01}$

Відносна маса паливного баку та його систем – $M_{пб} = 0,05M_{01}$

Відносна маса рулів висоти та напрямку – $M_{го/во} = 0,02M_{01}$

Орієнтовна маса силової установки – $M_{cy} = 4$ кг

Орієнтовна маса електричного обладнання – $M_{ел} = 5$ кг

Орієнтовна маса палива – $M_{п} = 20$ кг.

$$M_{02} = 128,284 \text{ кг}$$

Тобто відносно відхилення злітної маси ЛА у другому наближенні становить 3,7%, що є менше допустимих 5%. Округляємо до більшого числа та приймаємо $M_{зл} = 130$ кг.

Далі обирається профіль крила. За результатами аналізу альбомів аеродинамічних профілів та їх характеристик, були порівняні наступні профілі: NYU/Grumman K-1, Eppler E423, Wortmann FX 76-MP-120, Selig S1210 (Рис. 3).

За результатами порівняльних розрахунків був обраний трансзвуковий аеродинамічний профіль NYU/Grumman K-1 (Рис.4), який має високу несучу здатність на швидкостях 0.7-0.8М. Профіль NYU/Grumman K-1 має відносну товщину 11,6 на 33% хорди, та відносну кривизну 1,9 на 75% хорди.

Наступним кроком є розрахунок геометричних параметрів крила. Використовуємо формулу (4) визначення мінімально необхідної площі крила:

$$S_{кр} = \frac{2M_{зл}g}{0,9C_{ymax}\rho V^2} \quad (4)$$

де $M_{зл}$ – злітна маса ЛА,

C_{ymax} – максимальний коефіцієнт підйомної сили,

ρ – густина повітря,

V – швидкість польоту ЛА

Розглянемо площу крила необхідну для горизонтального польоту ($S_{кр_гп}$) та площу потрібну для виходу на політний режим ЛА після розгону ($S_{кр_ст}$).

