

О. Е. ХРУЛЄВ

*Міжнародне моторне бюро, Немішаєве, Київська обл., Україна*

## АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ КОМЕРЦІЙНИХ МІКРОТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ ВИСОКОШВИДКІСНИХ МАЛОРОЗМІРНИХ БПЛА ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧНОГО РІВНЯ

Незважаючи на технологічні успіхи, що дозволили до 90-х років минулого століття створити серійні комерційні мікротурбореактивних двигунів (ТРД) з тягою до 1,0 кН, широкого поширення двигуни цього типу в класі високошвидкісних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) масою до 200 кг поки не отримали. Проте, застосування мікро-ТРД продовжує розглядатися як перспективне, і дослідженню цих двигунів присвячено велику кількість робіт. Однак у наявних дослідженнях нерідко спостерігається спрощений підхід, коли мікро-ТРД розглядається ізольовано від його можливого авіаційного застосування. **Предмет дослідження** – мікро-ТРД для високошвидкісних безпілотних літальних апаратів. **Метою роботи є оцінка ефективності застосування серійних комерційних мікро-ТРД на високошвидкісних БПЛА. Завдання:** вибрати програму газодинамічного розрахунку, виконати математичне моделювання характеристик мікро-ТРД та виконати аналіз умов та ефективності застосування розглянутого типу двигунів на високошвидкісних БПЛА. **Методи дослідження.** Використана стандартна програма газодинамічного розрахунку газотурбінних двигунів GasTurb14, за допомогою якої проведено газодинамічні розрахунки, отримано конструктивну схему та виконано математичне моделювання характеристик мікро-ТРД. На підставі отриманих даних виконано аналіз умов та ефективності застосування розглянутого типу двигунів на високошвидкісних БПЛА. **Результати.** Визначено можливі виробники та моделі двигунів, що випускаються ними серійно, а також їх комплектація. Виявлено, що для БПЛА даного класу двигун повинен мати ступінь підвищення тиску в компресорі в діапазоні 4,2-4,7, а польотний робочий режим мікро-ТРД доцільно вибрати на частоті обертання 92-95% від максимальної. Встановлено також, що БПЛА з мікро-ТРД, порівняно з поршневіми двигунами, легко забезпечують ту ж дальність польоту при тій же відносній масі палива коштом щонайменше втричі вищої швидкості. **Висновки.** Застосування мікроТРД виявляється більш ефективно при дальності польоту понад 300 км, а при швидкості польоту понад 150 м/с (540 км/год) мікро-ТРД забезпечує істотну перевагу перед поршневим двигуном для цілого ряду оперативно-тактичних завдань.

**Ключові слова:** БПЛА; мікротурбореактивний двигун; мікро-ТРД; характеристики; застосування.

### Вступ

Створення авіаційної техніки зазвичай базується на технології двигунобудування. Це стосується будь-яких видів і типів авіаційної техніки. Характерно, що саме технологічні досягнення у двигунобудуванні зазвичай стають поштовхом у розвиток авіації. І навпаки, технологічні обмеження у двигунах нерідко визначають як граничні параметри, і навіть сам тип літального апарату.

Не виняток і безпілотні літальні апарати (БПЛА). Аналіз більшого числа джерел [1, 2] показує, що на сучасних БПЛА, у тому числі наймасовіших, найбільш поширена гвинтомоторна силова установка, з поршневим або електродвигуном. Причому це стосується не тільки надлегких дронів, а й потужніших ударних БПЛА.

Тим часом вже понад 80 років відомі авіаційні газотурбінні двигуни, а як мінімум 70 років газотурбінні силові установки займають панівне становище в авіації [3, 4]. Проте технологічні труднощі довго не

дозволяли створити надійний газотурбінний двигун малого розміру. І лише до кінця 20 століття, приблизно в 90-х роках, основні проблеми були подолані, що дозволило розпочати серійне виробництво мікротурбореактивних двигунів (мікро-ТРД) з тягою в діапазоні 0,1-1,0 кН [5].

Такому діапазону тяги відповідають літальні апарати злітної маси приблизно від 20 до 200-250 кг, що за класифікацією НАТО та ЗСУ (табл. 1) відповідає БПЛА класів міні, тактичні та оперативно-тактичні [6, 7].

Однак, попри технологічні успіхи, перехід БПЛА на турбореактивні двигуни, як це було у великій авіації 70 років тому, за 30 років не відбулося, і скільки-небудь широкого використання ТРД у цьому класі літальних апаратів немає.

Винятком можна умовно вважати лише авіамоделювання та різні види індивідуальних ранців типу Jet-pack [8], де такі двигуни набули масового поширення (рис. 1, а, б, в).

Таблиця 1

Класифікації БПЛА за злітною масою [6, 7]

Макс. злітна вага (MTOW)	NATO Class	Common Taxonomy	МАН Категорії	Класифікація ЗСУ	Бойовий радіус
<200 г	Class I < 150 кг	Nano	Class I (a)	Мікро	<5 км
200 г–20 кг		Micro <2 кг	Class I (b)		
20–150 кг		Mini 2–20 кг	Class I (c)	Міні (поля бою)	5-25 км
		Small >20 кг	Class I (d)	Малі	>25 км
>150 кг	Class II 150–600 кг	Tactical >150 кг	Class II	Тактичні	>50 км
>600 кг	Class III >600 кг	Male/Hale/Strike	Class III	Оперативні/ Стратегічні	>200 км



а



б



в



г



д



е

Рис. 1. Найбільш характерні та/або перспективні в цей час варіанти використання мікротурбореактивних двигунів з тягою до 1,0 кН:  
 а – авіамоделі-копії, б – Jetrask-літаюче крило, в – Jetrask-ранець, г – Jetrask-літаючий мотоцикл (перспективні розробки), д – крилата ракета-пастка (ADM-160 MALD [9]),  
 е – тактична спеціальна високоточна крилата ракета (SPICE 250 [11])

Однак для зазначених у табл.1 класів БПЛА ситуація з доцільністю розробки та застосування ТРД, як і раніше, залишається не до кінця зрозумілою. Наприклад, серійних зразків БПЛА з мікро-ТРД небагато (рис. 1, д), особливо якщо йдеться про тягу до 1,0 кН [9].

З іншого боку, не можна не відзначити, що компанії військово-промислового сектора періодично показують нові розробки як окремих реактивних малорозмірних БПЛА, так і мікро-ТРД для них [10, 11]. Це загалом дає підстави стверджувати, що застосування мікро-ТРД продовжує розглядатися як перспективне. Тім не менш питання створення таких БПЛА поки що не опрацьовані настільки детально, щоб можна було легко підібрати та обґрунтувати вибір двигуна для конкретного завдання.

### 1. Аналіз останніх досліджень та публікацій

До теперішнього часу всі розроблені турбореактивні двигуни діапазону тяги, що розглядається, від 0,1 до 1,0 кН виконані за однією і тією ж схемою (рис. 2) з відцентровим компресором і осьовою турбіною. Камера згоряння виконується з протитечею, що пов'язано з її малими абсолютними розмірами та необхідністю збільшити час перебування в ній палива для забезпечення прийнятної повноти згоряння.

