

**А.А. Халатов
О.Ф. Немчін
Є.О. Шквар
А.В. Кузьмін
С.Г. Кобзар**



БОЙОВІ МАЛОРОЗМІРНІ БЕЗПІЛОТНІ ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ З РЕАКТИВНОЮ ТЯГОЮ

Національна академія наук України
Інститут технічної теплофізики

БОЙОВІ МАЛОРОЗМІРНІ БЕЗПІЛОТНІ ЛІТАЛЬНІ
АПАРАТИ З РЕАКТИВНОЮ ТЯГОЮ

Халатов А.А., Немчін О.Ф., Шквар Є.О., Кузьмін А.В., Кобзар С.Г.

*Затверджено до публікації Вченої радою Інституту технічної теплофізики
НАН України (протокол № 9 від 29.06.2023 р.)*

Рецензенти: член-кореспондент НАН України, доктор технічних наук
О.В. Кравченко (Інститут проблем машинобудування
ім. А.М. Підгорного НАН України, Харків);
кандидат технічних наук, провідний науковий співробітник
І.І. Борисов (Інститут технічної теплофізики НАН України, Київ).

Халатов А.А., Немчін О.Ф., Шквар Є.О., Кузьмін А.В., Кобзар С.Г.

Б 77 Бойові малорозмірні безпілотні літальні апарати з реактивною тягою: монографія /
під ред. Академіка НАН України, д.т.н., проф. А.А. Халатова. – Дніпро: Ліра,
2023. – 144 с.

ISBN 978-966-981-807-2

У монографії виконано концептуальний аналіз можливості створення високошвидкісних (до 800 км/год) та маневрених бойових малорозмірних літальних апаратів (МБПЛА) реактивного типу з тягою двигуна 10-90 кгс та зменшеною радіолокаційною та тепловою помітністю апарату. Розглянуто класифікацію безпілотних літальних апаратів, дається аналіз ринку міні-реактивних двигунів (МГТД) з тягою 10-90 кгс. На основі статистичного аналізу виконано оцінку вагових, геометричних та швидкісних характеристик МБПЛА по МГТД тягою 10-90 кгс, представлені динамічні та висотно-швидкісні характеристики базового МБПЛА з тягою 20 кгс. Проведено аналіз доцільності використання методів зниження радіолокаційної та теплової «помітності» у конструкції МБПЛА. Сформульовано перелік можливих оперативно-тактичних завдань для МБПЛА з МГТД тягою 10-90 кгс. На закінчення розглянуто перспективи подальшого розвитку реактивних МБПЛА.

Матеріали книги відповідають стану на 1 січня 2023 року.

УДК 623.746-519(02.064)

Khalatov A.A., Nemchin O.F., Shkvar Ye.O., Kuzmin A.V., Kobzar S.G.

Small-size jet-powered combat unmanned aircraft systems / ed. Khalatov A.A. –
Dnipro : LIRA, 2023. – 144 p.

ISBN 978-966-981-807-2

The monograph contains a conceptual analysis of the possibility to create the high-speed (up to 800 km/h) and maneuverable small-size jet-powered combat aircrafts with an engine thrust of 10-90 kgf and reduced radar and thermal signature of the aircraft. The classification of unmanned aerial systems (UAV/UAS) is considered, an analysis of the market for mini turbojet engines with a thrust of 10-90 kgf is given. Based on the statistical analysis, the weight, geometric and speed characteristics of the small UAV/UAS were assessed from the point of using the mini turbojet engines with a thrust of 10-90 kgf. The dynamic and altitude-speed characteristics of the basic UAV/UAS with a thrust of 20 kgf are presented. An analysis was carried out of the feasibility of using technologies to reduce radar and thermal signature in the design of small UAVs/UASs. A list of possible operational-tactical tasks for small UAVs/UASs with mini turbojet engines thrust of 10-90 kgf has been formulated. In conclusion, the prospects for the future development of small-size jet-powered UAVs/UASs are considered.

All the data presented in the book are valid on January 1, 2023.

РЕФЕРАТ

Досвід бойових дій в Україні показав, що безпілотні літальні апарати відіграють провідну роль у сучасній війні. Сьогодні відомі та випускається широка номенклатура апаратів вагою від кількох десятків грам до кількох тон, але найбільш широко використовується клас малорозмірних безпілотних апаратів (МБПЛА) з тягою 10 – 90 кгс. Переважна більшість із них заснована на пропелерній тязі, вони тихохідні, тому понад 90% їх знищуються ще до досягнення мети. Сьогодні великий інтерес становлять високошвидкісні, маневрені безпілотні апарати з реактивною тягою, що мають високу бойову «живучість». Однак, в даний час такі апарати серійно не випускаються. В роботі розглянуто класифікацію безпілотних апаратів, дається аналіз ринку газотурбінних двигунів (МГТД) з тягою 10 – 90 кгс та розглянуто базові характеристики МГТД, вагові, геометричні та швидкісні характеристики МБПЛА з МГТД тягою 10 – 90 кгс, визначені динамічні та висотно-швидкісні характеристики МБПЛА з тягою 20 кгс. Розглянуто методи зниження радіолокаційної та теплової «помітності» літальних апаратів, визначена доцільність їх використання в МБПЛА реактивного типу. Сформульовано перелік можливих оперативно-тактичних завдань для МБПЛА з МГТД тягою 10 – 90 кгс.

Ключові слова: Безпілотні літальні апарати; малорозмірний БПЛА; міні реактивний двигун; радіолокаційна та тепла помітність; висотно-швидкісні характеристики; оперативно-тактичні завдання.

ЗМІСТ

ВСТУП	8
РОЗДІЛ 1. БЕЗПЛОТНІ ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ (БПЛА)	12
1.1. Особливості класифікації БПЛА	12
1.2. Класифікація БПЛА за експлуатаційними характеристиками	13
Класифікація БПЛА за розмірами	13
Класифікація по злітній вазі	16
Класифікація за дальністю та тривалістю польоту	19
Класифікація за максимальної висотою (стелею) польоту	23
Класифікація за навантаженням на крило	25
Класифікація за типом двигунів	28
1.3. Класифікація БПЛА за призначенням	30
Розвідувальні БПЛА	30
Бойові апарати	30
Багатоцільові пристрої	31
БПЛА з вертикальним зльотом і посадкою – VTOL	34
Радіовиявлення та ретрансляція	34
Нові типи БПЛА	35
1.4. Військовий конфлікт Росії з Україною	38
Країни-виробники БПЛА	38
Кількість типорозмірів БПЛА	39
Витривалість	39
Типи БПЛА за форм-фактором та призначенням	40
БПЛА за типом двигуна	41
Висновки до розділу 1	43
РОЗДІЛ 2. СЕРІЙНІ РЕАКТИВНІ МІНІ-ДВИГУНИ З ТЯГОЮ 10 – 90 КГС	45
2.1. Принципова схема МГТД	47
2.2. Основні елементи МГТД	49
Вхідні пристрої	49
Компресор	49

Камера згоряння.....	51
Турбіна.....	52
Вихідне сопло.....	53
2.3. Основні характеристики МГТД.....	55
2.4. Експлуатаційні характеристики.....	57
2.5. Аналіз серійних МГТД.....	62
2.6. Характеристики двигунів JetCat P200RX та JetCat P250PRO-S.....	67
Висновки до розділу 2	70
РОЗДІЛ 3. ЗНИЖЕННЯ РАДІОЛОКАЦІЙНОЇ ПОМІТНОСТІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	72
3.1. Базові методи зниження радіопомітності	73
Радіо-поглинаючі матеріали та покриття	73
Полімерні композиційні матеріали	75
РПП, що містять феромагнітні порошки.....	76
РПМ на основі наноструктур.....	78
РПМ на основі діелектричних втрат	78
3.2. Геометрія літального апарату	78
3.3. "Стелс"-технології.....	80
Ефективна поверхня розсіювання	80
"Стелс"-технології в авіації.....	82
«Стелс»-технології в МБПЛА	83
Висновки до розділу 3	86
РОЗДІЛ 4. ОЦІНКА ВАГОВИХ, ГЕОМЕТРИЧНИХ ТА ШВИДКІСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МБПЛА З МІНІ-РЕАКТИВНИМ ДВИГУНОМ ТЯГОЮ 10 – 90 КГС	87
4.1. Вагові характеристики.....	88
Максимальна злітна вага.....	88
Маса пального	91
Маса корисного навантаження	92
4.2. Геометричні характеристики	93

Розмах крила.....	93
Площа крила.....	93
Довжина БПЛА	94
Висота БПЛА.....	94
4.3. Кількість двигунів.....	96
4.4. Висота та швидкість польоту.....	97
4.5. Компонування, принципові конструктивні рішення та матеріали	98
Висновки до розділу 4	101
РОЗДІЛ 5. АЕРОДИНАМІЧНІ ТА ВИСОТНО-ШВИДКІСНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
МБПЛА з тягою 20 кгс	103
5.1. Аеродинамічні характеристики	104
Побудова визначальних аеродинамічних залежностей $C_{ya}(\alpha)$, полярів $C_{ya} = f(C_{xa})$ та $K(C_{ya})$ МБПЛА з тягою 20 кгс	104
5.2. Висотно-швидкісні характеристики.....	107
Визначення динамічних та висотних характеристик МБПЛА з тягою 20 кгс на крейсерських режимах усталеного горизонтального польоту	107
Визначення динамічних характеристик МБПЛА з тягою 20 кгс при наборі висоти.....	109
Визначення динамічних характеристик МБПЛА з тягою 20 кгс на етапі зниження	112
Визначення дальності та тривалості польоту МБПЛА з тягою 20 кгс.....	113
Висновки до розділу 5	115
РОЗДІЛ 6. ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧНІ ЗАВДАННЯ МБПЛА з міні-реактивним	
двигуном тягою 10-90 кгс	117
6.1. Діапазон швидкостей польоту БПЛА	117
6.2. Діапазон висот польоту БПЛА	117
6.3. Ресурс наявних МГТД	117
6.4. Загальна доцільність застосування МГТД	117
6.5. Оперативно-тактичні задачі для МБПЛА з МГТД тягою 10-90 кгс.....	118

ВИСНОВОК.....	119
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	122
Додаток 1. Додаткові матеріали до розділу 5.....	126
Додаток 2.Детонаційні двигуни	132
Скорочення	132
Вступ	132
Принцип роботи та ефективність ПДД.....	133
Стан проблеми на теперішній час	137
Область застосування ПуПРД	137
Принцип роботи ПуПРД	138
Клапанний ПуПРД.....	138
Безклапанні ПуПРД (U-подібні ПуПРД).....	139
Детонаційні ПуПРД (PDE).....	141
Перспективні розробки.....	141
Проблеми розвитку ПДД.....	144

ВСТУП

Останні 20 років 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 (БПЛА) за підтримки розвідувальної інформації з космосу. Сьогодні для отримання розвідувальної інформації та прийняття правильних рішень кожна бойова структура від роти та вище повинна мати розвідувальні безпілотники.

В даний час можна виділити чотири основні напрямки розвитку безпілотних літальних апаратів:

1. Підвищення дальності польоту, що дозволяє зменшити час та інтенсивність контакту із засобами оборони супротивника або уникнути його зовсім.

2. Підвищення точності удару, що дозволяє зменшити витрати боєприпасів на одну ціль, вражаючи її влучним потраплянням замість «килимового» бомбардування або удару за площею.

3. Оптимізація масогабаритних характеристик літальних апаратів, що забезпечує розміщення більшого боєкомплекту на одному апараті (більш масований наліт, що підвищує ймовірність прориву засобів ППО), або оснащення засобами ураження класу носіїв з меншою вантажопідйомністю (наприклад, фронтової авіації).

4. Підвищення «виживання» в умовах протидії засобів ППО, що забезпечується за рахунок зниження радіолокаційної та теплової помітності літальних апаратів (ЛА). Останній фактор тісно пов'язаний із створенням малопомітних літальних апаратів.

Сьогодні у світі випускається широка номенклатура БПЛА – від мікросистем вагою кілька десятків грамів до ударних безпілотників вагою кілька тон. Сучасні БПЛА здатні перебувати в повітрі кілька діб, мати радіус дії кілька тисяч кілометрів і нести велике корисне навантаження. В якості джерела енергії у безпілотних системах використовуються електричні двигуни, двигуни внутрішнього згоряння, сонячні панелі, паливні елементи. Відносно малі

безпілотники засновані на різних схемах пропелерної тяги, вони мають відносно невисоку швидкість польоту (200 – 300 км/год) і тому легко знищуються сучасною системою протиповітряної оборони. Для порівняння БПЛА «Bayraktar TB2» (Туреччина) з двигуном внутрішнього згоряння потужністю 74 кВт має крейсерську швидкість 130 км/год при корисному навантаженні 55 кг. Великі безпілотники вагою кілька тон найчастіше використовують турбореактивні і навіть двоконтурні реактивні двигуни, за рахунок цього їх швидкість зростає до 900 – 1 000 км/год, а висота польоту до 12 – 14 км.

Для вирішення складних бойових завдань у найближчій перспективі великий інтерес становитимуть високошвидкісні (до 900 км/год) та високоманеврені малорозмірні безпілотні літальні апарати із реактивною тягою від 10 до 90 кгс. При цьому вартість безпілотників з метою забезпечення їх масового виробництва має бути невисокою. Для вирішення окремих завдань такі БПЛА можуть мати низьку помітність радіолокації, а іноді і знижену помітність в інфрачервоному діапазоні хвиль. Потенційна область використання малих безпілотних літальних апаратів (МБПЛА) включає спостереження та розвідку; високоточне ураження цілі; виявлення прихованих цілей; взаємодія з наземними військами, артилерією та авіацією; групове застосування безпілотників, а також деякі інші завдання.

Нині кількість малих БПЛА з реактивною тягою дуже обмежена. З 2015 р. у Росії розробляється БПЛА «ВМ Дань М» з реактивним двигуном тягою 125 кгс, який є одним із найпотужніших у лінійці сучасних малорозмірних двигунів. При тестових випробуваннях БПЛА досяг швидкості польоту близько 700 км/год на висоті 2 км. При польових випробуваннях МБПЛА з МГТД-10 тягою 10 кгс (Росія) короткочасно досягав швидкості 540 км/год, а БПЛА з МГТД-125Е (тяга 12.5 кгс) – 676 км/год. Активні дослідження МБПЛА проводяться також у 924 Державному центрі безпілотної авіації Міністерства оборони Росії (м. Коломна). Можна також відзначити МБПЛА «Беркут ВМ» (Білорусь) з міні-реактивним двигуном тягою 13 кг (швидкість апарату близько 400 км/год, час у польоті – 30 хв., віддалення від точки вильоту – 120 км). Компанія «Кронштадт» (Росія) розробляє багатоцільовий реактивний МБПЛА «Молнія» для групового застосування (швидкість 600-800 км/год). Невелике корисне навантаження (5 – 7 кг) не дозволяє використовувати такий МБПЛА в якості носія зброї. В Україні роботи в галузі малорозмірних безпілотних літальних апаратів із електричними

двигунами проводяться у Національному технічному університеті України «КПІ імені Ігоря Сікорського», Національному авіаційному університеті та в деяких інших організаціях. В компанії «УкрДжет» (Україна) розглядається проект реактивного безпілотної «ТОПАЗ» з тягою близько 20 кгс.

Основними критеріями при створенні міні-реактивних газотурбінних двигунів (МГТД) є вартість експлуатації, призначений міжремонтний ресурс та паливна ефективність, які в сукупності визначають витрати коштів на льотну годину. Міні-реактивні газотурбінні двигуни є неохолоджуваними, температура газу на вході в турбіну T_g^* становить (1 200 – 1 300 °С), ступінь стиснення повітря в компресорі $\pi_k = 4 - 6$, а загальний ККД не перевищує (17 – 19) %. Підвищення ступеня двоконтурності МГТД дозволить підняти їх ККД, але на даному етапі створення двоконтурних МГТД є трудомістким інженерно-технічним завданням. На відміну від великорозмірних ГТД, газодинаміка МГТД характеризується низькими числами Рейнольдса в тракці двигуна (на два порядки менше) та малою відносною висотою лопаток (10 мм і менше). Такі умови є причиною формування в каналах газової турбіни примежового шару з високими гідравлічними втратами. У зв'язку з малою розмірністю двигуна оберти валу ГТД досягають 160 000 (до 240 000) обертів за хвилину, що вимагає магнітної (або високоточної газодинамічної) підвіски валу.

Сьогодні ринок МГТД із тягою (10 – 90) кгс досить великий. Найбільш активно на ринку працюють лише кілька компаній, серед них JetCat, Hammer IQ-180 (Німеччина), Ice Hammer (Тайвань) та PBC Velka Bites (Чехія). Наприклад, серійний МГТД JetCat R200 має тягу 23.5 кгс, загальний ККД двигуна 13% та ресурс 25 годин. Останніми роками велику активність у сфері створення МГТД малої потужності виявляє Росія. Серед останніх розробок, частина яких поки що перебуває на стадії випробувань, слід зазначити розробки наступних компаній – «Аудит Аналитик» (МГТД тягою 21 кгс та вагою близько 62 кг), «КНДТУ-КАИ» (10 кгс), СК «Турбіна» (70 кгс), «Скайтурбіна» (20 кгс), та ін. Фірма «Енікс» також створила пульсуючий двигун M135 тягою 20 кг для літаків-мішеней. У ЦІАМ (Росія) створюється МГТД тягою 106 кгс, розробляється лінійка низькоресурсних МГТД потужністю 10, 20, 125 кг (стадія стендових випробувань). Двигун МГТД-10 тягою 10 кгс повністю виготовлений за технологією пошарового лазерного плавлення з використанням адитивних

металопорошкових композицій жароміцного та алюмінієвого сплавів, що дозволяє отримувати готові деталі у 30 разів швидше, ніж традиційними способами.

Сучасний ринок міні-двигунів у діапазоні 10 - 90 кгс дозволяє створювати широку номенклатуру МБПЛА різного призначення, у тому числі зі зменшеною радіолокаційною та тепловою «помітністю». Досвід бойових дій в Україні показав, що однією з важливих якостей перспективних МБПЛА є польотна маневреність, яка дозволяє змінювати швидкість польоту як за величиною, так і за напрямком, що суттєво підвищує живучість МБПЛА.

Мета цієї роботи – виконати концептуальний аналіз та оцінити можливість створення бойових малорозмірних літальних апаратів реактивного типу з тягою 10-90 кгс зі зменшеною радіолокаційною та тепловою помітністю. В роботі розглянуто класифікацію безпілотних літальних апаратів, дається аналіз ринку мініреактивних двигунів (МГТД) з тягою 10-90 кгс і їх характеристик, проаналізовано доцільність використання «Стелс»-технології для зниження радіолокаційної та теплової «помітності» МБПЛА, на основі статистичного аналізу виконана оцінка вагових, геометричних та швидкісних характеристик МБПЛА з МГТД тягою 10-90 кгс, представлені динамічні та висотно-швидкісні характеристики базового МБПЛА з тягою 20 кгс. Зроблено аналіз доцільності використання методів зниження радіолокаційної та теплової «помітності» в конструкції МБПЛА. Сформульовано перелік можливих оперативно-тактичних завдань для МБПЛА з МГТД тягою 10 – 90 кгс.

РОЗДІЛ 1. Безпілотні літальні апарати (БПЛА)

1.1. Особливості класифікації БПЛА

У зв'язку з великою кількістю безпілотних літальних апаратів (БПЛА), що розробляються та експлуатуються в останні роки, існує проблема класифікації цих апаратів [1]. Оскільки БПЛА використовуються в різних сферах, важко розробити єдину систему класифікації, що охоплює всі БПЛА, і тому на сьогоднішній день відсутній єдиний стандарт для класифікації безпілотних ЛА. В оборонних відомствах існують власні стандарти, а у цивільних розробників є свої категорії для БПЛА, що постійно розвиваються.

У загальному випадку БПЛА класифікуються за двома основними напрямками: за їх експлуатаційними характеристиками та аспектами їх призначення [2]:

Експлуатаційні характеристики БПЛА включають: вагу, корисне навантаження, тривалість та дальність польоту, швидкість, вартість, тип двигуна та його потужність.

Найбільш поширеними аспектами призначення є розвідка та цілевизначення, бойові, багатоцільові, вертикальний зліт та посадка, радар та ретранслятор зв'язку, а також логістика (повітряна доставка та поповнення запасів) тощо.

Однак, призначення апарату теж не завжди дозволяє зробити правильну класифікацію, тому що в багатьох випадках один і той же БПЛА може використаний як за прямим призначенням, так і для зовсім інших цілей. Досвід експлуатації безпілотних літальних апаратів у збройному протистоянні України та Росії показує, наприклад, що логістичний, розвідувальний або ретранслюючий БПЛА може бути переобладнаний за допомогою підручних засобів на ударні баражуючі боєприпаси.

1.2. Класифікація БПЛА за експлуатаційними характеристиками

Нижче розглянуто такі види класифікацій БПЛА за експлуатаційними характеристиками:

- Розмір основних елементів.
- Злітна вага.
- Тривалість та дальність польоту.
- Максимальна висота.
- Навантаження на крило.
- Тип двигуна.
- Потужність / тягове навантаження.

Класифікація БПЛА за розмірами

В Табл. 1 показаний найбільш поширений прийнятий на сьогодні варіант класифікації безпілотних літальних апаратів за розмірами. В якості визначального розміру тут обраний «максимальний розмір», під яким розуміється найбільший розмір БПЛА - довжина апарата або розмах крил.

Табл. 1 – Підкласи розмірів БПЛА [3]

Категорія	Максимальний розмір, м	Приклад
Дуже малі	до 0.5	DJI Mavic mini; Autel Evo II; Golden Eagle
Малі	0.5 – 2	RQ-11 Raven; Bayraktar; RQ-7 Shadow
Середні	2 – 10	Pioneer; SkyEye; Hunter
Великі	> 10	RQ-4 Global Hawk; Orion; Bayraktar TB2



Рис. 1 – Зображення БПЛА до – Табл. 1: дуже малі: Autel EvoII; DJI Mavic mini; малі БПЛА: RQ-11 Raven; RQ-7 Shadow; великі: Orion; Bayraktar TB2

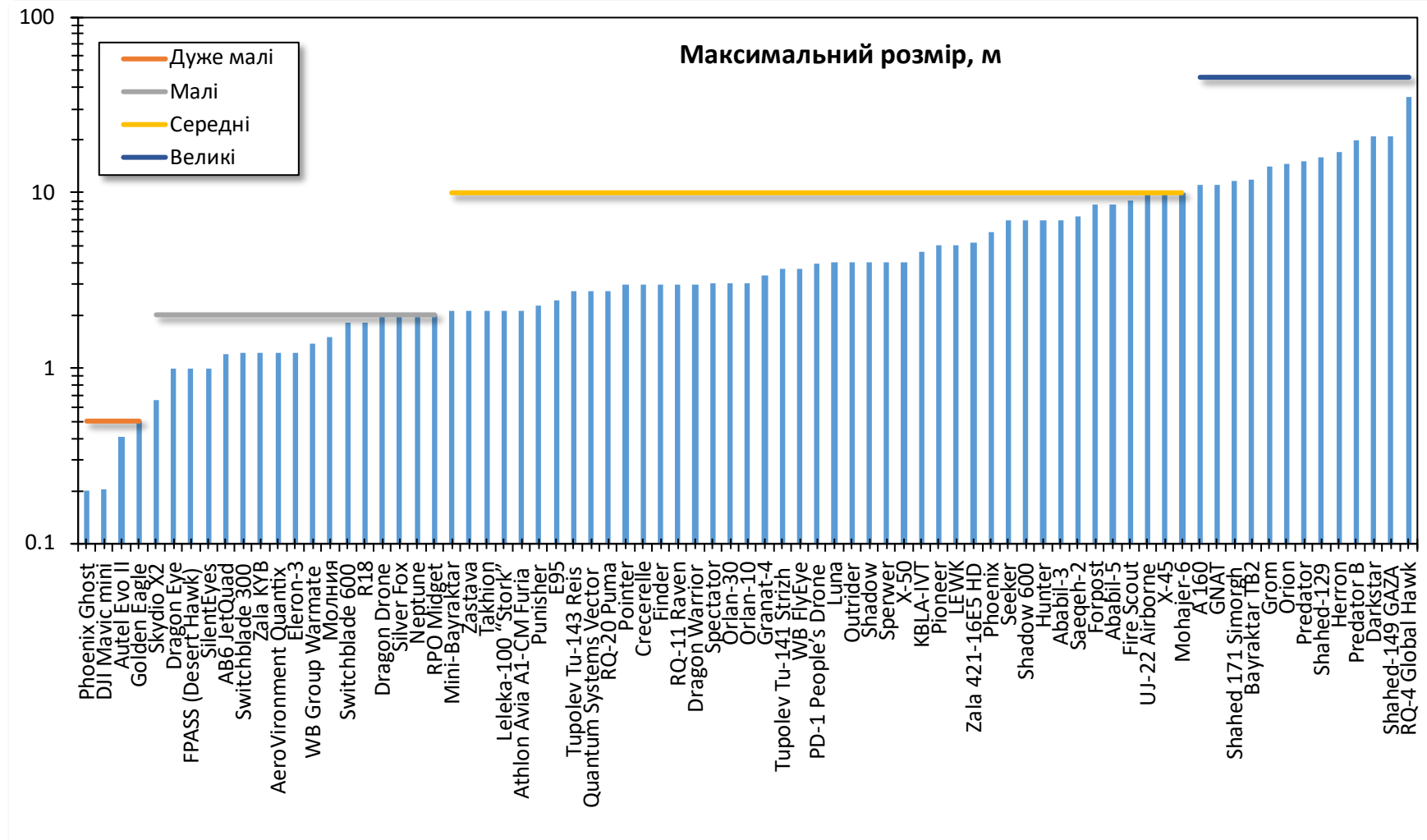


Рис. 2 – Класифікація основних БПЛА за максимальним розміром (логарифмічна шкала – Log_{10})

Рис. 2 дозволяє оцінити розподіл за основними типорозмірами найбільш відомих на сьогоднішній момент марок безпілотних ЛА. Як видно, у переліченій класифікації найбільш численним класом є група «середніх» БПЛА, слідом за нею йде клас «малих» літальних апаратів, хоча чисельність різних представників у цьому класі більш ніж у 2 рази менша, ніж у середньому класі. Слід зазначити, що категорія «Дуже малі» на сьогодні може бути поділена на мікро- та нано-апарати. Група «великі» може включати кілька підгруп. Так, наприклад, класифікація Міністерства оборони США розглядає такі категорії безпілотних літальних апаратів:

Табл. 2 – Класифікація БПЛА за МО США¹

Категорія	Розмір	Злітна вага, кг		Стеля, м	Швидкість, км/год
		від	до		
1	Малі	0	10	365	185
2	Середні	10	25	1 070	463
3	Великі 1	25	600	5 487	463
4	Великі 2	600	Немає	5 487	Немає
5	Надвеликі	600	обмеження	>5 487	обмеження

Якщо класифікацію МО США (Табл. 2) брати за основу, то розподіл суттєво зміниться. Клас «малих» за цією класифікацією буде найчисленнішим.

Класифікація по злітній вазі

БПЛА охоплюють широкий діапазон злітної маси, від мікро-БПЛА, які важать лише кілька десятків грамів, до масивного RQ-4 Global Hawk (рівень III), який важить понад 11 тон. З цією класифікацією пов'язані багато інших експлуатаційних характеристик БПЛА. Наприклад, для збільшення підйомної сили (при збільшенні злітної ваги) потрібно більше тяги, що тягне за собою зміну типу та потужності двигуна, збільшення розмаху крила й т.д. Так, легкі БПЛА використовують переважно електродвигуни, тоді як надважкі апарати зазвичай використовують турбореактивні чи турбовентиляторні силові установки. Табл. 3

¹ Дані в Табл. 2 перераховані та округлені з англійської системи (lbs, ft) в кг и км

(класифікація БПЛА за максимальною злітною вагою), а також рис. 3 і 4 дають повне уявлення про характерних представників цього розділу.

Табл. 3 – Класифікація БПЛА за максимальною злітною вагою [2,4,5]

Категорія	Злітна вага, кг	Приклад
Мікро	до 5	Dragon Eye
Легкі	5 – 50	RQ-20 Puma
Середні	50 – 200	RQ-11 Raven
Важкі	200 – 2 000	A-160
Надважкі	Понад 2 000	RQ-4 Global Hawk

За цією класифікацією найбільш представницьким класом є 4-й клас – «Важкі БПЛА», найменшим – «Надважкі». Класи, що залишилися, виявилися, приблизно, однаковими за кількістю різних апаратів. БПЛА «Середнього» класу за максимальною злітною вагою RQ-11 Raven представлені на рис. 1.



Рис. 3 – Представники Мікро (Dragon Eye), Легкого (RQ-20 Puma), Важкого (A-160) та Надважкого (RQ-4 Global Hawk) класів апаратів

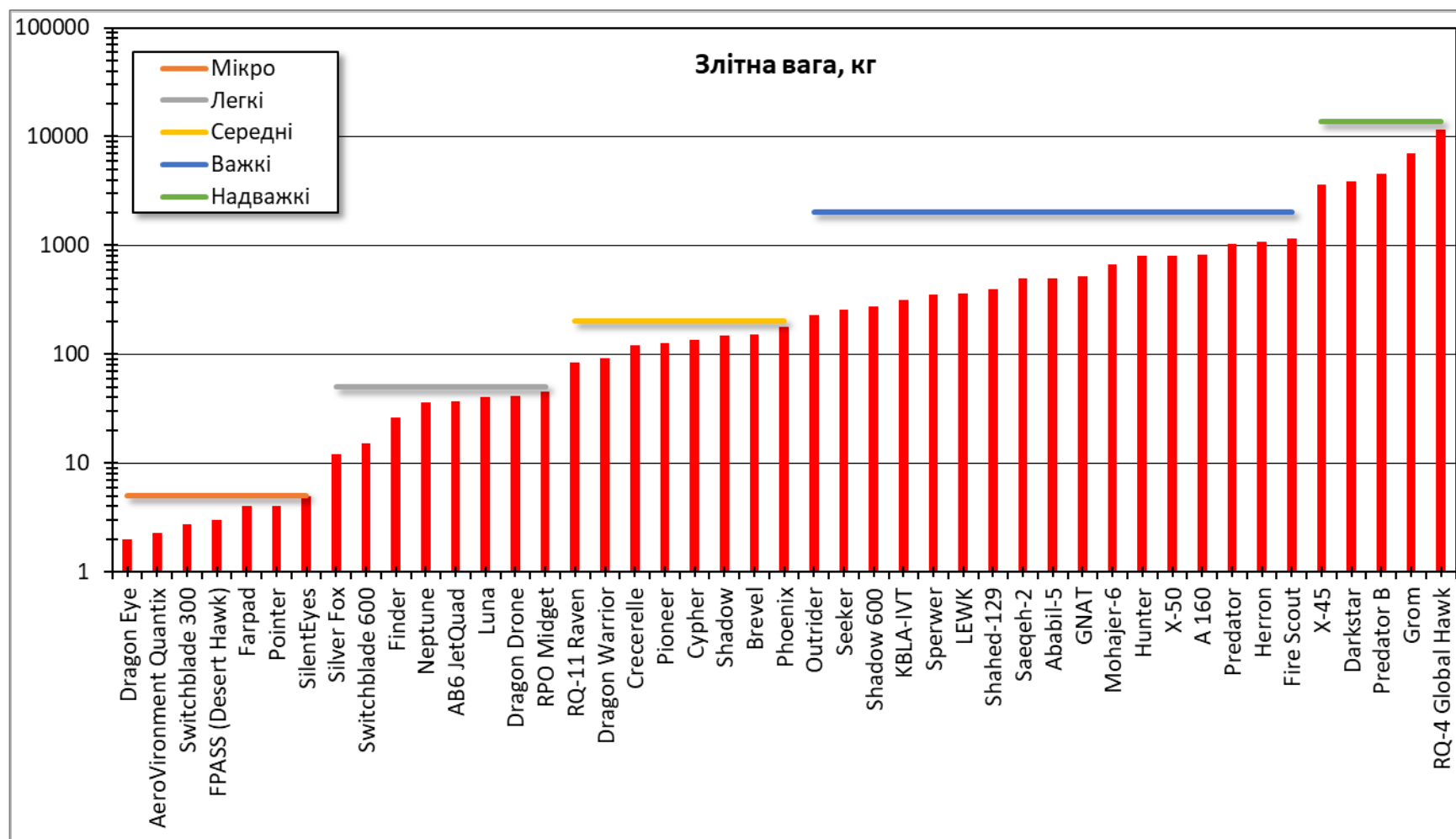


Рис. 4 – Класифікація основних БПЛА за злітною вагою (логарифмічна шкала – Log_{10})

Класифікація за дальністю та тривалістю польоту

Ці два параметри частково взаємопов'язані, оскільки можна припустити, що чим довше БПЛА може перебувати у повітрі, тим більше буде радіус його дії. Проте, як показує аналіз нижче, це не завжди так. Апарат може мати великий запас ходу за тривалістю перебування в польоті, причому його дальність буде обмежена дальністю роботи радіозв'язку, якщо апарат управляється оператором. А таких БПЛА на сьогоднішній момент – переважна більшість. У зв'язку з цим важливо враховувати і дальність і тривалість, тому що це дозволяє визначити тип необхідного БПЛА в залежності від того, наскільки далеко ціль місії знаходиться від місця запуску. Також він визначає, наскільки регулярно потрібна дозаправка, та впливає на те, скільки часу БПЛА може провести, виконуючи своє завдання, та скільки часу йому потрібно провести на землі.

У розглянутому контексті використовуються два види класифікацій, що відрізняються деталізацією.

- *3-х класовий розподіл [2]:*

БПЛА з малою тривалістю польоту, час автономної роботи яких не перевищує 5 годин. Вони використовуються для коротких місій, наприклад, таких як спостереження та розвідка, що є безпечнішим методом, ніж відправлення військ на незнайому територію. БПЛА середньої тривалості польоту – це БПЛА із тривалістю польоту від 5 до 24 годин. До них відносяться, наприклад, RQ-7 Shadow 600 та MQ-1 Predator. БПЛА з тривалим часом польоту – це ті, що можуть залишатися у повітрі протягом 24 годин та більше. Дальність у цих БПЛА теж висока, починаючи з 1 500 до 22 000 км (наприклад, для Global Hawk).

- *5-ти класовий розподіл [2]:*

В роботі [3] пропонується інший параметр, так звана «витривалість» БПЛА, за яким відбувається розподіл на 5-класів. Такий розподіл є більш детальним та коректнішим. Цей розподіл наведено нижче в табл. 4. Рис. 5 дає уявлення про зразки літальних апаратів різної витривалості, а рис. 6 та 7 дозволяють оцінити розподіл БПЛА за дальністю та тривалістю польоту. При цьому на цих рисунках використовується 5-класове маркування.

Табл. 4 – 5-класовий розподіл БПЛА за «витривалістю»

Категорія	Дальність, км	Тривалість, хв	Приклад
Надмалі дистанції	< 5	20 – 45	Dragon Eye; RQ-11 Raven
Малі дистанції	5 – 50	60 – 360	Golden Eagle; Mini Bayraktar; Quantum Systems Vector
Короткі дистанції	50 – 150	480 – 720	Arabil-3
Середні дистанції	150 – 650	720 – 1 140	Arabil-5; Predator
Витривалі	> 300	> 1 140	RQ-4 Global Hawk; Shahed-149 GAZA



Рис. 5 – Представники різних класів «витривалості»: Малі дистанції (Quantum Systems Vector); Короткі дистанції (Arabil-3); Середні дистанції (Predator); Витривалі (Shahed-149 GAZA)

Порівняння даних, наведених на рис. 6 і 7, добре показує розбіжність категорій дальності та тривалості, яке визначається, в більшості випадків, саме лімітування дальності каналом зв'язку, через який виконується управління безпілотником: На рис. 7 в класі апаратів «Малої дистанції» міститься значно більше зразків, ніж на рис. 6. Тобто такий апарат може довго перебувати в повітрі, але з обмеженим радіусом дії.

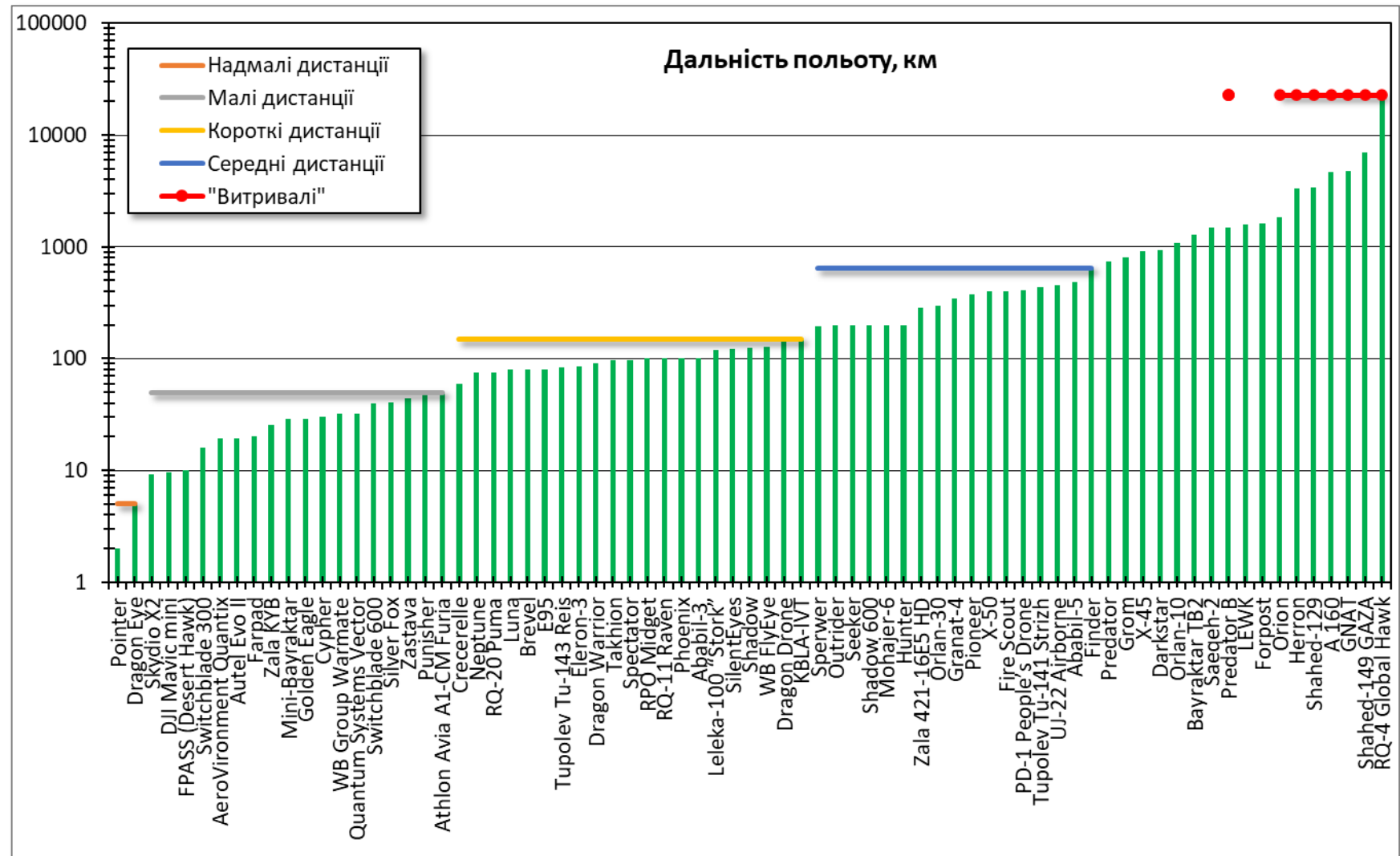


Рис. 6 – Класифікація БПЛА за дальністю польоту (логарифмічна шкала – Log_{10})

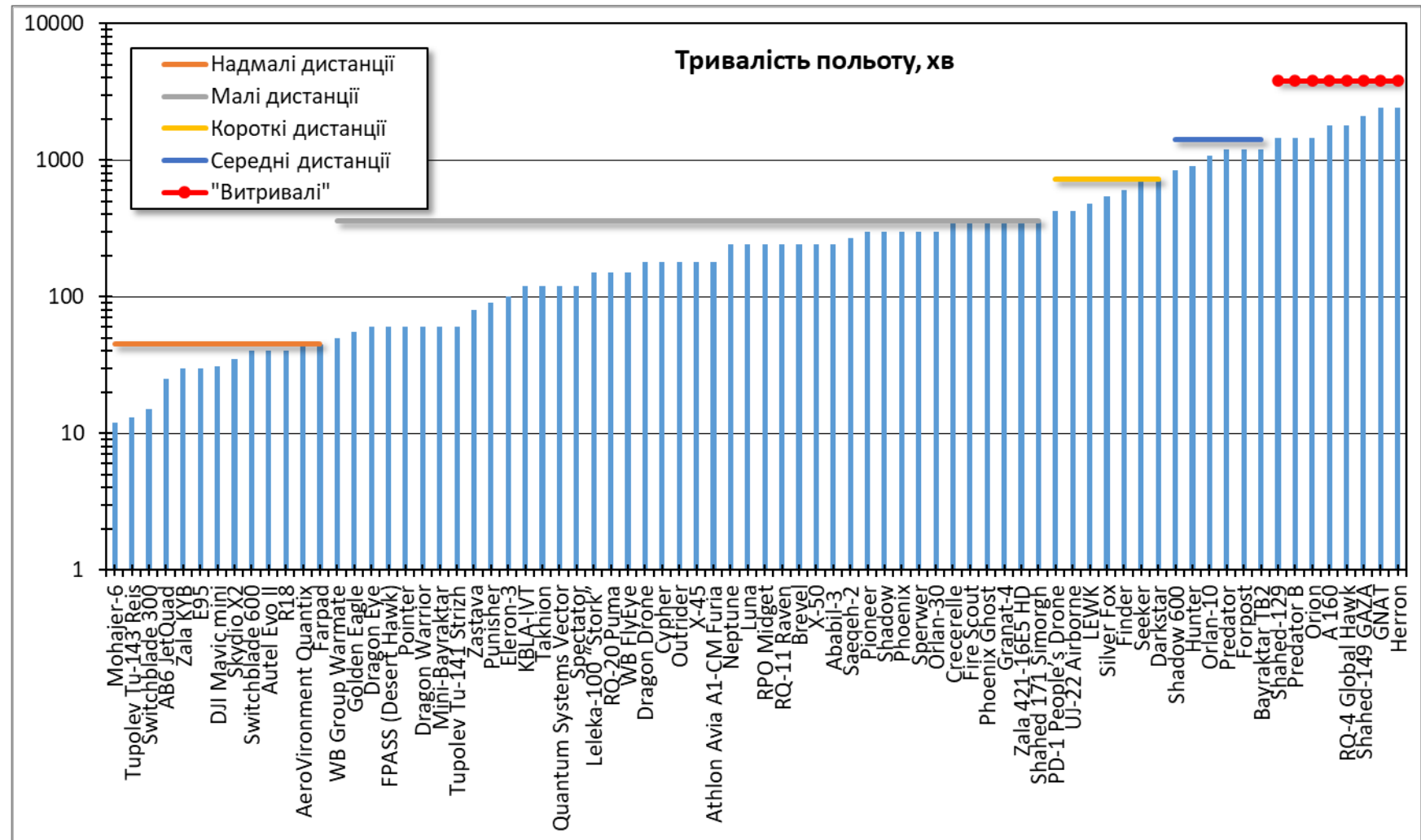


Рис. 7 – Класифікація БПЛА за тривалістю польоту (логарифмічна шкала – Log_{10})

Класифікація за максимальної висотою (стелею) польоту

Максимальна робоча висота або стеля польоту є ще одним показником ефективності, за яким можна класифікувати БПЛА. Деяким БПЛА у військових ситуаціях потрібна скритність, яка дозволяє уникнути виявлення та знищення супротивником, тому важливою вимогою є велика висота. Велика висота також потрібна для зйомки та розвідки, що забезпечує отримання зображень максимальної кількості місцевості. З іншого боку, на малих висотах літальний апарат складніше виявити та знищити засобами ППО супротивника.