$$S_{кр_гп} = 0,213 \text{ м}^2 \quad S_{кр_ст} = 0,239 \text{ м}^2$$

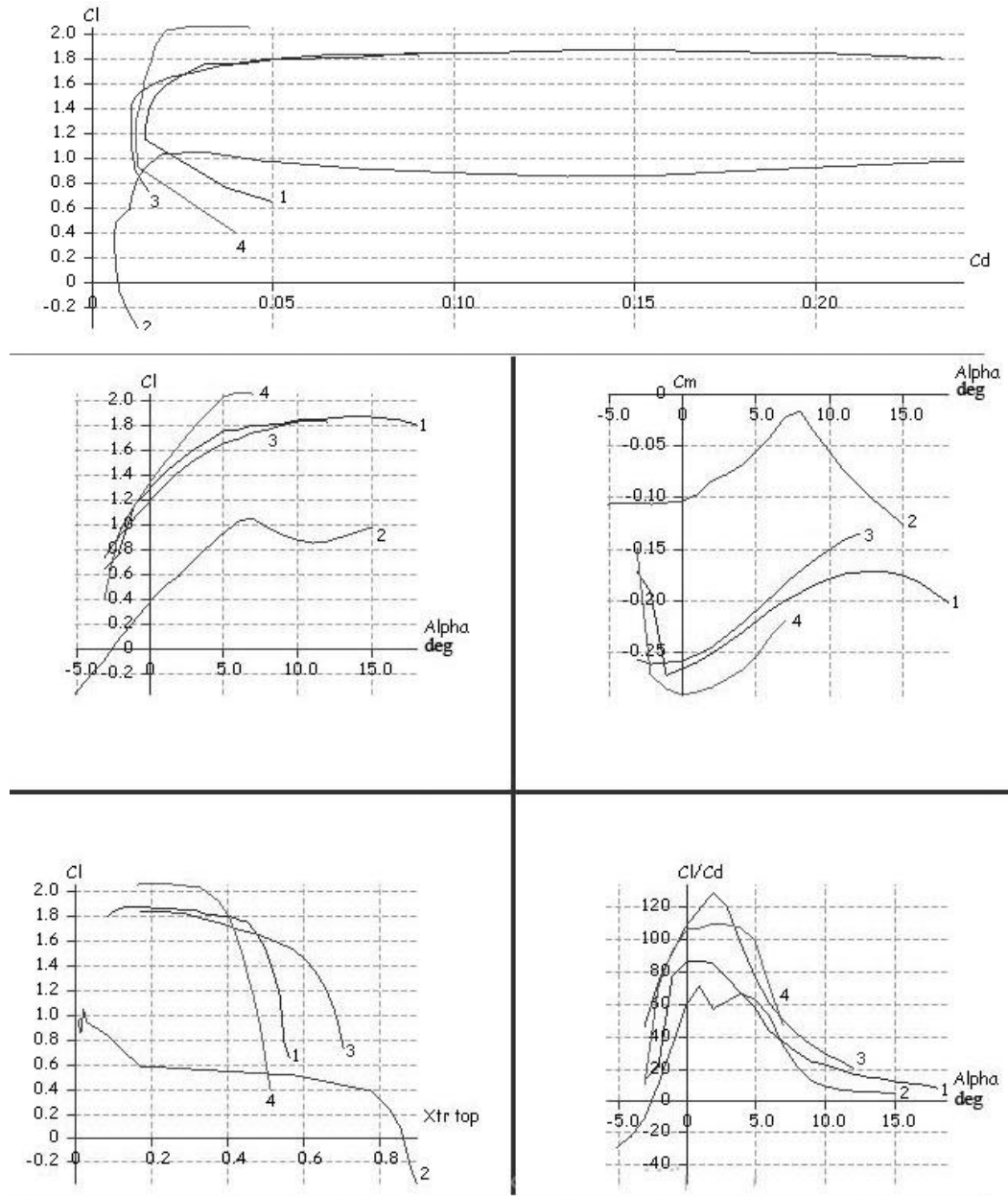


Рисунок 3. – Поляри аеродинамічних профілів

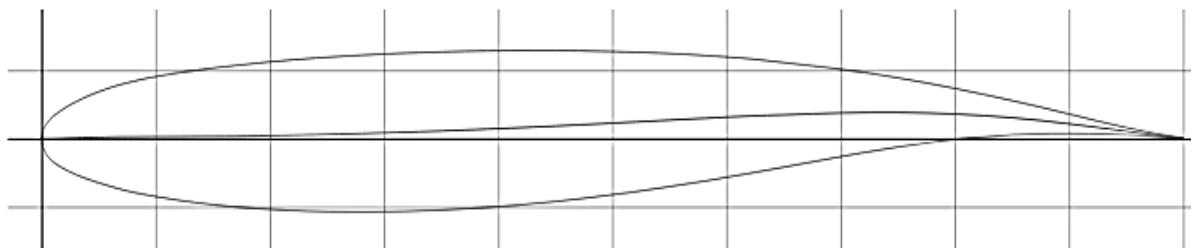


Рисунок 2. – Аеродинамічний профіль NYU/Grumman K-1

Максимальну з них приймаємо як необхідну нам площу крила для забезпечення польоту ЛА.

Визначаючи форму крила, зупинимось на трикутному крилі, через його компактність (що забезпечить більш зручне транспортування ЛА, менший час розгортання ЛА у бойове положення, а також можливість розміщення 2-3 одиниць на мобільній платформі типу пікап) та особливості роботи такого крила на біля звукових швидкостях.

Задаємо видовження λ та звуження η крила, керуючись роботами Eugene-L.Fleeman [7], S.S.Chin [8], Raad Karim Kadem [9], а також інших авторів [10].

$$\lambda = 3; \eta = 3;$$

Маючи значення видовження λ та звуження η крила, знаходимо розмах, а також характерні хорди крила:

$$\text{Розмах крила} - L_{\text{кр}} = 0.846\text{м}$$

$$\text{Середня аеродинамічна хорда (САХ)} - b_{\text{сах}} = 0,270\text{м}$$

$$\text{Коренева хорда} - b_{\text{к}} = 0,405\text{м}$$

$$\text{Кінцева хорда} - b_{\text{конц}} = 0,135\text{м}$$

Маючи ці значення, визначаємо кут стрілоподібності крила по лінії 1/4 хорд $\chi = 26^\circ$

Визначаємо геометричні характеристики фюзеляжу:

Загальне подовження фюзеляжу знаходимо за формулою (5).