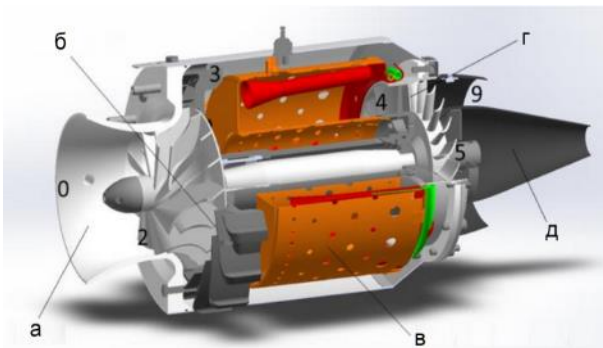


Рис. 2. Конструктивна схема, за якою виконані всі аналізовані мікро турбореактивні двигуни:  
а – вхідний пристрій, б – відцентровий компресор,  
в – протиточна камера згоряння, г – осьова турбіна,  
д – звузуюче реактивне сопло

Уявна простота, проте, вимагає подолання низки технологічних складностей, серед яких необхідно відзначити вимоги до точності механічної обробки, балансування ротора, а також до змащення та охолодження підшипників.

Приблизно за 30 років кількість виробників мікро-ТРД у світі безперервно зростала відповідно до вимог ринку авіамоделей, і зараз вона становить понад десятку компаній (табл. 2). Це значною мірою відрізняється від ситуації на ринку повнорозмірних газотурбінних двигунів, де протягом десятків років

йшов зворотний процес (глобалізація), внаслідок якого розробки та виробництво нових серійних двигунів сконцентрувалися у кількох світових компаніях (General Electric, Pratt&Whitney, Rolls-Royce, Snecma).

Наявність великої кількості виробників та вимоги ринку призвели, як мінімум, до підвищення параметрів та загального технічного рівня двигунів, включаючи надійність, ресурс, оснащення електронними системами управління та контролю, а також зниження їх ціни до цілком доступної масовому споживачу. А це є саме ті вимоги, які можуть зробити мікроТРД перспективними для БПЛА оперативно-тактичного рівня [12].

Розглядаючи продукцію численних виробників мікро-ТРД, можна назвати найбільш численну групу комерційних компаній, які працюють, головним чином, на авіамоделний ринок. Серед них є явні лідери (рис. 3), що випускають велику кількість моделей мікро-ТРД та спеціального обладнання до них, включаючи стартери, генератори, блоки керування, паливні насоси, системи запуску тощо.

Слід зазначити особливості деяких із представлених двигунів. Наприклад, голландські двигуни АМТ відомі, окрім широкого вибору моделей, наявністю в лінійці спеціальної "навчальної" моделі для університетів, з точками встановлення датчиків та інтерфейсом програми телеметрії для стендових випробувань [13].

Добротні німецькі двигуни JetCat [14] здобули широку популярність у процесі відпрацювання та впровадження комерційних реактивних ранців та крил типу Jetpack [8]. На відміну від переважної більшості комерційних виробників, JetCat ділить продукцію на аматорську та спеціальну професійну, роблячи для неї додаткову комплектацію двигунів, у тому числі з телеметрією. Однак можливе застосування для БПЛА при цьому явно не називається і не вказується, хоча так званий професійний асортимент перевищує кількість комерційних моделей (див. табл. 2).

Рекордсмен за кількістю моделей – це тайванська компанія KingTech [15]. Компанія явно виділяється детальним опрацюванням моделей, додатковими функціями та докладними інструкціями, хоча жодних спеціальних чи професійних моделей не вказує.

У цьому ряду виробників єдиною комерційною компанією, що цільовим чином рекламує продукцію для застосування на БПЛА, є китайська Swiwin [17].

Характерно, що найпросунутіші компанії вказують і досить важливі параметри двигунів, наприклад, ступінь підвищення тиску в компресорі та температуру газів (див. табл. 2).

Таблиця 2

Деякі параметри відомих мікро-ТРД з тягою в діапазоні до 1,0 кН

Виробник (бренд)	К-ть основних моделей / модифікацій		Діапазон тяги, кН	Ступінь підвищен. тиску	Температура газів перед турбіною, К	Діапазон цін
	Комерц. (авіамод.)	Профес. (БПЛА)				
<b>Двигуни комерційних компаній</b>						
AMT (Нідерланди) [13]	7	1*	0,088-1,6	3,0-4,0	1023-1148	€ 3.800-25.700
JetCat (Німеччина) [14]	9	12**	0,024-1,1	1,5-4,0	993-1023	€ 1.800-10.950
KingTech (Тайвань) [15]	15	-	0,03-0,45	-	973-1033	\$ 1.590-5.950
ATJ Turbine (Тайвань) [16]	6	-	0,14-0,25	-	-	\$ 1.750-3.000
Swiwin (Китай) [17]	9	2***	0,06-0,80	-	973	\$ 1.550-6.600
Xicoy Turbines (Іспанія) [18]	8	-	0,045-0,22	-	-	\$ 1.630-2.400
Jets Munt (Іспанія) [19]	6	-	0,098-0,25	-	-	€ 1.770-3.000
Jet Central (Мексика) [20]	6	-	0,10-0,25	-	973	\$ 2.400-4.600
EvoJet (Німеччина) [21]	5	-	0,11-0,22	-	993	\$ 2.400-3.900
Lambert (Німеччина) [22]	7	-	0,019-0,50	-	-	€ 1.550-2.650
BF-Turbines (Німеччина) [23]	4	-	0,12-0,50	-	1033	€ 2.200-2.650
BeePower (Німеччина) [24]	1	1**	0,25	3,7	1053	€ 3.510-4.900
Behotec (Німеччина) [25]	6	-	0,13-0,22	-	923-1023	€ 2.230-2.990
Hawk (Швеція) [26]	4	-	0,11-0,29	3,8-4,7	1033-1073	€ 2.200-3.200
Baird Micro Turbines BMT (ПАР) [27]	3	-	0,12-0,18	3,15	1050	-
Turbine Solutions (Wren Англія) [28]	2	-	0,045-0,10	-	-	£ 1,700-1.850
<b>Двигуни компаній військово-промислового комплексу</b>						
PBS (Чехія) [29]	-	6***	0,40-1,50	-	-	-
Jetpol (Польща) [30]	-	3**	0,14-0,18	-	-	-
TEI (Туреччина) [31]	-	3***	0,40-1,32	-	-	-
EDePro (Сербія) [32]	-	2**	0,43-1,85	-	-	-
Solunox (Пакистан) [33]	-	1***	0,16	-	1073	-
Rafael (Ізраїль) [34]	-	3***	0,17-0,55	-	923-1073	-
Hamilton Sundstrand (США) [35]	-	1***	0,23	4,4	1132	\$ 8.500
Pratt&Whitney (США) [10]	-	1***	0,67	-	-	-

\*- модифікація для університетів, \*\* - спец. комплектації, в т.ч. з телеметрією, \*\*\* - спеціальна UAV-версія



Рис. 3. Провідні виробники серійних комерційних ТРД:

а – AMT (Нідерланди) [13]; б – JetCat (Німеччина) [14]; в – KingTech [15]; г – ATJ Turbine (обидва Тайвань) [16]; д – Swiwin (Китай) [17]; е – Xicoy Turbines (Іспанія) [18]



Рис. 4. Популярні бренди серійних комерційних ТРД:  
 а – Jets Munt (Іспанія) [19], б – Jet Central (Мексика) [20], в – EvoJet [21], г – Lambert [22],  
 д – BF-Turbines (AeroDesign Works) [23], е – BeePower [24], ж – Behotec (всі Німеччина) [25],  
 з – Hawk (Швеція) [26], и – Turbine Solutions (Wren, Англія) [28]

Параметри двигунів характеризують їх технічний рівень і дозволяють за наявності технічних даних також виконати розрахунки та моделювання для оцінки ефективності їх застосування.