Стандартний розподіл по стелі – це 3 класи, що вказані в табл. 5. Класичні представники кожного із класів показані на рис. 8.

Табл. 5 – Розподіл БПЛА за параметром «Стеля» польоту

Категорія	Стеля, м	Приклад
Низькі висоти	< 1 000	Pointer; Dragon Eye; Cypher
Середні висоти	1 000 – 10 000	Finder; Seeker; Shadow 600
Великі висоти	> 10 000	Darkstar; X-45; RQ-4 Global Hawk



Рис. 8 – БПЛА за стелею польоту: Низькі висоти (Pointer, Cypher), Середні висоти (Denel Seeker), Великі висоти («Boeing X-45»)

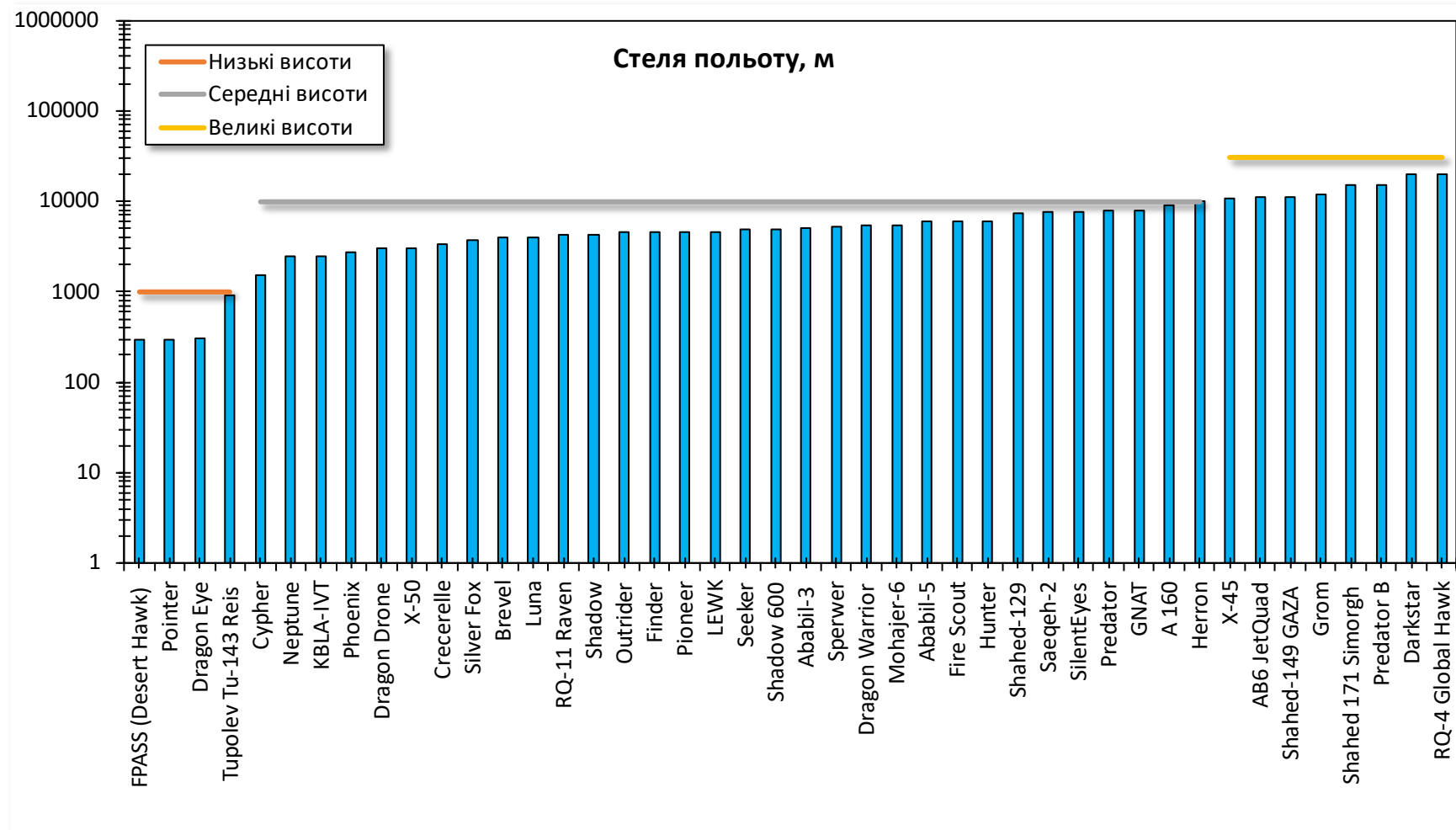


Рис. 9 – Класифікація БПЛА за максимальною висотою польоту (логарифмічна шкала – Log_{10})

Кількісне розподілення апаратів по стелі польоту показано на рис. 9. З рисунка добре видно, що переважна більшість БПЛА літає на середніх висотах. На це варто звернути особливу увагу, тому що саме на цих висотах апарати легко виявляються та знищуються сучасними засобами ППО. Цей факт бажано враховувати під час розробки нових БПЛА.

Класифікація за навантаженням на крило

При описі БПЛА найчастіше використовуються параметри «злітна вага» або «корисне навантаження», які є важливими характеристиками. Однак ці параметри залежать від розмірів апарату, його призначення, типу двигуна і так далі [6].

Тому для класифікації безпілотних ЛА краще використовувати певний питомий параметр, який дозволить порівнювати різні БПЛА. У цьому ключі в якості першого наближення параметр «Навантаження на крило», що визначається як відношення злітної ваги до площі крил, являється більш коректною характеристикою.

Цей параметр знаходиться у досить великому діапазоні. Проста класифікація, що використовується на сьогодні, пропонує розподіл на 3 типи: до 50 кг/м², 50 – 100 кг/м², і більше 100 кг/м². Тим не менш, ймовірно, надалі цей розподіл може бути замінено на більш детальний [1]. В табл. 6 наведено класи апаратів за «Навантаженням на крило», на рис. 10 – деякі приклади БПЛА з «Малим навантаженням» показані на попередніх рисунках: «Dragon Eye» (рис. 3), «Pointer» та «Seeker» (рис. 8).

Табл. 6 – Розподіл апаратів із навантаження на крило (відношення злітної ваги до площі крил)

Категорія	Навантаження на крило, кг/м ²	Приклад
Мала	<50	Dragon Eye; Pointer; Seeker
Середня	50 – 100	X-45; RQ-11 Raven; Predator
Велика	> 100	RQ-4 Global Hawk; Hunter; X-50



Рис. 10 – Приклади апаратів з великим навантаженням на крило – «Hunter» та «Boeing X-50»

Рис. 11 демонструє дані щодо розподілу відомих на сьогодні безпілотних ЛА за параметром «Навантаження на крило». Групи «мала» та «середня» по навантаженню приблизно однакові між собою і являються більш численними, ніж група БПЛА з «великим навантаженням». Така ситуація цілком зрозуміла, оскільки проектування апаратів з великим навантаженням на крило вимагає наявності висококваліфікованих спеціалістів та відповідного обладнання, тоді як низько ефективні, з точки зору даного параметра, виробни можуть бути розроблені в непрофесійних проектних організаціях, що називається, «на коліні».

Проектування та виробництво апаратів з великим навантаженням на крило є більш витратним з погляду вкладення фінансів як у виробництво, так і на оплату праці кваліфікованого персоналу.

У сучасному світі, де гроші і прибуток є головними цілями будь-якого підприємства, власники не хочуть інвестувати кошти в дорогі заходи, віддаючи перевагу вкладенням, що швидко обертаються, в «наколінні» (ручні) розробки.

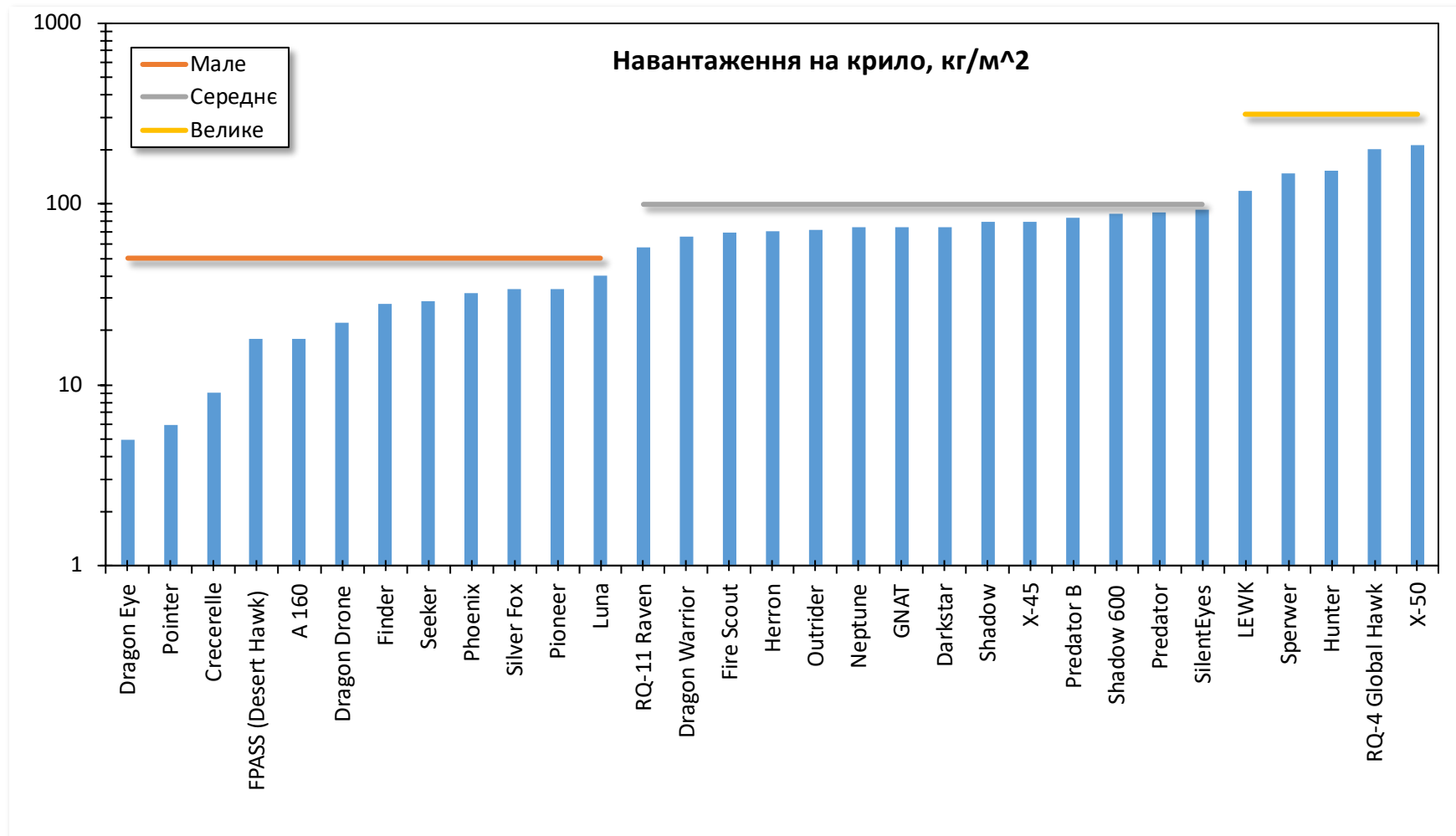


Рис. 11 – Розподіл БПЛА за параметром «Навантаження на крило» (логарифмічна шкала – Log_{10})

Класифікація за типом двигунів

За типом силової установки та принципом приведення в дію на сьогоднішній день всі безпілотні літальні апарати можуть бути охарактеризовані наступними типами [5,7–10]:

- Рушій – пропелер або реактивний.
- Джерело енергії для двигуна – електрика чи паливо.

У свою чергу, привід до обертання пропелера може виконуватися двигунами:

- електричним;
- поршневим ²;
- роторним;
- турбогвинтовим.

Реактивна тяга може створюватися двигунами:

- турбовентиляторним;
- ракетним;
- прямоточним;
- пульсуючим.

Електродвигуни можуть споживатися від:

- акумуляторних батарей;
- генераторів на викопному паливі;
- паливних елементів ³;
- сонячних панелей;
- та у перспективі від малорозмірних ядерних реакторів.

Застосування конкретної рушійної установки залежить від призначення, швидкості та висоти польоту, тривалості польоту і т.д. У більшості випадків малі та середні літальні апарати використовують електричний привід, у той час як важкі бойові машини, як правило, приводяться в дію поршневими двигунами. Найбільш поширений на сьогодні тип рушія – пропелер, реактивна тяга використовується рідше.

²Поршневі двигуни можуть бути 2-4 поршневі й т.д.

³У разі використання паливних елементів, паливом для такого двигуна є викопне паливо.

На рис. 12 показано співвідношення між приводами (рушіями), що використовуються в сучасних безпілотних літальних апаратах. Як видно, більше 80% БПЛА приводяться в дію *пропелерами*. Слідом йдуть *турбореактивні двигуни* з часткою близько 14%, далі турбогвинтові та імпульсно-реактивні (пульсуючі) займають позиції з 3% та 1% відповідно.

Це цілком зрозуміло. Пропелер є одним із найстаріших відомих людству рушіїв, його конструкція дуже проста та доведена майже до досконалості. Тому найшвидше та ефективно впроваджувати саме цей тип приводу, особливо за відсутності достатньої кількості висококваліфікованих кадрів.

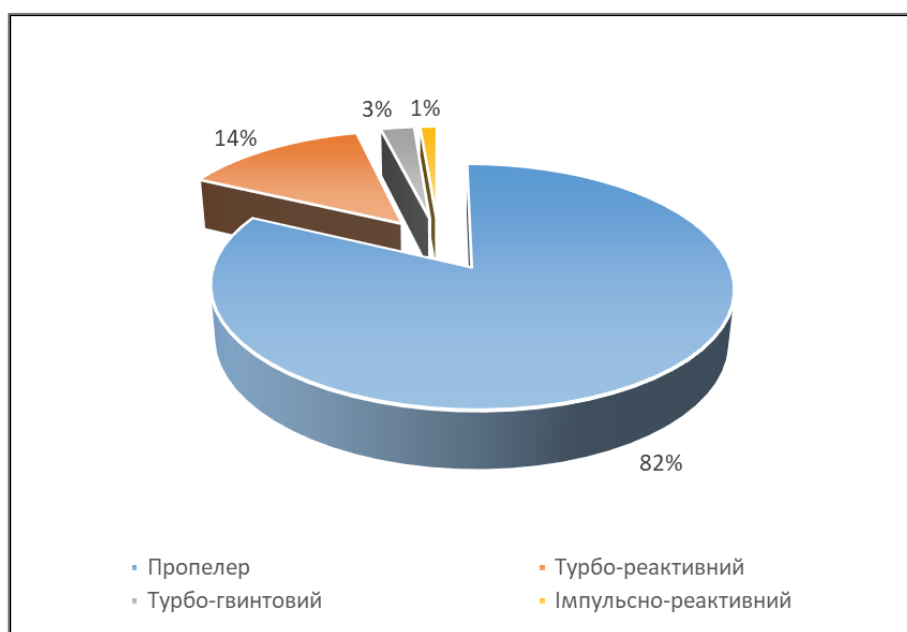


Рис. 12 – Розподіл БПЛА за типом двигуна

1.3. Класифікація БПЛА за призначенням

За цільовим призначенням БПЛА поділяються на апарати цивільного та військового застосування. Проте, як зазначалося на початку, це дуже умовний розподіл. Оскільки спочатку розробки велися у військовій галузі, то можна використовувати класифікацію за цілями військового застосування апаратів [5,11]:

- Розвідка, спостереження, виявлення цілей та наведення (ISTAR – Intelligence, Surveillance, Target Acquisition and Reconnaissance);
- Бойові апарати;
- Багатоцільові;
- Вертикальні зліт та посадка (VTOL – Vertical Take-Off and Landing)
- Радіовиявлення та ретрансляція;
- Логістичні функції – доставка, поповнення запасів тощо.

Розвідувальні БПЛА

Ці апарати забезпечуються різноманітним обладнанням типу відеокамер, тепловізорів, мікрофонів спрямованої дії, датчиків руху та стеження, радіолокаторів тощо.



Рис. 13 – БПЛА PD-2 виробництва UkrSpecSystems

Більшість із них є пропелерними апаратами. Прикладом такого апарату може бути PD-2, що виробляється концерном UkrSpecSystems (рис. 13)

Бойові апарати

Вони поділяються на багаторазові та одноразові (баражуючі боєприпаси). До цієї категорії входять БПЛА, які мають високу маневреність і здатні вести бій

повітря-повітря, повітря-земля, а також забезпечують доставку високоточної зброї до надводних цілей. Порівняно з іншими БПЛА, вони мають більш високу крейсерську швидкість, але найчастіше меншу тривалість польоту.

Також до цього розділу входять так звані повітряні мішені, які використовуються для отримання інформації про розташування засобів протиповітряної оборони супротивника, а також створення хибних цілей у процесі військових навчань або під час розкриття розташування ППО супротивника.

Багатоцільові пристрої

Це розвідувальні БПЛА, забезпечені будь-яким озброєнням. Їх основним завданням зазвичай є виявлення та ведення розвідки критичних цілей, що швидко переміщуються. Ці БПЛА можуть також завдавати ударів з використанням зброї, що самонаводиться.



Рис. 14 – Приклади одноразових бойових БПЛА. Phoenix Ghost і «Злива» – баражуючі боєприпаси; «Дань» і «Енікс» – повітряні мішені

На рис. 14 представлені деякі зразки одноразових бойових апаратів. Верхній ряд – це баражуючі боєприпаси, нижній ряд – повітряні мішені. Характерною особливістю є розподіл між цими двома типами за типом приводу (і, відповідно,

за швидкістю польоту). Баражуючі боєприпаси, забезпечені пропелерним приводом, в той час як повітряні мішені приводяться в дію реактивною тягою. Такий розподіл не випадковий. Боєприпаси повинні мати високу точність ураження цілі, це простіше зробити на низькій швидкості. Повітряні мішені використовуються для вдосконалення перехоплень і знищення цілі, тому повинні мати високу швидкість, щоб ускладнити таке перехоплення. Наприклад, при злітній масі 370 кг БПЛА комплексу «Дань» має міні-ТРД з тягою 125 кгс, що дозволяє апарату розвивати максимальну швидкість близько 670 км/год. Повітряна мішень «Енікс Е95М» при вазі 70 кг приводиться в дію ПуПРД з тягою 15 кгс і розвиває швидкість до 400 км/год.

Звичайно, можливим є створення високошвидкісного апарату як боєприпасів для ураження цілей супротивника. Однак для цього має бути відповідне проектування та виробниче забезпечення. Це спричиняє додаткові фінансові витрати, що може виявитися не зовсім доцільним. З іншого боку, доцільність визначається ще й необхідністю успішного виконання поставленого завдання (в даному випадку – знищення мети – знищення цілі). А повільні пропелерні БПЛА є легкою мішенню для ППО та навіть стрілецької зброї.

Починаючи з вересня 2022 року РФ застосовує у конфлікті значну кількість БПЛА-снарядів «Герань-2». Їхня ефективність дуже висока, і це завдає багато неприємностей ЗСУ. Характеристики цього БПЛА невідомі. У пресі дуже багато повідомлень про те, що насправді «Герань-2» це іранський дрон-камікадзе «Shahed-136». Однак і Росія, і Іран заперечують такі поставки дронів. Усі твердження про те, що цей один і той самий виріб будуються на розтиражованій світовими ЗМІ єдиної світлина уламків «Герань-2» з під Куп'янська в Харківській області (рис. 15). Згодом з'явилися другі світлина, але усі вони майже ідентичні – тільки уламки закінчування крила. Також є свідчення очевидців, які стверджують, що російські установки цих апаратів ідентичні.



Рис. 15 – Уламки БПЛА «Герань-2» (Росія) та БПЛА «Shahed-136» (Іран)

Аналіз фото ліворуч на рис. 15 справді підтверджує високу схожість закінчування крила обох БПЛА. Однак це не може вважатися 100% підтвердженням. У будь-якому випадку, використання Росією «Герань-2» є дуже ефективним, і на сьогоднішній день, способи ефективної протидії цим боєприпасам все ще відсутні.

Якщо спиратися на відкриті дані, технічні характеристики БПЛА «Shahed-136» такі:

- Довжина – 3.5 м.
- Розмах крила – 2.5 м.
- Злітна вага – 200 кг.
- Бойова частина – 40 кг.
- Швидкість – 180 км/год.
- Дальність – 1 800 – 2 500 км.
- Двигун – поршневий, двотактний.
- Рушій – пропелер.

Апарат літає на низьких висотах (від 40 до 250 м), що робить його невидимим для ППО. Ці висоти можуть бути уражені звичайною стрілецькою зброєю, проте для знищення БПЛА у такий спосіб необхідно зруйнувати двигун або головну частину, де знаходиться система керування. Попадання в крила або фюзеляж не завдають апарату шкоди, тому що просто роблять отвори в пластиковому корпусі.

З недоліків цього апарата відомий лише один – сильний шум поршневого двотактного двигуна. Апарат виготовлений із дешевих матеріалів, фахівці стверджують, що навіть його пропелер виготовлений із деревини.

БПЛА з вертикальним зльотом і посадкою – VTOL

VTOL – Vertical Take Off Landing– багато в чому перетинаються з іншими категоріями. Однак БПЛА вертикального зльоту та посадки обрані як окрема категорія, тому що можливість вертикального зльоту та посадки може мати вирішальне значення для місій, де існує дуже обмежений простір для зльоту [12,13].

Більшість так званих «дронів», що використовуються для наведення, спостереження, логістики тощо, є представниками саме цього класу. 99% всіх БПЛА з вертикальним зльотом та посадкою використовують пропелерні рушії. Рідкісним винятком з цього правила є АВ6 JetQuad Drone, який є турбореактивним [14]. Де і як цей апарат може використовуватися поки що не відомо, оскільки це перспективна розробка, що знаходиться на стадії пілотного виробничого зразка (рис. 16).



Рис. 16 – АВ6 JetQuad – турбореактивний дрон класу VTOL

Радіовиявлення та ретрансляція



Рис. 17 – Golden Eagle – навігація без GPS/GLONASS, «КУБ» – безпілотник може баражувати у повітрі, виявляючи ціль, а потім атакувати її з верхньої півсфери вертикальним пікіруванням

Для ретрансляції сигналу та підтримування зв'язку на території бойових дій використовуються БПЛА, що закріплені в одній точці. Як правило, для цих цілей використовуються повітряні кулі, дирижаблі та їх аналоги.

Більшість із існуючих сьогодні БПЛА вимагають присутності людини-оператора, яка керує апаратом дистанційно. У той же час існують поки що рідкісні розробки безпілотних пристроїв, до яких закладаються функції автономності [15]. Ряд апаратів обладнано системами навігації по візуальному ряду без використання GPS (Golden Eagle, рис. 17), частина має деякі функції штучного інтелекту (ШІ) (RQ-4 Global Hawk, Aero Vironment Quantix, Zala KYB, рис. 17).

Нові типи БПЛА

З розвитком нових технологій з'являються нові типи безпілотних літальних апаратів, розроблених під зовсім нові завдання. Так з'явилися повідомлення про розробку в Росії безпілотного ударного комплексу «Гром-Молнія» [16], особливістю якого є здатність декількох апаратів («Молнія») взаємодіяти один з одним та центром управління (БПЛА «Гром»). Такий комплекс здатний не тільки завдавати удари власним озброєнням, а й управляти роєм з 10 одиниць ударних дронів «Молнія», що запускаються з іншого авіаційного носія. «Гром» може нести керовані ракети Х-38 класу «повітря-поверхня». Озброєння розміщується на чотирьох точках підвіски – дві під крилами та дві всередині фюзеляжу.



Рис. 18 – Комплекс «Гром»

Серед «нових/старих» розробок варто згадати Іранський БПЛА «Karar», розроблений ще 2009 року (рис. 19). Цей безпілотний апарат має досить широке

поле застосування: розвідка місцевості, повітряна мішень, ударний дрон. Останнім часом з'явилася інформація про встановлення шестиствольного кулемета на нього. У поєднанні з можливістю кріплення та скидання ракет та бомб, а також високими швидкісними характеристиками (900 км/год) оснащення цього апарату кулеметом перетворює його на високоефективну бойову машину. Рух здійснюється ТРД «Тоloue-4» з тягою близько 370 кгс.



Рис. 19 – БПЛА «Karrar» (Іран)

Китай представив гіперзвуковий БПЛА «Wuzhen-8» (WZ-8), що здатний за різними джерелами розвивати швидкість від 3 700 до 8 600 км/год (3 – 7 Махів) [17]. Зображення цього апарату теж різняться. Фотографії з авіасалону 2022 року, що розійшлися в інтернеті (ліворуч на рис. 20), також відрізняються від даних американської розвідки (праворуч на рис. 20). Технічних даних по двигуну поки немає.



Рис. 20 – Надгіперзвуковий БПЛА «Wuzhen-8» (Китай)

Аналіз аеродинамічного дизайну офіційно представленого апарату (рис. 20, ліворуч) не дозволяє зробити висновок про його здатність до гіперзвукового польоту: велика площа крила та наявність загнутих вгору крилових стабілізаторів спричинить сильний аеродинамічний опір та нагрівання, що не дозволить вийти на швидкісний режим вище 3-4 Махів. Зображення на фото праворуч більш підходить для гіперзвукового апарату.



Рис. 21 – Квазі-супутник БПЛА «Morning Star 50» (Китай)

Ще однією новинкою з Піднебесної є безпілотний апарат «Qimingxing 50», або «Morning Star 50», що приводиться до дії пропелерами, які працюють від електродвигунів на сонячних батареях рис. 21. За заявою розробників, цей БПЛА буде здатний перебувати в повітрі необмежено довго на висотах ближнього космосу (20-100 км). Перший політ цього квазі-супутника відбувся 3 вересня 2022 року.

Як дуже короткий висновок за проведенням оглядом варто відзначити, що в даний час, основна маса малогабаритних (до 100 кг злітної ваги) БПЛА використовує для польоту двигунові установки пропелерного типу. Реактивна тяга є вкрай рідкісним випадком у цій категорії та використовується в апаратах великих розмірів та ваги.

1.4. Військовий конфлікт Росії з Україною

Військові дії на території України характеризуються використанням значної кількості БПЛА різних класів. Досвід їх використання показав, що вони відіграють провідну роль при взаємодії з авіацією та артилерією. За оцінками військових експертів на середину липня 2022 р. у бойових діях задіяно понад 30 модифікацій різних апаратів. Серед них системи VTOL, літакового типу (fixed wing) і баражуючі боєприпаси (loitering munitions).

Країни-виробники БПЛА

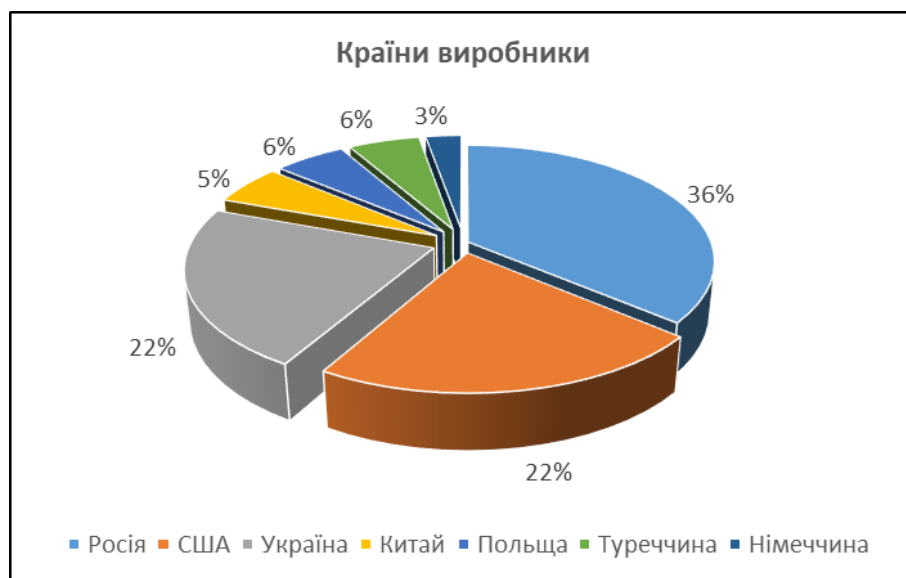


Рис. 22 – Порівняльна характеристика за кількістю модифікацій по країнах-виробникам

Як видно з рис. 22, Росія застосовує найбільшу кількість різних моделей безпілотників своєї розробки. Слідом за нею в рівних частках йдуть Україна та США.

На жаль, кількісні дані по застосовуваним апаратам відсутні, тому в поточній ситуації є тільки можливість виконати порівняльну оцінку використаних у цьому зіткненні різновидів безпілотних літальних апаратів з наведеними вище видами класифікацій, тобто лише за типами класів. Для отримання уявлення оцінка виконана у відсотковому відношенні за різними класифікаційними групами.

Кількість типорозмірів БПЛА



Рис. 23 – Відносна частка БПЛА: класифікація за максимальним розміром

Найбільшою різноманітністю БПЛА, що застосовуються у збройному конфлікті, відрізняються апарати «середнього» класу (рис. 23).

Наступним по різноманітності йде клас «Малих» безпілотних ЛА. Класи «дуже малих» і «великих» характеризуються найменшою кількістю модифікацій, при цьому вони рівні між собою. Швидше за все, такий розподіл пояснюється тим, що на даний момент основні потреби зосереджені на необхідності місцевої розвідки та заподіяння точкових ударів. озброєння малого та середнього класів якраз і зосереджено з цією метою. БПЛА «надмалого розміру» зазвичай мають низьку «витривалість» – поєднання дальності та тривалості польоту. Враховуючи, що війська протиборчих сторін знаходяться на значній відстані один від одного, апарати з малою «витривалістю» не здатні вирішувати поставлені завдання. БПЛА «великого розміру» мають недоліки – вони добре ідентифікуються засобами ППО супротивника та є легкими цілями для знищення. З урахуванням їх значної порівняно із «середнім» та «малим» класами вартості, їх застосування також невисоке, звідси й малий зафіксований асортимент.

Витривалість

Діаграма на рис. 24 підтверджує зроблений раніше висновок щодо доцільності застосування БПЛА різного розміру. Класи апаратів «Коротких», «Малих» та «Середніх» дистанцій використовуються найбільш щільно, і їх асортимент найрізноманітніший. Так само, як і на рис. 23, класи «надкоротких»

дистанцій і «надвитривалих» апаратів рівні між собою та представлені одиничними екземплярами.



Рис. 24 – Співвідношення кількості БПЛА за класами дальності та тривалості польоту у воєнному конфлікті між Росією та Україною

Типи БПЛА за форм-фактором та призначенням

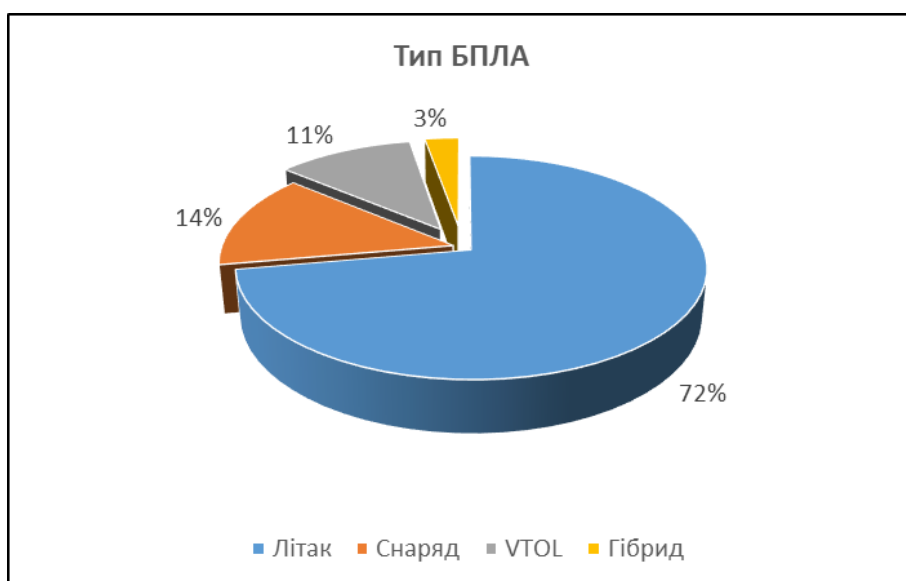


Рис. 25 – Форм-фактор та призначення

Як видно, у збройному конфлікті найбільшою різноманітністю відрізняються апарати у форм-факторі «Літак», що не дивно. Незважаючи на те, що останнім часом з'явилася велика кількість розробок конструкцій з вертикальним зльотом та посадкою (VTOL), ці безпілотні апарати мають обмежену швидкість переміщення і, відповідно, дальність польоту. Незначна частка БПЛА у вигляді баражуючих

боєприпасів («Снаряд») пояснюється 2 чинниками: 1 – їх модифікацій не так багато; 2 – доцільність. Для ураження невеликих цілей супротивника економніше використовувати «дешеві» артилерійські снаряди.

БПЛА за типом двигуна



Рис. 26 – Співвідношення безпілотних летальних апаратів за видом рушійного зусилля



Рис. 27 – Турбореактивні БПЛА «Стриж» та «Рейс» виробництва колишнього СРСР, Оператор – Україна

Як видно з рис. 26, переважна більшість модифікацій БПЛА, що використовуються в поточному збройному зіткненні, засновані на пропелерній тязі. Турбореактивні апарати дуже незначні за модифікаціями. Варіанти турбогвинтових БПЛА у конфлікті взагалі не беруть участі.

Апарати з «імпульсно-реактивним» приводом (3%) – це зафіксовані 2 польоти апарату «Туполєв Ту-141 Стриж» (рис. 27 ліворуч). Даний БПЛА є розробкою СРСР 1974 року, що залишилася в «загашниках» України та Росії. У

березні 2022 року було зафіксовано політ «Стрижа» із зони підконтрольної ЗСУ через території 3 країн НАТО та його падіння у Хорватії. Вибух під час падіння пошкодив десятки автомобілів, слідство Хорватської сторони стверджує, що літак був озброєний бомбою. Другий «Стриж», також із бомбою, був помічений у Харкові. Експерти вважають, що його теж запустила українська сторона.

Висновки до розділу 1

Як показує аналіз, значна частка військових операцій, принаймні у повітряному просторі, виконується за допомогою безпілотних літальних апаратів, які активно взаємодіють з авіацією та артилерією. Їхній перелік представлений сотнями (навіть тисячами) різних пристроїв, що відрізняються цільовим призначенням, типом двигуна, вагою, розміром та ін. Успіх застосування таких апаратів в останніх збройних конфліктах у тому числі у Сирії та Україні, дозволяє з упевненістю констатувати, що у найближчому майбутньому – це війна та протистояння безпілотників різного калібру. Вже сьогодні для отримання розвідувальної інформації та прийняття правильних рішень кожна бойова структура від роти та вище повинна мати розвідувальні безпілотники.

Аналіз збройного конфлікту України з Росією демонструє, що найбільшою затребуваністю характеризуються малогабаритні БПЛА – малого та середнього класів за класифікацією. Однак переважна кількість малогабаритних БПЛА являється апаратами пропелерного типу, що відрізняються невисокою швидкістю переміщення.

Найменша кількість збитих чи перехоплених БПЛА серед представників саме цього класу. Наприклад, Українські «Стрижі» (Tu-141) та «Рейси» (Tu-143) (рис. 27), незважаючи на їхню «застарілу» систему управління та навігації, показали дуже високий ступінь виживання. Це однозначно визначається винятково високими швидкісними характеристиками апаратів. Це пояснюється тим, що польоти на високих швидкостях і малих висотах опиняються в зоні, недоступній для сучасних засобів протиповітряної оборони. Також на «живучість» літального апарату сильно впливає його маневреність. Поєднання високих швидкостей та маневреності є запорукою успішної місії БПЛА. Це підтвердили випадки застосування гіперзвукових ракет «Кинджал».