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{D_{\phi}} = \frac{2400}{225} = 10,667 \quad (5)$$

де $D_{\phi} = 0,225\text{ м}$ – діаметр фюзеляжа

$L_{\phi} = 2,400\text{ м}$ – довжина фюзеляжа

Носовий обтікач оживальної форми, довжина $L_{\text{нч}} = 400\text{мм}$, $\lambda_{\text{нч}} = 1,78$, $\eta_{\text{нч}} = 0,44$

Кормова частина оживальної форми, довжина $L_{\text{корм}} = 400\text{мм}$, $\lambda_{\text{корм}} = 1,78$, $\eta_{\text{корм}} = 0,79$

Подовження циліндричної частини фюзеляжу $\lambda_{\text{цч}} = 7,11$

Попередній зовнішній вигляд ЛА (Рис.5).

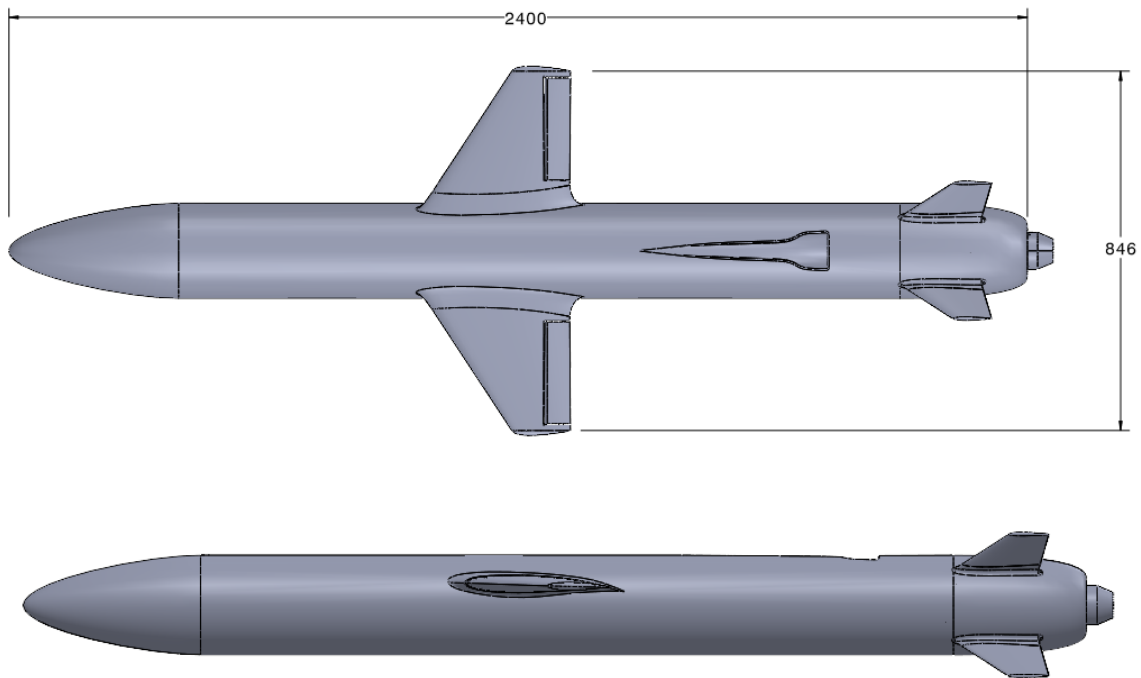


Рисунок 5. – Зовнішній вигляд ЛА

Положення крила по висоті фюзеляжу – середньоплан, з крилом піднятим над площиною симетрії на 50мм (плечове крило). Розташування крила над центром мас ЛА підвищує стійкість літака, що робить його більш простим в керуванні при сильному бічному вітрі та турбулентності, а розташування нижче верхнього краю фюзеляжу (як

у випадку класичного високоплану) дозволяє домогтися меншого опору при аеродинамічній інтерференції крила та фюзеляжу (середньоплан має найнижчий показник збільшення лобового опору при інтерференції фюзеляж-крило) (Рис.6).