Менш поширені міні-ТРД представлені головним чином компаніями з Німеччини (рис. 4). Вони, як правило, поступають провідним виробникам за кількістю запропонованих моделей, повнотою інформації про них, а також нерідко в різних функціях електронного та додаткового обладнання. Крім того, деякі мікро-ТРД, наприклад SimJet (Данія), TTT Turbines (Австралія) і PST Jets (Таїланд), взагалі не включені в табл.2 через закінчення їх випуску.

Незважаючи на це, в цій групі можна відзначити двигуни з характеристиками, що заслуговують на увагу. Наприклад, шведські двигуни Hawk [26] рекордсмени за рівнем підвищення тиску (4,7). Судячи з їх параметрів, це досягається у тому числі коштом підвищеної частоти обертання [35] і цілком відповідає рівню провідних двигунобудівних фірм світу.

Всі зазначені двигуни працюють на гасі з мастилом підшипників ротора паливом (шляхом додавання

до палива 3-5% спеціальної олії). Старт у більшості сучасних мікро-ТРД здійснюється стартер-генератором, пускова система працює на тому ж пальному і має електронне управління подачею палива в процесі виходу на режим малого газу. Такі системи вже набули найбільшого поширення, замінивши раніше застосовувані системи запуску на легкому паливі.

Мікро-ТРД, що пропонуються розробниками з військової сфери (рис. 5), розташовані деяким особняком від комерційних. Найважливішим є те, що навіть за відсутності серійних БПЛА двигуни продовжують розроблятися багато років. При цьому оцінити характеристики багатьох двигунів та ефективність їх застосування на БПЛА, за деякими винятками, важко, оскільки не заведено публікувати їх параметри повністю.

Однак, з тих даних, що відомі (див. табл. 2, рис. 5), складається картина, коли принаймні, за механічною частиною та ціною відхилення в цих двигунах невеликі в порівнянні з мікро-ТРД комерційних виробників.

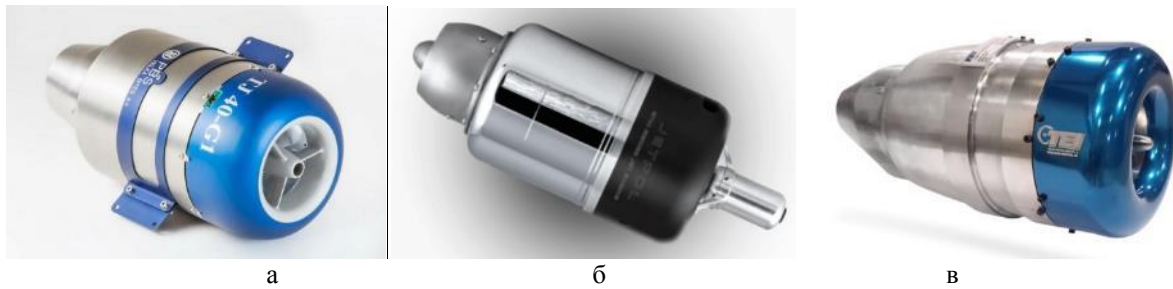


Рис. 5. Спеціалізовані двигуни для БПЛА:  
а – PBS (Чехія) [29], б – Jetpol (Польща) [30], в – TEI (Туреччина) [31]

Це стосується також ресурсу двигунів – комерційні міні-ТРД зараз мають інтервал обслуговування 25 годин роботи, що дозволяє припустити цілком порівнянний з двигунами військового призначення ресурс у 100-150 і більше годин.

У цій лінії (табл. 2) присутні мікро-ТРД із Чехії [29], Польщі [30], Туреччини [31], Сербії [32] та навіть Пакистану [33]. Американська авіаційна промисловість представлена в цій частині ринку мікро-ТРД двома двигунами з тягою 0,23 і 0,67 кН (рис. 6) для 2-х модифікацій крилатих ракет-пасток ADM-160 MALD [10, 35].



Рис. 6. Вершина двигунобудування в даному класі ТРД – двигун фірми Pratt&Whitney TJ-150 (США) з тягою 0,67 кН [10]

Відомостей про застосування цих двигунів для БПЛА інших призначень поки немає, але двигун TJ-150 розглядається як маршовий для перспективних ударних крилатих ракет, у тому числі спеціальних високоточних і протикорабельних [9].

У зв'язку з цим викликає інтерес відразу три моделі міні-ТРД з тягою в діапазоні 0,17-0,55 кН від піонера бойового застосування БПЛА ізраїльської компанії Rafael [11, 34]. Жодних подробиць, крім величини тяги, про ці двигуни поки невідомо. Однак їх анонсування, а також відомі дані про високоточну крилату ракету SPICE 250 масою 110 кг і дальністю до 250 км говорить про те, що один із найвідоміших

розробників безпілотної техніки вже розпочав серійне виробництво малих високошвидкісних БПЛА з мікротурбореактивними двигунами.

Спільним у застосуванні зазначених двигунів є те що їх характеристики нерідко аналізуються для швидкостей польоту діапазоні 0,4-0,8 М [36], що перевищує звичайну для БПЛА з поршневими двигунами швидкість відразу в 3-6 раз. Саме цим можна пояснити той факт, що попри нечисленність серійних високошвидкісних БПЛА, інтерес до них протягом багатьох років не зменшується, а роботи з двигунів для них не припиняються.

Щобільше, про розгортання таких робіт свідчить і значна кількість опублікованих статей про мікро-ТРД у різних журналах. Публікації беруть початок ще 90-х роках минулого століття [5], з моменту появи перших зразків мікро-ТРД.

Більшість робіт присвячено дослідженню процесів мікро-ТРД [37, 38], у тому числі розрахунку характеристик [39] і поліпшенню параметрів [40]. Деякі роботи демонструють можливості сучасних програм розрахунку ТРД стосовно мікродвигунів [41, 42], а також досліджують можливості уточнення цих програм та зменшення похибки розрахунку [43].

Практичне значення мають роботи з дослідження конструкцій та матеріалів мікро-ТРД [44], оптимізації процесу горіння палива в мікро протиточних камерах згоряння [45], а також можливості створення двоконтурних турбовентиляторних редукторних мікродвигунів [46] та їх застосування, у тому числі у гібридних енергоустановках [47].

Однак лише невелика частина робіт присвячена швидкісним характеристикам мікро-ТРД та узгодженню їх з характеристиками літальних апаратів, з більш менш докладним дослідженням та аналізу робочих процесів [48]. Навпаки, наявні роботи з високошвидкісних БПЛА нерідко висвітлюють питання їх аеродинаміки та застосування у відриві від характеристик двигунів, які б допомогли досягти необхідної швидкості [49].

В результаті в деяких випадках спостерігається досить спрощений підхід до досліджень, коли мікро-ТРД розглядається ізольовано від його можливого

авіаційного застосування, або коли БПЛА досліджується у відриві від двигуна та його характеристик. Це може призвести до вибору неоптимальних параметрів, невірних обмежень області застосування мікро-ТРД або навпаки, до необґрунтованого розширення цієї області.

### 2. Постановка задачі

Метою дослідження є оцінка ефективності застосування серійних комерційних мікро-ТРД на високошвидкісних БПЛА. Для досягнення поставленої мети є необхідним вирішити такі завдання: вибрати програму газодинамічного розрахунку, виконати математичне моделювання характеристик мікро-ТРД, на підставі отриманих даних виконати аналіз умов та ефективності застосування розглянутого типу двигунів на високошвидкісних БПЛА.