Слід зазначити, що існуючі сьогодні зразки реактивних БПЛА є досить великі за розміром і вагою. Однак з високим ступенем упевненості припустити, що поєднання високої швидкості та маневреності з малим розміром літального апарату становить ще більший інтерес для військового застосування. Для ефективної роботи тактичних підрозділів армії саме малі швидкісні апарати сьогодні є найбільш затребуваними, але їх поки що катастрофічно не вистачає у військах.



Рис. 28 – Представники малих реактивних БПЛА «Енікс Е95М» (Росія)
та «Топаз UJ-23» (Україна)

Сьогодні ніша малогабаритних (до 100 кг злітної ваги) реактивних безпілотних літальних апаратів практично незаповнена. Це визначається досить високою складністю проектування та розробки подібних літальних апаратів. Далеко не всі компанії-виробники мають необхідні навички, фахівців і технології. Однак вони мають невисоку вартість, можуть проводитися у великій кількості, у тому числі у польових умовах. Як свідчить аналіз (Розділ 2 нижче) є достатньо серійних міні-реактивних двигунів тягою 20-30 кгс, що створює певні перспективи створення малогабаритних БПЛА на реактивній тязі найближчим часом.

Серед досить рідкісних екземплярів подібних БПЛА можна вказати на повітряні мішені, «Енікс Е95М» російського виробництва – злітна вага 70 кг з пульсуючим ВРД тягою 15 кгс [18], та багатоцільовий безпілотний авіаційний комплекс «UJ-23 TOPAZ» виробництва української компанії «UkrJET» – злітна вага 50 кг, тяга двигуна близько 20 кгс [19] (рис. 28). Також є відомості про те, що подібним апаратом буде проєктований в Росії БПЛА «Молнія», який входить до складу комплексу «Гром-Молнія» [16]. Проте, детальнішої інформації про цей апарат поки що немає.

РОЗДІЛ 2. Серійні реактивні міні-двигуни з тягою 10 – 90 кгс

Силові установки відіграють провідну роль під час створення безпілотних літальних апаратів різного призначення. Аналіз існуючих в даний час безпілотних комплексів показує, що електричні двигуни зазвичай застосовуються на мікро- (до 1 кг), надлегких (до 30 кг) і легких (до 200 кг) БПЛА, що літають на невеликих висотах і на істотно дозвукових швидкостях. Поршневі двигуни застосовуються на легких, середніх (200 – 1 000 кг) і, рідше, на важких (понад 1 000 кг) БПЛА, що літають на доволі великих дозвукових швидкостях та висотах польоту. До потужності 150 кВт перевага зберігається за бензиновими двигунами, а при вищій потужності ефективніші турбодизелі. При потужності понад 500 кВт поршневі двигуни вже поступаються газотурбінним двигунам (ГТД) за питомою масою.

Основними перевагами великорозмірного реактивного газотурбінного двигуна (ГТД) перед електричними двигунами та двигунами внутрішнього згоряння (ДВЗ) є висока швидкість і велика висота польоту БПЛА, висока прийомистість і тягоозброєність, багаторежимність, невелика кількість деталей, можливість використання гвинтової та реактивної тяги.

Вони успішно використовуються на середніх та важких БПЛА і в перспективі можуть застосовуватися на надзвукових та навіть гіперзвукових БПЛА.

Малорозмірні ГТД. Що стосується малорозмірних ГТД (МГТД), то вони є особливим класом двигунів з тягою від 10 до 90 кгс, масою від декількох до десятків кілограмів. Великою перевагою таких двигунів є здатність створення високошвидкісного БПЛА для різних цілей, у тому числі для розвідки та швидкої доставки ударного озброєння до цілі.

З точки зору термодинамічної ефективності, схема турбореактивного МГТД не є оптимальною. Оскільки такі МГТД є неохолоджувальні (температура на вході в турбіну $T_r^* = 1\,200 - 1\,300\text{ K}$), то їх ККД не більше 17-19%. Незважаючи на невисоку економічність, найпростіший одновальний турбореактивний двигун (ТРД) має перевагу перед ТРД з рекуператором через меншу масу силової установки. Підвищення ступеня двоконтурності МГТД дозволяє підняти ККД міні-двигуна, але на даному етапі створення двоконтурних МГТД є працевитратним інженерно-технічним завданням.

Тим не менш, як повідомлялося, у США в 2010 р. вдалося створити двоконтурний МГТД з тягою 23.5 кгс при ступені двоконтурності $m = 4$. Короткочасне форсування ГТД за рахунок упорскування води перед компресором в принципі можливе через простоту реалізації, але програє за ваговою характеристикою. Тому ТРД з температурою газу перед турбіною $T_2^* = 1\,200 - 1\,300\text{ K}$ та ступенем стиснення повітря в компресорі $\pi_k \sim 4.0$ можуть використовуватися як базові при створенні реактивних БПЛА малої розмірності.

Малорозмірні ГТД не можуть бути спроектовані на основі масштабування великорозмірних ГТД, вони вимагають індивідуального підходу до питань теорії, розрахунку та проектування. Це зумовлено тим, що газодинаміка МГТД характеризується досить низькими числами Рейнольдса в тракті двигуна (на два порядки менше) та малою відносною висотою лопаток (10 мм і менше). Такі умови є причиною формування в каналах газової турбіни примежового шару з високими гідравлічними втратами. У зв'язку з малою розмірністю оберти валу ГТД досягають 160 000 і вище (до 240 000) обертів на хвилину, що вимагає магнітної (або високоточної газодинамічної) підвіски валу. Загалом, основними критеріями при створенні МГТД є вартість експлуатації, призначений міжремонтний ресурс та паливна ефективність, які в сукупності визначають витрати на польотну годину.

2.1. Принципова схема МГТД

Міні-ТРД є малорозмірним турбореактивним двигуном, в якому енергія палива перетворюється на кінетичну енергію газового струменя, а отримана за рахунок цього сила реакції використовується як рушійна сила – сила тяги для переміщення літального апарату.

Основними елементами МГТД (рис. 29) є: вхідний пристрій, що має конфігурацію близьку до лемніскати; відцентровий одноступінчастий компресор із одностороннім входом; кільцева камера згоряння зі струминними форсунками підведення палива усередині випарних трубок; одноступінчаста осьова газова турбіна; вихідний пристрій – дозвукове/звукове реактивне сопло.

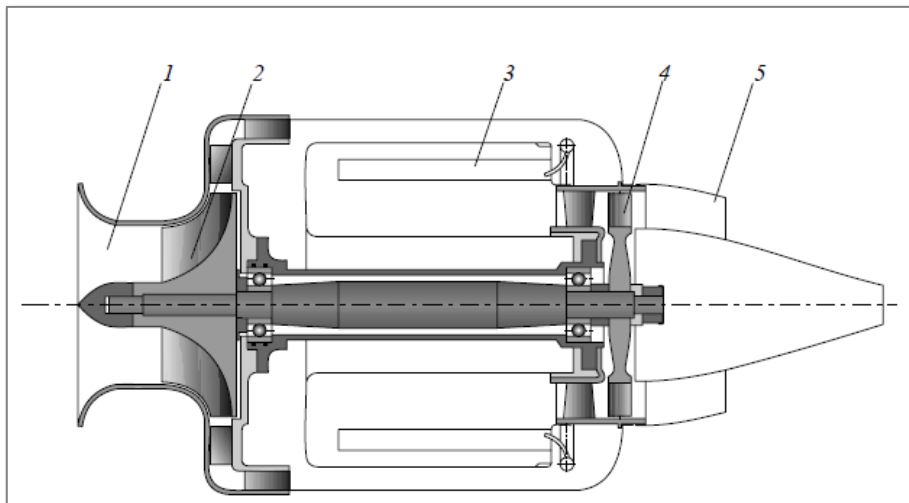


Рис. 29 – Конструктивно-компонувальна схема міні ТРД [20]:

1 – вхідний пристрій; 2 – компресор; 3 – камера згоряння; 4 – турбіна; 5 – вихідний пристрій

Принцип дії МГТД такий самий як і у великих ТРД і полягає у наступному. У вхідному пристрої тиск підвищується через гальмування потоку, що набігає повітря. Далі повітря надходить до компресору, де продовжується подальше його стиснення. В камері згоряння у потік повітря з високим тиском уприскується паливо, внаслідок згоряння якого утворюється газ з високою температурою. Процес згоряння відбувається майже зі сталим тиском, а рівень температури газу на виході з камери згоряння обмежується жароміцністю матеріалів та ефективністю охолодження турбіни.

В турбіні відбувається розширення газу зі зниженням тиску і температури. При цьому від газу відводиться частина енергії, яка перетворюється на механічну

роботу на валу турбіни. Ця робота потрібна для обертання компресора та агрегатів двигуна. Енергію, яку має газ за турбіною компресора, називають вільною. Ця енергія використовується по-різному в різних ГТД для виконання основної функції двигуна – утворення реактивної тяги. У ТРД рушієм є реактивне сопло, де потенціальна енергія газу у процесі розширення перетворюється на кінетичну енергію газу реактивного струменя, який забезпечує тягу двигуна. Повздовжній розріз сучасного МГТД з відцентровим компресором та аксіальною турбіною показано на рис. 30 [21].

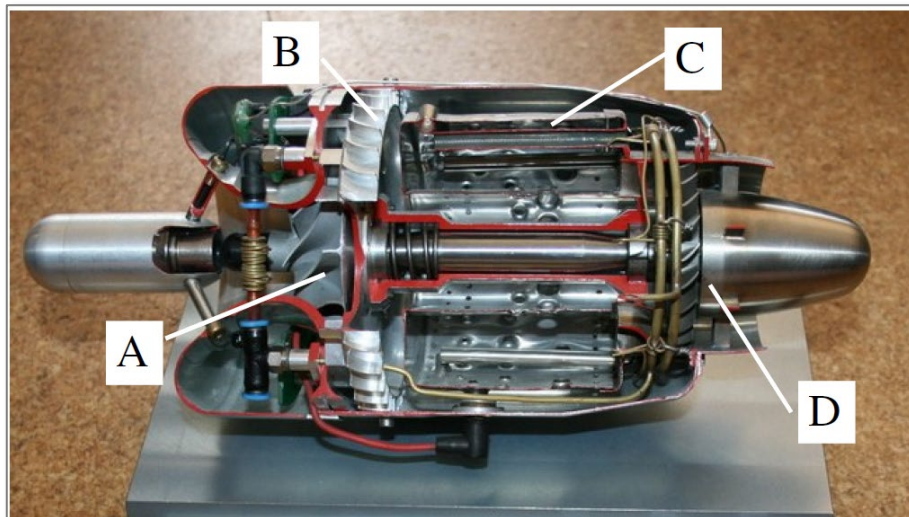


Рис. 30 – Повздовжній розріз сучасного МГТД: А – відцентровий компресор; В – дифузор; С – камера згоряння; D – аксіальна турбіна

2.2. Основні елементи МГТД

Вхідні пристрої

Вхідним пристроєм називається частина силової установки, що містить повітрозабірник, засоби його регулювання та захисту від попадання сторонніх предметів тощо. Атмосферне повітря через повітрозабірник і канали вхідного пристрою підводиться у двигун. Крім того, в умовах польоту основною функцією вхідного пристрою є ефективне перетворення кінетичної енергії набігаючого потоку повітря на потенціальну енергію тиску [22]. Серійні МГТД випускаються переважно для використання при створенні моделей літаків, що літають на дозвукових швидкостях, і тому оснащені дозвуковим вхідним соплом, яке закрито захисною сіткою. Ніяких регулюючих пристроїв непередбачено. Тому задача адаптації вхідного пристрою для забезпечення широкого діапазону експлуатаційних режимів БПЛА є актуальною задачею.



Рис. 31 – Вхідне сопло МГТД

Компресор

Серійні МГТД у своїй будові використовують одноступеневі відцентрові компресори (рис. 32). Для зменшення витрат на виробництво двигунів, виробники двигунів, як правило адаптують компресор разом з валом від автомобільних систем турбонаддуву. З розвитком технологій 3D друку металевих деталей, дана технологія може бути застосована для виготовлення елементів компресора.

Широке застосування 3D друку для виготовлення деталей МГТД сьогодні гальмується відносно малим ринком збуту двигунів.

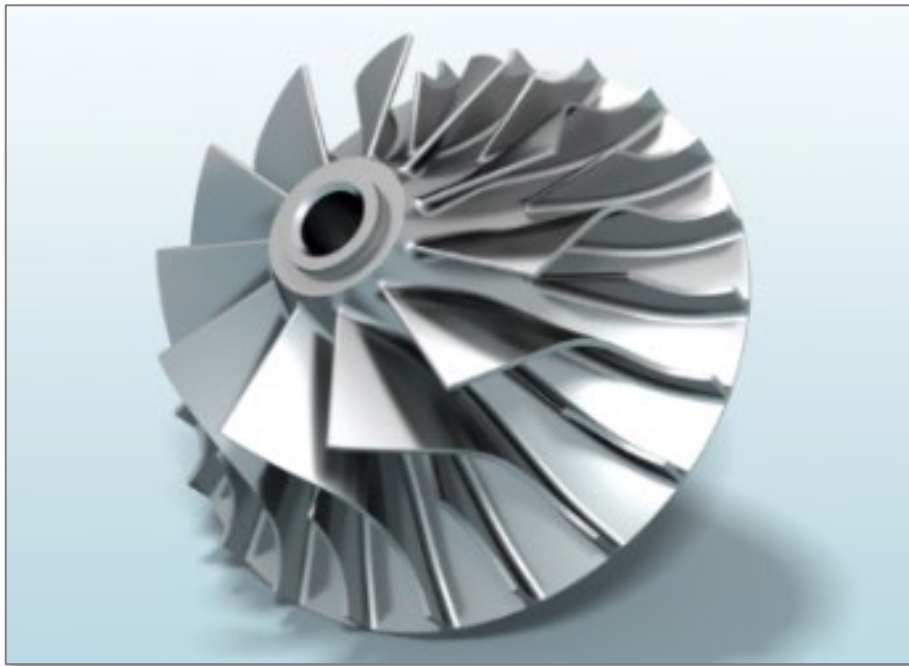


Рис. 32 – Відцентровий компресор

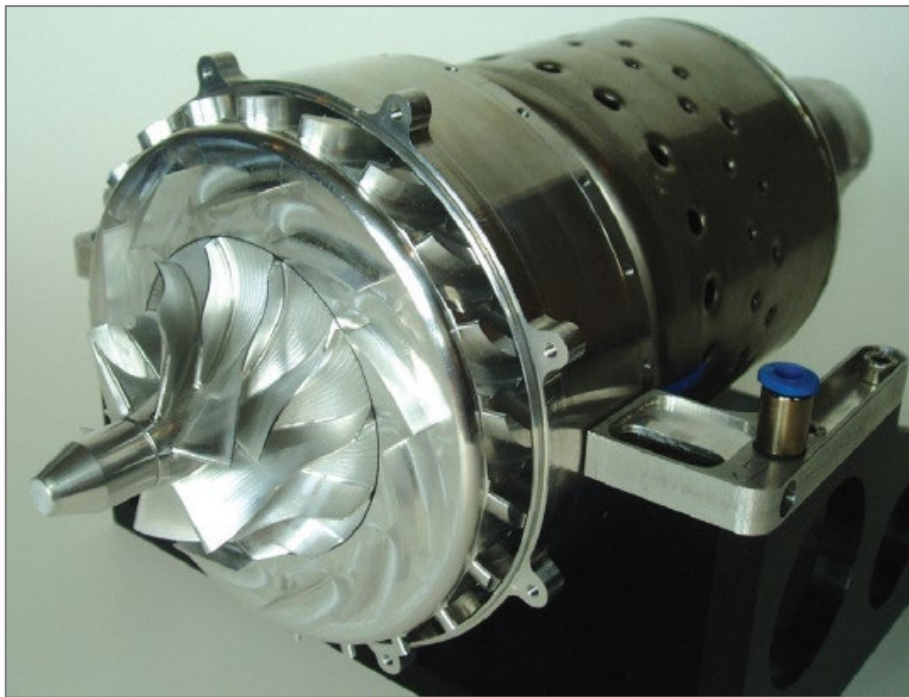


Рис. 33 – Міні ТРД Hawk 100R без корпусу, вид на компресор та компресорний дифузор [21]

Відцентровий компресор доповнюється дифузором (рис. 33), в якому радіальний потік повертається паралельно осі турбіни та кінетична енергія потоку

перетворюється на потенційну. В компресорах сучасних МГТД досягається підвищення тиску від 1.2 до 4.6.

Камера згоряння

В сучасній практиці для МГТД використовують камери згоряння з зворотним потоком з жаровою трубою (рис. 34), виготовленою зазвичай зі сплаву Inconel™. Така конструкція дозволяє створити належні умови для належної підготовки та згоряння паливно-повітряної суміші. До того ж камера згоряння зворотного потоку робить двигун коротшим, компактнішим і, як результат, більш легшим. Максимально низька вага турбореактивного двигуна один із суттєвих параметрів, які враховуються в авіації. Подача палива здійснюється крізь форсунки у вигляді звичайних трубок, що розташовані на розподільчому колекторі (рис. 35)

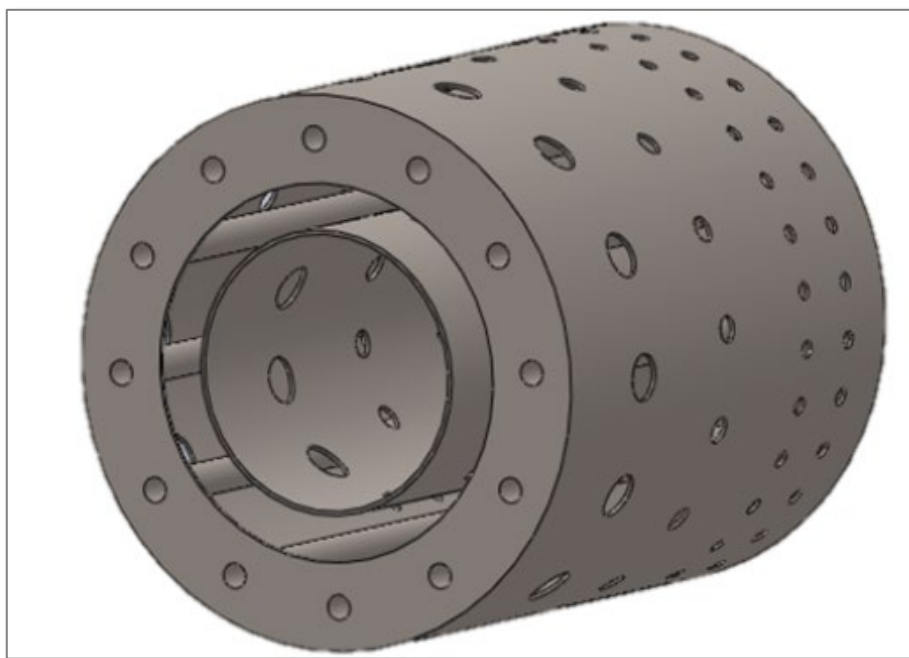


Рис. 34 – Камера згоряння

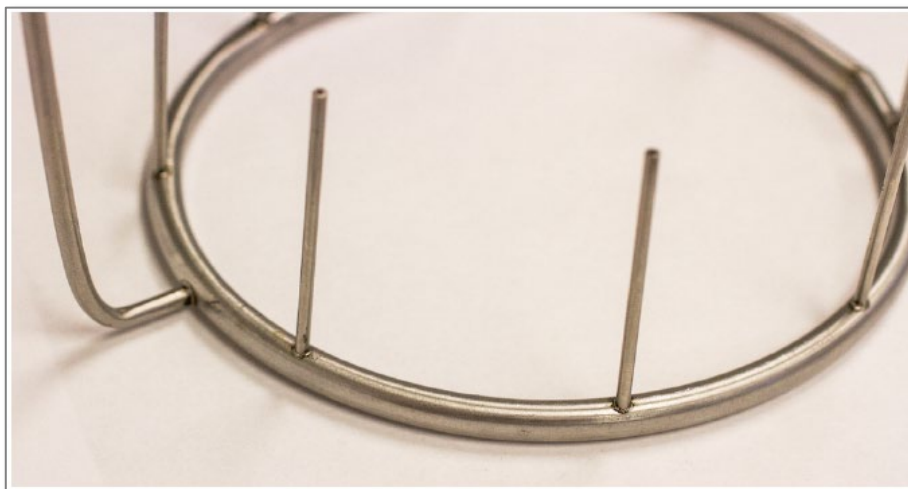


Рис. 35 – Форсунки МГТД

Турбіна

В сучасних серійних МГТД використовують одноступеневу турбіну. Приклади робочого колеса та соплового апарату наведені на рис. 36.

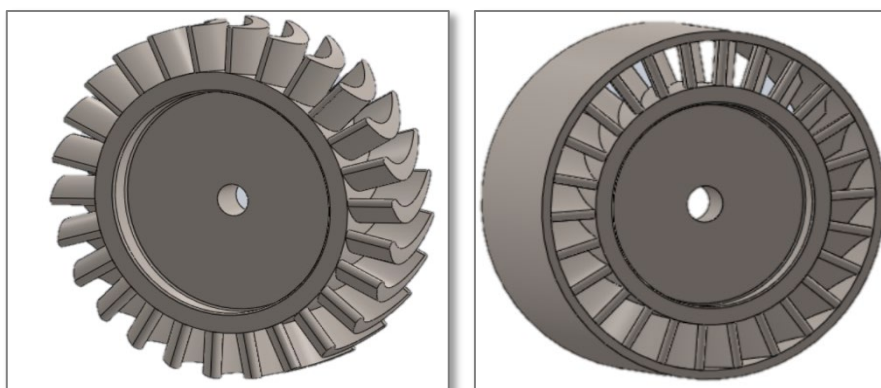


Рис. 36 – Приклад робочого колеса турбіни (ліворуч) та соплового апарату (праворуч) МГТД

З розвитком технологій 3D друку металевих деталей, дана технологія може бути застосована для виготовлення елементів турбіни, що дозволить виготовляти більш досконалі МГТД.

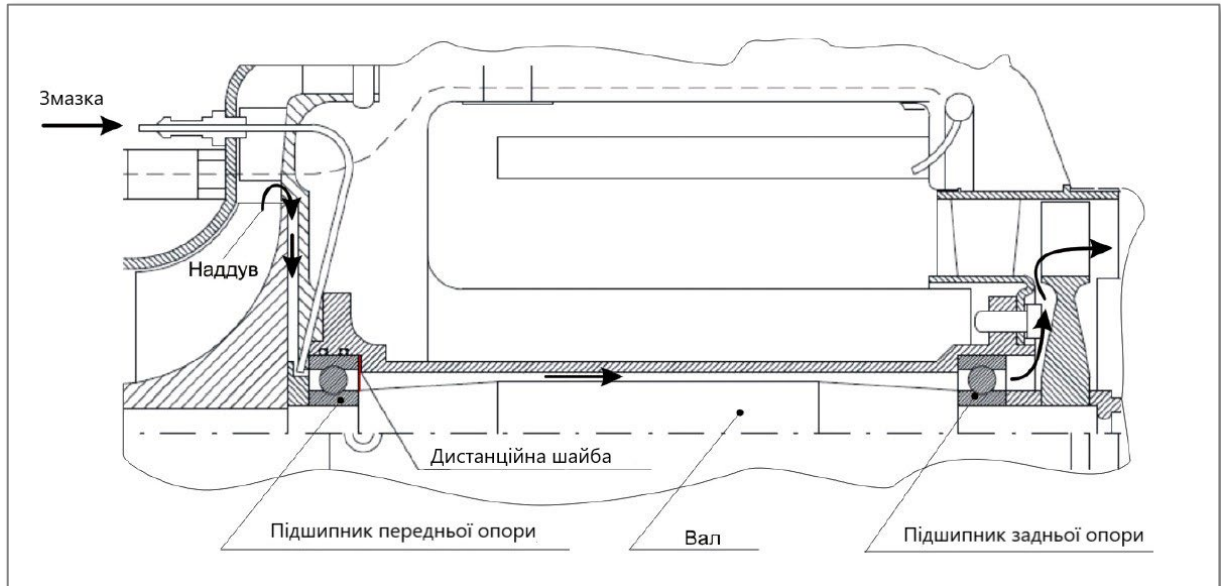


Рис. 37 – Змащення опор МГТД

Система змащування опор ротора двигуна являє собою одну або систему струминних форсунок, що подають паливо (авіаційний гас) на підшипники. Іноді для поліпшення мастильних властивостей у гас додають парафін, іноді 4-5% моторного мастила. На рис. 37 показаний варіант змащення опор МГТД. Мастильна суміш через трубопровід підводиться до підшипника передньої опори.

Надув передньої опори здійснюється повітрям, що відбирається від робочого колеса компресора через зазор між стінкою робочого колеса та стійкою статора компресора. Через підшипник передньої опори, зазор між валом ротора і внутрішнім корпусом статора двигуна мастильно-повітряна суміш подається до підшипника задньої опори. Пройшовши підшипник задньої опори, суміш викидається у проточну частину газової турбіни.

Вихідне сопло

Мала розмірність двигуна з витрат повітря не дозволяє використовувати відпрацьовані конструктивні рішення, що використовуються в практиці великого авіаційного двигунобудування.

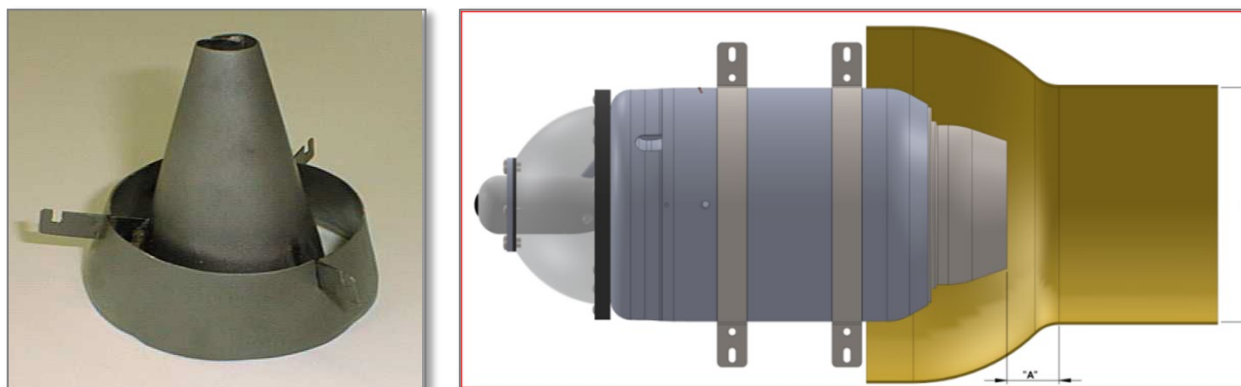


Рис. 38 – Вихідний пристрій міні-ТРД (ліворуч) та
Захисне вихідне сопло (праворуч) [23]

Вихідним пристроєм у такого двигуна є дозвукове сопло, що звужується, утворене зовнішньою обичайкою і центральним тілом у вигляді тонкостінної оболонки, що закриває втулковий переріз робочого колеса газової турбіни (рис. 38 – ліворуч).

Деякі виробники МГТД, такі як JET CENTRAL (Мексика) [23], опційно комплектують свої двигуни насадком для вихідного сопла, який може забезпечувати додатковий захист літального апарату від високої температури вихідних газів, або слугувати для організації байпасування (рис. 38 – праворуч).

2.3. Основні характеристики МГТД

Основною величиною, що характеризує ГТД як елемент силової установки ЛА, є сила тяги, яка є рівнодією всіх сил, що діють на внутрішні та зовнішні поверхні ГТД. Зазвичай таке визначення відноситься до поняття внутрішній потяг ГТД. При аналізі експлуатаційних характеристик ГТД у складі ЛА використовують поняття ефективної тяги ГТД, яка враховує ще й втрати у вхідному та вихідному пристроях.

У загальному випадку внутрішня тяга ТРД (далі для простоти просто тяга) визначається за відомим виразом [22,24]:

$$P = G_v \cdot [(1 + g_m) \cdot C_c - V] + F_c \cdot (p_c - p_H), \quad (1)$$

де G_v – масова секундна витрата повітря на вході в двигун (кг/с), g_m – відносна витрата палива в основній камері згоряння, C_c – швидкість витікання газу з вихідного пристрою – сопла (м/с), V – швидкість польоту ЛА (м/с), F_c – площа вихідного перерізу сопла (м²), p_c і p_H відповідно, тиск на зрізі вихідного перерізу сопла та в атмосфері на висоті польоту (Па). При вивченні характеристик МГТД, крім власне величини тяги цікавитимуть ще такі величини:

$$R_{\Pi} = \frac{P}{G_v} - \text{питома тяга двигуна, } \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$C_{\Pi} = \frac{G_{\text{тч}}}{P} - \text{питома витрата палива, } \frac{\text{кг}}{\text{Н год}}$$

Для аналізу характеристик МГТД потрібно розуміння його устрою та знання значень основних величин, які виробники, як правило, не вказують у документації на подібні двигуни. Конструктивно всі МГТД, що випускаються, являють собою ТРД з відцентровим одноступінчастим компресором з одностороннім входом і одноступінчастою осьюовою газовою турбіною. Використовується випарна камера згоряння.

МГТД є найпростішим варіантом турбореактивного двигуна. Слід зазначити, що в такому двигуні сопловий апарат газової турбіни запертий, тобто $\bar{q}(\lambda_2) = 1.0$, а у вихідному пристрої реалізується критичний перепад. Тому газова турбіна працює з постійним ступенем зниження тиску:

$$\pi_T^* = \text{const}$$

Характеристики ТРД значною мірою залежить від характеристик компресора. Типова характеристика відцентрового компресора (розрахунковий ступінь стиснення 5.8) наведено на рис. 39 [25]. Червоним кружком відзначена робоча точка при $n_{np} = 1.0$. Лінія робочих режимів побудована з урахуванням особливостей робочого процесу в двигуні виходячи з наступних основних залежностей та умов:

$$G_B = \frac{G_\Gamma}{1+g_\Gamma} \quad (2)$$

$$\frac{k}{k-1} R T_B^* \left(\pi_k^{*\frac{k}{k-1}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k^*} = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma-1} R_\Gamma T_\Gamma^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}}} \right) \quad (3)$$

$$\pi_c = \begin{cases} \frac{p_T^*}{p_H}, \frac{p_T^*}{p_H} < 1.85 \\ 1.85, \frac{p_T^*}{p_H} \geq 1.85 \end{cases} \quad (4)$$

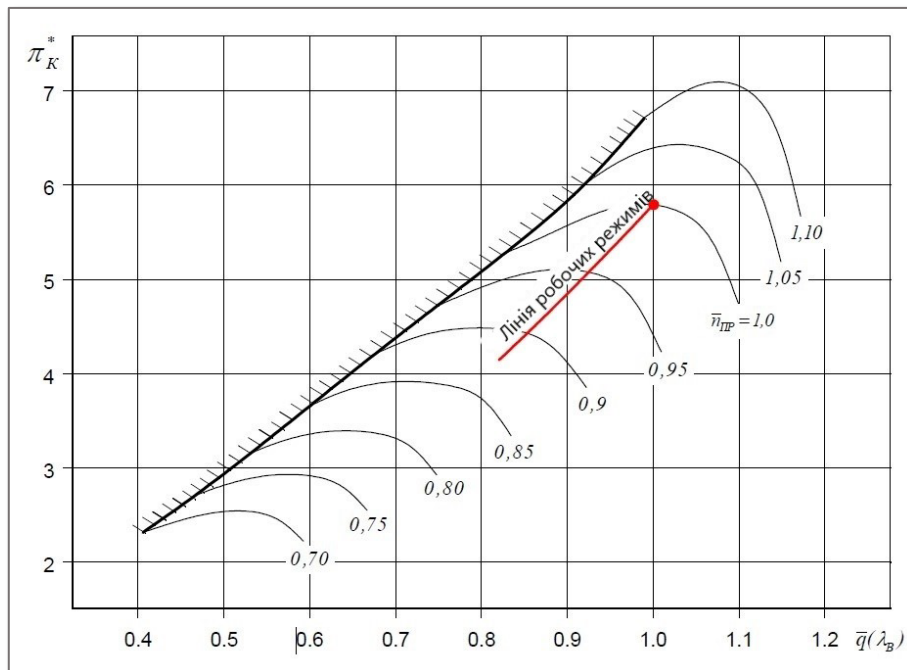


Рис. 39 – Залежність ступеня стиснення компресора від відносної густини потоку на вході до компресору

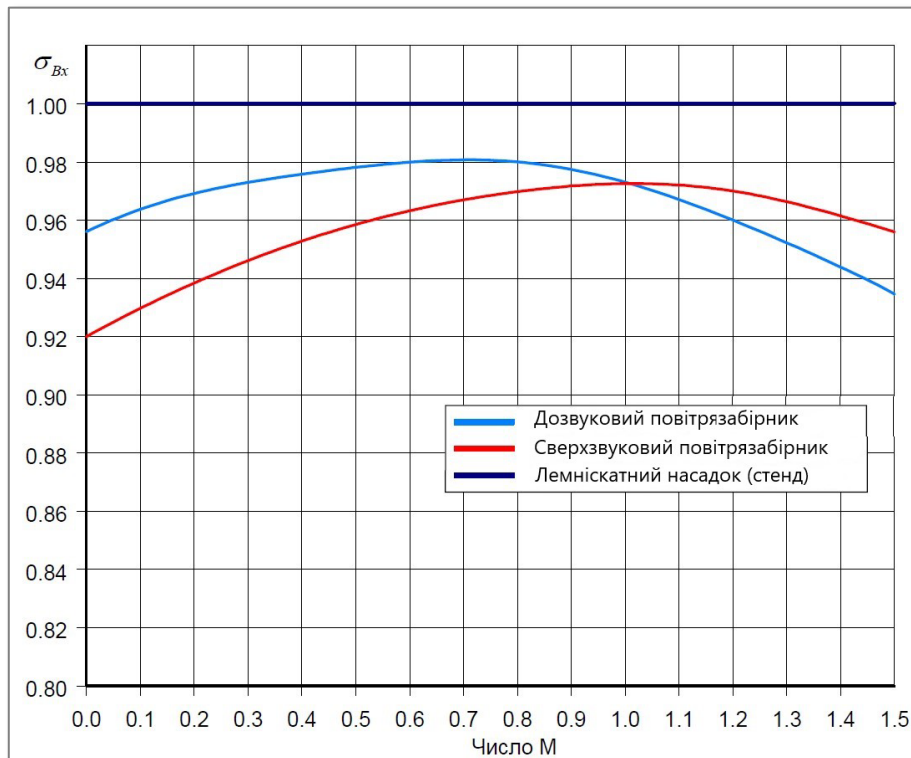


Рис. 40 – Залежність коефіцієнту σ_{Bx} від числа M польоту

При цьому вважається, що вхідний пристрій правильно підібрано і забезпечує необхідний рівень збереження повного тиску σ_{Bx} , тобто, мінімальний рівень втрат у повітрязбірнику (рис. 40). Однак, аналіз конфігурацій вхідних пристроїв, що встановлюються на серійні МГТД, показує, що такі вхідні пристрої можуть не забезпечити необхідний рівень σ_{Bx} у всьому діапазоні швидкостей, на яких можуть працювати дані двигуни.

2.4. Експлуатаційні характеристики

Експлуатаційні характеристики (висотно-швидкісні та дросельні) з урахуванням вищевикладених залежностей можуть бути визначені для всього сімейства МГТД.

Розглянемо *висотно-швидкісні характеристики* (ВШХ) МГТД за внутрішніми параметрами з розрахунковим ступенем стиску в компресорі 3.0. Розрахункові ВШХ отримані з урахуванням використання дозвукового повітрязбірника перед входом у відцентровий компресор. Розрахункові параметри робочого процесу МГТД наведені в табл. 7.

Установка нерегульованого вихідного пристрою у вигляді звуженого сопла з центральним тілом привела до того, що при швидкостях польоту більше $M \sim 0.45$

вихідний пристрій реалізує граничне значення $C = 1.85$ і з'являється добожок тяги від тиску нерозширеного газу по рідкому контуру.

Табл. 7 – Розрахункові параметри робочого процесу МГТД у стендових умовах [25]

№ п/п	Параметр	Од. виміру	Значення
1	Масова секундна витрата повітря	кг/с	0.500
2	Внутрішня тяга двигуна	Н	223.000
3	Температура газу на вході в турбіну	К	1 000.000
3	Ступінь стискання у компресорі	—	3.000
4	Відносна витрата палива	—	0.016
5	Тиск на вході у компресор	Па	96 861.900
6	Температура на виході з компресору	К	288.150
7	Ступінь зниження тиску у соплі	—	1.547
8	Швидкість витоку газу з сопла	м/с	446.100
9	Температура газу на зрізі сопла	К	794.900
10	Питома витрата палива	кг/Н·год	0.125
11	Годинна витрата палива на максимальному режимі	кг·год	27.875

Слід зазначити характерне збільшення запасу стійкості компресора при зменшенні наведеної частоти обертання ротора зі збільшенням швидкості польоту. Аналіз ВШХ і особливостей зміни параметрів робочого процесу ТРД показує, що при відповідному підборі ТРД під характеристики планера можна створити БЛА, що має досить високі льотно-технічні характеристики. Тим не менш, рівень економічності таких двигунів не дозволить отримати відносно велику тривалість польоту БЛА. Також слід мати на увазі, що цільове призначення та малі розміри подібних двигунів не дозволяють мати високоефективну систему автоматичного керування, що неминуче позначиться,

перш за все, на прийомистості двигуна і точності витримування заданого дросельного режиму.

Необхідність розрахунку *дросельних характеристик* МГТД обумовлена тим, що на граничних режимах ЛА, зазвичай, не літають. Основні робочі режими двигунів силових установок лежать у діапазонах від 75 до 95% максимального режиму. Отже, оцінка показників МГТД на дросельних режимах має сенс. Якщо орієнтуватися на витрати палива, ми побачимо наступну картину, показану на графіках нижче:

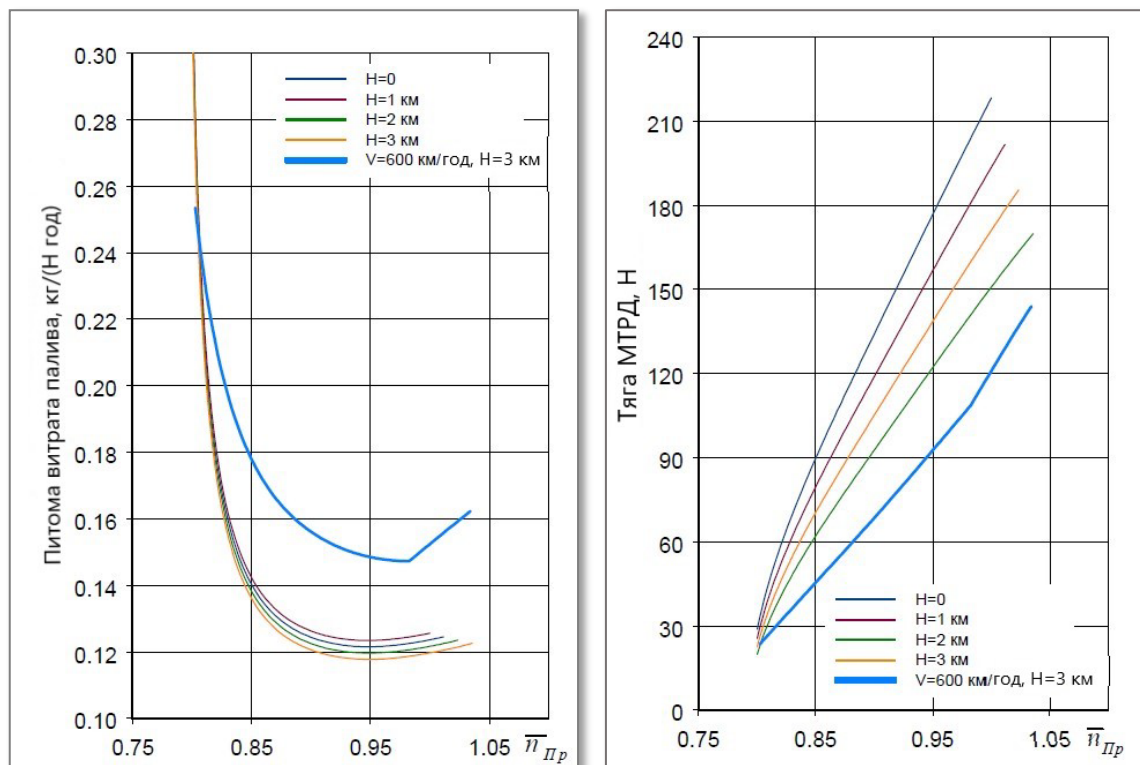


Рис. 41 – Залежність $C_{y\delta}$ і P двигуна за наведеною частотою обертання ротора

Як видно з графіків (рис. 41, 42) дросельні характеристики розглянутих двигунів не мають будь-яких яскраво виражених особливостей, що вимагають особливих досліджень.