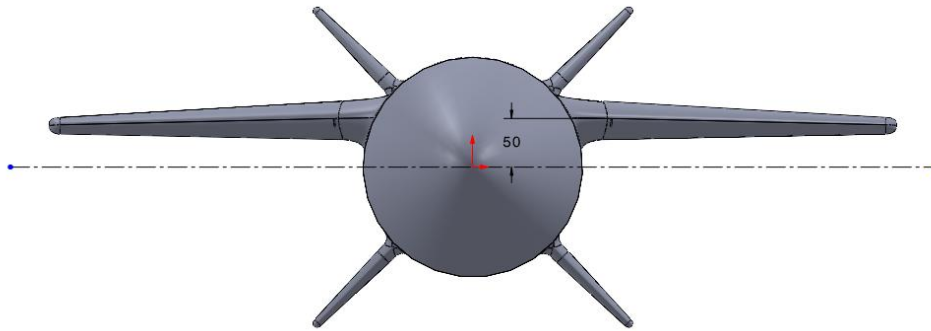


Рисунок 6. – Вигляд ЛА зпереду (розташування крила)

Вибір схеми хвостового оперення. Хвостові рулі цільно поворотні Х-подібної схеми. Х-подібне оперення є збалансованим і дозволяє уникати виникнення крутного моменту навколо поздовжньої осі ЛА, у той же час забезпечує стабільне керування по курсу та тангажу. На дозвукових швидкостях суцільно поворотне оперення (СПО) забезпечує значне покращення керованості та стійкості літака в порівнянні з традиційними системами, оскільки дозволяє поєднати функції стабілізатора та керма, підвищуючи аеродинамічну ефективність та дозволяючи виконувати маневри з меншим зусиллям. А відсутність окремих рулів, стабілізатора та механізмів їх управління дозволяє знизити вагу конструкції та спростити її, що позитивно впливає на загальну аеродинаміку та економічність літака. Також така схема розташування забезпечує зменшення впливу затінення оперення при великих кутах атаки, так як хоч б одна пара рулів залишається незатіненою в будь-якому випадку.

Визначаємо площу хвостового оперення.

Необхідна бокова площа одного руля
 $S_p = 0,0127 \text{ м}^2$,
 кут стрілоподібності руля по лінії 1/4 хорд $\chi = 41^\circ$.

Обговорення

Визначивши геометрію крила, фюзеляжу та площин керування, за допомогою інструменту Ansys Fluent визначаємо аеродинамічні характеристики ЛА, тобто коефіцієнти підйомної сили C_y та лобового опору C_x в залежності від кута атаки, а також найвигідніший кут встановлення крила, що у нашому випадку дорівнює $\alpha_\phi = 1,5^\circ$. Маючи вищезгадані дані будуємо поляру ЛА, тобто графічну залежність C_y від C_x при різних кутах атаки ЛА (Рис.7 та Рис.8). Поляру будуємо для декількох значень швидкостей:

$V_{ст} = 80 \text{ м/с} = 0,235M$,
 $V_{max1} = 204 \text{ м/с} = 0,6M$,
 $V_{max2} = 221 \text{ м/с} = 0,65M$,
 $V_{max3} = 238 \text{ м/с} = 0,7M$.

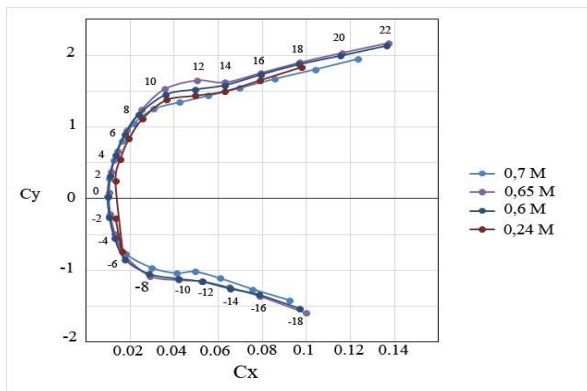


Рисунок 7. – Поляри ЛА на заданих швидкостях

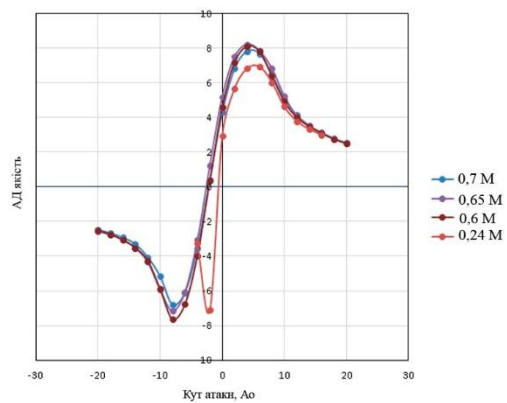


Рисунок 8. – Аеродинамічна якість ЛА на заданих швидкостях

Маючи максимальне значення коефіцієнту лобового опору $C_{x_{max}}$ визначається максимальне значення сили лобового опору при горизонтальному польоті $F_x = 263,48 \text{ Н}$.