### 3. Вибір розрахункової програми

Для подальших досліджень вибрано відому німецьку програму для розрахунку газотурбінних двигунів GasTurb версії 14 [50, 51]. Програма заснована на загальній теорії газотурбінних двигунів [52] та лопаткових машин [53].

Вибір саме цієї програми обумовлений декількома причинами, у тому числі тим, що вона вже набула поширення при дослідженні мікро-ТРД [6, 42, 43], має інтерфейс, що легко розуміється, і широкий вибір функцій. Як переваги програми слід вказати можливість розрахунку не тільки термодинамічних характеристик (Basic Thermodynamics), але й попереднього проектування (Engine Design), з визначенням розмірів та вигляду двигуна, а також параметричні дослідження та розрахунок характеристик вже спроектованого двигуна (Off Design).

### 4. Математична модель

На даному етапі сформульовано основні положення та визначено порядок дослідження. Для цього були переглянуті різні БПЛА та двигуни з відомими параметрами та характеристиками.

Як об'єкт дослідження обрано два мікро-ТРД – Hamilton Sundstrand TJ-50 з тягою 0,23 кН [35] та Pratt&Whitney TJ-150 з тягою 0,67 кН [10], що застосовуються на крилатих ракетах MALD.

Вибір першого двигуна (рис. 7) обумовлений наявністю докладного опису [35] та відомими дослідженнями високошвидкісних БПЛА аналогічної маси та типу [12, 36].

Другий двигун розглядався як зразок і розраховувався для зіставлення з комерційними мікроТРД аналогічної або близької тяги. Для обох варіантів

двигунів виконувався термогазодинамічний розрахунок (рис. 8) та ескізне проектування з метою наближеного визначення конструктивної схеми та порівняння з прототипом (рис. 9).

TJ – 50	Objective	Demonstrated
Thrust [N]	231	254
Air Flow [kg/s]	0.363	0.381
Pressure Ratio	4.4	5.2
Turbine Inlet Temperature [°C]	1132	1093
Engine diameter [mm]	-	111.7
Engine length [mm]	-	304.8

Рис. 7. Дані мікро-ТРД Hamilton Sundstrand TJ-50 [35]

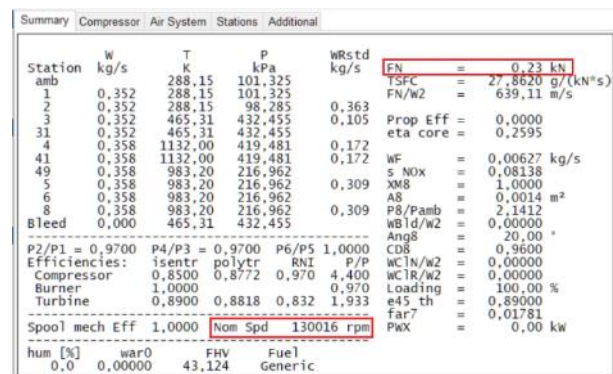


Рис. 8. Приклад термогазодинамічного розрахунку за допомогою модуля Basic Thermodynamics у програмі GasTurb14 для двигуна Hamilton Sundstrand TJ-50 з тягою 0,23 кН

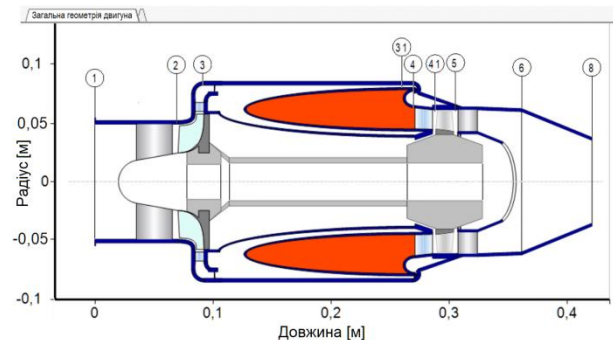


Рис. 9. Приклад конструктивної схеми мікроТРД, розрахованої за допомогою модуля Engine Design програми GasTurb14 для двигуна Pratt&Whitney TJ-150 з тягою 0,67 кН [10]

На даному етапі також виконано параметричне дослідження впливу основних конструктивних параметрів – ступеня підвищення тиску в компресорі та температури газів перед турбіною, на тягу та питому витрату палива (рис. 10). Встановлено, що збільшити ступінь підвищення тиску в відцентровому компресорі мікро-ТРД вище 4,7 зараз практично неможливо

навіть доведенням за допомогою 3D-моделювання [40].

Однак при ступені підвищення тиску менше 4,2 двигун заданих розмірів починає помітно програвати по тязі та питомій витраті палива (рис. 10). На підставі цього визначено, що у високошвидкісних БПЛА класу, що розглядається, двигун повинен мати ступінь підвищення тиску в компресорі в діапазоні 4,2-4,7.

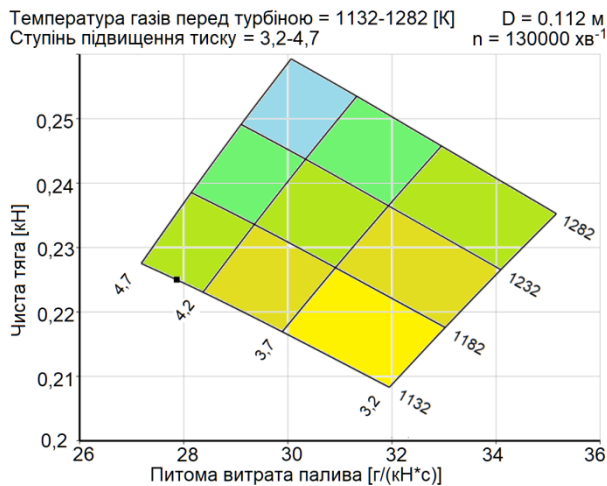


Рис. 10. Розрахована у програмі GasTurb14 діаграма залежності тяги та питомої витрати палива мікро-ТРД TJ-50 при різних ступенях підвищення тиску в компресорі та температурі газів перед турбіною

Вплив температури газів перед турбіною на параметри сильніший (рис. 10), проте будь-яка її зміна, особливо, збільшення, неможлива – у мікро-ТРД застосовуються виключно конструкції з неохолоджуваними лопатками турбіни, температура газів перед турбіною визначається лише властивостями жароміцного сплаву й у переважній більшості двигунів не переважає 1130К (табл. 2).

## 5. Результати моделювання та їх обговорення

Для оцінки ефективності застосування мікро-ТРД на високошвидкісних БПЛА виконувалося також моделювання робочих характеристик. Для визначення робочого режиму мікро-ТРД у польоті за допомогою модуля Off Design програми GasTurb14 була розрахована дросельна характеристика (рис. 11).

Згідно з отриманими даними, польотний робочий режим мікро-ТРД доцільно вибрати виходячи з мінімуму питомої витрати палива на частоті обертання 92-95% від максимальної. У цьому режимі тяга становить 72-78% від максимальної (рис. 11).