Слід враховувати і те, що показники економічності (хвилинна витрата палива), яку заявляють виробники, відрізняються від розрахункових приблизно на 30% у більшу сторону. Щодо низького рівня ККД елементів газотурбінного тракту, про які, як правило, у відкритих джерелах виробники не повідомляють.

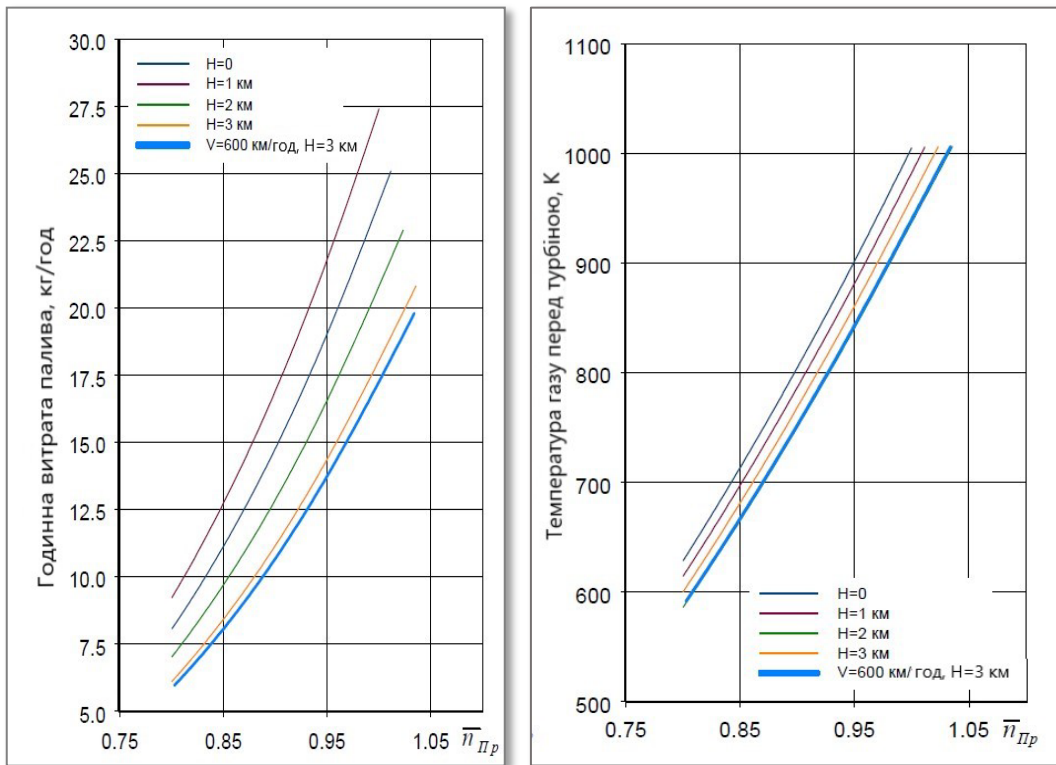


Рис. 42 – Залежність $G_{mч}$ і $T^*_г$ від частоти обертання ротора

Конструктивне виконання цих двигунів свідчить, що прийомистість таких двигунів дуже незадовільна. Це обумовлено тим, що:

- газова турбіна неохолоджувана і можливий її перегрів;
- запас стійкості компресора зі збільшенням наведеної частоти падає і можливе попадання компресора в умови, що сприяють виникненню нестійкої роботи;
- можливий зрив полум'я у камері згоряння.

Аналіз можливих динамічних характеристик МГТД дозволяє дійти невтішного висновку, що динаміка таких двигунів по тязі низька: перехід від режиму МГ (малий газ) до режиму МАКСИМАЛІ займає час щонайменше 30 с. Також дуже складним і проблематичним є процес запуску таких двигунів: відсутність найпростішого паливного автомату запуску (ПАЗ) вимагає додаткової ємності з горючим газом для запуску камери згоряння з наступним переходом на рідке паливо.

Максимальна температура вихлопних газів МГТД обмежується тепловим навантаженням ротора турбіни. Порогове значення зазвичай становить 830 °С. Через необхідність дотримання безпечної відстані від цього значення, реальна

температура вихлопних газів не перевищує 800°C. Найчастіше це значення близько 700–760 °C (рис. 43).

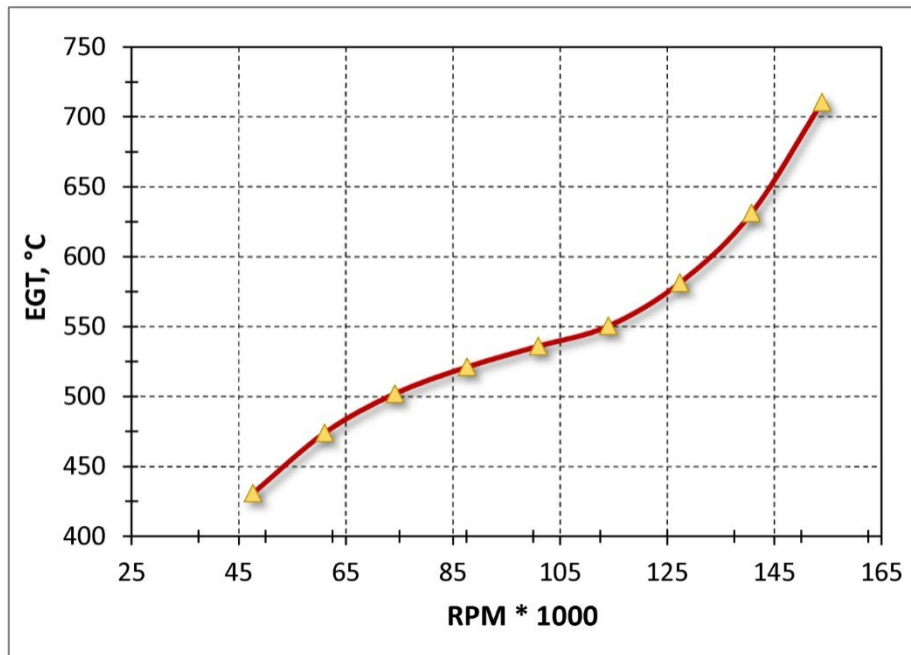


Рис. 43 – Залежність температури вихлопних газів (EGT) від швидкості обертання валу МГТД AMT *Mercury HP ES* [21]

Ресурсні показники МГТД, що випускаються, знаходяться на рівні 100–120 годин напрацювання за умови регулярного виконання регламентних робіт через кожні 25-30 годин. Підприємства-виробники рекомендують через кожні 50 годин напрацювання відправляти двигуни на завод для оцінки їхнього технічного стану. На практиці такі двигуни експлуатуються за технічним станом із заміною деталей, що виходять з ладу, при кожному огляді.

2.5. Аналіз серійних МГТД

Кількісна характеристика двигунів, що серійно випускаються, по внутрішній тязі у вигляді гістограми наведено на рис. 44 [25]. Динаміка появи МГТД потужністю до 100 кгс у світі по рокам показана на рис. 45 [26].

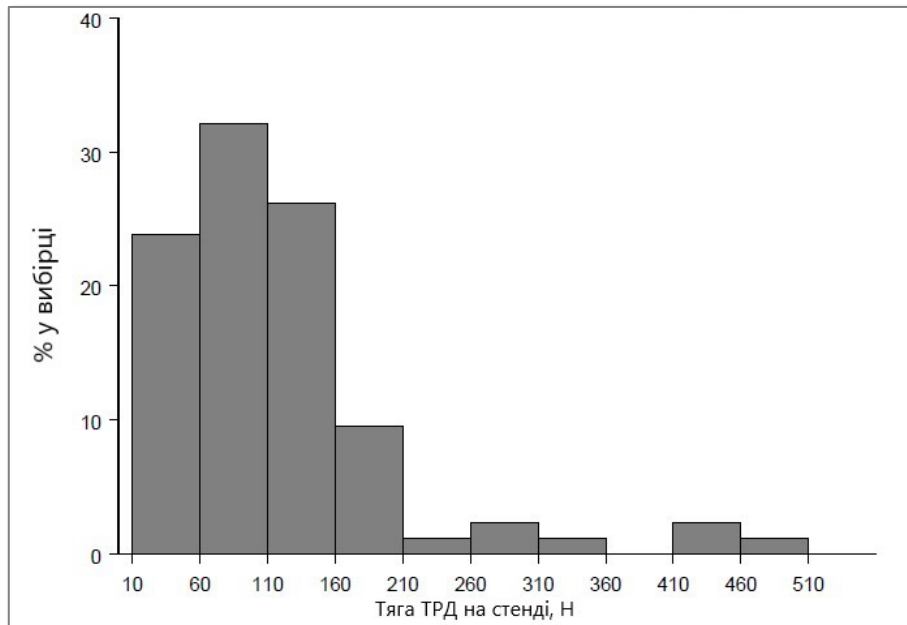


Рис. 44 – Структура типоряду серійних МГТД по внутрішній тязі [25]

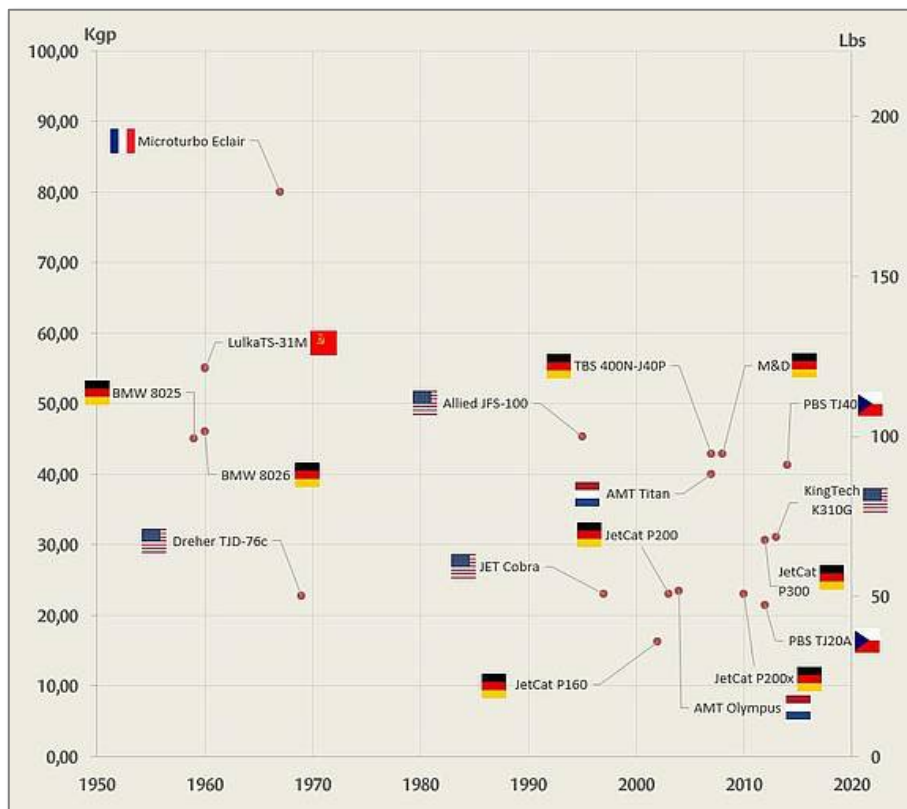


Рис. 45 – Динаміка появи МГТД потужністю до 100 кгс у світі по рокам [26]

Аналіз структури двигунів, що випускаються, показує чітку орієнтацію на споживача щодо недорогих виробів. У середньому відпускна із заводу вартість таких двигунів становить не більше 17–25 \$/Н тяги чи, якщо орієнтуватися на масу МГТД, 1 600 – 2 000 \$/1 кг маси конструкції. Наведені експлікації можна використовувати при оцінці можливості використання МГТД у конструкціях, що розробляються. Однак вони дають досить грубу оцінку, тому вимагають більш глибоких досліджень або проведення ескізного проектування, тому необхідно переходити до даних, які надає виробник МГТД.

В табл. 8 наведені характеристики основних МГТД, що виробляються в теперішній час серійно. В діапазоні тяги від 10 до 150 кгс усі наявні двигуни можна розділити на 4 групи – від 10 до 20 кгс, від 20 до 30 кгс, від 31 до 50 кгс, від 50 до 150 кгс. Приведені в табл. 8 данні свідчать, що сучасне виробництво охоплює досить велику кількість двигунів у кожній з них.

Якщо порівнювати близькі по значенню тяги двигуни між собою, то можна зробити висновок, що вони мають схожі витратні та експлуатаційні характеристики. За відгуками кінцевих користувачів, на теперішній час авіамоделістів, деякі переваги мають наступні моделі: Hammer IQ-H 180+; JetCat P200RX; JetCat P250PRO-S; KingTech K-260G4+.

З перерахованих двигунів Hammer IQ-H 180+ має найбільший між оглядовий ресурс, але на даний момент фірма, яка їх виробляла, призупинила свою діяльність. Якщо подальша робота потребує залучення двигуна з тягою 18 кгс, то альтернативою може слугувати двигун Jetpol GTM 180.

З обраних двигунів в діапазоні тяги 20 – 30 кгс, перевагу мають двигуни фірми JetCat, так як мають меншу витрату пального. Крім того вони оснащені високо швидкісним вихідним соплом та системою швидкого старту, в якості палива для якого використовується основне паливо – суміш гасу та мастила.

Табл. 8 – Серійні моделі МГТД

Модель	Країна	Максимальна тяга, кгс	Температура продуктів згоряння, °C	Витрата палива при максимальному навантаженні, г/хв	Витрата продуктів згоряння, кг/с	Min/Max оберти валу, тис. об./хв	Ціна	Примітка
Тяга 10 – 20 кгс								
Jetpol GTM 100	Польща	10.0	–	320	–	33/120	7 600.00PLN	
JetCentral RABBIT 100 SE SERIES	Мексика	10.2	500 – 700	288(0.36 л/хв)	–	42/152	2 395.00USD	
Swiwin SW120B	Китай	12.0	560 – 590	250 (0.31 л/хв)(при навантаженні 90%)	–	38/125	2 500.00USD	Ресурс 25 годин
JetCentral LYNX 130 SE SERIES	Мексика	13.0	500 – 700	365.5(0.43 л/хв)	–	35/130	2 695.00USD	
IQ-H 130+	Німеччина	13.0	–	430	–	33/119	–	Ресурс 50 годин EGV ⁴ – 1 650 км/год
Jetpol GTM 140	Польща	14.0	–	360	–	33/120	8 700.00PLN	
Swiwin SW140B	Китай	14.0	560 – 590	260 (0.325 л/хв) (при навантаженні 90%)	–	38/128	2 300.00USD	Ресурс 25 годин
Jetpol GTM 160	Польща	16-17	–	400	–	33/120	9 400.0PLN	
Swiwin SW160B	Китай	16.0	700	384 (0.48 л/хв) (при навантаженні 90%)	–	36/113	2 500.00USD	Ресурс 25 годин
JetCentral CHEETAH 160 SE SERIES	Мексика	16.3	500 – 700	496(0.62 л/хв)	–	34/130	2 995.00 USD	

⁴EGV – Exhaust gas velocity (Швидкість струменя після сопла)

HammerIQ-H 160+	Німеччина	16.0	–	520	–	33/123	–	Ресурс 50 годин EGV– 1 650 км/год
HammerIQ-H 170+	Німеччина	17.0	–	530	–	33/124	–	
Swiwin SW170B	Китай	17.0	700 (780з тесту)	400 (0.5 л/хв)	–	33/114	2 700.00USD	Ресурс 25 годин
HammerIQ-H 180+	Німеччина	18.0	–	540	–	33/124	–	Ресурс 50 годин EGV – 1 650 км/год
Jetpol GTM 180	Польща	18.0	–	430	–	33/120	9 900.00 PLN	
Тяга 20 – 30 кгс								
JetCentral Rhino 200 SE series	Мексика	20.4	500 – 700	560(0.7 л/хв)	–	32/121	3 450.00USD	
KingTech K210G4+	США	21.0	650	590	–	33/120	3 150.00 USD	Ресурс 25 годин
JetCat P200RX	Німеччина	21.0	480 – 750	584(730 мл)	Макс. 0.45	33/112	3 525.21 EUR (без ПДВ)	EGV – 1 840 км/год
Behotec JB220 CompleteSet	Німеччина	22.0	530 – 750	576(720 мл)	–	35/120	2 760.50 EUR (без ПДВ)	
KingTech K235G4	США	23.5	750	680	–	33/109	3 350.00USD	Ресурс 25 годин
JetCentral Mammoth 250 SE series	Мексика	24.5	530 – 750	648(0.81 л/хв)	–	28/108	4 595.00 USD	
JetCat P250PRO-S	Німеччина	25.0	480 – 800	656(820 мл)	0.47	35/117	3 352.94EUR (без ПДВ)	EGV – 1 860 км/год
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	4 000.00USD	Ресурс 25 годин
Тяга 31 – 50 кгс								

KINGTECH K320G4+	США	32.0	700	870	–	30/100	4 150.00USD	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	10 144.00EUR (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
AMT Netherlands NikeGasturbine with EPV layout	Нідерланди	78.4	800 – 875	1 900	1.25	Макс. 61.5	–	
PBS TJ80	Чехія	90.0	–	1 845(0.123 кг/Н/год)	–	–		Ресурс 50 годин, Максимальна швидкість 0.9М
JetCat P1000-PRO	Німеччина	110.0	480 – 720	2 320(2 900 мл)	1.80	19/61.5	29 403.00 EUR	EGV – 2 200 км/год
PBS TJ-100 TurbojetEngine	Чехія	125.0	–	2 460(0.118 кг/Н/год)	–	–	69 500.00 USD	Ресурс 50-300 годин Максимальна швидкість 0.9М
PBS TJ150	Чехія	150.0	–	30 000.12 кг/Н/год)	–	–		Ресурс 50 годин Максимальна швидкість 0.9М
AMT Netherlands Lynxgasturbine	Нідерланди	>156.9	800 – 850	3 600	2.50	Max. 46	48 695.00EUR (без ПДВ)	

2.6. Характеристики двигунів JetCat P200RX та JetCat P250PRO-S

JetCat P200RX (рис. 46) та JetCat P250-PRO (рис. 47) – це одновальні двигуни, що складаються з одноступінчастого радіального компресора, кільцевої камери згоряння, одноступеневої осьової турбіни та нерухомого випускного сопла.

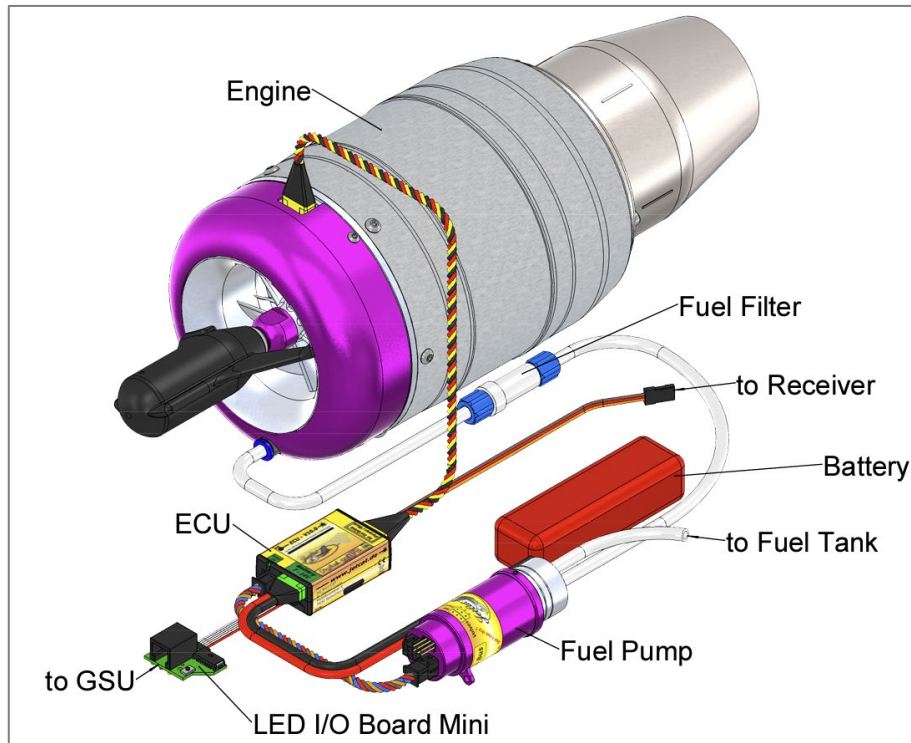


Рис. 46 – Загальний вигляд двигуна JetCat P200RX з системою електронного управління

В передній частині двигуна, перед входом у компресор, встановлений безщітковий електродвигун системи запуску. Всмоктуване повітря стискається в радіальному компресорі, проходить через радіальний і осьовий дифузори в камеру згоряння, де він змішується з випаруваним паливом. Газ, що утворюється при згорянні палива в камері згоряння розширюється через осьову турбіну до атмосфери. Газ, що виходить з випускного конуса, створює необхідну тягу. Ротор двигуна встановлений на 2 кулькові підшипники, що змащуються паливно-масляною сумішшю.

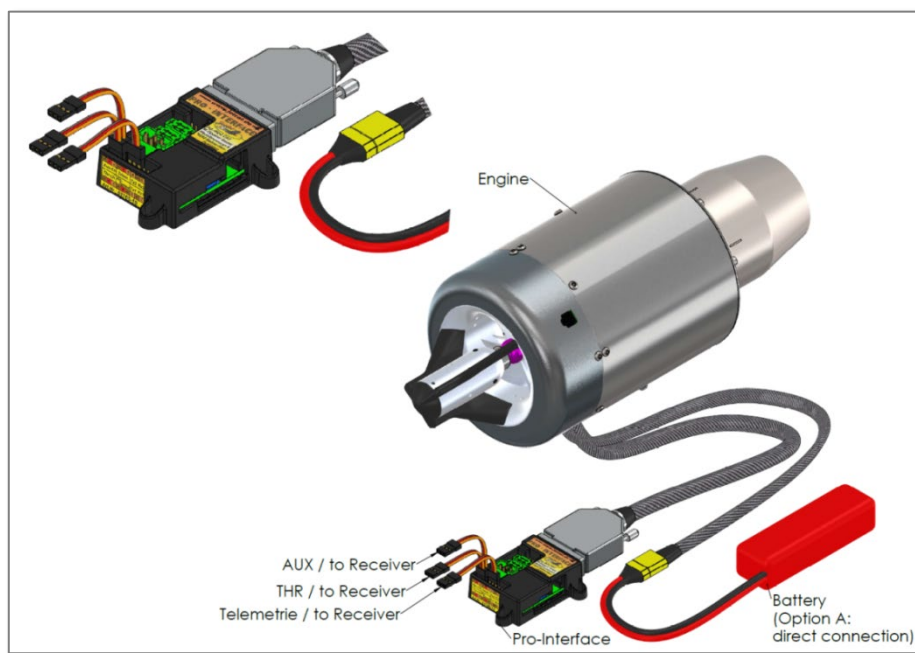


Рис. 47 – Загальний вигляд двигуна JetCat P250PRO-S з системою електронного управління

Табл. 9 – Основні характеристики двигунів JetCat P200RX та JetCat P250PRO-S

Модель	JetCat P200RX	JetCat P250PRO-S
Коефіцієнт тиску	4	3.8
Номінальна тяга, кгс	21	25
Макс. кількість обертів, об/хв	112 000	117 000
Тяга холостого ходу, Н	9	11.8
Швидкість обертання валу, об/хв	33 000 – 112 000	35 000 – 117 000
Діаметр, мм	132	121
Вага двигуна, г	2 530	2 155
Загальна довжина, мм	355	322
Паливо	гас, дизпаливо; турбінне масло близько 5%, повністю синтетика, в паливо	
Температура вихлопних газів, °C	не вище 750	
Швидкість вихлопних газів, км/год	1 840	1 860
Витрата палива при максимальних обертах, мл/хв	700	820

Данні двигуни забезпечують високий рівень інтеграції з додатковим обладнанням та потребують мінімум зусиль для прокладання кабельних та трубопроводних мереж. Клапани повністю інтегровані у корпус турбіни. Потрібно лише одне шлангове з'єднання від насоса до турбіни. Електричне з'єднання турбіни з системою електронного управління (ECU) здійснюється за допомогою одного з'єднувального кабелю PowerBus.

Запуск двигунів виконується за допомогою фірмової системи запуску, яка не потребує для своєї роботи додаткового палива. Дана система запуску запускає двигун JetCat P250PRO-S до режиму холостого ходу за 13 – 20 секунд, час виходу з режиму холостого ходу на максимальну тягу становить 5 секунд. Система запуску забезпечує старт двигуна в діапазоні зміни температури навколишнього середовища від $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. В табл. 9 наведені основні характеристики двигунів JetCat P200RX та JetCat P250PRO-S.

Висновки до розділу 2

Виконаний вище аналіз показує, що базові міні-реактивні двигуни для БПЛА є неохолоджуваними. Вони характеризуються ступенем стиснення повітря в компресорі на рівні 4-6 та температурою газу перед турбіною не вище 1 200 – 1 300 К. Температура продуктів згоряння на виході із сопла становить 700 – 800 °С, що вказує на проблеми захисту реактивних БПЛА від ракет з інфрачервоними головками самонаведення. Вартість серійних міні-двигунів складає (17 – 25) \$ на 1 Н тяги або 1 600 – 2 000 \$ на 1 кг маси конструкції. Малорозмірні ТРД характеризуються невисокими динамічними характеристиками та складністю при запуску двигунів. Відсутність автомата запуску двигуна вимагає використання окремої ємності з газом. Ресурсні показники МГТД не перевищують 100 – 120 годин, причому регламентні роботи необхідно проводити кожні 25 – 30 годин, а кожні 50 годин слід проводити перевірку технічного стану міні-двигуна в умовах заводу-виробника. При багаторазовому використанні такі двигуни експлуатуються за технічним станом.

Сьогодні ринок МГТД із тягою (10 – 90) кгс досить великий. Найбільш активно на ринку працюють лише кілька компаній, серед них JetCat, Hammer IQ-180 (Німеччина), Ice Hammer (Тайвань) та PBC Velka Bites (Чехія). Наприклад, серійний МГТД Jet Cat R200 має тягу 23.5 кгс, загальний ККД двигуна 13% та ресурс 25 годин. Останніми роками велику активність у сфері створення МГТД малої потужності виявляє Росія. Серед останніх розробок, частина з яких поки що перебуває на стадії випробувань, слід зазначити розробки наступних компаній – «Аудит Аналітик» (МГТД тягою 21 кгс та вагою близько 62 кг), «КНДТУ-КАИ» (10 кгс), СК «Турбіна» (70 кгс), «Скайтурбіна» (20 кгс), «Енікс» (50 кгс) та ін. Фірма «Енікс» також створила пульсуючий двигун М135 тягою 20 кг для літаків-мішеней.

У ЦІАМ (Росія) створюється МГТД тягою 106 кгс, розробляється лінійка низькоресурсних МГТД потужністю 10, 20, 125 кг (стадія стендових випробувань). Двигун МГТД-10 тягою 10 кгс повністю виготовлений за технологією пошарового лазерного плавлення з використанням адитивних металопорошкових композицій жароміцного та алюмінієвого сплавів, що дозволяє отримувати готові деталі у 30 разів швидше, ніж традиційними способами. Перспективним застосуванням МГТД може бути у БПЛА з розподіленою силовою установкою

[27], сумарна тяга якої складається з декількох малорозмірних двигунів. Така реалізація дозволяє підвищити маневреність та економічність літального апарату в цілому, але потребує підвищеної уваги до надійності системи запуску та автоматики БПЛА.

В цілому, найбільш перспективними для використання виглядають наступні моделі двигунів: Hammer IQ-H 180+; JetCat P200RX; JetCat P250PRO-S; KingTech K-260G4+. З перерахованих двигунів Hammer IQ-H 180+ має найбільший міжоглядовий ресурс, але на даний момент фірма, яка їх виробляла, призупинила свою діяльність. Якщо подальша робота потребує залучення двигуна з тягою 18 кгс, то альтернативою може служити двигун Jetpol GTM 180. З обраних двигунів в діапазоні тяги 20 – 30 кгс, перевагу мають двигуни фірми JetCat, котрі мають меншу витрату пального.

Серед любителів авіамоделювання значною популярністю користуються *пульсуючі повітряно-реактивні двигуни*, які за своїм принципом роботи є підрозділом *детонаційних реактивних двигунів*. Особливості таких двигунів розглядаються у Додатку 2.

РОЗДІЛ 3. Зниження радіолокаційної помітності літальних апаратів

Одним із важливих напрямів розвитку БПЛА є підвищення «виживання» в умовах протидії засобам ППО, що забезпечується за рахунок різних заходів, у тому числі за рахунок зниження радіолокаційної та теплової помітності літального апарату [28–31]. Останній фактор тісно пов'язаний із створенням малопомітних БПЛА

Під концепцією малопомітного ЛА мається на увазі сукупність технічних і проектних рішень, що забезпечують низьку «помітність» у радіолокаційному та інфрачервоному діапазоні хвиль та високу ефективність бойового застосування ЛА. Це означає, що дальність виявлення його радаром може бути сильно знижена. В цілому, концепція малопомітного ЛА є синтезом наукових і технічних досягнень в галузі аероелектродинаміки, динаміки польоту, матеріалознавства, конструктивно-технологічних рішень ЛА. В якості показника помітності ЛА в радіолокаційному (РЛ) діапазоні розглядається ефективна поверхня розсіювання апарату (ЕПР).

3.1. Базові методи зниження радіопомітності

До базових засобів зниження радіопомітності ЛА відносяться:

1. маловідбивна геометрична форма ЛА (вісімкова система хвильового відбиття), пласке реактивне сопло, S-подібна форма повітрозабірника двигуна (найпомітніша частина ЛА) та вертикальний стабілізатор V-подібної форми;
2. застосування радіо-поглинаючих матеріалів (РПМ) та радіо-поглинаючих покриттів (РПП);
3. створення навколо ЛА штучного плазмового утворення, що не пропускає радіохвилі. У ряді випадків технічні рішення можуть призвести до збільшення масо-габаритних характеристик ЛА, зміни його аеродинамічних, балістичних і теплових характеристик, зростання вартості, запасу палива та масо-габаритних характеристик ЛА (крило, фюзеляж, приводи) [28,29,32,33].

Різномірний вплив технічних рішень на складові критеріїв якості ЛА обумовлюють вибір раціональних структурних рішень оптимуму за проектними рішеннями.

Радіо-поглинаючі матеріали та покриття

Перший різновид радіо-поглинаючих матеріалів (РПМ), відомий під маркою *Schornsteinfeger* (кодова назва проекту захисту підводних човнів від виявлення РЛС на протичовнових літаках), являла собою легкий шаруватий матеріал. Він застосовувався німцями в роки Другої світової війни для зменшення відбиваючої здатності перископа підводного човна при його опроміненні РЛС з робочою довжиною хвилі від 3 см до 30 см (1943 р.). При товщині РПМ 75 мм радіо-поглинаюча структура матеріалу являла собою сім послідовно розташованих наповнених графітом шарів напівпровідного паперу, що розділені між собою проміжними шарами діелектрика – полівініл-хлоридного пінопласту. Покладений основою даного РПМ принцип поглинання радіохвиль названий на ім'я його творця – професора І. Яумана (поглинач - Яумана, *Jaumann Absorber*).

Відмінність між радіо-поглинаючими матеріалами (РПМ) та радіо-поглинаючими покриттями (РПП) умовно припускає, що перші входять до складу конструкції об'єкта, а другі – наносяться на його поверхні. Умовність поділу

пов'язана і з тією обставиною, що будь-який радіо-поглинаючий матеріал є не тільки матеріалом, а й мікрохвильовим пристроєм-поглиначем. Здатність матеріалу поглинати високочастотне випромінювання залежить від його складу та структури. Як РПМ, так і РПП не забезпечують поглинання випромінювання будь-якої частоти, навпаки, кожен матеріал характеризується кращою здатністю поглинання при певних частотах. Сьогодні не існує універсального поглинаючого матеріалу, що пристосований для поглинання випромінювання станції радіолокації у всьому частотному діапазоні. Значного поглинання радіохвиль можна досягти в сантиметровому діапазоні хвиль і дещо гірше – дециметровому. Зробити об'єкт малопомітним у метровому діапазоні хвиль становить великі технічні труднощі.

Внаслідок застосування РПМ об'єкт не стає невидимим для локаторів. Застосування РПМ здатне лише знизити *ефективну поверхню розсіювання* об'єкта (див. далі) у конкретному діапазоні хвиль РЛС, що не забезпечує повну «невидимість» об'єкту за інших частот випромінювання. РПМ є лише складовою частиною забезпечення низької помітності об'єкта, серед яких – конфігурація ЛА; конструктивно-компонувальні рішення; композиційні матеріали; відсутність власного випромінювання.

Класифікація типів РПМ та РПП досить умовна. Існує щонайменше три типи РПМ: резонансні, нерезонансні магнітні та нерезонансні об'ємні матеріали. Резонансними або частото налаштованими РПМ забезпечується часткова або повна нейтралізація відбитого від поверхні поглинача випромінювання частиною його, що пройшла по товщині матеріалу. Ефект нейтралізації значний при товщині поглинача, що дорівнює одній чверті довжини хвилі випромінювання. В цьому випадку, відбиті поверхнею поглинача хвилі знаходяться «в протифазі» хвилі, що падає.

Резонансні РПМ наносяться на відбиваючі поверхні об'єкта маскування. Товщина РПМ відповідає чверті довжини хвилі випромінювання РЛЗ. Падаюча енергія високочастотного випромінювання відбивається від зовнішньої та внутрішньої поверхонь РПМ з утворенням інтерференційної картини нейтралізації вихідної хвилі. В результаті відбувається пригнічення падаючого випромінювання. Відхилення очікуваної частоти випромінювання від розрахункової призводить до погіршення характеристик поглинання, тому даний

тип РПМ ефективний при маскуванні випромінювання від РЛС, що працює на стандартній і незмінній частоті.

Нерезонансні магнітні РПМ містять частки фериту, що розподілені в епоксидному пластику або покритті, вони розсіюють енергію високочастотного випромінювання по великій поверхні. Основна перевага таких РПМ полягає в їхній широкосмуговій властивості – поглинанні випромінювання в широкому діапазоні частот. Нерезонансні об'ємні РПМ зазвичай використовуються у вигляді відносно товстих шарів, які поглинають більшу частину енергії, що підводиться, до підходу і можливого відбиття хвилі від металевої задньої пластини. Принцип роботи заснований на використанні як діелектричних, так і магнітних втрат, останнє – за рахунок додавання сполук фериту. В окремих випадках використовується введення графіту до пінополіуретанової матриці.

Тонкі покриття, що отримані з діелектриків і провідників, є вузькосмуговими, тому в тих випадках, коли додана маса та вартість не є критичними, використовуються магнітні матеріали, як резонансних, так і нерезонансних РПМ. Градієнтні РПМ – багат шарові структури з плавною або ступінчатою зміною по товщині комплексної діелектричної (або магнітної) проникності, збільшення тангенсу кута діелектричних втрат намагаються забезпечити у напрямку до задньої поверхні. Однак цей тип РПМ технологічно дуже складний у виготовленні.

Полімерні композиційні матеріали

Суперпластики (від англ. *Super plastics*) – це група полімерних композиційних матеріалів, що перевершують по питомій міцності високоміцні сталі та титанові сплави, і здатні поглинати електромагнітне випромінювання. При використанні в конструкції фюзеляжу літака вони є прозорими для випромінювання РЛС, на відміну від металів, що мають властивості відбиття падаючого випромінювання в бік випромінювача, при нормальному розташуванні поверхні літака щодо падаючого випромінювання. Предметом особливого інтересу є матеріали, створені для застосування у вигляді поглиначів електромагнітного випромінювання, або природно провідні полімери, зокрема:

- матеріали, що поглинають електромагнітне випромінювання з частотами більше $2 \cdot 10^8$ Гц, але менше $3 \cdot 10^{12}$ Гц (діапазон надвисоких частот, НВЧ-діапазон);

- природньо провідні полімери на основі поліаніліну, поліпірролу, політіюфена, поліфенілен-вінілену з об'ємною провідністю, що перевищує 10 000 Сіменс/м і з питомим поверхневим опором менше 100 Ом.

РПП, що містять феромагнітні порошки

Одним з найбільш відомих типів РПП є покриття «*iron ball paint*», що містить дисперсні мікросфери, вкриті карбонільним залізом або феритом (рис. 48 а). Високочастотне випромінювання РЛС, діючи на покриття, викликає молекулярні коливання в покритті в результаті накладання змінного магнітного поля, що супроводжується перетворенням енергії електромагнітного випромінювання на теплоту, яка передається конструкції ЛА та далі розсіюється. Таке РПП використовувалося на розвідувальному літаку «Локхид» SR-71 «Blackbird».

Покриття здатне поглинати радіохвилі у певному діапазоні частот РЛС. В даному випадку використовується той же фізичний принцип, в рамках якого відбувається розігрів води в мікрохвильовій (надвисокочастотній) печі. На літаку F-117 «Nighthawk» покриттям із мікросферами фериту заповнювалися зазори між плитками РПМ, які наклеєні на поверхню фюзеляжу (рис. 48 б).



Рис. 48 – Літак F-117 Nighthawk з радіо-поглинаючими покриттями фюзеляжу:

- а* – покриття *iron ball paint* на зовнішній поверхні літака;
б – плоскі елементи поверхні фюзеляжу, виконані з РПМ *Fibalo*,
та плоска поверхня V-подібного хвостового оперення

РПП, що працює на аналогічному принципі магнітних втрат, виконаний у вигляді листів *неопренового каучуку*, наповнювачем якого є зерна фериту або частинки графіту (вони містять близько 30% кристалічного вуглецю), які розподілені в полімерній матриці. Плитки такого матеріалу встановлювалися на перших модифікаціях літака F-117A. ВПС США прийняли на озброєння радіо-поглинаюче покриття на основі композиції феромагнітної рідини та немагнітних

матеріалів. При використанні такого покриття зі зменшеною здатністю відбиття електромагнітних хвиль досягається помітне зниження радіолокаційної помітності ЛА. В цілому, збільшення магнітної проникності покриття дозволяє значно знизити його товщину і вагу, або принципово поліпшити його радіофізичні властивості. Стабілізація радіофізичних параметрів магнітних наповнювачів досягається за рахунок багатостадійного процесу обробки вихідної сировини, яке дозволяє цілеспрямовано змінювати як магнітні, так і діелектричні властивості наповнювачів.

Не менш складною є завдання забезпечення надійної адгезії РПП до обшивок літака, що виконані з різних матеріалів і піддавалися різноманітній поверхневій обробці (рис. 49). На одному літаку в зону нанесення РПП потрапляють алюмінієві сплави з різними видами анодування і без анодного захисту сталі, титанові сплави, вуглепластики, склопластики. Необхідно досягти такого балансу адгезійної та когезійної міцностей, а також жорсткості покриття, при яких стає неможливим відшарування матеріалу без його руйнування. При цьому покриття не повинно розтріскуватися при допустимих згинальних коливаннях обшивки у всьому експлуатаційному діапазоні температур і частот коливань. Дотримання цього принципу дозволяє уникнути відшарування покриття великими шматками, які можуть зашкодити конструкції літака або двигуна. Умовно цей принцип називається «адгезія вище за когезію».