Маючи це значення підбираємо модель двигуна, що має значення тяги не менше ніж отримане значення сили лобового опору.

Розглянуто прямоточні мініатюрні ТРД тягою від 26 до 55 кгс. В табл. 1 наведено характеристики

основних ТРД, що виробляються нині серійно. Якщо порівнювати близькі по значенню тяги двигуни між собою, то можна зробити висновок, що вони мають схожі витратні та експлуатаційні характеристики. За відгуками авіамоделістів, які є кінцевими користувачами, на теперішній час деякі переваги мають наступні виробники: Hammer IQ; JetCat; PBS, відрізняючись від конкурентів кращою якістю та відповідно вищою ціною.

Серійні малі турбореактивні двигуни. Порівняльні характеристики [1]

Модель	Країна	Максимальна тяга, кгс	Температура продуктів згорання, °С	Витрата палива при максимальному навантаженні, г/хв	Витрата продуктів згорання, кг/с	Мін/Макс оберти валу, тис. об./хв	Ціна	Примітка
KingTech K-260G4+	США	26.0	700	760	–	33/112	3 650.00 USD	Ресурс 25 годин
JetCat P300PRO	Німеччина	30.0	480 – 750	784(980 мл)	0.50	35/106	4 200.00 EUR (без ПДВ)	EGV – 2 160 км/год
SW300B	Китай	30.0	400 – 750	800 (при 90% навантаженні)	–	35/98	4 000.00 USD	Ресурс 25 годин
KINGTECH K320G4+	США	32.0	700	870	–	30/100	4 150.00 USD	Ресурс 25 годин
ТД30	Росія	36.1	–	963	0.62	Макс. 59.2	–	Безперервна робота 2 години
AMT Netherlands Titangasturbine	Нідерланди	39.2	850	1020	0.66	Макс. 96	10 144.00 EUR (без ПДВ)	
PBS TJ40-G1	Чехія	39.5	–	968(0.147 кг/Н/год)	–	–		Ресурс 50 годин Максимальна швидкість 0.9М
JetCat P400-PRO-LN	Німеччина	39.7	480 – 750	1 040(1 300 мл)	0.67	30/98	7 913.22 EUR	EGV – 2 122 км/год
KingTech K-450G4+	США	45.0	760	1 100	–	25/90	5 950.00 USD	
JetCat P500PRO-GL	Німеччина	49.2	480 – 740	1 240(1 550 мл)	0.90	26/80	11 718.49 EUR (без ПДВ)	EGV – 1 986 км/год
				Тяга 50 – 150 кг				
JetCat P550-PRO-GL	Німеччина	55.0	480 – 750	1 320(1 650 мл)	0.93	26/83	145 80.00 EUR	EGV – 2 129 км/год

Аналіз досвіду використання таких двигунів в якості силової установки авіамоделей показує, що кожен з розглянутих двигунів, незалежно від виробника, є достатньо надійним для використання його в якості силової установки для ЛА, що розглядається у цій статті.

За результатами порівняння у якості СУ ЛА було обрано двигун Swiwin 300B виробництва КНР

(Рис.9). Вибір був зумовлений низькою ціною та доступністю даного двигуна на світовому ринку. А відгуки користувачів даної моделі двигуна дозволяють зробити висновок, що його надійності вистачає, а ресурс навіть перевищує необхідні 20 хвилин для використання його у якості СУ БПЛА-камікадзе [2]