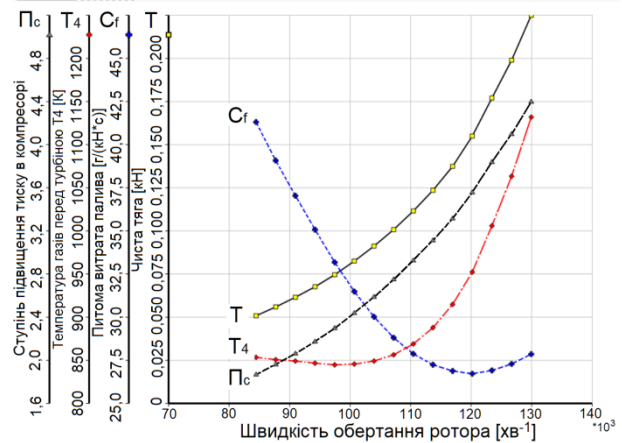


Рис. 11. Розрахована за допомогою модуля Off Design залежність параметрів (ступеня підвищення тиску в компресорі  $P_c$ , температури газів перед турбіною  $T_4$ , питомої витрати палива  $r$  та тяги  $T$ ) мікро-ТРД TJ-50 від частоти обертання

Швидкісні характеристики (рис. 12) розраховані попередньо для максимального режиму двигуна при різних ступенях підвищення тиску. Результати розрахунку підтвердили зроблений висновок про допустимий діапазон значень ступеня підвищення тиску. Далі ці дані були використані для оцінки ефективності застосування мікро-ТРД на високошвидкісних БПЛА.

Відомо, що при польоті літального апарату на постійній висоті та швидкості підйомна сила  $Y$  дорівнює вазі  $Mg$ , а сила тяги  $T$  – силі аеродинамічного опору  $X$ .

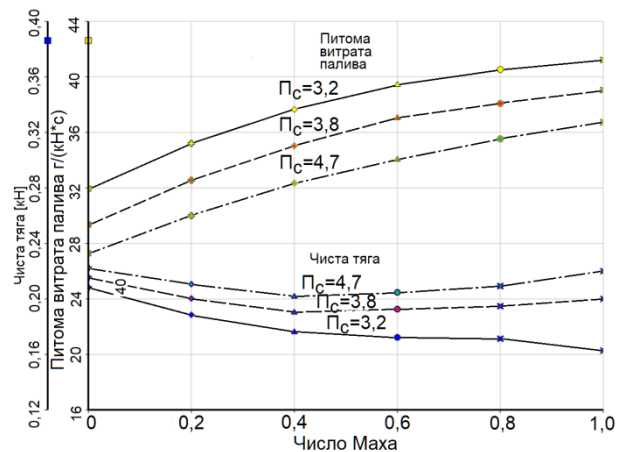


Рис. 12. Отримані у програмі GasTurb14 результати параметричного дослідження швидкісних характеристик мікро-ТРД при різному ступені підвищення тиску в компресорі  $P_c$

Тоді справедливе рівняння:

$$\frac{Y}{X} = \frac{Mg}{T} \quad (1)$$



Звідки тяга:

$$T = \frac{Mg}{Y/X} \quad (2)$$

З іншого боку, за визначенням тяги будь-якого реактивного двигуна [52], вона пропорційна питомому імпульсу  $I$  та секундній витраті палива  $dm/d\tau$ , тобто:

$$T = I \frac{dm}{d\tau} \quad (3)$$

Тоді з рівнянь (2) та (3)

$$\frac{d\tau}{I} = \left(\frac{Y}{X}\right) \frac{dm}{Mg} \quad (4)$$

Питомий імпульс є величина, зворотна питомій витраті палива  $C_f$  [52], зміна маси палива  $dm$  точно дорівнює зміні маси літального апарату  $dM$ , а рух зі швидкістю  $v$  протягом часу  $d\tau$  визначає відстань  $dL$ , яку пролітає апарат за цей час. Тоді із (4) отримаємо рівняння:

$$vd\tau = \frac{v}{gC_f} \left(\frac{Y}{X}\right) \frac{dM}{M}$$

звідки після інтегрування правої та лівої частини по всьому часу польоту БПЛА отримаємо дальність польоту:

$$L = \frac{v}{gC_f} \left(\frac{Y}{X}\right) \ln \frac{M_0}{M_1} \quad (5)$$

де  $M_0$ ,  $M_1$  – початкова (злітна) і кінцева (суха) маса БПЛА. Враховуючи, що різниця між цими масами становить масу палива  $M_f$ , рівняння (5) отримаємо у вигляді:

$$L = \frac{v}{gC_f} \left(\frac{Y}{X}\right) \ln \left(\frac{1}{1-\bar{M}_f}\right) \quad (6)$$

де  $\bar{M}_f$  – відносна частка палива в початковій (злітній) масі БПЛА.

Для отримання кількісних результатів за допомогою рівняння (6) необхідно знати аеродинамічні характеристики БПЛА (відношення підйомної сили до сили аеродинамічного опору при крейсерській швидкості польоту  $v$ ) та відносну частку палива в початковій масі.

Такі дані наведені в роботі [36], де досліджуються відразу три модифікації міні крилатих ракет з різною формою крила (пряме, стрілоподібне та трапецієподібне), зокрема, даються вагові характеристики (табл. 3) та шукане відношення аеродинамічних сил (рис. 13).

При рекомендованому куті атаки 4-50 [36] відношення сил становить приблизно 2,0-2,5. Тоді з рівняння (2) випливає, що для БПЛА з ваговими даними (табл. 3) може підійти мікро-ТРД з тягою 0,23 кН або трохи більше – це все той же Hamilton Sundstrand TJ-50, а також, і в тому числі велика кількість дешевих комерційних аналогів (див. табл. 2).

Таблиця 3

Вагові характеристики крилатої ракети-аналогу ADM-160 MALD [36]

Елемент конструкції	Маса	
	кг	%
Фюзеляж	5	10
Крила	5	10
Керуючі поверхні, оперення	1	2
Двигун та системи	4	8
Паливо та паливний бак	25	50
Корисне навантаження	10	20
РАЗОМ	50	100

Наприклад, підійдуть двигуни AMT Olympus HP (6 модифікацій) [13], JetCat P250-PRO (3 модифікації) [14], KingTech K-235G4 [15], Swiwin SW240B [17], Jets Munt M250XBL [19] та ще цілий ряд варіантів.

Ці двигуни мають ціну в межах 2900-6500 USD та можуть мати серйозну комплектацію – з безколекторним стартер-генератором та паливним насосом, автоматичним повітряним стартом, можливістю програмування системи керування з блоку наземного обслуговування, системою висотно-швидкісної корекції подачі палива, захисту двигуна від аварійних ситуацій та іншими вузлами та системами [13-15, 17].

При розрахунках за допомогою рівняння (6), крім аеродинамічних характеристик БПЛА (рис. 13), слід використовувати дані (див. рис. 12) про зміну питомої витрати палива за швидкістю польоту.

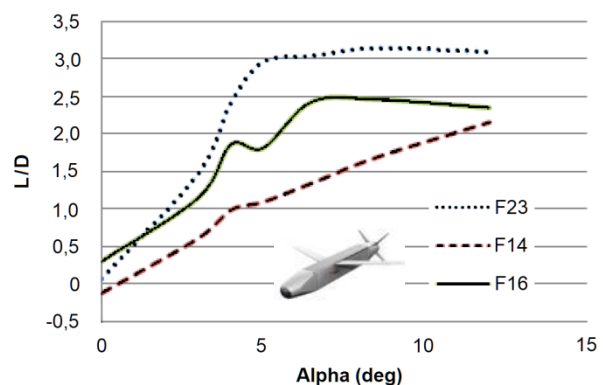


Рис. 13. Відношення підйомної сили до сили аеродинамічного опору в залежності від кута атаки при швидкості польоту 100 м/с для 3-х варіантів крилатих ракет з різною формою крила [36]

Результати розрахунків представлені на рис. 14 для однієї швидкості польоту 150 м/с (540 км/год,  $M=0,44$ ), яка в 3 рази вище за звичайний рівень швидкості польоту БПЛА з поршнеvim двигуном і гвинтом постійного кроку [54].