Рис. 49 – Приклад руйнування покриття у процесі експлуатації при порушеннях технологічного процесу його виробництва

Найбільш критичними впливами на РПП, що погіршують його властивості, є: ерозія (насамперед краплинна), експлуатаційні рідини, механічні впливи при обслуговуванні (рис. 49). Найбільша кількість пошкоджень покриттів в

експлуатації з'являється як результат набухання поверхні при неусунених течах палива та гідрорідин, ударах по покриттю при наземному обслуговуванні, польотах на високих швидкостях скрізь дощ. З усіх можливих технологій нанесення РПП на планер і двигун літака на сьогоднішній день найкращою є напилення. Основна перевага цієї технології полягає у можливості нанесення РПП при збереженні високої адгезії до поверхні навіть у разі її подвійної кривизни.

РПП на основі наноструктур

У ВАТ «НДІ Ферріт-Домен» (Росія) розроблені експериментальні зразки РПП на основі нанесеної на гнучку підкладку з арамідної тканини тонкої плівки гідрогенезованого аморфного вуглецю з феромагнітними наночастинками. Основними перевагами РПП на основі наноструктур є мала питома маса, міцність та термостійкість, стійкість до агресивних середовищ.

РПП на основі діелектричних втрат

Такі матеріали є чергуванням діелектричних і провідних шарів. Зменшення рівня відбитого сигналу досягається за рахунок додавання протифази хвиль, що відбилися від металевої поверхні об'єкту, діелектричних прошарків і електропровідних шарів.

3.2. Геометрія літального апарату

Для розсіювання променю станції радіолокації літальний апарат роблять незграбним, таким, що складається з плоских граней, при цьому часто використовують конструкцію типу «літаюче крило». Така технологія розроблялася для високошвидкісних ЛА ($M = 3 - 4$). Де можливо, метал замінюють вуглепластиком, а де це неможливо – покривають поглинаючими покриттями.

Головна мета при виборі форми об'єкту (наприклад, бойового літака) – забезпечити відбиття хвиль у бік від випромінювача, тобто частину сигналу поглинути покриттями, а іншу – відбити так, щоб радіолуна по можливості не повернулася до спостерігаючої РЛС. Такий дизайн називають фасеточним (рис. 50).



Рис. 50 – Літак «B-2 Spirit» і дальній розвідувальний літак RQ-180 «Northrop Grumman» (США)

Щоб приховати від радару компресори двигунів – одну з найпомітніших металевих деталей у літаку – перед компресором встановлюються спеціальні дифузори, що гасять сигнали радіолокації [31,34–36]. Традиційне хвостове оперення замінює V-подібний «метелик», менш помітний для станції радіолокації. Навіть спинки крісел пілотів у літаках-невидимках роблять гофрованими, щоб розсіювати випромінювання радару. Плaskі сопла реактивного двигуна створюють більш широкий факел, що знижує його помітність в інфрачервоному діапазоні, причому для посилення маскуваннЯ ЛА в реактивний струмінь додають холодне повітря з повітрозабірників. В цілому, такий літак виходить досить дорогим (ЛА «B-2 Spirit» коштує понад 1.5 млрд долл. США) і з невидатними бойовими характеристиками; він не може нести багато зброї, оскільки воно ховається у фюзеляжі, а зовнішні підвіски демаскують ЛА. Літак обмежений за швидкістю та дальністю польоту, він змушений з великою обережністю застосовувати радар або навіть зовсім не мати його.

3.3. "Стелс"-технології

Ефективна поверхня розсіювання

Як зазначалося вище, основною характеристикою, що визначає властивості ЛА як об'єкту, що відбиває електромагнітне випромінювання РЛС, є *ефективна поверхня розсіювання* (ЕПР). Величина ЕПР характеризує здатність тіла перетворювати електромагнітну хвилю, що падає на нього, в розсіяну, яка спрямовується на приймач. ЕПР конкретного об'єкту залежить від його форми, розмірів, матеріалу, з якого він виготовлений, орієнтації (ракурсу) по відношенню до антен передавальної та приймальної позицій РЛС та від довжини хвилі зонduючого радіосигналу. Загалом дальність виявлення літального апарату радаром пропорційна кореню четвертого ступеня ефективної площі радіолокаційного відбиття цілі. Малопомітність дозволяє літальним апаратам більш ніж удвічі зменшити відстань, на якій вони можуть бути виявлені РЛС супротивника [31,33–40].

На практиці, завдяки застосуванню РПМ та РПП вдається суттєво зменшити ЕПР ЛА та вийти на досить низькі його значення. При постановці завдання зменшення помітності радіолокації ЛА традиційної форми потрібно максимально зменшити ЕПР в передній і задній півсферах, не вносячи будь-яких принципових змін в його конструкцію. Досягти значного зниження ЕПР ЛА з бічних напрямків у широкому діапазоні довжин хвиль не є можливим, оскільки необхідна для цього вага покриттів виявляється занадто великою. При цьому бажано зменшити ЕПР ЛА у широкому діапазоні, починаючи з міліметрового діапазону до метрового. Однак навіть якби такі тонкі та легкі покриття існували, не можна обійти принципові обмеження щодо ефективності їхньої роботи на об'єктах обмежених розмірів. В результаті виявляється, що за допомогою покриттів практично неможливо зменшити ЕПР літака в довгохвильовій ділянці діапазону, в реальності вдається досягти істотного зниження ЕПР літака тільки в діапазоні довжини хвиль від 2 до 20 см.

В даний час ЕПР малопомітного винищувача $0.3 - 0.4 \text{ м}^2$, кращих зразків винищувачів $3 - 12 \text{ м}^2$, транспортного літака $40 - 70 \text{ м}^2$, бомбардувальника – 100 м^2 . Ракетний катер має ЕПР близько 500 м^2 , есмінець – $10\,000 \text{ м}^2$, авіаносець – $50\,000 \text{ м}^2$. Для порівняння ЕПР птиці грака складає всього 0.0048 м^2 , сірого гусака – 0.225 м^2 та сизого голуба – 0.01 м^2 . В даний час ЗРК С-400 (Росія),

розроблений для боротьби з літаками-невидимками, дозволяє виявити малопомітні цілі з величиною ЕПР на рівні 0.05 м^2 на відстані до 200 км.

За більшістю бойових ЛА і суден, створених із застосуванням "Стелс"-технологій, відсутні надійні дані щодо величини ефективної поверхні розсіювання в різних діапазонах, оскільки експертна оцінка цієї інформації може підвищити їхню вразливість. Частина даних про радіолокаційну помітність подібних машин заснована на теоретичних оцінках, також існують випадки навмисної дезінформації, яка завищує або, навпаки, занижує реальне значення ЕПР. Тому до всіх оцінок величин помітності малопомітних військових машин слід відноситися з високим ступенем обережності.

Рис. 51 показує світову тенденцію зниження радіолокаційної помітності надзвукових літаків.

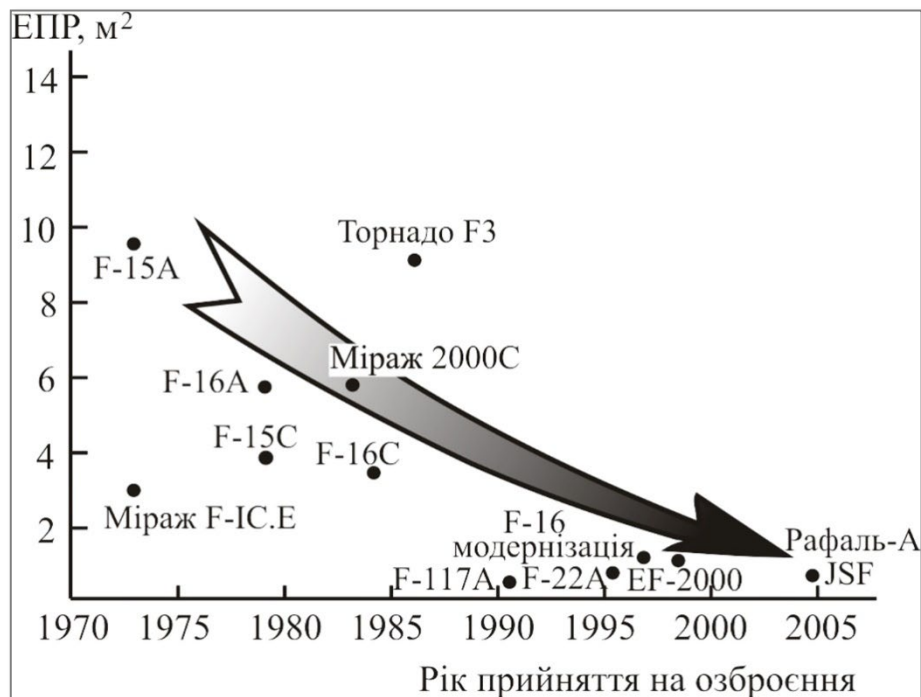


Рис. 51 – Тенденція зниження ЕПР надзвукових літаків [36]

Якщо у 1980-х роках літаки типу *F-15* мали ЕПР понад 10 м^2 то до 2000 р. у модернізованого авіаційного комплексу ЕПР склала вже $1 - 1.5 \text{ м}^2$, а у перспективних авіаційних комплексів п'ятого покоління, таких як *F-22*, *JSF*, вона знизилася до 0.3 м^2 . В даний час дослідження в галузі зниження ЕПР продовжуються. У зарубіжній літературі дається оцінка ймовірності втрат бойових літаків в залежності від їх величини ЕПР. Зменшення ЕПР літака *F-15* з $10 - 15 \text{ м}^2$ до 0.3 м^2 дозволило значно знизити втрати авіації в бойових діях

(рис. 52). Цей ефект посилюється, якщо одночасно з малим значенням ЕПР літака застосовують засоби радіоелектронної протидії.

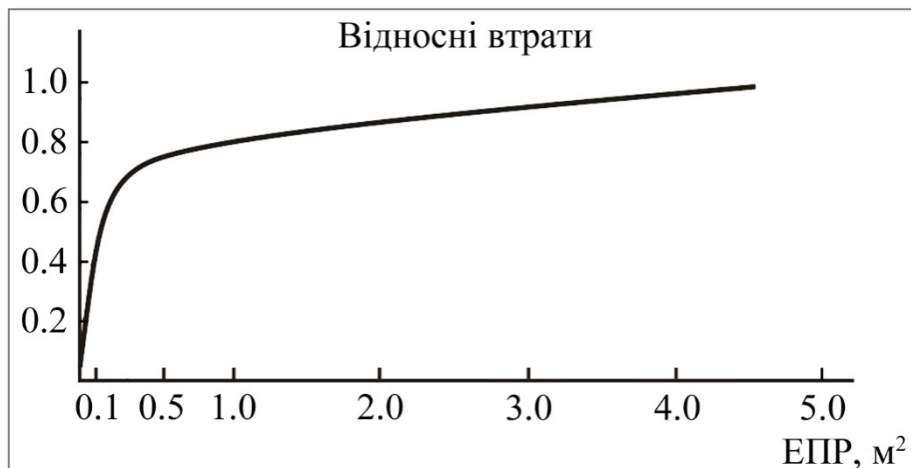


Рис. 52 – Відносні втрати літаків при подоланні ППО в залежності від їх ЕПР [36]

"Стелс"-технології в авіації

"Стелс"-технологія (від англ. *stealth* – скритність) являє собою комплекс способів і засобів зниження помітності ЛА в радіолокаційному, інфрачервоному та інших областях спектру за допомогою спеціально розробленої геометричної форми ЛА та використання радіо-поглинаючих матеріалів та покриттів, що помітно зменшує радіус виявлення ЛА та підвищує виживання бойової машини. "Стелс"-технології не є абсолютними, вони ефективні проти радарів, працюючих у діапазоні 8-12 ГГц, проте локатори, працюючі на ультракоротких хвилях (30 МГц – 3 ГГц), добре «бачать» літак-«невидимку».

Багатоцільовий біплан *ПЗ-2* був непомітний для ранніх німецьких та американських РЛС завдяки майже повній відсутності металу в конструкції, а завдяки вмілій тактиці застосування – і для всіх інших засобів. Британський літак «Mosquito» – ціліснодерев'яний легкий бомбардувальник також мав низьку помітність для ранніх РЛС. Далекі важкі бомбардувальники ХВ-35/УВ-49 (США), мали знижену помітність радіолокації завдяки аеродинамічній схемі «літаюче крило». Російський важкий надманевровий багатоцільовий винищувач п'ятого покоління СУ-35С, має знижену помітність радіолокації, за деякими даними середнє значення його ЕПР знаходиться в межах від 0.5 – 2 м, а також можливе застосування радар-блокерів в повітрозбірниках двигунів.

Серед малопомітних літаків слід відзначити F-117 «Nighthawk» (рис. 48) – перший серійний літак за схемою «літаюче крило», на якому вдалося суттєво

знизити радіолокаційну та інфрачервону помітність (знятий з озброєння в 2008 р.), F-22 Raptor (США) – малопомітний багатоцільовий винищувач п'ятого покоління, який є найдорожчим винищувачем у світі, ПАК ФА/Су-57 – важкий російський багатоцільовий винищувач п'ятого покоління для заміни винищувачів четвертого покоління Су-27 (прототип почав польоти в 2010 р.), Xian Н-20 китайський важкий малопомітний далекий стратегічний бомбардувальника, другий сучасний важкий літак схеми «літаюче крило» (прототип почав польоти в 2013 р.).



Рис. 53 – Корвет типу «Вісбю» ВМС Швеції та його гарматна вежа (б), виконані за технологією «Стелс» [31]

В даний час «Стелс»-технологія широко використовуються також у суднобудуванні (рис. 53) та в деяких інших напрямках бойової техніки (танки, артилерія).

"Стелс"-технології в МБПЛА

В останні роки з'явилися дані щодо розробки перспективних МБПЛА з реактивною тягою. Можна відзначити «Беркут ВМ» (Білорусь) з міні-реактивним двигуном тягою 13 кг, який використовуватиметься в якості мішені. Швидкість апарату близько 400 км/год, час у польоті – 30 хв, віддалення від точки вильоту – 120 км. У Росії з 2015 р. розробляється безпілотний літак-мішень «ВМ Дань М» (Росія) з реактивним двигуном МГТД-125Е тягою 125 кгс, який є одним з найпотужніших в лінійці сучасних малорозмірних двигунів. У перших демонстраційних польотах тривалістю близько 20 хв була досягнута швидкість близько 700 км/год на висоті 2000 м. Проте як ці, так і більшість інших апаратів, хоч і виконані на основі нових технологій, але не використовують "Стелс" технології.

Компанія «Кронштадт» (Росія) розробляє багатоцільовий реактивний МБПЛА «Молнія» (рис. 54) для групового застосування при прориві системи ППО. Передбачалося, що апарат надійде на озброєння після 2022 р. Як випливає з відкритих даних, такі безпілотні літальні апарати можуть стартувати «роєм» з літака-носія (СУ-57, ІЛ-76) з постійним обміном інформацією між окремими БПЛА, причому частина з них може використовуватися для радіоелектронної боротьби з метою перезавантаження інформаційних каналів, інша частина як апарат-цілевказівник, а третя – як високоточні керовані боєприпаси-камікадзе. Невелике корисне навантаження (5 – 7 кг) не дозволяє використовувати такий МБПЛА як носій зброї.

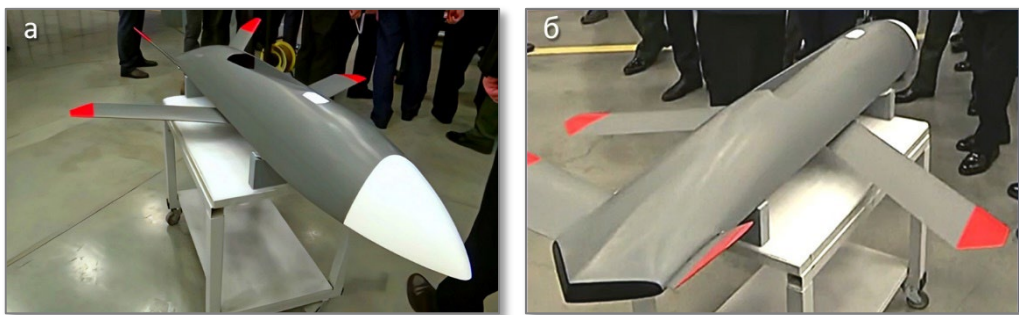


Рис. 54 – Багатоцільовий безпілотний літальний апарат «Молнія» (Росія) малої радіо- та теплової помітності з міні-реактивним двигуном

Апарат планується виконати за нормальною схемою у формі крилатої ракети з подовженим фюзеляжем, міні-реактивним двигуном, крилом, що розкладається в польоті (довжина 1.54; розмах 1.2 м) та V-подібним оперенням (рис. 54 а). Це дозволяє розмістити МБПЛА у відсіку озброєння літака. Фюзеляж має увігнуту верхню та майже плоску нижню поверхню. Оформлення носової частини (рис. 54 а) свідчить про використання радіо-прозорого обтічника.

Для зниження радіолокаційної та теплової помітності апарат виконаний за "Стелс"-технологією. Для цього в конструкції апарату використовується радіопоглинаюче покриття фюзеляжу та плоске реактивне сопло з V-подібним зрізом (рис. 54). Апарат має складну геометричну форму (рис. 54), яка характерна для сучасного винищувача-бомбардувальника (рис. 55), причому повітрозабірник втоплений у фюзеляж і розташований у його верхній частині (рис. 54). Швидкість МБПЛА з реактивним міні-двигуном заявлена лише на рівні 600 – 800 км/год, маса корисного навантаження становить 5 – 7 кг, дальність польоту – кілька сотень кілометрів.

Важливо відмітити, що спочатку «Стелс»-технології розроблялися для високошвидкісних літаків ($M = 3 - 4$), але на дозвукових швидкостях фасеточний дизайн недостатньо ефективний, у тому числі з точки зору управління літальним апаратом.



Рис. 55 – Винищувач-бомбардувальник F-35 (США)

В цілому, використання міні-реактивних силових установок в МБПЛА висуває особливі вимоги до конструкції апарату, паливної системи, якості палива, технічного обслуговування та експлуатації. Застосування складної геометричної форми МБПЛА («фасеточний» дизайн) для зниження помітності в радіолокаційному діапазоні хвиль збільшує вартість апарату, знижує його маневреність і дальність польоту, погіршує аеродинамічні та бойові характеристики та виправдане тільки в спеціальних випадках. У МБПЛА з реактивним міні-двигуном більш перспективним представляється використання конструкції полімерних радіо-поглинаючих матеріалів і радіо-поглинаючих покриттів.

Що стосується зниження теплової помітності в інфрачервоному діапазоні хвиль за рахунок прямокутної форми сопла та впливу на вихлопний струмінь, то це сильно збільшує його вартість і може бути використане тільки в апаратах спеціального призначення.

Висновки до розділу 3

З вищенаведеного випливає доцільність використання ТРД (МГТД) для середніх та доволі важких БПЛА з підвищеною маневреністю, тоді як для БПЛА з діапазоном тяг (до 90 кгс) навіть при збільшенні тяги до 130 – 150 кгс навряд чи є ефективним з аеродинамічної точки зору застосовувати схему «Стелс» та трансзвукові режими польоту. У зазначеному діапазоні тяг найбільш виправданими та обґрунтованими є дозвукові режими польоту та традиційна схема компонування з прямим чи трапецієвидним крилом без стрілоподібності або з невеликим її значенням (і лише у разі, якщо це слугуватиме зменшенню радіопомітності – з точки зору аеродинаміки в стріловидному крилі на дозвукових режимах польоту сенсу немає).

РОЗДІЛ 4. Оцінка вагових, геометричних та швидкісних характеристик МБПЛА з міні-реактивним двигуном тягою 10 – 90 кгс

Як було сказано вище, на сьогодні існує велике розмаїття БПЛА різноманітного призначення та, відповідно, різного компонування: (гелікоптерного типу (одно- та мультироторні) та літакового типу (з нерухомим крилом чи рухомим (махаючим) крилом).

В цьому параграфі дається оцінка вагових та аеродинамічних характеристик БПЛА для заданого діапазону тяг міні турбореактивного двигуна (МГТД):

- Максимальна злітна вага
- Маса пального
- Маса корисного навантаження
- Розмах та площа крила
- Довжина і висота БПЛА
- Потрібна кількість двигунів
- Діапазони висот та швидкостей польоту.

Також аналізуються та обґрунтовуються принципові конструктивні рішення та матеріали.

Враховуючи те що, наявність міні-реактивного двигуна, який у порівнянні з рушієм у вигляді комбінації електричного чи поршневого двигуна та гвинта демонструє свої переваги саме при зростанні швидкості польоту, доцільність МГТД може бути реалізована виключно на *БПЛА літакового типу* з нерухомим крилом та пріоритетом його експлуатування на підвищених швидкостях у порівнянні з БПЛА, оснащеними гвинтовими рушіями [41–47].

4.1. Вагові характеристики

Максимальна злітна вага

Скористаємося відомою доволі універсальною для літаків різного призначення безрозмірною характеристикою – тяго озброєністю [41–47], що визначається часткою тяги P до ваги G , тобто P/G , та визначимо її на основі характеристик ряду прототипів БПЛА різних країн, зібраних у табл. 10 для діапазону ваги БПЛА від 18 кгс до 650 кгс, який охоплює актуальний для даного дослідження діапазон тяг з обох боків та значно (у 6.5 разів) перекидає його у бік більших значень.

Аналізуючи наведену інформацію, зазначимо, що переважна більшість БПЛА у цілому, та для представленого у табл. 10 діапазону тяг зокрема, оснащена силовою установкою у вигляді електричних або поршневих двигунів з гвинтом. ТРД двигуни є у більшій мірі виправданими і як правило (за винятком БПЛА «Молнія») встановлюються на високошвидкісні важкі БПЛА ударного призначення (Shahed-171, Shahed-191, RQ-170 Sentinel, С-70 «Охотник», «Гром»). Ці БПЛА потребують відповідно і значно більшої тяги ТРД, яка суттєво перевищує діапазон тяги 10-90 кгс. певною ускладнюючою аналіз обставиною є той факт, що для гвинтових силових установок (СУ) традиційно визначальною характеристикою є потужність $N = P \cdot V$, де V – швидкість польоту, тоді як ТРД традиційно характеризуються тягою. З метою уніфікації аналізу саме за тягою P , визначатимемо її для БПЛА з гвинтовою СУ за формулою $P = N/V$ на крейсерському режимі польоту, тобто використовуючи потужність встановленого двигуна N та крейсерську швидкість V .

Усвідомлюючи відмінність умов визначення задекларованої для двигунів різних виробників потужності N , а також наявність діапазону швидкостей експлуатації БПЛА на крейсерському режимі польоту V , вважатимемо визначення тяги наближеним, але на даному етапі таке наближення за умови дефіциту даних по БПЛА з МГТД буде доволі інформативним.

Табл. 10 – Основні льотно-технічні характеристики ряду БПЛА-прототипів, що близькі за тяговими характеристиками до діапазону $P = 10 - 90$ кгс (деякі дані відсутні через неможливість їх знаходження у відкритих джерелах)

Прототип	Орлан-10	Молнія	ADM-160	Mohajer-2 (2N)	Дозор-100	Mohajer-4	Дань	Mohajer-6	Bayraktar TB2
Країна-розробник	Росія	Росія	США	Іран	Росія	Іран	Росія	Іран	Туреччина
Злітна маса (мах), кг	18	40-45	45	85-90	95	175	345	600	650
Маса палива, кг	–	–	–	–	24	–	–	–	225
Силова установка ⁵	ПД+Г ⁶	ТРД	ТРД ⁷	ПД+Г ⁸	ПД+Г ⁹	ПД+Г ¹⁰	ТРД ¹¹	ПД+Г	ПД+Г ¹²
Тяга (мах), кгс	7.93	18.00	22.40	25.50	46.34	73.6	120.00	234.24	203.68
Потужність, кВт	2.205	35.00	54.5	12	15.4	36.8	100	84.6	73.6
Швидкість, км/год	100–150	600–800	875	150–180	120–150	180	300–750	200	130–220
Експлуатаційна практична теоретична стелі, км	5.00	–	9.00	3.35	4.50	4.50	9.00	5.50	5.50
	6.00	–	–	–	–	–	–	–	6.75
	–	–	–	–	–	–	–	–	8.23
Площа крила, м ²	~0.93	~0.11	–	~1.91	~2.10	~3.46	~1.60	~10.50	~13.00
Розмах крила, м	3.1 м	1.2	0.65	3.82 м	5.4	5.30 м	2.70	10	12 м
Габарити (довжина/висота), м	1.8/–	1.5/–	2.38/15.2	2.91/–	3/1.1	3.64/–	4.6/0.815	5.67/–	6.5/2.2
Тривалість польоту, год	16-18	–	–	1.5-6	10	3–5	0.42-1.17	12	12-24.5
Корисне навантаження, кг	6	5-7	–	15	32	–	–	100	55-150
Радіус дії, км	50-120	–	–	50-150	1200	150	680	200	650

⁵ ПД+Г – поршневої двигун з гвинтом

⁶ Saito FG-40

⁷ Hamilton Sundstrand TJ-50

⁸ WAE-342

⁹ 3W210

¹⁰ Limbach L550

¹¹ MD-120

¹² Rotax-912

Для початку з метою аналізу якості та відповідності наведених у табл. 10 даних, побудуємо безпосередню залежність злітної ваги БПЛА від тяги (рис. 56) та тяго озброєності $P/G = f(P)$ (рис. 57).

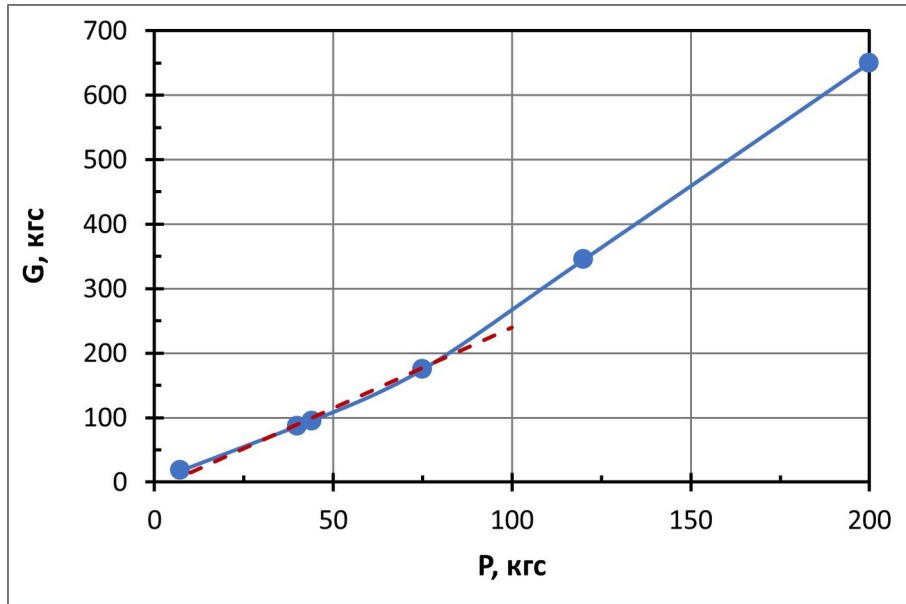


Рис. 56 – Залежність ваги БПЛА від тяги (за статистичними даними)

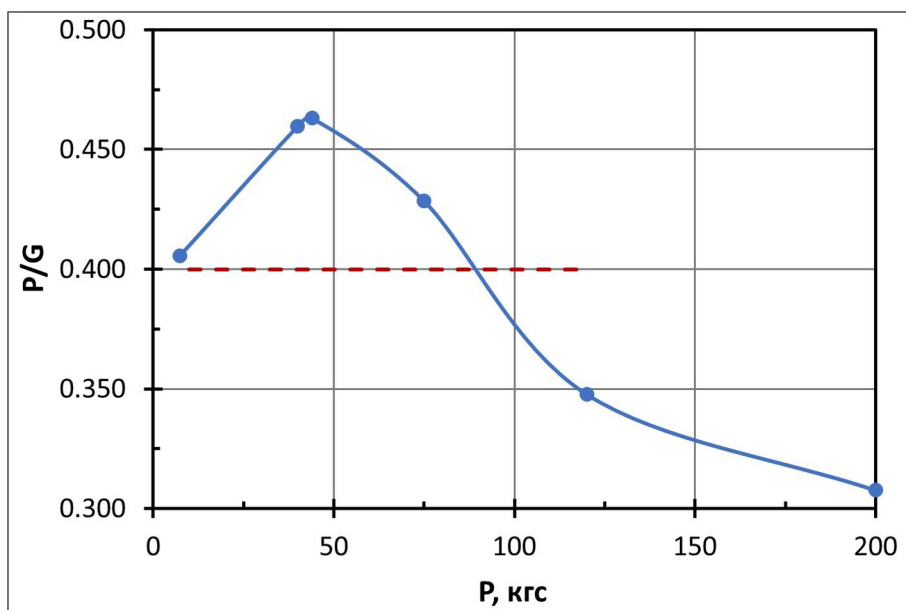


Рис. 57 – Залежність тягоозброєності БПЛА від тяги (за статистичними даними)

Неважко бачити, що залежність $G(P)$ має форму, досить наближену до прямої (синя лінія рис. 56), що переконує в достатній коректності використаного способу перерахунку потужності гвинтової СУ в тягу, а також несуперечливості та

репрезентативності зібраних у табл. 10 даних. Для інтервалу тяги $P = 10 - 100$ кгс залежність $G = f(P)$ добре апроксимується прямою $G = -10 + 2.5 \cdot P$ (червона штрихова лінія на рис. 56), що за кутовим коефіцієнтом останньої дозволяє визначити усереднене значення тяго озброєності $P/G = 1/2.5 = 0.4$ (графічно показане червоною штриховою лінією на рис. 57).

Таким чином, для діапазону тяг $10 - 90$ кгс, який при необхідності і без втрати точності може бути розширений до $10 - 120$ кгс, середнє значення тягоозброєності можна приймається рівним $P/G = 0.4$, а вагу БПЛА у першому наближенні можна оцінити за формулою:

$$G = P/0.4 = 2.5 \cdot P, \text{ що дає діапазон: } G = 25 - 225 \text{ кгс.}$$

Отриманий діапазон значень максимальної ваги БПЛА дозволяє віднести цільові БПЛА до міні надлегких (до 30 кг) та легких (до 300 кг) літальних апаратів малого ($R = 10 - 70$ км) та середнього ($R = 70 - 250$ км) радіусу дії.

Маса пального

Відповідно до статистичних даних табл. 10 відносна маса пального $m_{\text{нал}}/m_{\text{зл}}$ для БПЛА наближено дорівнює $0.25 - 0.35$, що можна прийняти за перше наближення. Ураховуючи, що для МГТД питома витрата палива є відчутно більшою у порівнянні з близькими за тяговою спроможністю поршневіми двигунами, оцінка $m_{\text{нал}} = 0.33 \cdot m_{\text{зл}}$ є доволі реалістичним першим наближенням. Слід зазначити, що високі питомі витрати палива МГТД одразу накладають суттєві обмеження на радіус дії та час перебування у повітрі. Такий БПЛА не буде спроможний здійснювати довготривалі польоти, що повинно бути врахованим при визначенні кола його першочергових призначень, але залежно від конкретного призначення відносна маса палива може дещо коригуватися.

Маса корисного навантаження

Відносна маса корисного навантаження $m_{\text{кор}}/m_{\text{зл}}$ для БПЛА також доволі надійно визначається на базі статистичних даних табл. 10 і наближено дорівнює $1/6$ (червона штрихова лінія на рис. 58), отже $m_{\text{кор}} = m_{\text{зл}}/6$

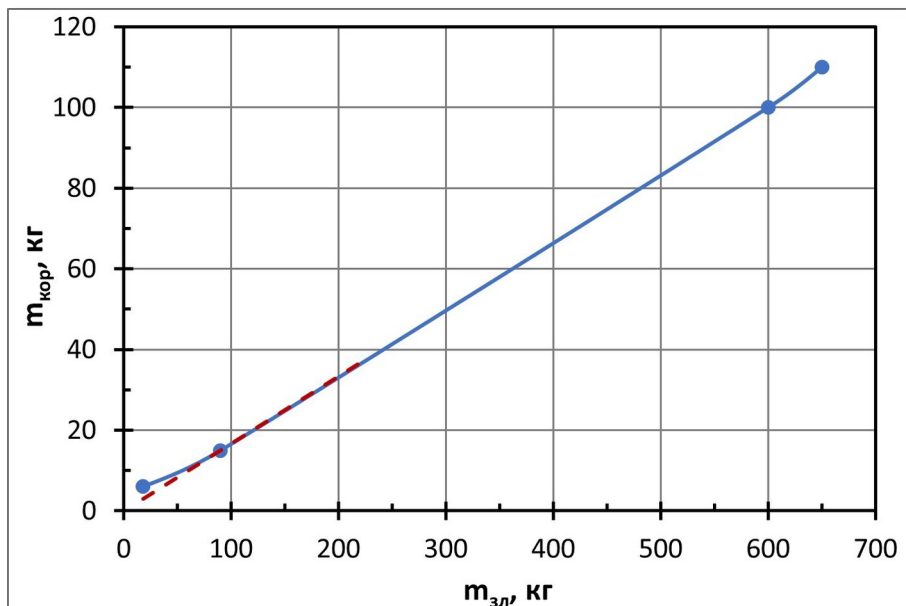


Рис. 58 – Залежність маси корисного навантаження від злітної маси БПЛА (за статистичними даними)

4.2. Геометричні характеристики

Розмах крила

Розмах крила не є параметром, що однозначно залежить від маси ЛА, оскільки на його значення суттєво впливає площа і видовження крила, які визначаються швидкісними характеристиками [41–47].

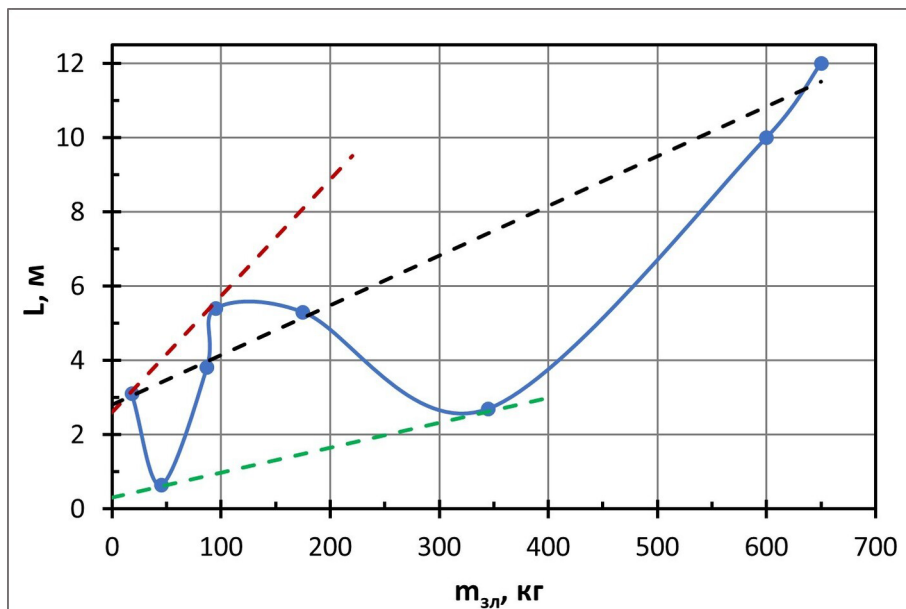


Рис. 59 – Залежність розмаху БПЛА від злітної маси (за статистичними даними)

Отже, злітна маса тут виступає лише як один з факторів, але лінійні апроксимації статистичної інформації (рис. 59: червона штрихова лінія – обмеження зверху (низькошвидкісні баражуючі ЛА), зелена штрихова лінія – обмеження знизу (високошвидкісні ЛА), чорна штрихова лінія – найбільш реалістичний розмах для нешвидкісних БПЛА різноманітного призначення) дають орієнтовні граничні оцінки, які для першого наближення можна апроксимувати формулами

$$L_{крmax} = 0.0314 \cdot m_{зл} + 2.6 \text{ [m];}$$

$$L_{крmin} = 0.00675 \cdot m_{зл} + 0.3 \text{ [m].}$$

$$L_{крreal} = 0.0134 \cdot m_{зл} + 2.8 \text{ [m];}$$

Площа крила

Як і у випадку розмаху крила, цей параметр визначається цільовим призначенням та швидкісними характеристиками ЛА, що знаходить відображення

у питомому навантаженні на площу крила [41–47].

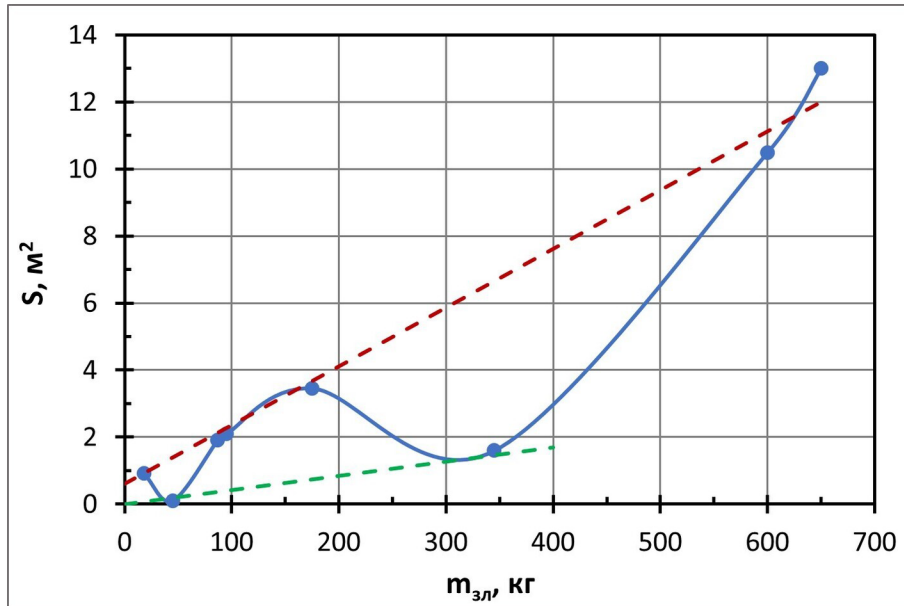


Рис. 60 – Залежність площі крила БПЛА від злітної маси (за статистичними даними)

Таким чином, злітна маса тут виступає як лише один з визначальних факторів, але лінійні апроксимації статистичної інформації (рис. 60: червона штрихова лінія – обмеження зверху (низькошвидкісні ЛА), зелена штрихова лінія – обмеження знизу (високошвидкісні ЛА)) дають орієнтовні граничні оцінки, які для першого наближення можна апроксимувати формулами

$$S_{крmax} = 0.0175 \cdot m_{зл} + 0.6 \text{ [м}^2\text{]};$$

$$S_{крmin} = 0.00425 \cdot m_{зл} \text{ [м}^2\text{]}.$$

Довжина БПЛА

Цей параметр також визначається цільовим призначенням та відповідним компонованням ЛА [41–47], але, враховуючи, що збільшення маси безпосередньо потребує збільшення об'єму, тож будь-який лінійний розмір фюзеляжу і, зокрема, довжину БПЛА можна наблизити степеневою залежністю від маси (рис. 61: червона штрихова лінія):

$$L = 0.67 \cdot \sqrt[3]{m_{зл}}$$

Висота БПЛА

Цей параметр значною мірою визначається висотою та геометрією вертикального оперення. У першому наближенні, ґрунтуючись на статистичних оцінках, висоту БПЛА можна прийняти пропорційною до довжини, а саме:

$$H = (0.2-0.25) \cdot L$$

4.3. Кількість двигунів

Враховуючи високі питомі паливні витрати ТРД малих розмірів (сумновідомий приклад паливної неефективності літака Як-40 з 3 малими ТРД АІ-25), один двигун завжди буде більш економічним у порівнянні з кількома меншими, яку забезпечують сумарно ту саму тягу. Вимога наявності кількох двигунів є актуальною для пасажирської авіації [41–47], тож у випадку БПЛА за наявності вимоги використання МГТД однозначно є доцільним використання лише одного такого двигуна.