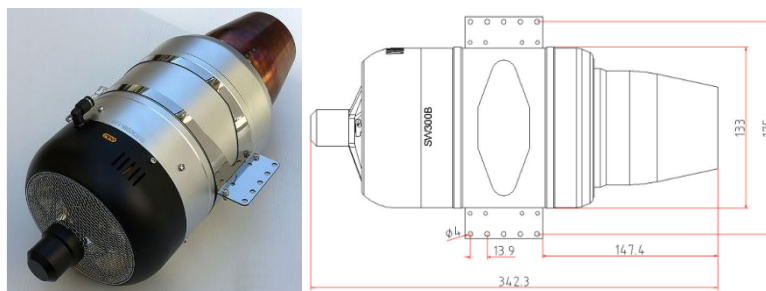


Рисунок 9. – Двигун Swiwin 300B

Двигун Swiwin 300B має наступні характеристики:

- тяга - 300 Н;
- кількість обертів - 38000 об/хв – 123000 об/хв;
- температура вихлопних газів - 400-750С/752-1382F;
- витрата палива - 0.83 л/хв;
- 90% отужності - 110000 об/хв
- паливо - гас, авіаційне пальне ТС-1 або дизельне паливо;
- вага - 2500 г (вага з системою подачі палива 2830г);
- діаметр – 133 мм;
- довжина - 342.3 мм;
- міжремонтний ресурс - 25 годин;

АКБ 3 - 4cell li-po;

Висновки

Проведене дослідження підтверджує зростання значення БПЛА у військовій та цивільній сферах, особливо з огляду на сучасні виклики та бойовий досвід в Україні. Також аналіз показав, що використання реактивних силових установок у малорозмірних БПЛА відкриває нові можливості щодо швидкості, дальності та маневреності літальних апаратів. Попередні розрахунки масових та геометричних параметрів підтвердили можливість створення ефективного зразка БПЛА з відносно невеликими витратами. Розрахунок аеродинамічних характеристик у застосунку Ansys Fluent підтвердив достатню ефективність

запропонованої конфігурації. Серійні турбореактивні двигуни малого класу, зокрема Swiwin 300B, можуть бути економічно доцільними для застосування в одноразових ударних БПЛА. Подальші дослідження мають бути спрямовані на оптимізацію конструкції з урахуванням ефектів малих чисел Рейнольдса.

Список використаних джерел

- [1.] А. А. Халатов, О. Ф. Немчін, Є. О. Шквар, А. В. Кузьмін та С. Г. Кобзар, Бойові малорозмірні безпілотні літальні апарати з реактивною тягою: монографія, А. А. Халатов, Ред. Дніпро, Україна, 2023.
- [2.] О. Е. Хрулев, "Аналіз можливості застосування комерційних мікротурбореактивних двигунів для високошвидкісних малорозмірних БПЛА оперативно-тактичного рівня," *Авіаційно-космічна техніка і технологія*, № 4, спецвипуск 2(190), с. 5–18, 2023, <https://doi.org/10.32620/aktt.2023.4sup2.01>.
- [3.] Ю. П. Сальник та І. В. Матала, "Аналіз технічних характеристик і можливостей безпілотних авіаційних комплексів оперативно-тактичного та тактичного радіуса дії армій розвинених країн," *Військово-технічний збірник*, № 3, с. 70–74, 2010.
- [4.] Ю. М. Пашук та Ю. П. Сальник, "Тактичні безпілотні авіаційні комплекси: можливості та обмеження у застосуванні," *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*, № 1(18), 2015.
- [5.] О. М. Жарик, "Досвід створення і застосування ударних БПЛА багаторазового використання: сучасний стан та перспективи подальшого розвитку, визначення потреби Повітряних Сил," *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України*, № 1(10), с. 30–38, 2013.
- [6.] О. Бурсала, Д. Горошко, П. Кульба та В. Чуприна, "Безпілотні літальні апарати повітряного бою," *Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки*, № 1(1), с. 50–57, 2019. [Електронний ресурс]. Доступно: <https://dndivsovt.com/index.php/journal/article/view/184>. [Дата звернення: 25 серп. 2025].
- [7.] E. L. Fleeman, *Missile Design Guide*. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2022.
- [8.] S. S. Chin, *Missile Configuration Design*. London, U.K.: McGraw-Hill, 1961.
- [9.] Р.К. Кадем, "Автоматизоване проектування безпілотних літальних апаратів," автореф. дис. канд. техн. наук, НАУ, Київ, Україна, 2011.
- [10.] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment*. Chichester, U.K.: John Wiley and Sons, Ltd, 2010.