Як впливає з рис. 14, дальність польоту зростає зі зростанням запасу палива на борту, проте низький рівень підвищення тиску в компресорі мікро-ТРД очікувано призводить до втрати дальності польоту (до 20%).

Цікаво порівняння отриманих результатів з відомими даними БПЛА з поршнеvim двигуном та близькою масою 60 кг [54]. За відносної маси палива 30% поршневої БПЛА, маючи швидкість 50 м/с, забезпечує дальність польоту 308 км. Це приблизно відповідає дальності польоту крилатої ракети з мікро-ТРД за тієї ж відносної маси палива (див. рис. 14), але з набагато більшою швидкістю.

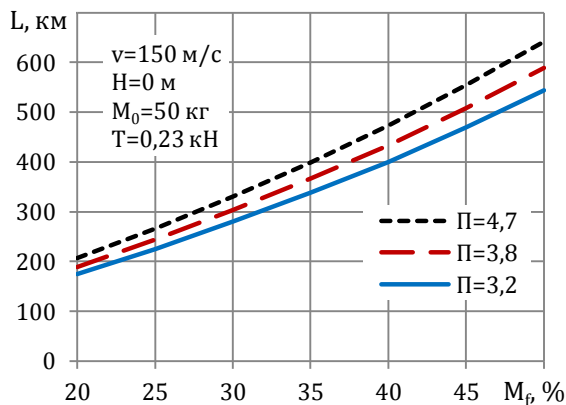


Рис. 14. Орієнтовна залежність дальності польоту БПЛА з мікро-ТРД від відносної маси палива при різному ступені підвищення тиску в компресорі

З іншого боку, для отримання необхідної потужності 7-10 кВт для БПЛА масою 50-60 кг потрібен поршнеvim двигун об'ємом 100-150 см<sup>3</sup>. За цих умов його маса становить 3-5 кг залежно від тактності, що дещо більше, ніж у мікро-ТРД [55]. Ціна поршневих двигунів у цьому спектрі потужностей помітно, на 30-50%, менше, ніж мікро-ТРД [56], що може мати значення при масовому виробництві. Водночас БПЛА з мікро-ТРД, порівняно з поршнеvim двигунами з гвинтом фіксованого кроку, легко забезпечують ту ж дальність польоту при тій же відносній масі палива коштом щонайменше втричі вищої швидкості. Причому характерно, що тягоозброєність крилатих ракет з мікро-ТРД лежить в межах 0,4-0,5 від повної ваги БПЛА [9, 12, 36].

За таких характеристик застосування мікро-ТРД виявляється ефективніше при дальності польоту понад 300 км. В результаті при швидкості польоту по-

над 150 м/с (540 км/год) мікро-ТРД забезпечує істотну перевагу перед поршнеvim двигуном для цілого ряду оперативного-тактичних завдань.

## Висновки

1. Для оцінки ефективності застосування серійних комерційних мікроТРД з тягою до 1 кН на високошвидкісних БПЛА масою до 200 кг використано стандартну програму розрахунку газотурбінних двигунів GasTurb14, за допомогою якої проведено газодинамічні розрахунки, отримано конструктивну схему та виконано математичне моделювання характеристик мікро-ТРД.

2. На підставі отриманих даних виконано аналіз умов та ефективності застосування розглянутого типу двигунів на високошвидкісних БПЛА оперативно-тактичного рівня, визначено можливі виробники та моделі комерційних двигунів, що випускаються ними, а також їх можлива комплектація.

3. В результаті дослідження визначено, що двигун повинен забезпечувати тягоозброєність 0,4-0,5, мати ступінь підвищення тиску в компресорі в діапазоні 4,2-4,7, а номінальний польотний режим мікро-ТРД доцільно вибрати на частоті обертання 92-95% від максимальної.

4. Встановлено також, що БПЛА з мікро-ТРД, у порівнянні з поршнеvim двигунами з гвинтом фіксованого кроку, легко забезпечують ту ж дальність польоту при тій же відносній масі палива 30-50% коштом як мінімум втричі вищої швидкості. В цілому мікро-ТРД виявляється більш ефективним при дальності польоту понад 300 км, а при швидкості польоту понад 150 м/с (540 км/год) забезпечує істотну перевагу перед поршнеvim двигуном для цілого ряду оперативно-тактичних завдань.

## Література

1. Austin, R. *Unmanned Aircraft Systems. UAVs design, development and deployment* [Text] / R. Austin. – Chichester : John Wiley and Sons, Ltd. – 2010. – 332 p.
2. Класифікація, функції та завдання безпілотної авіації у сфері цивільного захисту України [Текст] / С. П. Мосов, В. В. Хижняк, А. О. Литовченко, Д. М. Ядченко // Науковий вісник: Цивільний захист та пожежна безпека. – 2021. – № 2 (12). – С. 54-67. DOI: 10.33269/nvcz.2021.2.54-68.
3. Boyce, M. P. *Gas turbine engineering handbook. 2nd ed.* [Text] / M. P. Boyce. – Houston, Butterworth-Heinemann, 1995. – 799 p.
4. *The Jet Engine. Fifth edition* [Text]. – Birmingham, Rolls-Royce, 1986. – 278 p.
5. Schreckling, K. *Gas Turbines for Model Aircraft* [Text] / K. Schreckling. – Worcestershire, Traplet Publication Ltd., 2003. – 105 p.