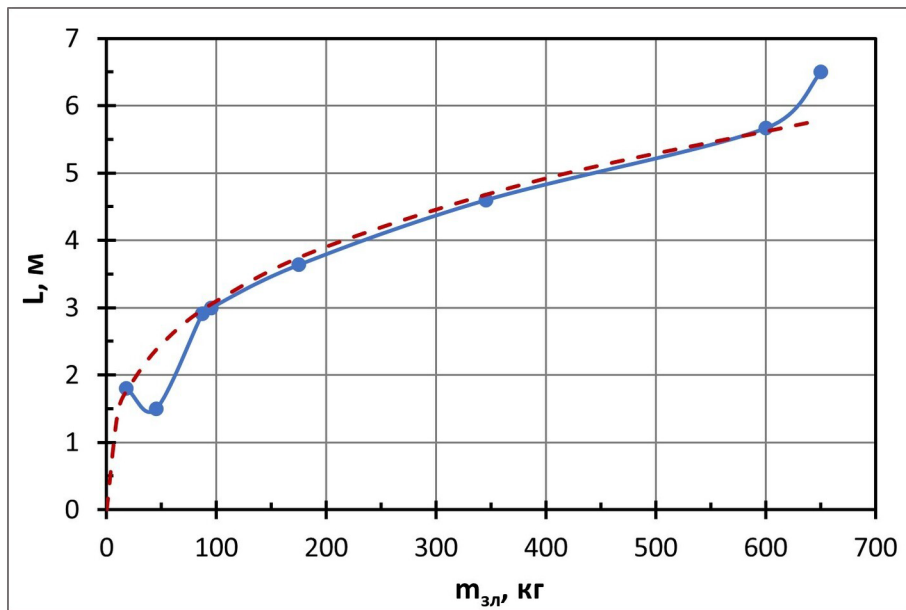


Рис. 61 – Залежність довжини БПЛА від злітної маси БПЛА (за статистичними даними)

4.4. Висота та швидкість польоту

Схема контуру ТРД забезпечує йому певні переваги щодо більш ефективної експлуатації на більших висотах та зі збільшеними швидкостями [41–47], але у випадку МГТД є суттєві сумніви щодо високих обертів ротора, ефективного згоряння палива та загального придатного до ефективної експлуатації двигуна його коефіцієнта корисної дії (ККД). Є великий ризик того, що ці чинники стануть на заваді ефективним висотно-швидкісним характеристикам МГТД і це потребує ретельної перевірки для конкретного МГТД у натурному льотному експерименті. Ураховуючи фізичні та технічні обмеження загального характеру (суттєві перетікання повітря між рухомими та нерухомими елементами, низьку ефективність лабіринтних ущільнень, порівняно низьке стиснення повітря та, як результат, неповне згоряння палива з невисокими температурами та неефективне перетворення внутрішньої енергії газу у механічну на турбіні) навряд чи є підстави розраховувати на помітне зростання висотних та швидкісних характеристик БПЛА за рахунок оснащення ТРД.

На сьогодні навіть важкі БПЛА з ТРД (Shahed-171, Shahed-191, RQ-170 Sentinel, С-70 «Охотник», «Гром») не забезпечують можливості виходу на надзвукові швидкості, обмежуючись початком трансзвукового обтікання ($V = 750 - 800$ км/год), а їхня практична стеля не перевищує 9 км при тому, що Bayraktar TB2 з гвинтовою СУ теоретично може дістатися $H = 8.23$ км, хоч його практична стеля і визначена $H = 6.75$ км. Крім того, ураховуючи інтенсивні рухи повітря на значних висотах у верхніх шарах тропосфери, зокрема вітри зі швидкістю більш за 200 км/год та атмосферну турбулентність, слід оцінювати спроможність конструкції та системи управління ЛА малих розмірів витримувати такі навантаження та зберігати задані завданням параметри руху.

З цих міркувань навряд чи доцільно для легких БПЛА долати висоти більш ніж $H = 5 - 6$ км. Щодо швидкостей, то найбільш придатним для легких БПЛА з МГТД слід вважати діапазон дозвукового обтікання $V = 200 - 650$ км/год. За умови необхідності його можна розширити до 800 км/год, але це повинно бути врахованим вже на етапі формування геометричних характеристик (загальне компонування і, у першу чергу, відносна товщина аеродинамічного профілю, площа, розмах, видовження, звуження та кути стрілоподібності крила та оперення) та системи управління відповідного БПЛА.

4.5. Компонування, принципові конструктивні рішення та матеріали

Потенційно привабливі для зменшення радіо-помітності схеми «Steals» (літаюче крило) та «качка» з горизонтальним оперенням попереду крила на дозвукових швидкостях потребуватимуть додаткових зусиль щодо забезпечення стійкості та керованості автоматичною системою керування, а отже й додаткових енергетичних витрат та обчислювальних ресурсів від вбудованого обчислювального блоку, що також негативним чином впливатиме на радіо-помітність, радіус дії та загальну надійність експлуатації такого БПЛА, оскільки для таких схем при їх використанні на літаках, застосовуються автоматичні системи управління з чотирикратним резервуванням. Таким чином для малих БПЛА різноманітного призначення найбільш придатною є класична (нормальна) схема з хвостовим оперенням. Останнє може бути комбінованого типу на кшталт V- подібного прямої чи перегорнутої форми. МГТД бажано розмістити всередині фюзеляжу з метою екранування інфрачервоного випромінювання (якщо це припустимо умовами його експлуатації, визначеними виробником), а вихідний струмінь бажано сформувати плоскої поперечної форми (у вертикальній чи горизонтальній площині), що також зменшує радіо-помітність.

З метою зменшення радіо-помітності (Розділ 3) також бажано уникати металевих конструктивних елементів (навіть паливних баків та трубопроводів), інтенсивно застосовуючи сучасні композитні матеріали (зокрема, вуглепластики та склопластики). Конструктивно для легких БПЛА є сенс у наданні пріоритетності використанню схеми монокок для крил, фюзеляжу та оперення, де тонка силова оболонка з композитів забезпечуватиме достатню міцність при мінімальній вазі, одночасно пропускаючи радіосигнали протиповітряної оборони та ефективно сприяючи зменшенню радіо-помітності (силові елементи у вигляді набору нервюр, стрингерів й лонжеронів є радіо-помітними).

Отримані вище апроксимаційні залежності дають можливість оцінити визначальні вагові та геометричні параметри БПЛА у заданому діапазоні тяг МГТД. Результати цих оцінок для ряду значень зведемо у табл. 11.

Табл. 11 – Основні тактико-технічні характеристики ряду БПЛА-прототипів, що близькі за тяговими характеристиками до діапазону тяги 10-90 кгс

Параметри	Найменший варіант	Проміжний варіант 1	Проміжний варіант 2	Найбільший варіант	Примітки
Маса, кг	25 – 30	50 – 60	125 – 150	225 – 270	
Маса палива, кг	8.3 – 10	16.5 – 20	41.3 – 50	74.3 – 90	Уточняється залежно від тривалості польоту та витрат двигуна.
Тяга, кгс	10	20	50	90	
Кількість двигунів	1	1	1	1	Ураховуючи, що МГТД неефективні, доцільним є компонування БПЛА лише одним, а не двома чи більшою кількістю двигунів
Швидкість, км/год	100 – 400	150 – 500	200 – 600	200 – 700	Суттєво залежить від висотно-швидкісних характеристик МГТД двигуна. Можна спроектувати і трансзвуковий БПЛА у залежності від двигунів та призначення
Висота польоту (практична стеля), км	3 – 5	3 – 5	4 – 6	4 – 8	Суттєво залежить від висотно-швидкісних характеристик МГТД двигуна
Площа крила, м ²	0.1 – 1.1	0.21 – 1.5	0.53 – 2.8	1 – 4.55	Залежить від тягоозброєності та призначення БПЛА (нижня межа – конф. крилатої ракети, верхня межа – класичне компонування літакового типу)
Розмах крила, м	0.5 – 3.1	0.64 – 3.5	1.1 – 4.5	1.8 – 5.8	Залежить від тягоозброєності та призначення БПЛА(нижня межа – конф. Крилатої ракети, верхня межа – класичне компонування літакового типу)
Середня хорда крила, м	0.2 – 0.35	0.33 – 0.43	0.48 – 0.62	0.55 – 0.79	$V_{кр} = S_{кр} / L_{кр}$
Габарити					
Довжина, м	1.2 – 2	1.5 – 2.5	3 – 3.5	3.5 – 4.3	Визначаються компонуванням та, відповідно, призначенням
Висота, м	0.3 – 0.5	0.38 – 0.63	0.75 – 0.88	0.88 – 1.1	
Тривалість польоту, год	2 – 5	3 – 7	3.5 – 9	5 – 13	Залежить від висоти, швидкості та витратних характеристик двигуна

Корисне навантаження, кг	3 – 5	7 – 10	20 – 25	37 – 45	Може бути збільшено орієнтовно у 1.3-1.5 рази за рахунок зменшення кількості пального та радіусу дії, але, це, судячи за все, буде не озброєння, а системи відеоспостереження, навігації і т.п.
Бойове оснащення	Системи відеоспостереження та аерофотозйомки		2 – 4 місця кріплення засобів озброєння під крилом		
Радіус дії, км	Орієнтовно від 50 до 450				Залежить від призначення БПЛА
Особливості	прім. ¹³	прім. ¹⁴	прім. ¹⁵	прім. ¹⁶	

¹³ Ураховуючи малі розміри та вкрай малу масу корисного навантаження, це може бути БПЛА-мішень чи низьковисотний розвідник, або порівняно дешевий базовий елемент рою.

¹⁴ Ураховуючи малу масу корисного навантаження, це може бути скоріше маневрені та малопомітні БПЛА-розвідники, або порівняно дешевий базовий елемент рою.

¹⁵ При тязі понад 90 кгс крім розвідувальних задач можна розглядати також і ударне призначення БПЛА

¹⁶ Доцільно переважне використання композитних матеріалів та покриттів з властивістю поглинання радіохвиль. Для малих БПЛА ефективними у ваговому та виробничому відношенні, а також з точки зору пропускання радіохвиль можуть бути силові конструкції структурних елементів компонування БПЛА типу монокок. У першу чергу важливо приділити увагу зменшенню теплопомітності струменя газу за двигуном зміною форми сопла на плоску, але це спряжено з додатковими втратами тяги.

Висновки до розділу 4

Наведені вище параметри є першим наближенням, заснованим на обробці зібраного доволі репрезентативного набору статистичної інформації про БПЛА з тяговими характеристиками, близькими до 10 – 90 кгс. З відомих високошвидкісних зразків БПЛА, оснащених ТРД, що розвивається зараз Росією, слід виділити важкий БПЛА С-70 «Охотник», що виготовляється з серійних компонентів для винищувачів 5-го покоління, зокрема, силовою установкою АЛ-41Ф (макс. тяга до 18 000 кгс (можливо із застосуванням форсажу)). Він має компонування схеми літаюче крило «Stealth», змінний до 20° вектор тяги та плазменну систему запалення палива з метою зменшення помітності для радарів. Основні характеристики: максимальна висота польоту – 10.5 км; дальність польоту – 3 000 – 6 000 км; максимальна швидкість – $920 \text{ км/год} = 255.6 \text{ м/с}$ ($M < 0.9$) (за деякими джерелами понад $1\,000 \text{ км/год} = 277.8 \text{ м/с}$ ($M < 0.91$)), тобто це трансзвуковий літальний апарат, і цей режим польоту реалізований лише для важкого ударного БПЛА (маса – 20 000 кг) проти $2\,135 \text{ км/год}$ ($M = 2$) для надзвукового винищувача СУ-57 з подібним двигуном.

Але завищена тяга 18 000 кгс по відношенню до ваги (тягоозброєність 0.9) та схема «Stealth» забезпечують цьому БПЛА значну маневреність (теоретично він мусить бути здібний набирати висоту практично вертикально). Для малих БПЛА, що відповідають заданому діапазону тяг 10 – 90 кгс вищезначені технології однозначно не є придатними з точки зору можливості технічного втілення та доцільності, тому будь-які спроби вийти поза межі дозвукового діапазону швидкостей ($V > 700 - 800 \text{ км/ч}$) з використанням МГТД не є виправданими. Це дозволяє рекомендувати як найбільш виправданий діапазон швидкостей $V = 200 - 650 \text{ км/г}$.

Ураховуючи властивості МГТД та зростання несприятливих умов для керованості та міцності малих БПЛА по мірі зростання висоти польоту, для малих БПЛА з тягою до 20 кгс можна орієнтуватися на $H = 3 - 4 \text{ км}$, а для БПЛА з тягою 50 – 90 кгс – на експлуатаційну висоту до $H = 5 - 7 \text{ км}$. Більші значення висот польоту є можливими, але вони мусять бути виправдані доволі спеціальним призначенням БПЛА, що потребує додаткової проробки компонування, орієнтованого у першу чергу на збільшення висотності.

З відкритих джерел (огляд ТРД та МГТД виробництва СРСР – [48]) виходить, що на підприємстві «Мотор Січ» ще за радянських часів було накопичено значний досвід серійного виготовлення МГТД (МГТДД) авіаційного призначення з тягою 300 – 640 кгс (Р95-300, ТРЗ-117) та ТРД з тягою 2 000 кгс (КР-17А). Усі ці двигуни позиціонуються як короткоресурсні та їх призначення – БПЛА-мішені («Дань», «Дань-М», класична схема компоновання, дозвуковий ($M < 0.7$)) та БПЛА-розвідники (Ту-141 «Стриж», компоновання – крилата ракета, трансзвуковий ($M < 1.05$), який, до речі, також серійно виготовлявся на Харківському авіаційному заводі). У колишньому СРСР російськими підприємствами також виготовлялися МГТД з тягою 62 – 120 кгс (МД-45, МД-120). Слід зазначити, що усі ці двигуни позиціонуються як короткоресурсні, та застосовуються переважно для БПЛА одноразового призначення (крилаті ракети, БПЛА-мішені), що слід враховувати при оцінці призначення БПЛА. У зв'язку з короткоресурсністю МГТД-прототипів для оцінки призначення БПЛА, що пропонуються до розробки, важливо проводити оцінку ресурсних можливостей МГТД, що виготовляються за сучасними технологіями.

Такі вагові та аеродинамічні параметри як тягоозброєність, площа крила, питоме навантаження на крило, корисне навантаження БПЛА, тривалість польоту, що оцінені вище, разом з динамічними характеристиками (маневреність, дистанція зльоту та посадки, швидкість набору висоти та зниження) можуть бути уточнені залежно від призначення та, відповідно, діапазону швидкостей та висоти польоту, що буде предметом подальшого розгляду для БПЛА зі звуженим діапазоном характеристик.

РОЗДІЛ 5. Аеродинамічні та висотно-швидкісні характеристики МБПЛА з тягою 20 кгс

Метою даного розділу є визначення аеродинамічних та висотно-швидкісних характеристик цільового БПЛА з МТРД та наступними основними ваговими та геометричними характеристиками, що були оціночно визначені в розділі 4 та найкращим чином відповідають меті подальших досліджень, пов'язаних з удосконаленням серійної моделі МТРД тягою 20 кгс, відповідному технічному завданню та зведені у табл. 12:

Табл. 12 – Базові вагові, геометричні та тягові характеристики БПЛА

Параметр	Значення
Злітна маса m_o [кг]	50
Площа крила $S_{кр}$ [м ²]	0.375
Площа горизонтального оперення $S_{го}$ [м ²]	0.1
Площа вертикального оперення $S_{во}$ [м ²]	0.07
Розмах крила $L_{кр}$ [м]	1.25
Розмах горизонтального оперення $L_{го}$ [м]	0.73
Розмах вертикального оперення $L_{во}$ [м]	0.26
Хорда крила $b_{кр}$ [м]	0.26
Хорда горизонтального оперення $b_{го}$ [м]	0.14
Хорда вертикального оперення $b_{во}$ [м]	0.26
Відносна товщина аеродинамічного профілю крила $\bar{c} = c/b$	0.179
Кут атаки нульової підйімальної сили: α_0 [град]	0
Площа крила, зайнята фюзеляжем $\bar{S}_f = S_f/S_{кр}$	0.1
Кут стрілоподібності крила по лінії 1/4 хорд χ [град]	60
Механізація крила	відсутня
Шасі	відсутнє
Максимальна (злітна) тяга поблизу рівня Землі $P_{зл}$ [Н]	206
Тяга номінального режиму МТРД $P_{ном} = 0.85P_{зл}$ [Н]	~175
Тяга крейсерського режиму МТРД $P_{крейс}$ [Н]	147 (30 хв)
Очікуваний діапазон значень крейсерської швидкості $V_{крейс}$ [км/г]	500-800
Очікуваний діапазон значень висоти польоту H [км]	0-6

5.1. Аеродинамічні характеристики

Побудова визначальних аеродинамічних залежностей $C_{ya}(\alpha)$, поляри $C_{ya} = f(C_{xa})$ та $K(C_{ya})$ МБПЛА з тягою 20 кгс

Знаходимо видовження крила

$$\lambda = l^2/S$$

та ефективно видовження крила (за винятком частини, зайнятої фюзеляжем та гондолами двигунів)

$$\lambda_{eff} = \frac{k_\chi \cdot \lambda}{1 + S_f / S}$$

де $k_\chi \approx 0.85$ – поправка на стрілоподібність крила.

Знаходимо середню польотну масу $m_{сер} = 0.84 \cdot m_o$ та масу зниження $m_{зн} = 0.74 \cdot m_o$:

$$m_{сер} = 0.84 \cdot m_o = 0.84 \cdot 50 = 41.8 \text{ кг};$$

$$m_{зн} = 0.74 \cdot m_o = 0.74 \cdot 50 = 36.8 \text{ кг}.$$

Визначаємо аеродинамічні характеристики літака в крейсерській конфігурації:

Знаходимо $C_{ya\deltaез}$ та $\alpha_{без}$:

$$C_{ya\deltaез} = 0.8 \cdot C_{ya_{max}};$$

$$\alpha_{без} = \alpha_0 + \frac{C_{ya_{\deltaез}}}{C_{ya}^\alpha};$$

Визначаємо критичний кут атаки:

$$\alpha_{кр} = \alpha_0 + \frac{C_{ya_{max}}}{C_{ya}^\alpha} + 2.5^\circ;$$

Ділимо діапазон C_{ya} кутів атаки від 0 до $C_{ya_{max}}$ з кроком 0.1;

Для кожного C_{ya} обчислюємо коефіцієнт лобового опору C_{xa} за формулою:

$$C_{xa} = C_{xa0} + C_{xqi},$$

де $C_{x_{ai}} = D \cdot C_{ya}^2$ – коефіцієнт індуктивного опору,

$$D = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda_{eff}}, \quad \delta = \frac{0.02 \cdot \lambda_{eff}}{\cos \chi} \left(3.1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^3} \right) - \text{поправка на форму крила в плані.}$$

Результати розрахунків зводимо у табл. Д1-1 (див. додаток).

Будуємо графіки отриманих залежностей $C_{ya}(\alpha)$: – рис. 62; полярну літака у крейсерській конфігурації $C_{ya} = f(C_{xa})$ – рис. 63 та залежність аеродинамічної якості $K = C_{ya} / C_{xa}$ від C_{ya} , тобто $K(C_{ya})$ – рис. 64.

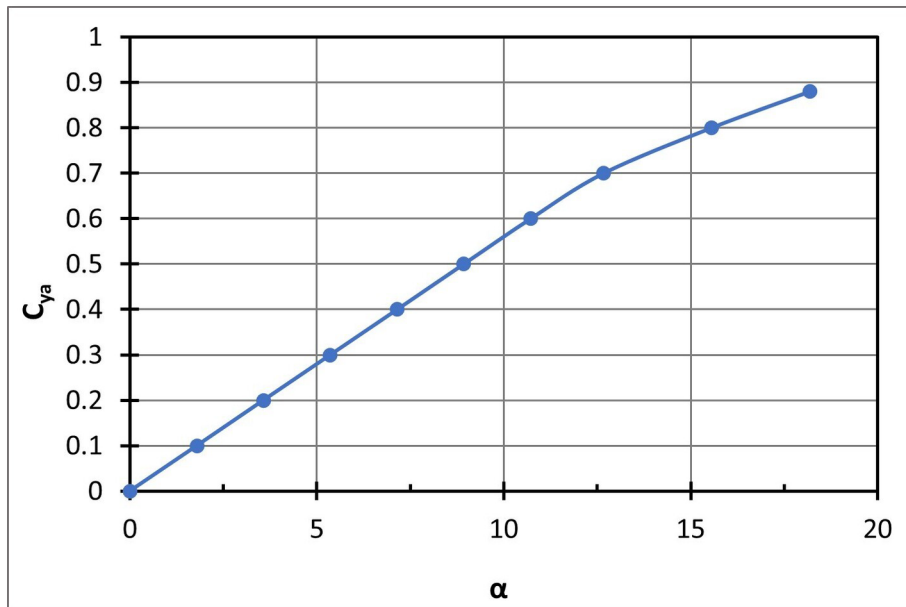


Рис. 62 – Залежність $C_{ya}(\alpha)$ для МБПЛА з тягою 20 кгс

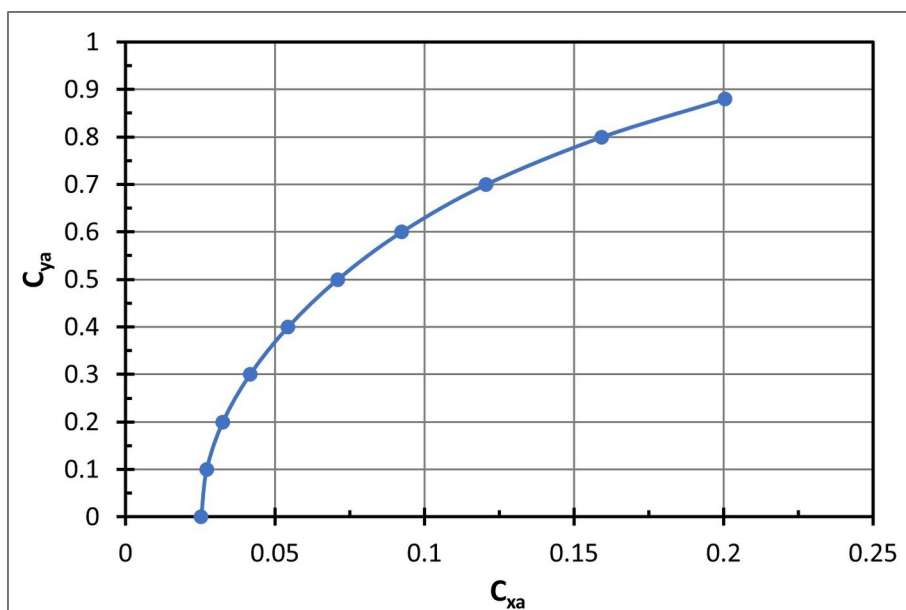


Рис. 63 – Поляра МБПЛА з тягою 20 кгс

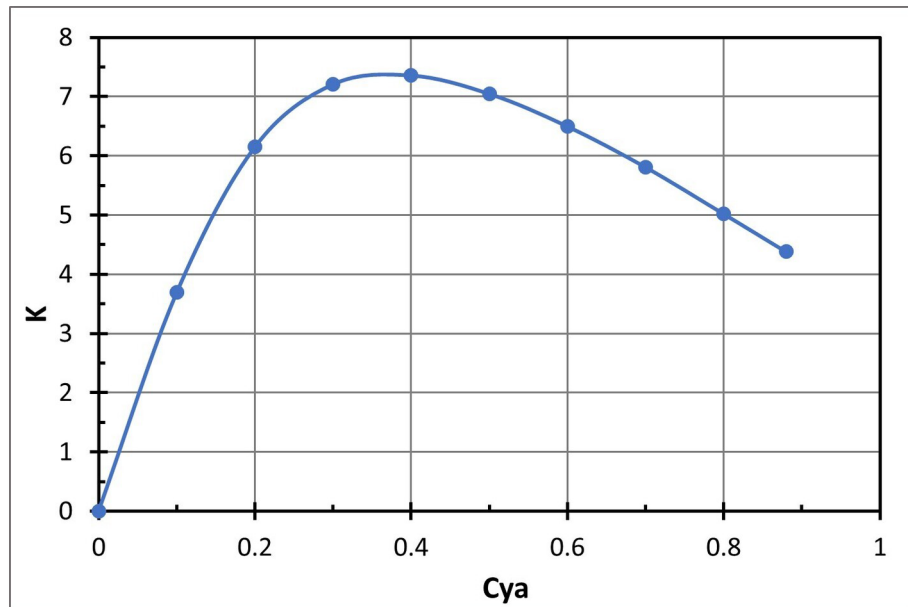


Рис. 64 – Залежність аеродинамічної якості $K(C_{ya})$ МБПЛА з тягою 20 кгс

5.2. Висотно-швидкісні характеристики

Визначення динамічних та висотних характеристик МБПЛА з тягою 20 кгс на крейсерських режимах усталеного горизонтального польоту

Для кожної з польотних висот, що вибираються з кроком $\Delta H = 2$ км та для кожного C_{ya} , користуючись полярами горизонтального польоту, визначаємо відповідні C_{xa} та аеродинамічну якість $K = C_{ya}/C_{xa}$;

Визначимо для кожного C_{ya} потрібну тягу $P_n = \frac{m \cdot g}{K}$

Визначимо для кожного C_{ya} швидкість горизонтального польоту за формулою:

$$V_{\Gamma\P} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_H \cdot S \cdot C_{ya}}}$$

Визначаємо наявну тягу:

$$P_H = 0.85 \cdot P_{H0} \cdot \bar{P}_H,$$

де $P_{H0} = 0.3 \cdot m \cdot g$ – максимальна наявна тяга на нульовій висоті; $\bar{P}_H = f(M, H)$ – апроксимація відносної тяги на висоті польоту H , числом Маха $M = V_{\Gamma\P}/a_H$ за численними даними різних ТРД.

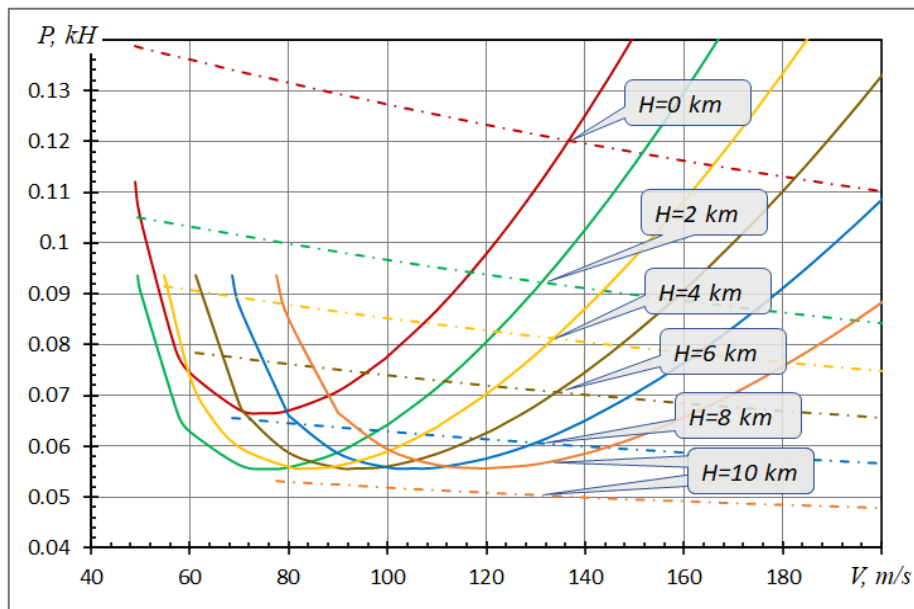


Рис. 65 – Залежності потрібних (суцільні лінії) та наявних (штрих-пунктирні лінії) тяг від швидкості горизонтального польоту МБПЛА з тягою 20 кгс для різних висот

Результати розрахунків представляємо у формі табл. Д1-2 – табл. Д1-7 (див. додаток).

Будуємо графіки залежностей потрібної та наявної тяги від швидкості горизонтального польоту $P_n = f(V_{ГП})$, $P_n = f(V_{ГП})$ для ряду висот польоту з кроком $\Delta H = 2$ км – рис. 65.

За рис. 65 визначаємо експлуатаційний діапазон швидкостей горизонтального польоту, який обмежується зліва мінімальною безпечною швидкістю:

$$V_{min \text{ без}} \approx 1.3 \cdot V_{tmin},$$

де $V_{tmin} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_H \cdot S \cdot C_{ya_{max}}}}$ – теоретично мінімально можлива швидкість, а

справа – максимальною швидкістю польоту на даній висоті V_{max} відповідно до умови $P_n = P_n$. Крім того, визначаємо найвигіднішу швидкість $V_{нв}$, що відповідає максимальній аеродинамічній якості для відповідної висоти.

Будуємо залежності теоретично мінімальної, мінімальної безпечної, найвигіднішої та максимальної швидкостей горизонтального польоту від висоти $V_{tmin} = f(H)$, $V_{min \text{ без}} = f(H)$, $V_{нв} = f(H)$, $V_{max} = f(H)$ – рис. 66.

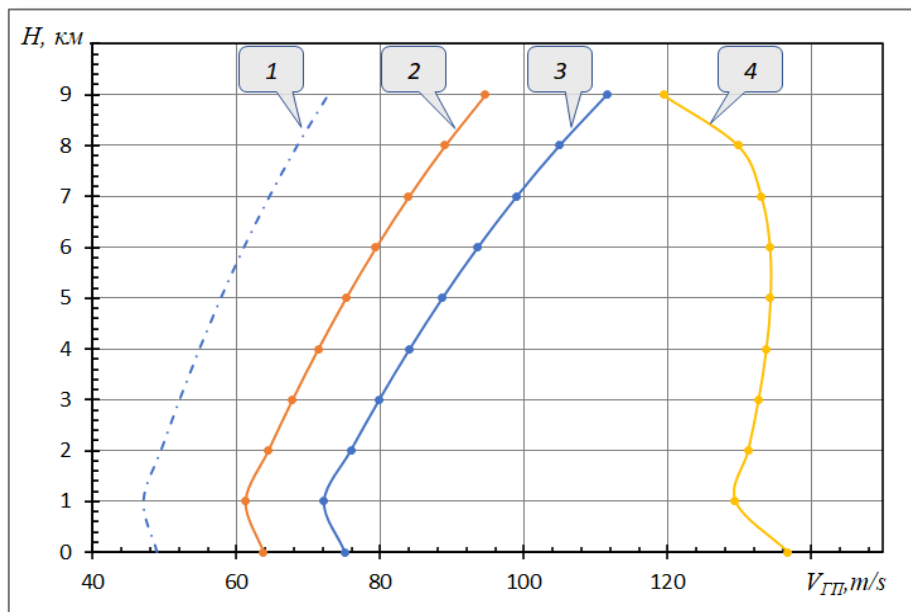


Рис. 66 – Експлуатаційний діапазон швидкостей горизонтального польоту:

1 – теоретично мінімально можлива швидкість V_{tmin} ,

2 – мінімально безпечна швидкість $V_{min \text{ без}}$,

3 – найвигідніша швидкість $V_{нв}$, 4 – максимальна швидкість V_{max}

Визначення динамічних характеристик МБПЛА з тягою 20 кгс при наборі висоти

Визначаємо вертикальну швидкість набору висоти

$$V_y = \frac{(P_n - P_n) \cdot V_{ГП}}{m_o \cdot g},$$

Визначаємо горизонтальну (земну) швидкість при наборі висоти

$$V_x = \sqrt{V_{ГП}^2 - V_y^2}$$

Результати розрахунків представляємо табл. Д1-2 – табл. Д1-7 (останній стовпчик, див. додаток 1). Будуємо графіки залежностей вертикальної швидкості набору висоти від земної швидкості (поляру швидкостей набору висоти) $V_y = f(V_x)$ для кожної з висот – рис. 67.

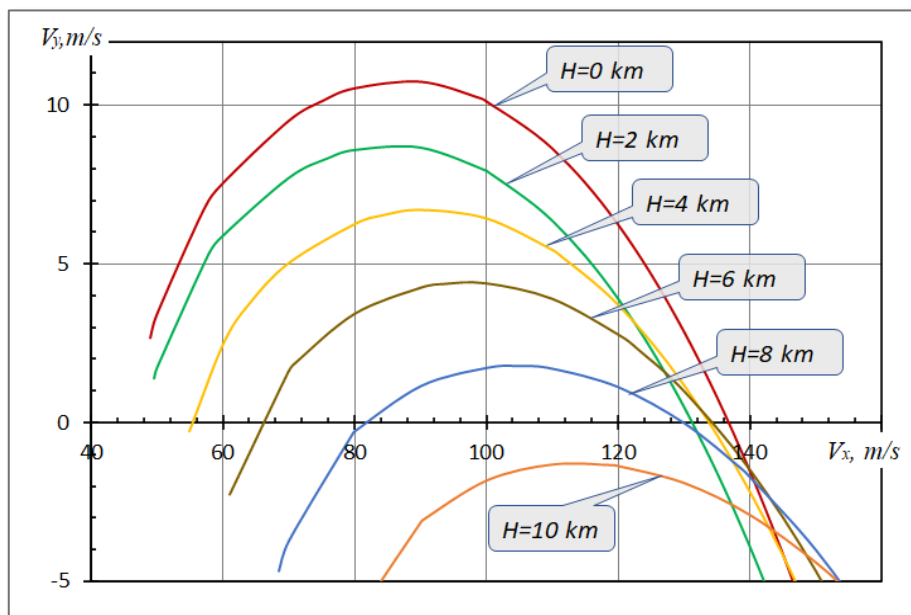


Рис. 67 – Поляри швидкостей набору висоти МБПЛА з тягою 20 кгс $V_y = f(V_x)$ для різних висот

За рис. 67 для кожної висоти з кроком $\Delta H = 2$ км визначаємо максимальну вертикальну швидкість $V_{y \max}$ та відповідну їй найвигіднішу швидкість набору висоти $V_{нв}$ і будуємо відповідні залежності цих характерних швидкостей від висоти польоту $V_{y \max} = f(H)$ – рис. 68, $V_{нв} = f(H)$ – рис. 69.

За рис. 68 знаходимо теоретичну стелю H_m (висоту польоту, для якої $V_y = 0$) та практичну стелю H_{np} (висоту польоту, для якої $V_y = 0.5$ м/с):

$$H_T \approx 9.2 \text{ км}, H_{np} \approx 8.87 \text{ км}$$

Знайдене значення практичної стелі дозволяє рекомендувати діапазон висот припустимої керованої експлуатації цільового БПЛА як такий, що не перевищує

$$H_{eu} = H_{np} - 1.5 = 8.87 - 1.5 \approx 7.4 \text{ км}$$

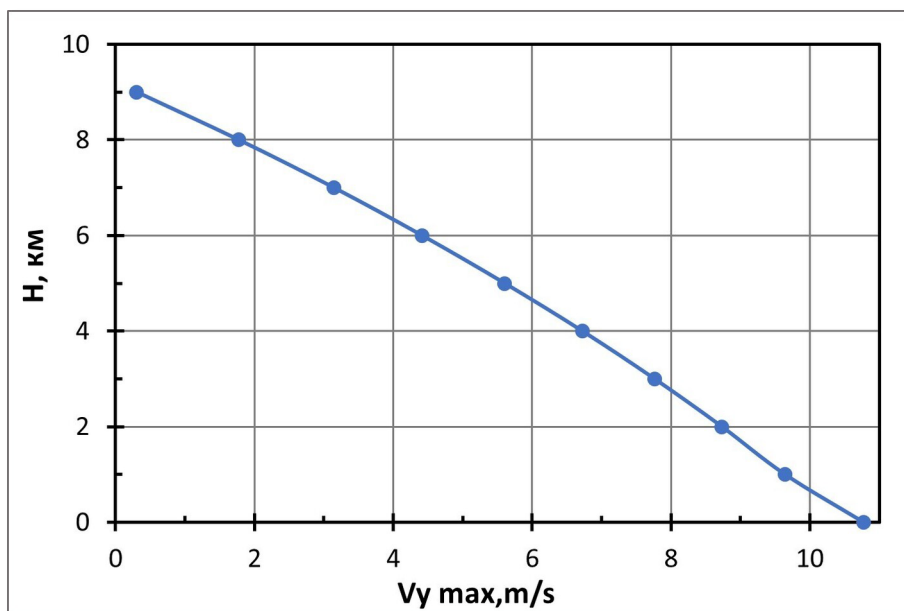


Рис. 68 – Залежність максимальної вертикальної швидкості $V_{y \max}$ МБПЛА з тягою 20 кгс від висоти польоту $V_{y \max} = f(H)$

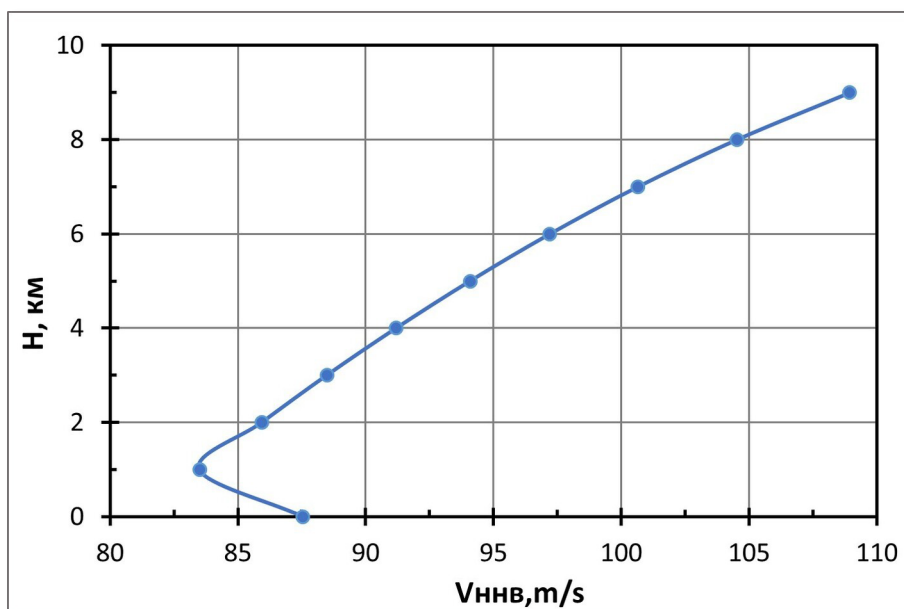


Рис. 69 – Залежність найвигіднішої швидкості набору висоти $V_{n nb}$ МБПЛА з тягою 20 кгс від висоти польоту $V_{n nb} = f(H)$

Інтегруючи $V_{y \max} = dH/dt$, тобто $t = \int_0^H \left(\frac{1}{V_{y \max}(H)} \right) dH$, (табл. Д1-3)

отримуємо залежність набраної висоти від часу її набору $t(H)$ (барограму набору висоти), яку зображаємо на рис. 70.