¹**Dmytro Brega** (Candidate of Technical Sciences)

<https://orcid.org/0000-0002-5134-4351>

¹**Vasyl Bakhin**

<https://orcid.org/0009-0002-6774-3266>

²**Pavlo Shabanov**

<https://orcid.org/0000-0003-4297-5534>

¹**Andrii Humenyi** (Candidate of Technical Sciences, Associate Professor)

<https://orcid.org/0000-0003-1020-6304>

¹*National Aerospace University "KHAI", Kharkiv, Ukraine*

²*State Research Institute of Aviation, Kyiv, Ukraine*

PRELIMINARY LAYOUTING OF A LIGHT SUBSONIC UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH A JET PROPULSION SYSTEM

The article considers current trends in the development of unmanned aerial vehicles (UAVs), in particular aircraft-type ones with jet propulsion systems. It is shown that the experience of combat operations in Ukraine and the world confirms the key role of UAVs in the military and civilian spheres. An analysis of the advantages and limitations of the use of internal combustion engines, electric and jet engines is carried out, with the features of small turbojet engines for disposable strike drones being highlighted. A preliminary design of a jet UAV sample with specified tactical and technical characteristics was carried out, in particular, the mass parameters, wing and fuselage geometry, tail scheme were determined, and the aerodynamic characteristics were calculated using the Ansys Fluent software package. The results obtained made it possible to construct the polar of the aircraft and assess the aerodynamic efficiency in the subsonic speed range. The article substantiates the feasibility of using available small serially produced turbojet engines, in particular the Swiwin 300B, to create operational-tactical UAVs. The calculations presented confirm the possibility of achieving the required range, speed, and payload while maintaining the simplicity of the design and relatively low cost. The results obtained can be used in further improving the calculation methods and optimizing the design of unmanned aerial vehicles.

Keywords: *unmanned aerial vehicle, jet propulsion system, aerodynamics, numerical modeling, turbojet engine.*

References

- [1.] A. A. Khalatov, O. F. Nemchin, Ye. O. Shkvar, A. V. Kuzmin, and S. H. Kobzar, *Combat Small-Sized Unmanned Aerial Vehicles with Jet Propulsion: Monograph*, A. A. Khalatov, Ed. Dnipro, Ukraine, 2023. (in Ukrainian)
- [2.] O. E. Khruliev, "Analysis of the possibility of using commercial micro turbojet engines for high-speed small-sized UAVs of the operational-tactical level," *Aerospace Technic and Technology*, no. 4, spec. issue 2(190), pp. 5–18, 2023, <https://doi.org/10.32620/aktt.2023.4sup2.01>. (in Ukrainian)
- [3.] Yu. P. Salnyk and I. V. Matala, "Analysis of technical characteristics and capabilities of unmanned aerial systems of operational-tactical and tactical radius of action of the armies of developed countries," *Military-Technical Collection*, no. 3, pp. 70–74, 2010. (in Ukrainian)
- [4.] Yu. M. Pashchuk and Yu. P. Salnyk, "Tactical unmanned aerial systems: Capabilities and limitations in application," *Science and Technology of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine*, no. 1(18), 2015. (in Ukrainian)
- [5.] O. M. Zharyk, "Experience in creating and employing reusable strike UAVs: Current state and prospects for further development, determining the needs of the Air Force," *Science and Technology of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine*, no. 1(10), pp. 30–38, 2013. (in Ukrainian)
- [6.] O. Bursala, D. Horoshko, P. Kulba, and V. Chupryna, "Unmanned aerial vehicles of air combat," *Collection of Scientific Works of the State Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment Testing and Certification*, no. 1(1), pp. 50–57, 2019. [Online]. Available: <https://dndivsovt.com/index.php/journal/article/view/184>. [Accessed: Aug. 25, 2025]. (in Ukrainian)
- [7.] E. L. Fleeman, *Missile Design Guide*. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2022.
- [8.] S. S. Chin, *Missile Configuration Design*. London, U.K.: McGraw-Hill, 1961.
- [9.] R. K. Kadem, "Automated design of unmanned aerial vehicles," Ph.D. dissertation abstract, Nat. Aviation Univ., Kyiv, Ukraine, 2011. (in Ukrainian)
- [10.] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment*. Chichester, U.K.: John Wiley and Sons, Ltd, 2010.