6. Large, J. *Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems* [Text] / J. Large, A. Pesyridis // *Aerospace*. – 2019. – Vol. 6. – 36 p.
7. Командиру підрозділу по застосуванню БПАК тактичного рівня (за досвідом проведення ООС (раніше АТО)). – Київ : «Центр учбової літератури». – 2022. – 66 с.
8. Jet pack. *Wikipedia, the free encyclopedia* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://en.wikipedia.org/wiki/Jet\\_pack](https://en.wikipedia.org/wiki/Jet_pack). – 20.04.2023.
9. ADM-160 MALD (Miniature Air-Launched Decoy). *Wikipedia, the free encyclopedia* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://en.wikipedia.org/wiki/ADM-160\\_MALD](https://en.wikipedia.org/wiki/ADM-160_MALD). – 20.04.2023.
10. Small but Powerful. Pratt&Whitney Dependable Engines [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.prattwhitney.com/ar/newsroom/news/2017/08/03/small-but-powerful-the-tj-150>. – 20.04.2023.
11. Micro Turbojet Engines - Rafael Advanced Defense Systems. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://www.rafael.co.il/wp-content/uploads/2019/04/STARGATE\\_TJ-40\\_60\\_120.pdf](https://www.rafael.co.il/wp-content/uploads/2019/04/STARGATE_TJ-40_60_120.pdf). – 20.04.2023.
12. Jimmerson, G. T. Application of low-cost turbojet powered interceptors for cruise missile defense. Prepared in collaboration with Northrop Grumman Corporation [Text] / G. T. Jimmerson // *Technical Report, NTIS Issue No. 200112*. – 2000. – 10 p.
13. AMT Netherlands. High performance gas turbines. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.amtjets.com/>. – 20.04.2023.
14. JetCat. Official Website. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.jetcat.de/>. – 20.04.2023.
15. KingTech Turbines Co., Ltd. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://kingtechtw.com/>. – 20.04.2023.
16. ATJ Turbine Co., Ltd. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.atj.com.tw/>. – 20.04.2023.
17. Swiwin Turbine and Jets. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.sw-jet.com/>. – 20.04.2023.
18. XicoyTurbines. Xicoi Innovation and Technology. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.xicoyturbines.com/>. – 20.04.2023.
19. Jets Munt Turbines. Aeromodelling Engines and Accessories. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://jets-munt.com/>. – 20.04.2023.
20. Jet Central. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://jetcentral.com.mx/>. – 20.04.2023.
21. EvoJet. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.evojets.de/>. – 20.04.2023.
22. Lambert Modellturbinen. Kolibri - die kleinste und leichteste Kommerziell erhältliche Turbine der Welt! [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://lambert-modellturbinen-online-shop.de/>. – 20.04.2023.
23. AeroDesignWorks. Model Jet Turbines. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.aerodesignworks.com/>. – 20.04.2023.
24. BeePower. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [http://www.turbineshop.com/epages/61996464.sf/de\\_DE/?ObjectPath=/Shops/61996464/Categories/Turbinen/BeePower](http://www.turbineshop.com/epages/61996464.sf/de_DE/?ObjectPath=/Shops/61996464/Categories/Turbinen/BeePower). – 20.04.2023.
25. Behotec. The real power turbines. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.behotec.de/>. – 20.04.2023.
26. Hawk Turbine. State of the Art Turbine. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.hawkturbine.com/>. – 20.04.2023.
27. Baird Micro Turbines (BMT). [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.bairdtech.com/>. – 20.04.2023.
28. Turbine Solution. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.turbinesolutions.co.uk/>. – 20.04.2023.
29. PSB Aircraft Engines. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.pbs.cz/en/Aerospace/Aircraft-Engines>. – 20.04.2023.
30. Jetpol. Polish manufacturer of miniature GTM turbojet engines. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://jetpol.tech/engines/>. – 20.04.2023.
31. TEI Tusas Motor Sanayii A.S. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.tei.com.tr/>. – 20.04.2023.
32. EDePro. Engine Development & Production. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.edepro.com/>. – 20.04.2023.
33. Solunox (PVT) Ltd. Micro-turbine engine for UAVs. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://solunox.com.pk/micro-turbine-engine-for-uavs/>. – 20.04.2023.
34. Rafael extends SPICE 250 range with new turbojet engine [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.rafael.co.il/press/rafael-extends-spice-250-range-with-new-turbojet-engine/>. – 20.04.2023.
35. Harris, M. M. Miniature turbojet development at Hamilton Sundstrand: the TJ-50, TJ-120 and TJ-30 turbojets [Text] / M. M. Harris, A. C. Jones, E. J. Alexander // 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies, and Operations. Aerospace, San Diego. – 2003. – 12 p. DOI: 10.2514/6.2003-6568.
36. Nugroho, L. Preliminary Design of Turbojet Cruise Missiles [Text] / L. Nugroho // *Advance in Aerospace Science and Technology in Indonesia. Conference Paper*. – 2016. – P. 36-46. DOI: 10.5281/zenodo.3368546.
37. Oppong, F. Micro Gas Turbine Performance Evaluation. Thesis for the degree of Master of Engineering (Mechanical) [Text] / F. Oppong. – Stellenbosch University. – 2016. – 112 p.
38. Suchocki, T. Numerical investigation of a GTM-140 turbojet engine [Text] / T. Suchocki, P. Lampart, P. Klonowicz // *Open Eng*. – 2015. – Vol. 5. – P. 478-484. DOI: 10.1515/eng-2015-053.

39. Rahman, N. U. A numerical investigation into the effect of engine bleed on performance of a single-spool turbojet engine [Text] / N. U. Rahman, J. F. Whidborne // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2008. – Vol. 222, Iss. 7. – P. 939-949. DOI: 10.1243/09544100JAERO389.

40. Oppong, F. Upgrading the BMT 120 KS Micro Gas Turbine [Text] / F. Oppong, S. J. van der Spuy, T. W. von Backström // *R & D Journal of the South African Institution of Mechanical Engineering*. – 2017. – Vol. 33. – P. 22-31.

41. Sung, R. A Comparative Study of the Gas Turbine Simulation Program (GSP) 11 and GasTurb 11 on Their Respective Simulations for a Single-Spool Turbojet. Master's Thesis [Text] / R. Sung. Knoxville // *University of Tennessee*. – 2013. – 62 p.

42. Oppong, F. Micro gas turbine performance evaluation [Text] / F. Oppong, S. J. van der Spuy, T. W. von Backström, A. Lacina Diaby // *Conference Paper, 4th UMaT Biennial International Mining and Mineral Conference, Ghana*. – 2016. – 8 p.

43. Elzahaby, A. M. Theoretical and Experimental Analysis of a Micro Turbojet Engine's Performance [Text] / A. M. Elzahaby, M. K. Khalil, H. E. Khalil // *International Journal of Scientific & Engineering Research*, 2016. – Vol. 7, Iss. 1. – P. 404-410.

44. Dutczak, J. Micro turbine engines for drones propulsion [Text] / J. Dutczak // *Scientific Conference on Automotive Vehicles and Combustion Engines (KONMOT 2016)*. IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. – 2016. – Vol. 148 (012063). – 11 p. DOI: 10.1088/1757-899X/148/1/012063.

45. Harden, M. A. Computational Fluid Dynamics Analysis of the Combustion Process for the TJT-3000 Micro Jet Turbine Engine. Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science in Engineering [Text] / M. A. Harden // *Youngstown State University*. – 2021. – 117 p.

46. Kadosh, K. Micro-Turbojet to Turbofan Conversion Via Continuously Variable Transmission: Thermodynamic Performance Study [Text] / K. Kadosh, B. Cukurel // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2017. – Vol. 139. – 10 p. DOI: 10.1115/1.4034262.

47. Capata, R. Experimental Campaign Tests on Ultra Micro Gas Turbines, Fuel Supply Comparison and Optimization [Text] / R. Capata, M. Saracchini // *Energies*, 2018. – Vol. 11. – 12 p. DOI: 10.3390/en11040799.

48. Erario, M. L. Model-based dynamic performance simulation of a microturbine [Text] / M. L. Erario, M. Grazia De Giorgi, R. Przynsowa // *Preprints*, 16 Dec. – 2021. – 17 p. DOI: 10.20944/preprints202112.0281.v1.

49. Богославець, С. О. Тенденції розвитку високошвидкісних безпілотних літаків у світі та в Україні [Текст] / С. О. Богославець, П. М. Стешенко // *Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації*. – 2019. – Вип. 15 (22). – С. 55-61.

50. GasTurb 14. Professional software for gas turbine performance calculation. Built for engineers, managers, researchers and students alike [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.gasturb.de/>. – 20.04.2023.

51. GasTurb 14. Design and Off-Design Performance of Gas Turbines [Text]. – GasTurb GmbH., 2023. – 362 p.

52. Oates, G. C. Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion. 3rd ed [Text] / G. C. Oates. – Reston, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1997. – 456 p.

53. Farokhi, S. Aircraft propulsion. Second edition [Text] / S. Farokhi. – New Delhi, John Wiley & Sons Ltd., 2014. – 1014 p.