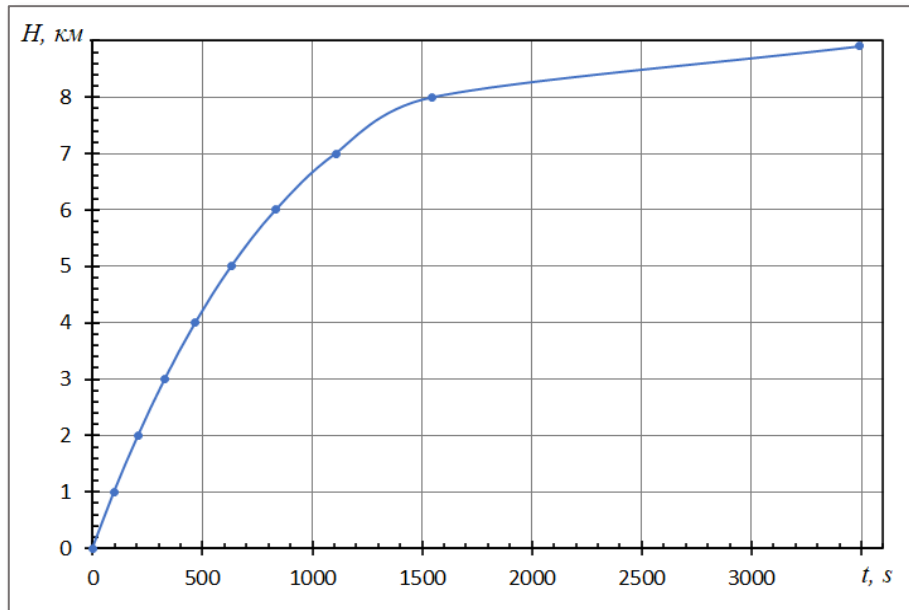


Рис. 70 – Залежність набраної висоти від часу її набору $t(H)$
(барограма набору висоти) МБПЛА з тягою 20 кгс

З барограми набору висоти знаходимо час набору розрахункової висоти ешелону $H_{esh} = 7.4$ км:

$$t_{нв} = 1\,165 \text{ с} = 19.4 \text{ хв} = 0.324 \text{ г}$$

Для середньої висоти польоту $H_{сер} = 0.5 \cdot 7.4 = 3.7$ км визначаємо середню швидкість набору висоти $V_{у сер}$ та середню найвигіднішу швидкість польоту БПЛА на цьому етапі $V_{нв сер}$:

$$V_{у сер} = 6.5 \text{ м/с}, V_{нв сер} = 90.5 \text{ м/с} = 325.8 \text{ км/г}.$$

Середній кут нахилу траєкторії при наборі висоти становить:

$$\theta_{нв} = \arcsin\left(\frac{V_{у сер}}{V_{нв сер}}\right) = \arcsin\left(\frac{6.5}{90.5}\right) = 4.12^\circ$$

За цих умов дальність польоту при наборі висоти дорівнюватиме: $L_{нв} = 105$ км.

Визначення динамічних характеристик МБПЛА з тягою 20 кгс на етапі зниження

Розрахунок традиційно виконується для маси зниження $m_{\text{зн}}$ на режимі малого газу силової установки на середній висоті польоту між практичною стелею $H_{\text{пр}}$ та висотою круга $H_{\text{кр}} = 0.4$ км, тобто:

$$H_{\text{сер}} = 0.5 \cdot (H_{\text{пр}} + H_{\text{кр}})$$

У даній наближеній методиці з метою спрощення та зменшення обсягу обчислень за $H_{\text{сер}}$ приймаємо найбільш близьку висоту з тих, для яких побудовані поляри горизонтального польоту, а саме: $H_{\text{сер}} = 4$ км.

На висоті для кожного C_{ya} , користуючись полярною горизонтального польоту для визначеної вище висоти польоту $H_{\text{сер}}$, визначаємо відповідні C_{xa} та аеродинамічну якість $K = C_{ya}/C_{xa}$;

Визначимо потрібну тягу $P_n = \frac{m_{\text{зн}} \cdot g}{K}$ для кожного C_{ya} ;

Визначимо для кожного C_{ya} швидкість польоту за формулою

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{\text{зн}} \cdot g}{\rho_{H_{\text{сер}}} \cdot S \cdot C_{ya}}};$$

Визначаємо наявну тягу на режимі малого газу:

$$P_H = 0.2 \cdot P_{H0} \cdot \bar{P}_H,$$

Визначасмо вертикальну швидкість зниження на висоті $H_{\text{сер}}$

$$V_y = \frac{(P_H - P_n) \cdot V}{m_{\text{зн}} \cdot g},$$

Визначаємо горизонтальну (земну) швидкість при зниженні

$$V_x = \sqrt{V^2 - V_y^2}$$

Результати розрахунків представляємо у формі табл. Д1-9.

Будуємо графік залежності вертикальної швидкості зниження від земної швидкості (полару швидкостей зниження) $V_y = f(V_x)$ для середньої висоти – рис. 71.

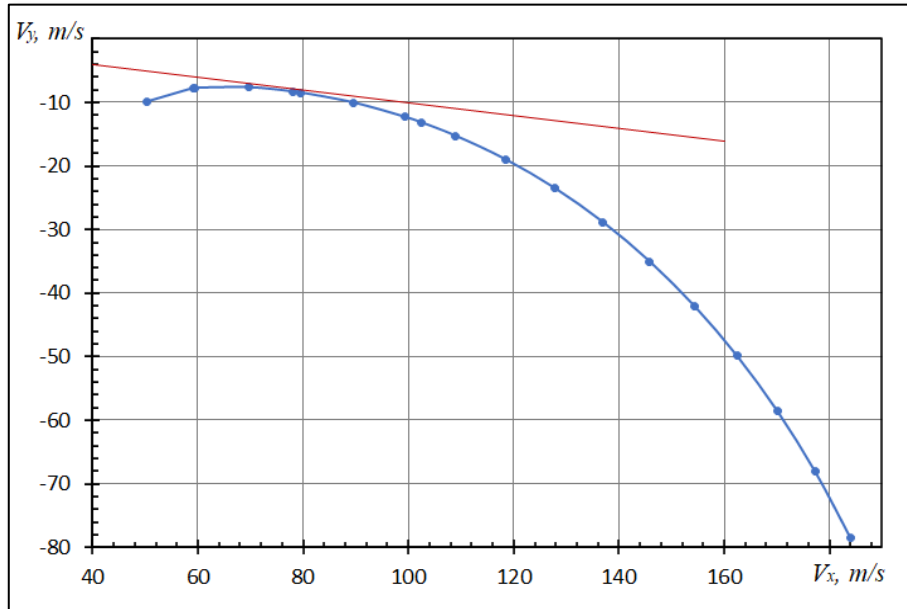


Рис. 71 – Поляра швидкостей зниження МБПЛА з тягою 20 кгс $V_y = f(V_x)$ для середньої висоти

Проводячи з початку координат дотичну до поляри швидкостей зниження, визначаємо для середньої висоти польоту $H_{сер} = 0.5 \cdot 7.4 = 3.7$ км середню швидкість зниження $V_{y сер}$ та середню найвигіднішу швидкість польоту БПЛА на етапі зниження $V_{нзн сер}$:

$$V_{y сер} = -9.0 \text{ м/с}, V_{нзн сер} = 89.3 \text{ м/с} = 321.5 \text{ км/г}$$

Середній кут нахилу траєкторії при наборі висоти становить:

$$\theta_{зн} = \arcsin\left(\frac{V_{y сер}}{V_{нзн сер}}\right) = \arcsin\left(\frac{9}{89.3}\right) = 5.74^\circ.$$

Знаходимо час зниження з розрахункової висоти ешелону $H_{еш} = 7.4$ км:

$$t_{зн} = H_{еш} / V_{y сер} = 7400 / 9 = 822.22 \text{ с} = 13.7 \text{ хв} = 0.228 \text{ г}$$

Знаходимо дальність польоту при зниженні

$$L_{зн} = V_{нзн сер} \cdot t_{зн} = 89.3 \cdot 822.22 = 73424 \text{ м} = 73.4 \text{ км}$$

Визначення дальності та тривалості польоту МБПЛА з тягою 20 кгс

Використовуючи апроксимаційні залежності для питомих витрат палива відомих зразків ТРД, оцінимо потрібну масу палива на кожному з етапів польоту (табл. Д1-10), яка з урахуванням запасу становить:

$$m_{\text{нал}} = 16.5 \text{ кг.}$$

При горизонтальному польоті з вимогою забезпечення максимальної дальності крейсерська швидкість дорівнюватиме:

$$V_{qkmmin} = 118.41 \text{ м/с} = 426.3 \text{ км/Г}$$

а мінімальна кілометрова витрата палива

$$q_{kmmin} = 0.011 \text{ кг/км}$$

На цьому режимі горизонтального польоту:

$$C_{y_a} = 0.216, \alpha = 3.7^\circ, K = 6.4.$$

Отже максимальна дальність горизонтального польоту складе $L_{zn} = 1\,036 \text{ км}$, а максимальна дальність усього польоту:

$$L = L_{zn} + L_{нв} + L_{zn} = 1\,036 + 105 + 73.4 = 1\,214.4 \text{ км.}$$

При горизонтальному польоті з вимогою забезпечення максимальної тривалості найвигідніша швидкість дорівнюватиме:

$$V_{qчmin} = 95.31 \text{ м/с} = 343.1 \text{ км/Г},$$

а мінімальна кілометрова витрата палива

$$q_{чmin} = 4.4 \text{ кг/Г}$$

На цьому режимі горизонтального польоту:

$$C_{y_a} = 0.373, \alpha = 7.05^\circ, K = 7.4.$$

Отже максимальна тривалість горизонтального польоту складе $t_{zn} = 2.68 \text{ г}$, а максимальна тривалість усього польоту:

$$t = t_{zn} + t_{нв} + t_{zn} = 2.68 + 0.324 + 0.228 = 3.23 \text{ г}$$

Висновки до розділу 5

Отримані у даному параграфі результати оцінювання основних аеродинамічних, вагових та висотно-швидкісних характеристик цільового БПЛА на основі вищенаведеної розрахункової методики, не суперечать оцінкам першого наближення розділу 1.4, підтверджуючи та уточнюючи їх для випадку МБПЛА з МТРД, який дозволяє розвивати тягу до 206 Н (розрахунковий режим визначений крейсерською тягою 147 Н). Отриманий діапазон швидкостей польоту 288 – 479 км/год є дещо меншим за очікуваний 500 – 800 км/г, що може бути покращене використанням більш потужного МТРД чи більш напруженого режиму його роботи у порівнянні з заданим крейсерським режимом з тягою 147 Н. Базові результати виконаного розрахунку зведені в табл. 13:

Табл. 13 – Основні аеродинамічні, вагові та висотно-швидкісні характеристики МБПЛА з тягою 20 кгс

Параметр	Значення
Максимальна аеродинамічна якість K	7.4
Максимальний безпечний кут атаки $\alpha_{без}$	12.6°
Практична стеля, $H_{пр}$ [км]	8.87
Рекомендований ешелон $H_{еш}$ [км]	7.4
Експлуатаційний діапазон швидкостей на рекомендованому ешелоні	102 – 128 м/с (367 – 461 км/г)
Експлуатаційний діапазон швидкостей на заданому технічним завданням ешелоні $H_{еш} = 6$ км	80 – 133 м/с (288 – 479 км/г)
Час набору розрахункової висоти ешелону $t_{нв}$ [год]	0.324 г
Середня швидкість набору висоти $V_{у\ сер}$ [м/с]	6.5
Середня найвигідніша швидкість польоту при наборі висоти $V_{нв\ сер}$	90.5 м/с (325.8 км/г)
Дальність польоту при наборі висоти $L_{нв}$ [км]	105
Час зниження з розрахункової висоти ешелону $t_{зн}$ [год]	0.228
Середня швидкість зниження $V_{у\ сер}$ [м/с]	-9.0
Середня найвигідніша швидкість польоту при зниженні $V_{зн\ сер}$	89.3 м/с (321.5 км/г)
Дальність польоту при зниженні $L_{зн}$ [км]	73.4

Дальність горизонтального польоту на висоті ешелону на режимі забезпечення максимальної дальності L_{zn} [км]	1 036
Крейсерська швидкість на висоті ешелону V_{qkmin}	118.41 м/с (426.3 км/Г)
Тривалість горизонтального польоту на висоті ешелону на режимі забезпечення максимальної тривалості t_{zn} [год]	2.68
Найвигідніша швидкість на висоті ешелону $V_{qчmin}$	95.31 м/с (343.1 км/Г)
Потрібна маса палива з урахуванням запасу $m_{нал}$ [кг]	16.5
Максимальна дальність усього польоту L [км]	1 214.4
Максимальна тривалість усього польоту t [год]	3.23

РОЗДІЛ 6. Оперативно-тактичні завдання МБПЛА з міні-реактивним двигуном тягою 10-90 кгс

Матеріали та аналіз, що представлені у розділі 4, дозволяють зробити такі основні висновки.

6.1. Діапазон швидкостей польоту БПЛА

Найбільш виправданим діапазоном швидкостей для БПЛА з МГТД тягою у діапазоні 10 – 90 кгс є $V = 200 – 650$ км/г.

6.2. Діапазон висот польоту БПЛА

Ураховуючи властивості МГТД та зростання несприятливих умов для керованості та міцності малих БПЛА по мірі зростання висоти польоту, для МБПЛА з тягою до 20 кгс можна орієнтуватися на $H = 3 – 6$ км, а для БПЛА з тягою 50 – 90 кгс – на експлуатаційну висоту до $H = 5 – 9$ км.

6.3. Ресурс наявних МГТД

Приймаючи до уваги, що відповідно до технології виготовлення МГТД позиціонуються як короткоресурсні, їх доцільно застосовувати переважно для БПЛА одноразового призначення (крилаті ракети, БПЛА-мішені, БПЛА-розвідники), що слід враховувати при оцінці призначення БПЛА, що передбачені даним проектом.

6.4. Загальна доцільність застосування МГТД

Варто зауважити, що задача зменшення радіо-помітності не може на сьогодні бути вирішена повною мірою. Ефективність аеродинамічних засобів (зміна схеми компонування) також є доволі обмеженим засобом впливу на радіо-помітність. З отриманих результатів випливає що для МБПЛА з діапазоном тяг до 90 кгс навіть при збільшенні тяги до 130 – 150 кгс не є можливим та доцільним вихід на трансзвукові та надзвукові режими польоту, що сприяють зменшенню радіо-помітності, а тому реалізація схеми аеродинамічного компонування "Стелс" не є бажаною з точки зору керованості польоту.

Застосування на МБПЛА усього комплексу засобів зменшення радіопомітності, передбачених концепцією «Стелс» також не є технічно можливим та доцільним через малі розміри ЛА та обмежену масу корисного навантаження. Більше того, струмінь газу за МГТД є додатковим суттєвим негативним фактором у порівнянні з БПЛА на основі гвинтових рушійних систем на основі поршневих двигунів. У зазначеному діапазоні тяг найбільш виправданими та обґрунтованими використанням МГТД є *дозвукові режими польоту та традиційна схема компоновання з прямим чи трапецієвидним крилом без стрілоподібності або з невеликим її значенням (і лише у разі, якщо це слугуватиме зменшенню радіопомітності – з точки зору аеродинаміки в стріловидному крилі на дозвукових режимах польоту сенсу немає)*.

6.5. Оперативно-тактичні задачі для МБПЛА з МГТД тягою 10-90 кгс

Ураховуючи малу масу корисного навантаження МБПЛА з тягою до 50 кгс, яке можна оцінити діапазоном 7 – 25 кг, це можуть бути скоріше маневрені та малопомітні БПЛА-розвідники, БПЛА-мішені, дозвукові крилаті ракети, або порівняно дешеві базові елементи «рою». У цьому випадку бойовим оснащенням мусять бути переважно системи відеоспостереження та аерофотозйомки. У випадку МБПЛА з тягою від 50 до 90 кгс масу корисного навантаження можна оцінити діапазоном 25 – 45 кг, що дозволяє потенційно розглядати також і ударне призначення БПЛА та крім необхідного комплексу системи відеоспостереження та аерофотозйомки дає змогу передбачити 2, чи навіть 4 місця кріплення засобів озброєння під крилом.

ВИСНОВОК

Швидкий розвиток авіації, балістики, мікроелектроніки, навігації дозволили змістити акценти ведення війни у бік застосування високоточних систем зброї за підтримки розвідувальної інформації з космосу. Досвід бойових дій в Україні переконливо показав, що безпілотні літальні апарати при взаємодії з наземною артилерією та авіацією відіграють важливу роль у сучасній війні. Вони можуть використовуватися для повітряної розвідки та ціле зазначення, атаки та ураження локальних цілей, прориву протиповітряної оборони супротивника, а також при вирішенні багатьох інших завдань. Сьогодні для отримання розвідувальної інформації та прийняття правильних рішень під час битви кожна бойова структура від роти та вище повинна мати розвідувальні безпілотні літальні апарати.

Аналіз показує, що значна частка сучасних військових операцій виконується за допомогою безпілотних літальних апаратів різноманітного типу. Їхній перелік представлений сотнями (навіть тисячами) різних пристроїв, що відрізняються цільовим призначенням, типом двигуна, корисним навантаженням, висотою польоту, розмірами, та ін. Успіх застосування таких апаратів в останніх збройних конфліктах (Сирія, Вірменія, Україна) дозволяє констатувати, що у найближчому майбутньому – це буде війна та протистояння безпілотників різного калібру. Вже сьогодні для отримання розвідувальної інформації та прийняття правильних рішень на полі бою кожна бойова структура від роти та вище повинна мати розвідувальні безпілотні апарати.

Аналіз збройного конфлікту на території України демонструє, що найбільшою затребуваністю характеризуються щодо дешеві малогабаритні, високошвидкісні та маневрені БПЛА «малого» та «середнього» класів тягою 10 – 90 кгс (корисне навантаження 4 – 37 кг). Сьогодні переважна кількість таких МБПЛА являється апаратами пропелерного типу, що відрізняються невисокою швидкістю польоту і легко збиваються. Поєднання високої швидкості і маневреності за рахунок використання реактивної тяги, а також низька радіо- та теплова «помітність» МБПЛА є запорукою його високої бойової «живучості».

Сьогодні ніша «малих» і «середніх» МБПЛА з реактивною тягою двигуна практично незаповнена. Це визначається досить високою складністю проектування та розробки подібних літальних апаратів. Серед рідкісних екземплярів подібних МБПЛА можна вказати на багатоцільовий безпілотний

авіаційний комплекс «UJ23 Тораз» (Україна), повітряну мішень «Енікс Е95М» (Росія). Нині на ринку є достатньо серійних міні-реактивних двигунів тягою 10 – 90 кгс, що формує певні перспективи для створення малогабаритних БПЛА на реактивній тязі найближчим часом.

Аналіз показав, що у МБПЛА з реактивним двигуном тягою до 150 кгс (корисне навантаження більше 60 кг) слід використовувати дозвукові режими польоту, традиційну схему апарату з прямим чи трапецієподібним крилом без стрілоподібності, використовувати у конструкції полімерні радіо-поглинаючі матеріали та покриття для зниження радіолокаційної «помітності». Використання «фасеткового» дизайну літака, реактивного сопла спеціальної форми та заходів, що знижують теплову «помітність» МБПЛА потребує складних інженерних рішень и може бути використане тільки в апаратах спеціального призначення (наприклад, робота МБПЛА в «рої»).

Подальший розвиток безпілотних апаратів піде шляхом створення високоточних безпілотних літальних апаратів нового покоління. Широкий розвиток отримають БПЛА зі штучним інтелектом. У 2001 р в США був виконаний перший політ з використанням системи Skyborg зі штучним інтелектом для ведених БПЛА. Метою програми є інтеграція в єдину систему літального апарату, який пілотується людиною, і «рою» супроводжуючих безпілотних апаратів. Подібні дослідження виконуються і в Росії в межах проекту по створенню авіаційного комплексу «Гром-Молнія».

Для підвищення маневреності МБПЛА великі перспективи має керування тягою мікродвигуна в польоті за рахунок імпульсно-резонансового впливу на вихідний струмінь двигуна, що дозволяє збільшити тягу двигуна на 20-30% без збільшення витрати палива. Важливим напрямком подальших досліджень залишається зниження теплової «помітності» МБПЛА за рахунок зменшення температури вихідного струменя двигуна. Для цього можуть бути використані нові термогазодинамічні технології, які забезпечують швидке змішування гарячого струменя двигуна з атмосферним повітрям.

Великий інтерес становлять двосередовищні БПЛА для військово-морських сил, рушії яких являють собою комбінацію турбореактивного та гідрореактивного двигунів. Такі апарати виконують бойове завдання, періодично рухаючись у підводному та надводному положенні, що значно перешкоджає виявленню та знешкодженню такого апарату. В останні роки активно розроблюються МБПЛА з

різними зразками хвильового озброєння нелетального впливу, що виводить «живу силу» ворога зі строю на короткий час.

Таким чином, розробка та створення МБПЛА на реактивній тязі є міжгалузевою науково-технічною проблемою, для вирішення якої необхідно дослідження комплексу науко-технічних проблем в царині теплофізики, електродинаміки, матеріалознавства, аеродинаміки, радіофізики, оптоелектроніки, навігації та інших наук.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Handbook of Unmanned Aerial Vehicles / ed. Valavanis K.P., Vachtsevanos G.J. Dordrecht, Netherlands: Springer Netherlands, 2015. 3022 p.
2. Arjomandi M. Classification of unmanned aerial vehicles. Adelaide, Australia: University of Adelaide, 2007. P. 48.
3. Classification of the Unmanned Aerial Systems | GEOG 892: Unmanned Aerial Systems [Electronic resource]. URL: <https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/5> (accessed: 18.08.2022).
4. Oktay T., Çoban S. A review of tactical unmanned aerial vehicle design studies // The Eurasia Proceedings of Science, Technology, Engineering & Mathematics (EPSTEM). Antalya, Turkey: ISRES Publishing, 2017. Vol. 1. P. 30–35.
5. Çoban S., Oktay T. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) According to Engine Type // J. Aviat. 2018.
6. Chin W.J., Sern V.C.Y. Unmanned aerial vehicle. Development trends & technology forecast // DSTA Horizons. 2005. Vol. 1. P. 20–37.
7. Zhang B. et al. Overview of Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles // Energies. 2022. Vol. 15, № 2. P. 455.
8. Brelje B.J., Martins J.R.R.A. Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches // Prog. Aerosp. Sci. 2019. Vol. 104. P. 1–19.
9. Hassanalain M., Abdelkefi A. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review // Prog. Aerosp. Sci. 2017. Vol. 91. P. 99–131.
10. Lidor A., Weihs D., Sher E. Novel Propulsion Systems for Micro Aerial Vehicles // J. Propuls. Power. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019. Vol. 35, № 1. P. 243–267.
11. Birch G.C., Griffin J.C., Erdman M.K. UAS Detection, Classification, and Neutralization: Market Survey 2015: SAND2015-6365. Livermore, CA, US: Sandia National Laboratories, 2015. P. 74.
12. Turkmen A., Altug E. Design of a Quad-Jet VTOL UAS for Heavy-lift Applications // 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Athens, Greece: IEEE, 2020. P. 875–882.

13. Tabrizi A.B., Bronk J. Armed drones in the Middle East. Proliferation and norms in the region // RUSI Occasional Papers. 2018. P. 50.
14. JetQuad: Quad Turbine VTOL Drone [Electronic resource] // FusionFlight. URL: <https://fusionflight.com/jetquad/> (accessed: 07.09.2022).
15. Horowitz M., Schwartz J.A., Fuhrmann M. Who's prone to drone? A global time-series analysis of armed uninhabited aerial vehicle proliferation // Confl. Manag. Peace Sci. SAGE Publications Ltd, 2022. Vol. 39, № 2. P. 119–142.
16. Гром (БПЛА) // Википедия. 2022.
17. WZ-8 (drone) // Wikipedia. 2022.
18. AERIAL TARGET E95M – ЭНИКС [Electronic resource]. URL: <https://enics.aero/en/products-2/aerial-target-e95m/> (accessed: 29.08.2022).
19. Topaz [Electronic resource]. URL: <http://ukrjet.ua/ukr#topaz> (accessed: 29.08.2022).
20. Кирпичев А., Ростопчин В. Анализ конструкции и оценка характеристик микро-ТРД // ResearchGate.net. 2008. P. 15.
21. Dutczak J. Micro turbine engines for drones propulsion // IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng. 2016. Vol. 148, № 1. P. 012063.
22. Герасименко В.П. Теорія авіаційних двигунів. Підручник. Харків: Нац. аерокосм. ун-т “Харк. авіац. ін-т,” 2003. 199 р.
23. Jet Central. Jet Central: miniature jet engines for the serious flyer [Electronic resource] // Jet Central. URL: <https://jetcentral.com.mx/> (accessed: 15.09.2022).
24. Акимов В.М. et al. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. Изд.2 / ed. Шляхтенко С.М. Москва: Машиностроение, 1987. 568 р.
25. Ростопчин В. Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов // Беспилотная Авиация. 2005. P. 15.
26. Minijets.org. Jet engine from 0 to 100 Kg thrust Class [Electronic resource] // Minijets. URL: <https://minijets.org/en/0-100> (accessed: 15.09.2022).
27. Sehra A.K., Shin J. Revolutionary Propulsion Systems for 21st Century Aviation: NAS 1.15:212615. Cleveland, Ohio, US: NASA Glenn Research Center, 2003. P. 13.
28. Монин М.А., Ягудина И.М. Радиолокационная заметность самолетов. (Обзор

по материалам открытой иностранной печати). ЦАГИ, 1986.

29. Варганов М.Е. et al. Радиолокационные характеристики летательных аппаратов / ed. Тучков Л.Т. Москва: Радио и связь, 1985. 236 p.
30. Львова Л.А. Радиолокационная заметность летательных аппаратов. Снежинск: РФЯЦ - ВНИИТФ, 2003. 232 p.
31. Бочкарев А.М., Долгов М.Н. Радиолокация малозаметных летательных аппаратов // Зарубежная Радиоэлектроника. 1989. № 2. Р. 3–17.
32. Martin M.T., Duhl M.L. Method and apparatus using photoresistive materials as switchable EMI barriers and shielding: pat. US5278562A USA. Hughes Missile Systems Company, 1994. P. 9.
33. Knott E.F., Shaeffer J.F., Tuley M.T. Radar cross section. 2nd ed. Boston: Artech House, 1993. 611 p.
34. Алексеев А.Г., Штагер Е.А., Козырев С.В. Физические основы технологии STEALTH. СПб: ВВМ, 2007. 284 p.
35. Лагарьков А.Н., Погосян М.А. Фундаментальные и прикладные проблемы стелс-технологий // Вестник РАН. 2003. Vol. 73, № 9. Р. 779–787.
36. Лагарьков А.Н. et al. Актуальные задачи стелс-технологий. Москва: Институт теоретической и прикладной электродинамики РАН, 2014. 25 p.
37. Васильев Е.Н. Возбуждение тел вращения. Москва: Радио и связь, 1987. 270 p.
38. Hao Ling, Ri-Chee Chou, Shung-Wu Lee. Rays versus modes: pictorial display of energy flow in an open-ended waveguide // IEEE Trans. Antennas Propag. 1987. Vol. 35, № 5. P. 605–607.
39. Veselago V.G. The electrodynamics of substances with simultaneously negative values of ϵ and μ // Sov. Phys. Uspekhi. 1968. Vol. 10, № 4. P. 509–514.
40. Ruck G.T. et al. Radar cross section handbook. New York: Plenum Press, 1970. 949 p.
41. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н. Динамика полета самолета. Расчет траекторий и летных характеристик. Конспект лекций. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет им. С. П. Королева, 2002. 56 p.
42. Бочкарев А.Ф. et al. Аэромеханика самолета. Динамика полета. 2nd ed. / ed. Бочкарев А.Ф., Андреевский В.В. Москва: Машиностроение, 1985. 360 p.

43. Лигум Т.И. Аэродинамика и динамика полета турбореактивных самолетов. 3rd ed. Москва: Транспорт, 1979. 319 p.
44. Мхитарян А.М. Аэродинамика. 2nd ed. Москва: Машиностроение, 1976. 448 p.
45. Мхитарян А.М., Лазнюк П.С., Максимов В.С. Динамика полета. Репринт / ed. Мхитарян А.М. Москва: Эколит, 2012. 424 p.
46. Николаев Л.Ф. Основы аэродинамики и динамики полета транспортных самолетов: Учеб. пособие для лет. учеб. заведений гражд. авиации. Москва: Транспорт, 1997. 232 p.
47. Стариков Ю.Н., Коврижных Е.Н. Основы аэродинамики летательного аппарата. Учебное пособие. Ульяновск: Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации, 2004. 151 p.
48. Фомин А. Турбореактивные двигатели для БПЛА // Взлет. 2006. № 04. Р. 28–29.
49. Зельдович Я.Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // Журнал Технической Физики. 1940. Vol. 10, № 17. Р. 1453–1461.
50. Wintenberger E., Shepherd J.E. Thermodynamic cycle analysis for propagating detonations // J. Propuls. Power. 2006. Vol. 22, № 3. Р. 694–698.
51. TechToday. Авіація може перейти в гіперзвук: детонаційний двигун обіцяє до 17 Махів [Electronic resource] // TechToday. 2021. URL: <https://techtoday.in.ua/reviews/aviacziya-mozhe-perejty-v-giperzvuk-detonaczijnyj-dvygun-obiczyaye-do-17-mahiv-143010.html> (accessed: 01.11.2022).
52. Булат П.В., Ильина Е.Е. О проблеме создания детонационного двигателя - современные тенденции в аэрокосмическом двигателестроении // Фундаментальные Исследования. 2013. Vol. 10, № 10. Р. 2140–2142.

Додаток 1. Додаткові матеріали до розділу 5

Табл. Д1-1 – Базові аеродинамічні характеристики МБПЛА з тягою 20 кгс

α	C_{y_a}	$C_{x_{a i}}$	$\bar{C}_{y_a}$	$\Delta C_{x_{a p}}$	C_{x_a}	K
0	0	0	0	0	0.0253	0
1.79	0.1	0.0018	0.114	0	0.0271	3.69
3.57	0.2	0.0073	0.228	0	0.0325	6.15
5.36	0.3	0.0163	0.342	0	0.0416	7.21
7.15	0.4	0.029	0.456	0	0.0543	7.36
8.93	0.5	0.0454	0.57	0.0003	0.0709	7.05
10.72	0.6	0.0653	0.684	0.0018	0.0923	6.5
12.67	0.7	0.0889	0.798	0.0064	0.1205	5.81
15.55	0.8	0.1161	0.912	0.0178	0.1593	5.02
18.18	0.88	0.1397	1	0.0354	0.2004	4.38
18.68	0.88	0.1397	1	0.0354	0.2004	4.38

Табл. Д1-2 – Потрібні та наявні тяги горизонтального польоту, вертикальні швидкості набору висоти. $H = 0$ m

$V(m/c)$	M	C_{y_a}	C_{x_a}	K	$P_p(kH)$	P_{otm}	$P_r(kH)$	$V_y(m/c)$
49.01	0.14	0.877	0.2003	4.38	0.112	0.87	0.1388	2.678
50	0.15	0.843	0.1805	4.67	0.1051	0.87	0.1385	3.413
57.08	0.17	0.647	0.1045	6.19	0.0793	0.86	0.1368	6.7
60	0.18	0.585	0.0889	6.59	0.0745	0.86	0.1362	7.546
70	0.21	0.43	0.0589	7.3	0.0672	0.84	0.1338	9.514
75.12	0.22	0.373	0.0506	7.38	0.0665	0.83	0.1327	10.142
80	0.24	0.329	0.045	7.32	0.067	0.83	0.1316	10.539
90	0.26	0.26	0.0376	6.92	0.0708	0.81	0.1294	10.749
98.86	0.29	0.216	0.0337	6.39	0.0767	0.8	0.1276	10.244
100	0.29	0.211	0.0334	6.32	0.0776	0.8	0.1273	10.131
110	0.32	0.174	0.0308	5.65	0.0867	0.79	0.1253	8.645
120	0.35	0.146	0.0292	5.01	0.0978	0.77	0.1233	6.244
130	0.38	0.125	0.0281	4.43	0.1106	0.76	0.1214	2.872
140	0.41	0.108	0.0274	3.92	0.125	0.75	0.1196	-1.528

150	0.44	0.094	0.0269	3.48	0.1408	0.74	0.1179	-7.016
160	0.47	0.082	0.0265	3.1	0.1581	0.73	0.1162	-13.656
170	0.5	0.073	0.0263	2.78	0.1767	0.72	0.1146	-21.511
180	0.53	0.065	0.0261	2.5	0.1966	0.71	0.1131	-30.645
190	0.56	0.058	0.0259	2.25	0.2178	0.7	0.1116	-41.125
200	0.59	0.053	0.0258	2.04	0.2402	0.69	0.1102	-53.015

Табл. Д1-3 – Потрібні та наявні тяги горизонтального польоту, вертикальні швидкості набору висоти. $H = 2$ км

$V(m/c)$	M	C_{ya}	C_{xa}	K	$P_p(kH)$	P_{otn}	$P_r(kH)$	$V_y(m/c)$
49.54	0.15	0.877	0.2003	4.38	0.0936	0.78	0.1051	1.391
50	0.15	0.861	0.1907	4.52	0.0908	0.78	0.105	1.736
57.7	0.17	0.647	0.1045	6.19	0.0663	0.77	0.1037	5.263
60	0.18	0.598	0.0919	6.51	0.063	0.76	0.1033	5.892
70	0.21	0.439	0.0604	7.28	0.0564	0.75	0.1016	7.716
75.93	0.23	0.373	0.0506	7.38	0.0556	0.74	0.1006	8.333
80	0.24	0.336	0.0458	7.34	0.0559	0.74	0.0999	8.59
90	0.27	0.266	0.0381	6.97	0.0588	0.73	0.0983	8.666
99.93	0.3	0.216	0.0337	6.39	0.0642	0.72	0.0967	7.942
100	0.3	0.215	0.0337	6.39	0.0642	0.72	0.0967	7.934
110	0.33	0.178	0.031	5.73	0.0715	0.7	0.0952	6.357
120	0.36	0.15	0.0294	5.09	0.0805	0.69	0.0938	3.889
130	0.39	0.127	0.0282	4.51	0.0909	0.68	0.0924	0.475
140	0.42	0.11	0.0275	4	0.1026	0.67	0.0911	-3.939
150	0.45	0.096	0.027	3.55	0.1155	0.66	0.0898	-9.414
160	0.48	0.084	0.0266	3.16	0.1296	0.65	0.0886	-16.011
170	0.51	0.075	0.0263	2.83	0.1448	0.65	0.0874	-23.791
180	0.54	0.066	0.0261	2.55	0.161	0.64	0.0863	-32.82
190	0.57	0.06	0.0259	2.3	0.1784	0.63	0.0852	-43.159
200	0.6	0.054	0.0258	2.08	0.1967	0.62	0.0842	-54.875

Табл. Д1-4 – Потрібні та наявні тяги горизонтального польоту, вертикальні швидкості набору висоти. $H = 4$ км

$V(m/c)$	M	C_{ya}	C_{xa}	K	$P_p(kH)$	P_{otm}	$P_r(kH)$	$V_y(m/c)$
54.88	0.17	0.877	0.2003	4.38	0.0936	0.68	0.0916	-0.264
60	0.18	0.734	0.1323	5.55	0.0739	0.67	0.0909	2.484
63.92	0.2	0.647	0.1045	6.19	0.0663	0.67	0.0903	3.746
70	0.22	0.539	0.0787	6.85	0.0598	0.66	0.0894	5.047
80	0.25	0.413	0.0563	7.34	0.0559	0.65	0.088	6.271
84.12	0.26	0.373	0.0506	7.38	0.0556	0.65	0.0874	6.54
90	0.28	0.326	0.0446	7.31	0.0561	0.64	0.0866	6.712
100	0.31	0.264	0.038	6.96	0.0589	0.63	0.0853	6.443
110	0.34	0.218	0.034	6.43	0.0637	0.62	0.0841	5.452
110.71	0.34	0.216	0.0337	6.39	0.0642	0.62	0.084	5.353
120	0.37	0.184	0.0314	5.84	0.0702	0.61	0.0829	3.709
130	0.4	0.156	0.0297	5.26	0.078	0.6	0.0817	1.177
140	0.43	0.135	0.0286	4.71	0.087	0.6	0.0806	-2.186
150	0.46	0.117	0.0278	4.22	0.0971	0.59	0.0795	-6.425
160	0.49	0.103	0.0272	3.79	0.1082	0.58	0.0785	-11.587
170	0.52	0.091	0.0268	3.41	0.1203	0.57	0.0775	-17.721
180	0.55	0.082	0.0265	3.08	0.1333	0.57	0.0766	-24.877
190	0.59	0.073	0.0263	2.79	0.1472	0.56	0.0757	-33.107
200	0.62	0.066	0.0261	2.53	0.1619	0.55	0.0749	-42.46

Табл. Д1-5 – Потрібні та наявні тяги горизонтального польоту, вертикальні швидкості набору висоти. $H = 6$ км

$V(m/c)$	M	C_{ya}	C_{xa}	K	$P_p(kH)$	P_{otm}	$P_r(kH)$	$V_y(m/c)$
61.06	0.19	0.878	0.2003	4.38	0.0936	0.58	0.0784	-2.262
70	0.22	0.668	0.1105	6.04	0.0679	0.57	0.0774	1.621
71.12	0.22	0.647	0.1045	6.19	0.0663	0.57	0.0772	1.902
80	0.25	0.511	0.0731	6.99	0.0586	0.56	0.0762	3.431
90	0.28	0.404	0.0549	7.36	0.0557	0.56	0.0751	4.25
93.6	0.3	0.373	0.0506	7.38	0.0556	0.55	0.0747	4.373
100	0.32	0.327	0.0447	7.32	0.056	0.55	0.074	4.389
110	0.35	0.27	0.0386	7.01	0.0585	0.54	0.073	3.901

120	0.38	0.227	0.0347	6.55	0.0626	0.53	0.072	2.775
123.18	0.39	0.216	0.0337	6.39	0.0642	0.53	0.0717	2.279
130	0.41	0.194	0.0321	6.03	0.068	0.53	0.0711	0.988
140	0.44	0.167	0.0304	5.5	0.0746	0.52	0.0702	-1.487
150	0.47	0.145	0.0291	4.99	0.0822	0.51	0.0694	-4.684
160	0.51	0.128	0.0283	4.52	0.0907	0.51	0.0685	-8.637
170	0.54	0.113	0.0276	4.1	0.1001	0.5	0.0678	-13.384
180	0.57	0.101	0.0271	3.72	0.1102	0.5	0.067	-18.962
190	0.6	0.091	0.0268	3.38	0.1212	0.49	0.0664	-25.412
200	0.63	0.082	0.0265	3.09	0.1329	0.49	0.0657	-32.774

Табл. Д1-6 – Потрібні та наявні тяги горизонтального польоту, вертикальні швидкості набору висоти. $H = 8$ км

$V(m/c)$	M	C_{ya}	C_{xa}	K	$P_p(kH)$	P_{om}	$P_r(kH)$	$V_y(m/c)$
68.45	0.22	0.877	0.2003	4.38	0.0936	0.48	0.0655	-4.686
70	0.23	0.839	0.1784	4.7	0.0872	0.48	0.0654	-3.722
79.72	0.26	0.647	0.1045	6.19	0.0663	0.48	0.0645	-0.335
80	0.26	0.642	0.1033	6.22	0.0659	0.48	0.0645	-0.276
90	0.29	0.508	0.0724	7.01	0.0585	0.47	0.0637	1.142
100	0.32	0.411	0.056	7.34	0.0558	0.46	0.0629	1.716
104.92	0.34	0.373	0.0506	7.38	0.0556	0.46	0.0625	1.773
110	0.36	0.34	0.0462	7.35	0.0558	0.46	0.0621	1.689
120	0.39	0.285	0.0401	7.12	0.0576	0.45	0.0614	1.109
130	0.42	0.243	0.036	6.75	0.0607	0.45	0.0607	-0.026
138.08	0.45	0.216	0.0337	6.39	0.0642	0.44	0.0601	-1.358
140	0.45	0.21	0.0333	6.3	0.0651	0.44	0.06	-1.731
150	0.49	0.183	0.0314	5.83	0.0704	0.44	0.0594	-4.028
160	0.52	0.161	0.03	5.36	0.0765	0.43	0.0588	-6.941
170	0.55	0.142	0.029	4.91	0.0835	0.43	0.0582	-10.495
180	0.58	0.127	0.0282	4.5	0.0912	0.43	0.0577	-14.72
190	0.62	0.114	0.0277	4.12	0.0996	0.42	0.0572	-19.645
200	0.65	0.103	0.0272	3.78	0.1086	0.42	0.0567	-25.301

Табл. Д1-7 – Потрібні та наявні тяги горизонтального польоту, вертикальні швидкості набору висоти. $H = 10$ км

$V(m/c)$	M	C_{ya}	C_{xa}	K	$P_p(kH)$	P_{otm}	$P_r(kH)$	$V_y(m/c)$
77.61	0.26	0.878	0.2003	4.38	0.0936	0.39	0.0531	-7.671
80	0.27	0.826	0.1716	4.81	0.0852	0.39	0.0529	-6.298
90	0.3	0.653	0.1061	6.15	0.0667	0.39	0.0524	-3.141
90.39	0.3	0.647	0.1045	6.19	0.0663	0.39	0.0524	-3.066
100	0.33	0.529	0.0765	6.91	0.0594	0.38	0.0518	-1.834
110	0.37	0.437	0.06	7.28	0.0563	0.38	0.0513	-1.334
118.96	0.4	0.373	0.0506	7.38	0.0556	0.38	0.0509	-1.356
120	0.4	0.367	0.0497	7.38	0.0556	0.38	0.0508	-1.384
130	0.43	0.313	0.043	7.27	0.0564	0.37	0.0504	-1.921
140	0.47	0.27	0.0385	7.01	0.0585	0.37	0.0499	-2.932
150	0.5	0.235	0.0353	6.65	0.0616	0.37	0.0495	-4.427
156.56	0.52	0.216	0.0337	6.39	0.0642	0.36	0.0493	-5.678
160	0.53	0.206	0.033	6.25	0.0656	0.36	0.0492	-6.419
170	0.57	0.183	0.0314	5.83	0.0703	0.36	0.0488	-8.926
180	0.6	0.163	0.0301	5.41	0.0757	0.36	0.0485	-11.965
190	0.63	0.146	0.0292	5.02	0.0817	0.36	0.0482	-15.558
200	0.67	0.132	0.0285	4.64	0.0883	0.35	0.0479	-19.727

Табл. Д1-8 – Барограма набору висоти

$H(m)$	$V_{ymax}(m/s)$	$1/V_{ymax}$	$dh(m)$	$dt(s)$	$t(s)$
0	10.77	0.093	0	0	0
1	9.64	0.104	1 000	98.29	98.29
2	8.73	0.115	1 000	109.14	207.43
3	7.76	0.129	1 000	121.7	329.13
4	6.72	0.149	1 000	138.89	468.02
5	5.6	0.178	1 000	163.66	631.68
6	4.41	0.227	1 000	202.5	834.18
7	3.14	0.318	1 000	272.49	1 106.67
8	1.77	0.564	1 000	441.12	1 547.79
8.9	0.3	3.322	1 000	1 942.69	3 490.47

Табл. Д1-9 – Характеристики цільового БПЛА на етапі зниження

$V(m/s)$	C_{y_a}	C_{x_a}	K	$tg\theta$	θ	$V_x, m/s$	$V_y, m/s$
51.18	0.878	0.2	4.38	-0.198	-11.378	50.21	-9.92
59.61	0.647	0.105	6.19	-0.131	-7.48	59.11	-7.76
60	0.639	0.102	6.24	-0.13	-7.4	59.5	-7.73
70	0.469	0.065	7.18	-0.11	-6.26	69.58	-7.63
78.46	0.373	0.051	7.38	-0.106	-6.06	78.02	-8.29
80	0.359	0.049	7.38	-0.106	-6.07	79.55	-8.46
90	0.284	0.04	7.11	-0.112	-6.39	89.44	-10.01
100	0.23	0.035	6.59	-0.124	-7.04	99.25	-12.26
103.25	0.216	0.034	6.39	-0.128	-7.32	102.41	-13.15
110	0.19	0.032	5.97	-0.14	-7.96	108.94	-15.24
120	0.16	0.03	5.34	-0.16	-9.1	118.49	-18.97
130	0.136	0.029	4.75	-0.184	-10.41	127.86	-23.5
140	0.117	0.028	4.22	-0.21	-11.89	137	-28.84
150	0.102	0.027	3.76	-0.24	-13.5	145.86	-35.01
160	0.09	0.027	3.36	-0.272	-15.23	154.38	-42.04
170	0.08	0.026	3.01	-0.307	-17.07	162.51	-49.91
180	0.071	0.026	2.71	-0.344	-19.01	170.19	-58.61
190	0.064	0.026	2.45	-0.384	-21.01	177.36	-68.13
200	0.057	0.026	2.22	-0.426	-23.09	183.99	-78.42

Табл. Д1-10 – Дальність та тривалість польоту

Етап польоту	V (m/s)	M	$P_{отн}$	$C_{потн}$	$C_{потн}$	q_{ch} (кг/с)	T (с)	$m_{нал}$ (кг)
Набір висоти	90.9	0.28		0.1	0.077	7	0.32	2.2
Зниження	89.3	0.27	0.1	1.73	0.076	1	0.19	0.2
Горизонтальний політ	118.4	0.32	0.714	0.99	0.085	5.08	2.32	11.8
АНЗ палива	70.9	0.21	0.44	1.28	0.072	5	0.5	2.3

Додаток 2. Детонаційні двигуни

Скорочення

ДВЗ	– двигун внутрішнього згоряння
ПуПРД	– пульсуючий повітряно-реактивний двигун
ПДД	– пульсуючий детонаційний двигун
ППРД	– прямоточний повітряний реактивний двигун
РРД	– рідинний реактивний двигун
ТРД	– турбореактивний двигун

Вступ

Існуючі сьогодні рушійні установки для авіації та ракетної техніки демонструють дуже високі характеристики, але вони наблизилися до межі своїх можливостей. Для подальшого підвищення параметрів тяги потрібні інші двигуни, у тому числі на основі нових фізичних принципів роботи. Тому великі надії покладаються на детонаційні двигуни, такі системи імпульсного класу вже пройшли апробацію в лабораторіях та на літальних апаратах. Ідея детонаційного двигуна була запропонована академіком Я. Зельдовичем у статті «Про енергетичне використання детонаційного згоряння», опублікованій у Журналі технічної фізики в 1940 р. [49]. Одночасно та ж ідея була висловлена Фон Нейманом (США) та Вернером Дерінгом (Німеччина), тому модель детонаційного горіння назвали ZND моделлю.

У існуючих двигунах, що експлуатуються на рідкому паливі використовується дозвукове горіння або дефлаграція. Хімічна реакція за участю палива та окислювача утворює фронт, що переміщається камерою згоряння з дозвуковою швидкістю. Таке горіння обмежує кількість і швидкість руху газів, що витікають із сопла. Відповідно обмежується і максимальна тяга. Альтернативою є детонаційне горіння. У цьому випадку фронт реакції переміщається із надзвуковою швидкістю, утворюючи ударну хвилю. При цьому швидкість детонаційного горіння майже в 100 разів швидше ніж швидкість звичайного горіння палива. Подібний режим горіння збільшує вихід газоподібних продуктів та забезпечує підвищену тягу. Теоретично детонаційний двигун перевершує

звичайний реактивний двигун в 10 разів за потужністю, що знімається з одиниці об'єму, що призводить до зменшення конструкції детонаційного двигуна. Такий двигун простіше за своєю конструкцією, оскільки не потребує частини складного приладового обладнання. У ньому відсутня необхідність у використанні турбонасосних агрегатів, він дешевше у виготовленні, в ньому немає необхідності створювати високий тиск подачі паливної суміші та окислювача, оскільки високий тиск газів створюється за рахунок детонації. Таким чином, при тій же тязі імпульсний двигун виходить компактнішим і легшим.

Процес детонації часто плутають із вибухом, проте детонація це вид горіння настільки стрімкого, що продукти реакції навіть не встигають розширитися, тому цей процес йде при постійному об'ємі та різко зростаючому тиску. Детонація це вибухова хвиля, яка поширюється із надзвуковою швидкістю – до 2 500 м/с. Так як вона не утворює стабільного фронту полум'я, робота такого двигуна носить пульсуючий характер: після кожної детонації необхідно оновити паливну суміш, після чого запустити в ній нову хвилю.

Насправді це виглядає так: замість стаціонарного фронту полум'я в камері згоряння формується детонаційна хвиля, яка рухається з надзвуковою швидкістю. У хвилі стиснення відбувається детонація суміші пального та окислювача, з термодинамічної точки зору цей процес ефективніший, ніж звичайне спалювання палива. ККД детонаційного згоряння на 25–30% більше, при спалюванні однакової кількості палива виходить велика тяга, завдяки компактності зони горіння саме тому детонаційний двигун за потужністю, що знімається з одиниці об'єму, теоретично на порядок перевершує звичайні РРД.

Принцип роботи та ефективність ПДД

Пульсуючий детонаційний двигун, або "ПДД" (іноді його називають також імпульсним детонаційним двигуном), тип рушійної системи яка використовує детонаційні хвилі з метою запалювання суміші палива та окислювача. Двигун пульсуючий тому що суміш має бути оновлена у камері згоряння поміж кожною хвилею детонації утвореною джерелом загоряння. Теоретично, ПДД може працювати від дозвукових до гіперзвукових швидкостей польоту близько $M = 5$. Ідеальна конструкція ПДД може мати термодинамічну ефективність більшу ніж інші конструкції як турбореактивний двигун та турбовентиляторний двигун тому що хвиля детонації швидко стискає суміш та додає тепло у незмінному об'ємі.

Тому, рухомі частини як компресори не обов'язково потрібні у двигуні, що робить можливим значно зменшити загальні вагу та кошти. ПДД розглядалися як рушійна установка більше ніж 80 років. Ключові питання для майбутніх розробок включають швидке та ефективне змішування палива та окислювача, попередження самозаймання, та стикування з соплами.

Горіння у фронті ударної хвилі називається швидким або детонаційним. А сама така хвиля – детонаційною. Швидкість фронту детонаційної хвилі щодо компонентів палива – надзвукова. У детонаційній хвилі процес згоряння палива здійснюється практично миттєво (в 100 – 1 000 разів швидше, ніж при дефлаграції), що забезпечує можливість підвищення тиску в камері згоряння, що має форму напівзамкнутого об'єму, на один-два порядки порівняно з традиційними двигунами.

Найпростішою моделлю детонаційного горіння (рис. Д2.1) є модель Зельдовича – Неймана – Дерінга (ZND) [49].

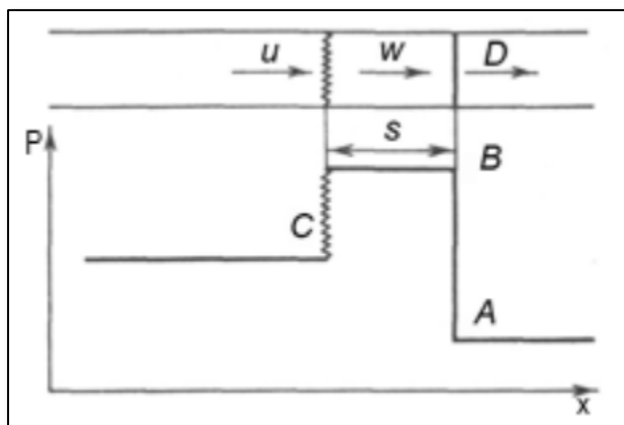


Рис. Д2.1 – Модель детонації Зельдовича – Неймана – Дерінга.

D – детонаційна хвиля, W – зона індукції, u – продукти згоряння, A-B – газодинамічний розрив, s – зона утворення вільних радикалів, C – хвиля розрідження в якій проходять хімічні реакції окислення.

ZND передбачає, що стиснення паливної суміші відбувається миттєво у фронті ударної хвилі (D рис. Д2.1). В результаті стрибкоподібного підвищення температури, в зоні індукції (W рис. Д2.1) відбувається займання суміші. Протяжність зони індукції залежить від характерного часу реакції утворення вільних радикалів та швидкості поширення ударної хвилі. Далі суміш горить, поки повністю не перетворюється на продукти згоряння. Протяжність зони горіння визначається характерною швидкістю протікання реакції окислення, яка, у свою чергу, залежить від тиску та температури за ударною хвилею. Чудово, що

довжина зони хімічних реакцій за ударною хвилею не залежить від геометричних розмірів пристрою, у якому виникає детонація, тому часто її вважатимуться рівної нулю. Таким чином, ударна хвиля і нескінченно тонка зона хімічних реакцій утворюють єдину хвилю детонації – газодинамічний розрив, на якому відбувається і стрибкоподібне збільшення тиску/щільності/температури, і хімічні реакції по перетворюванню паливної суміші в продукти згоряння.

Детальний аналіз та порівняння різних термодинамічних циклів реактивних двигунів проведено в роботі [50] (рис. Д2.2).

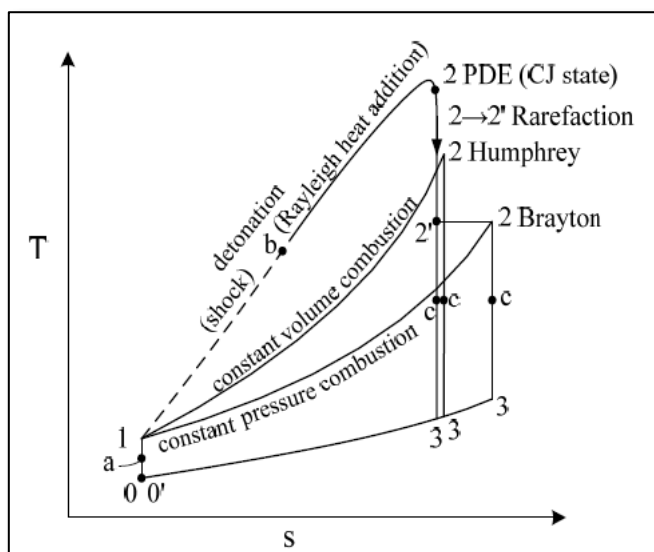


Рис. Д2.2 – Порівняння термодинамічних циклів

При заміні циклу із горінням при постійному тиску (цикл Брайтона) на цикл із горінням при постійному об'ємі (цикл Гамфрі) термодинамічна ефективність зростає майже на 20%. При ступені стиснення рівної 5 термодинамічна ефективність циклу Брайтона становить 36.9% для водню і 31.4% для метану. При переході до циклу Гамфрі термодинамічна ефективність становить 54.3% для водню і 50.5% для метану.

Прикладом двигуна, що реалізує даний вид термодинамічного процесу є двигун Стірлінга, що застосовується в деяких підводних човнах. Серед реактивних двигунів відповідно до циклу Гамфрі працює пульсуючий повітряно-реактивний двигун (ПуПРД), яким, зокрема, був оснащений німецький літак-снаряд V-1 (Фау-1) часів Другої світової війни.

Ще вищою є ефективність ідеального детонаційного термодинамічного циклу Фіке – Джакобса (Fickett-Jacobs cycle, FJ). Фіке, ґрунтуючись на раніше ідеях Джакобса, незалежно від Зельдовича розвинув концепцію використання

детонаційного спалювання палива в реактивних двигунах. На рис. Д2.3 представлена типова послідовність зміни фаз роботи ПДД.

Після ініціювання детонації у паливно-повітряній суміші поширюється детонаційна хвиля постійної інтенсивності. Її швидкість відносно продуктів згоряння дорівнює швидкості звуку, тому хімічні перетворення і хвилі стиснення, що виникають при горінні, неспроможні наздогнати детонаційну хвилю і неспроможні вплинути її інтенсивність. Така детонація називається детонацією Чемпена-Жуге (CJ) і відрізняється найменшою з можливих швидкістю поширення детонаційної хвилі.

Швидке стиснення та горіння у циклі ПДД дає додаткову роботу порівняно з циклом Гамфрі (див. рис. Д2.2). Відмінність циклу FJ від циклу Гамфрі полягає в тому, що підведення тепла відбувається не по ізохорі (ділянка циклу 1-2), а по адіабаті Ренкіна-Гюгоніо (ділянка 1-b). Потім слідує нерівноважне нагрівання, так зване нагрівання Релея, що відповідає ділянці (b-2).

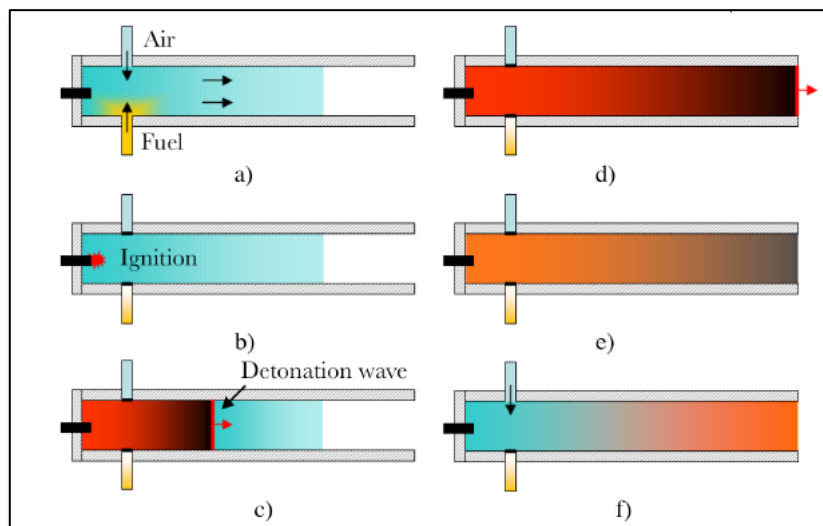


Рис. Д2.3 – Цикл роботи ПДД

- а) Заповнення паливної сумішшю, б) запалювання – ініціювання детонації, с) детонація, д) продукти детонації, е) розширення продуктів детонації у навколишнє середовище, ф) продування повітрям.

Цикл FJ перевершує за термодинамічної ефективності цикл Гамфрі і значно перевершує цикл Брайтона (рис. Д2.2) у всьому діапазоні ступеня підвищення тиску при стисканні. Так, для досягнення такого ККД, як у циклу FJ, традиційному реактивному двигуну потрібно мати ступінь стиснення в компресорі в 5 разів більше.

Стан проблеми на теперішній час

На сьогодні немає жодного з ПДД у серійному виробництві, однак деякі стендові двигуни були побудовані та успішно встановлені у низько швидкісні демонстраційні літальні апарати. У мережі Youtube є багато роликів з демонстрацією роботи ПДД як на стенді так і на моделях літальних апаратів. На теперішній час прийнято розділяти ПДД на три види, а саме клапанні ПуПРД; без клапанні ПуПРД та детонаційні ПуПРД.

Область застосування ПуПРД

ПуПРД характеризується як шумний і неекономний, проте простий і дешевий. Високий рівень шуму і вібрації впливає з пульсуючого режиму його роботи. Про неекономний характер використання палива свідчить великий факел, що «б'є» із сопла ПуПРД – наслідок неповного згоряння палива в камері.

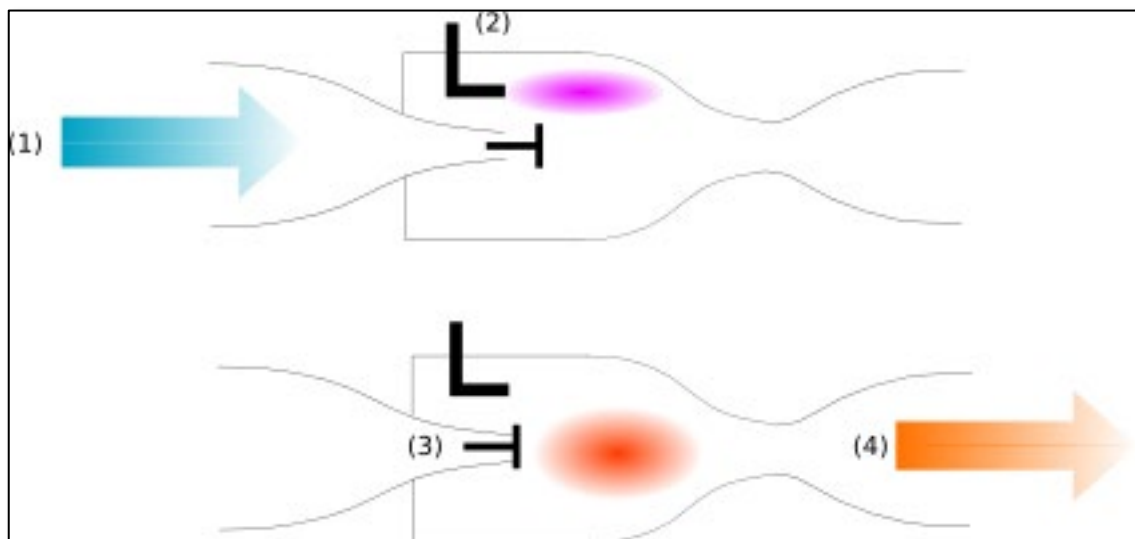


Рис. Д2.4 – Схема клапанного пульсуючого повітряно-реактивного двигуна (ПуПРД):

1 – повітря; 2 – паливе; 3 – клапанна решітка; за нею – камера згоряння; 4 – вихідне (реактивне) сопло

Порівняння ПуПРД з іншими авіаційними двигунами дозволяє досить точно визначити область його застосування. ПуПРД у багато разів дешевше у виробництві, ніж газотурбінний або поршневий ДВЗ, тому при одноразовому застосуванні він виграє економічно у них (зрозуміло, за умови, що він справляється з їх роботою). При тривалій експлуатації апарату багаторазового використання, ПуПРД програє економічно цим же двигунам через велику витрату палива.

Принцип роботи ПуПРД

Клапанний ПуПРД

Принцип роботи *клапанного ПуПРД* зображено на рис. Д2.4

Клапанний пульсуючий повітряно-реактивний двигун (ПуПРД) – варіант повітряно-реактивного двигуна з періодичною подачею в камеру згоряння пального та повітря через систему входних клапанів. Камера згоряння обладнана довгим циліндричним вихідним соплом.

Цикл роботи ПуПРД складається з наступних фаз:

- Клапани відкриваються та в камеру згоряння надходить повітря та паливо, утворюється повітряно-паливна суміш.
- Суміш підпалюється за допомогою іскри свічки запалювання. Утворений надлишковий тиск закриває клапан.
- Гарячі продукти згоряння виходять через сопло, створюючи реактивну тягу та технічний вакуум у камері згоряння.

Пульсуючий повітряно-реактивний двигун (*ПуПРД*, англomовний термін *Pulsejet*), як виходить з його назви, працює у режимі пульсації, його тяга розвивається не безперервно, як у ППРД або ТРД, а у вигляді серії імпульсів, які сліднують один за одним з частотою від десятків герц (для великих двигунів) до 250 Гц (для малих двигунів), призначених для авіамоделей. Серійний ПуПРД Argus As-014 ракети «Фау-1», що вироблявся у Німеччині (1944 – 1945 р.р.), працював на частоті пульсацій близько 45 Гц.

Уявна близькість ПуПРД та ППРД (можливо, виникаюча через подібність аббревіатур назв) – помилкова. У дійсності ПуПРД має глибокі, принципові відмінності від ППРД або ТРД:

- По-перше, наявність у ПуПРД повітряного клапану, призначенням якого є запобігання зворотного руху робочого тіла уперед за ходом руху апарату (що звело би нанівець реактивну тягу). У ППРД і ТРД цей клапан не потрібний, оскільки зворотному руху робочого тіла у тракті двигуна перешкоджає «бар'єр» тиску на вході у камеру згоряння, створений під час стиснення робочого тіла. У ПуПРД початкове стиснення занадто мале, а необхідне для здійснення роботи підвищення тиску у камері згоряння досягає завдяки нагріванню робочого тіла (під час спалення пального) у постійному об'ємі, обмеженому стінками камери, клапаном,

та інерцією газового стовпа у довгому соплі двигуна. Тому ПуПРД з точки зору термодинаміки теплових двигунів відноситься до іншої категорії, ніж ППРД або ТРД – його робота описується циклом Гамфрі (англ. Humphrey Cycle), у той час як робота ППРД та ТРД описується циклом Брайтона.

- По-друге, пульсуючий, переривчастий характер роботи ПуПРД також вносить суттєві відмінності у порівнянні з ПРД безперервної дії. Для пояснення роботи ПуПРД недостатньо розглядати тільки газодинамічні та термодинамічні процеси, які відбуваються у ньому. Двигун працює у режимі автоколивань, які синхронізують у часі роботу усіх його елементів. На частоту цих автоколивань впливають інерційні характеристики усіх частин ПуПРД, у тому числі інерція газового стовпа у довгому соплі двигуна, та час розповсюдження по ньому акустичної хвилі. Збільшення довжини сопла призводить до зниження частоти пульсацій та навпаки. При певній довжині сопла досягається резонансна частота, при якій автоколивання стають стійкими, а амплітуда коливань кожного елемента – максимальною. Під час розробки двигуна ця довжина підбирається експериментально у ході випробувань та доведення.

Безклапанні ПуПРД (U-подібні ПуПРД)

В цих двигунах немає механічних повітряних клапанів, а щоб зворотний рух робочого тіла не призводив до зменшення тяги, тракт двигуна виконується у формі латинської літери «U», кінці якої обернені назад за ходом руху апарату, при цьому витік реактивного струменю відбувається одразу з обох кінців тракту (рис. Д2.5). Прихід свіжого повітря у камеру згоряння здійснюється за рахунок хвилі розрідження, яка виникає після імпульсу, та «вентилуючої» камери, форма якої служить для найкращого виконання цієї функції. Відсутність клапанів дозволяє позбутися характерного недоліку клапанного ПуПРД – їх низької довговічності (на літаку-снаряді «Фау-1» клапани прогоряли приблизно після півгодини польоту, цього було досить для виконання його бойових завдань, але абсолютно неприйнятно для апарату багаторазового використання).

Найбільш відома схема безклапанного ПуПРД була запатентована Локвудом у 1969 р. (рис. Д2.6). Дана схема дозволила зменшити довжину безклапанного двигуна. По даній схемі побудовані перші двигуни з тягою 25 кг. До недоліків схеми з заднім розташуванням слід віднести те, що під час польоту зі

збільшенням швидкості літального апарату, збільшуються втрати на всмоктування крізь аеродинамічні клапани.

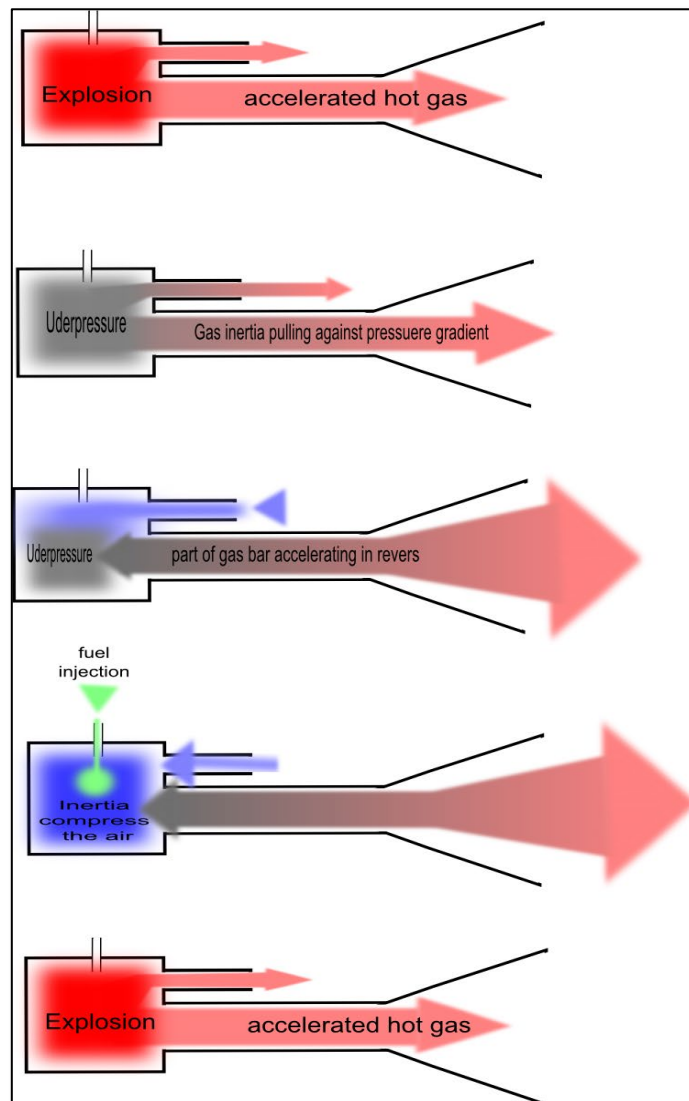


Рис. Д2.5 – Принцип роботи безклапанного ПуПРД

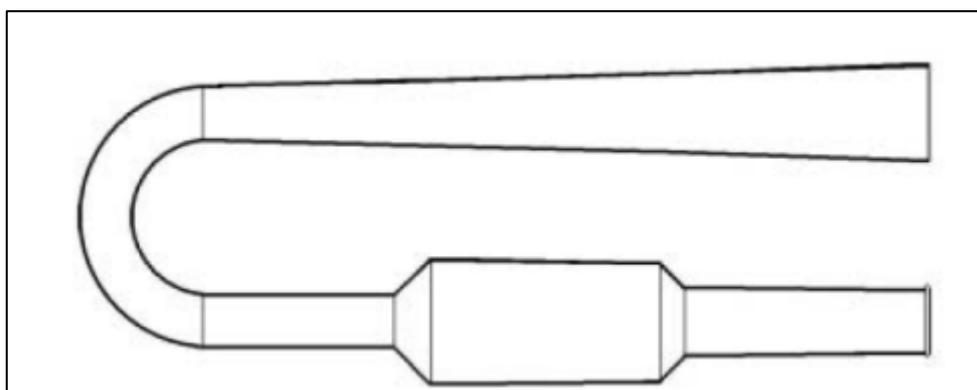


Рис. Д2.6 – ПуПРД по схемі Локвуда

Клапанні, так само, як і безклапанні, ПуВРД мають поширення в аматорській авіації та авіамоделюванні завдяки простоті та дешевизні. Завдяки простоті та

дешевизні, маленькі двигуни цього типу стали дуже популярні серед авіамоделістів, і в аматорській авіації, і з'явилися комерційні фірми, що виробляють на продаж для цих цілей ПуПРД і клапани до них (запчастина, що швидко зношується).

Детонаційні ПуПРД (PDE)

В цих двигунах горіння паливної суміші відбувається у режимі детонації (на відміну від дефлаграції, яка має місце під час горіння паливно-повітряних сумішей в усіх ПРД, які розглянуті вище). Детонаційна хвиля розповсюджується у паливній суміші набагато швидше, ніж звукова, тому під час хімічної реакції детонаційного горіння об'єм паливної суміші не встигає суттєво збільшитися, а тиск різко збільшується (до значень більш ніж 100 ат), таким чином має місце ізохоричний (при постійному об'ємі) нагрівання робочого тіла. Після цього починається фаза розширення робочого тіла у соплі з утворенням реактивного струменю. Детонаційні ПуПРД можуть бути як з клапанами, так і без них.

Потенційною перевагою детонаційного ПуПРД вважається термічний ККД більш високий, ніж у ПРД будь-якого іншого типу. Практична реалізація цього двигуна знаходиться у стадії експерименту.

Перспективні розробки

Дослідники з Університету Центральної Флориди (США) [51] провели успішні польові випробування нового типу авіаційного двигуна. Це реактивний двигун на основі детонації і з його допомогою літаки можуть, нарешті, перейти в наступну еру – еру гіперзвукової авіації. Цей двигун обіцяє розганяти повітряні судна до 17 Махів. Представлена нині модифікація є третім типом обертового детонаційного двигуна і може стати найпотужнішою. Вона відкриває шлях до польотів на швидкості до 21 000 км/год. Особливості нової модифікації є те, що детонаційна хвиля є стоячою. Тобто вона не переміщується в камері згорання. Прикладом стоячих хвиль є, наприклад, звук, який викликає коливання повітря, але при цьому немає направлено переміщення повітря як при звичайному вітрі. Використання стоячої детонаційної хвилі в двигуні *Oblique Wave Detonation Engine* (OWDE) дозволяє отримати більш стійку детонацію з більшою ефективністю. Це дозволяє збільшити потужність двигуна та зменшити витрати палива.

Створений дослідний прототип двигуна OWDE називається *High-Enthalpy Hypersonic Reacting Facility* або скорочено HyperReact. Він приблизно один метр в довжину та представляє собою порожнину, розділену на три секції. Кожна секція має точно вивірений внутрішній профіль (рис. Д2.7).

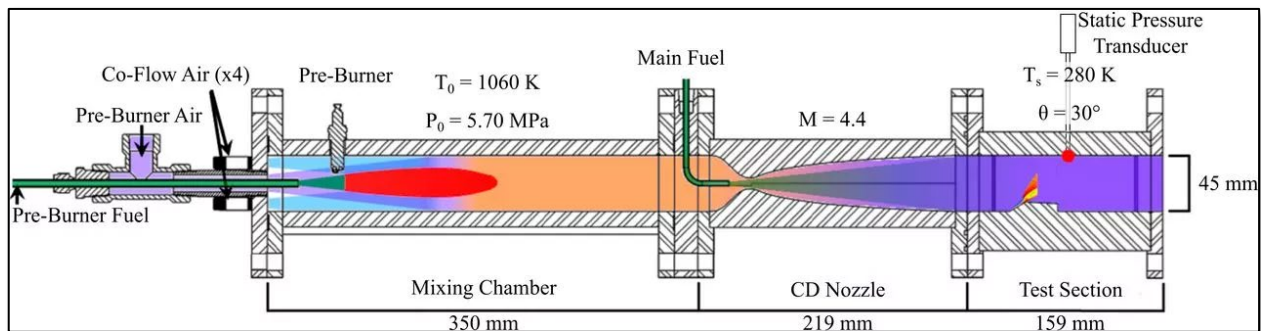


Рис. Д2.7 – Прототип двигуна OWDE (HyperReact).

Перша секція є 350-мм камерою змішування. Вона представляє собою канал квадратного перетину зі сторонами 45 мм. У ній запальник підпалює паливо-окиснювальну суміш. Чотири канали навколо запальника розганяють цю суміш до потрібної швидкості.

Друга секція є конвергентно-дивергентним соплом, яке представляє собою вісесиметричний квадрат. Основний паливний інжектор подає водень з чистотою 99.99 % в зону гарячого стиснутого повітря перед соплом, яке швидко звужується до 99 мм, а потім розширюється до 45 мм. Така форма прискорює суміш до 0.5 Маха.

У фінальній третій секції відбувається безпосередня детонація. Підібравши форму цієї секції та параметри швидкості та тиску дослідники змогли досягнути стоячої детонаційної хвилі.

Прототип двигуна працював близько трьох секунд, після чого дослідники вимкнули подачу палива. Цього достатньо для доказу можливості роботи. А якби прототип працював довше – існував ризик руйнування кварцових захисних вікон по бокам тестової установки.

Гіперзвукові двигуни також є надзвичайно цікавою розробкою для військових. Сьогодні немає радарів чи протиракетних систем, які здатні збити повітряну ціль на такій швидкості. При цьому гіперзвуковій ракеті не потрібно багато вибухівки. Її кінетична енергія буде такою, великою, що їй досить просто влучити в ціль, щоб нанести великі пошкодження.

З відкритих джерел стало відомо, що у 2018 р. у Росії відбувся перший запуск детонаційного ракетного двигуна (дослідний виріб «Іфрит» рис. Д2.8). Стендові випробування дослідних виробів показали, що вони приблизно на 30% перевершують традиційні газотурбінні двигуни за питомими показниками. На час першої публічної демонстрації матеріалів по двигуну КБ ім. А. Люлька змогло отримати досить високі експлуатаційні характеристики. Дослідний двигун нового типу зміг без перерви пропрацювати 10 хвилин. Сумарне напрацювання цього виробу на стенді на той момент перевищило 100 годин.

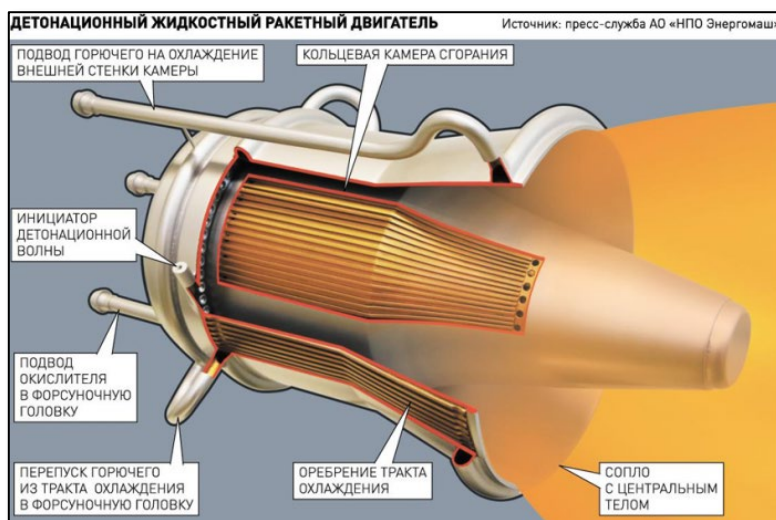


Рис. Д2.8 – Детонаційний ракетний двигун (дослідний виріб «Іфрит»)

Представники підприємства-розробника вказували, що вже зараз можна створити новий детонаційний двигун із тягою 2 – 2.5 т, придатний для встановлення на легкі літаки чи безпілотні літальні апарати. У конструкції такого двигуна пропонується використати так звані резонаторні пристрої що відповідають за правильний хід горіння палива. Важливою перевагою нового проекту є можливість встановлення таких пристроїв будь-де на планері.

Фахівці КБ ім. А. Люлька (Росія) працюють над авіаційними двигунами з імпульсним детонаційним горінням понад три десятиліття, але поки що проект не виходить з науково-дослідної стадії і не має реальних перспектив. Головна причина – відсутність замовлення та необхідного фінансування. Якщо проект отримає необхідну підтримку, то вже в найближчому майбутньому може бути створений зразок двигуна, придатний для використання на різній техніці.

Проблеми розвитку ПДД

Коротко не вирішені наукові та технічні проблеми, пов'язані з детонацією, можна сформулювати сьогодні в такий спосіб [52]:

1. Відсутність обґрунтування застосування до детонаційного процесу ПДД співвідношень термодинамічно-рівноважних процесів (час циклу близько 40 мкс, що можна порівняти з часом релаксації внутрішніх ступенів свободи молекул, необхідних для встановлення термодинамічної рівноваги та перебігу хімічних реакцій).
2. Необхідно виконати ґрунтовні фундаментальні дослідження для одержання даних:
 - щодо кінетики нерівноважних фізико-хімічних процесів детонаційного горіння для різних видів палива;
 - з питань змішування за наявності швидкоплинного процесу;
 - з питань високочастотної регулярності та керованості процесами стосовно ПДД;
 - обґрунтування прийнятного способу ініціювання детонації в горючій суміші.
3. Відсутність вирішення питань термоміцності реальної конструкції.

Детонаційні двигуни становлять великий інтерес з точки зору застосування в різних галузях та сферах. За рахунок очікуваного приросту основних характеристик вони можуть як мінімум потіснити системи існуючих класів. Однак складність теоретичної та практичної розробки поки що не дозволяє їм дійти до використання на практиці. Втім, останніми роками спостерігаються позитивні тенденції. Детонаційні двигуни загалом, зокрема, імпульсні, все частіше з'являються в новинах із лабораторій. Розвиток цього напрямку продовжується, і в майбутньому зможе дати бажані результати, хоча терміни появи перспективних зразків, їх характеристики та сфери застосування поки що залишаються під питанням.

Наукове видання

**Халатов Артем Артемович
Немчін Олександр Федорович
Шквар Євгеній Олексійович
Кузьмін Андрій Володимирович
Кобзар Сергій Григорович**

БОЙОВІ МАЛОРОЗМІРНІ БЕЗПЛОТНІ ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ З РЕАКТИВНОЮ ТЯГОЮ

Монографія

Під редакцією Академіка НАН України,
д.т.н., проф. А.А. Халатова

Підп. до видання 04.10.2023 р.
Обсяг 144 с. Зам. № 153.

Видавництво та друкарня ПП «ЛІРА ЛТД».
вул. Наукова, 5, м. Дніпро, 49107.
Свідоцтво суб'єкта видавничої справи
ДК № 6042 від 26.02.2018.

dnipro.lira@gmail.com | +38 (067) 561-57-05 | lira.dp.ua

Халатов А.А, Немчін О.Ф, Шквар Є.О., Кузьмін А.В., Кобзар С.Г.

БОЙОВІ МАЛОРОЗМІРНІ БЕЗПІЛОТНІ ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ З РЕАКТИВНОЮ ТЯГОЮ



9 789669 818072

ЛІРА ВИДАВНИЦТВО
ДРУКАРНЯ