54. Лемко, О. Л. Аеродинамічні та льотно-технічні характеристики перспективного безпілотного літального апарату схеми «літаюче крило» [Текст] / О. Л. Лемко, А. Д. Молодчик // *Механіка гіроскопічних систем*. – 2015. – Вип. 29. – С. 44-52. DOI: 10.20535/0203-377129201567172.

55. Barnard Microsystems [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [https://barnardmicrosystems.com/UAV/engines/2\\_stroke.html](https://barnardmicrosystems.com/UAV/engines/2_stroke.html). – 20.04.2023.

56. AeroExpo by VirtualExpo Group. Aircraft components. Propulsion. Piston engine [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.aeroexpo.online/aeronautic-manufacturer/piston-engine-73.html>. – 20.04.2023.

## References

1. Austin, R. *Unmanned Aircraft Systems. UAVs design, development and deployment*. Chichester: John Wiley and Sons, Ltd., 2010. 332 p.

2. Mosov, S. P., Khizhnyak, V. V., Lytovchenko, A. O. & Yachchenko, D. M. Klasifikatziya, funktsii ta zavdannya bezpilotnoy aviatzii u sferi tzivilnogo zakhistu Ukrainy [Classification, functions and tasks of unmanned aviation in the field of civil defense of Ukraine]. *Scientific bulletin: Civil protection and fire safety*, 2021, no. 2 (12), p. 54-67. DOI: 10.33269/nvcz.2021.2.54-68

3. Boyce, M. P. *Gas Turbine Engineering Handbook*. 2nd ed. Butterworth-Heinemann, 1995. 799 p.

4. *The Jet Engine*. Fifth edition. Birmingham, Rolls-Royce, 1986. 278 p.

5. Schreckling, K. *Gas Turbines for Model Aircraft*. Traplet Publication Ltd., 2003. 105 p.

6. Large, J. & Pesyridis, A. Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems. *Aerospace*, 2019, no. 6. 36 p.

7. *Komandyru pidrozdilu po zastosuvannu BPAK taktychnogo rivnya (za dosvidom provedennya OOS (ranishe ATO))* [To the commander of the unit for the use of tactical-level UAC (based on the experience of carrying out OOS (formerly ATO))]. Kyiv, Center for educational literature, 2022. 66 p.

8. *Jet pack*. Wikipedia, the free encyclopedia. Available at: [https://en.wikipedia.org/wiki/Jet\\_pack](https://en.wikipedia.org/wiki/Jet_pack) (accessed 20.04.2023).
9. *ADM-160 MALD (Miniature Air-Launched Decoy)*. Wikipedia, the free encyclopedia. Available at: [https://en.wikipedia.org/wiki/ADM-160\\_MALD](https://en.wikipedia.org/wiki/ADM-160_MALD) (accessed 20.04.2023).
10. *Small but Powerful*. Pratt&Whitney Dependable Engines. Available at: <https://www.prattwhitney.com/ar/newsroom/news/2017/08/03/small-but-powerful-the-tj-150> (accessed 20.04.2023).
11. *Micro Turbojet Engines - Rafael Advanced Defense Systems*. Available at: [https://www.rafael.co.il/wp-content/uploads/2019/04/STARGATE\\_TJ-40\\_60\\_120.pdf](https://www.rafael.co.il/wp-content/uploads/2019/04/STARGATE_TJ-40_60_120.pdf) (accessed 20.04.2023).
12. Jimmerson, G. T. Application of low-cost turbojet powered interceptors for cruise missile defense. Prepared in collaboration with Northrop Grumman Corporation. *Technical Report*, NTIS Iss. 200112, 2000. 10 p.
13. *AMT Netherlands*. High performance gas turbines. Available at: <https://www.amtjets.com/> (accessed 20.04.2023).
14. *JetCat*. Official Website. Available at: <https://www.jetcat.de/> (accessed 20.04.2023).
15. *KingTech Turbines Co., Ltd.* Available at: <https://kingtechtw.com/> (accessed 20.04.2023).
16. *ATJ Turbine Co., Ltd.* Available at: <https://www.atj.com.tw/> (accessed 20.04.2023).
17. *Swiwin Turbine and Jets*. Available at: <https://www.sw-jet.com/> (accessed 20.04.2023).
18. *Xicoy Turbines*. Xicoi Innovation and Technology. Available at: <https://www.xicoyturbines.com/> (accessed 20.04.2023).
19. *Jets Munt Turbines*. Aeromodelling Engines and Accessories. Available at: <https://jets-munt.com/> (accessed 20.04.2023).
20. *Jet Central*. Available at: <https://jetcentral.com.mx/> (accessed 20.04.2023).
21. *EvoJet*. Available at: <https://www.evojets.de/> (accessed 20.04.2023).
22. *Lambert Modellturbinen*. Kolibri - die kleinste und leichteste Kommerziell erhältliche Turbine der Welt! Available at: <https://lambert-modellturbinen-online-shop.de/> (accessed 20.04.2023).
23. *AeroDesignWorks*. Model Jet Turbines. Available at: <https://www.aerodesignworks.com/> (accessed 20.04.2023).
24. *BeePower*. Available at: [http://www.turbinen-shop.com/epages/61996464.sf/de\\_DE/?ObjectPath=/Shops/61996464/Categories/Turbinen/BeePower](http://www.turbinen-shop.com/epages/61996464.sf/de_DE/?ObjectPath=/Shops/61996464/Categories/Turbinen/BeePower) (accessed 20.04.2023).
25. *Behotec*. The real power turbines. Available at: <http://www.behotec.de/> (accessed 20.04.2023).
26. *Hawk Turbine*. State of the Art Turbine. Available at: <http://www.hawkturbine.com/> (accessed 20.04.2023).
27. *Baird Micro Turbines (BMT)*. Available at: <http://www.bairdtech.com/> (accessed 20.04.2023).
28. *Turbine Solution*. Available at: <https://www.turbinesolutions.co.uk/> (accessed 20.04.2023).
29. *PSB Aircraft Engines*. Available at: <https://www.pbs.cz/en/Aerospace/Aircraft-Engines/> (accessed 20.04.2023).
30. *Jetpol*. Polish manufacturer of miniature GTM turbojet engines. Available at: <https://jetpol.tech/engines> (accessed 20.04.2023).
31. *TEI Tusas Motor Sanayii A. S.* Available at: <https://www.tei.com.tr/> (accessed 20.04.2023).
32. *EDePro*. Engine Development & Production. Available at: <https://www.edepro.com/> (accessed 20.04.2023).
33. *Solunox (PVT) Ltd*. Micro-turbine engine for UAVs. Available at: <https://solunox.com.pk/micro-turbine-engine-for-uavs/> (accessed 20.04.2023).
34. *Rafael extends SPICE 250 range with new turbojet engine*. Available at: <https://www.rafael.co.il/press/rafael-extends-spice-250-range-with-new-turbojet-engine/> (accessed 20.04.2023).
35. Harris, M. M., Jones, A. C., Alexander, E. J. Miniature turbojet development at Hamilton Sundstrand: the TJ-50, TJ-120 and TJ-30 turbojets. 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies, and Operations. *Aerospace*, San Diego, 2003. 12 p. DOI: 10.2514/6.2003-6568.
36. Nugroho, L. Preliminary Design of Turbojet Cruise Missiles. *Advance in Aerospace Science and Technology in Indonesia*. Conference Paper, 2016, pp. 36-46. DOI: 10.5281/zenodo.3368546.
37. Opping, F. *Micro Gas Turbine Performance Evaluation*. Thesis for the degree of Master of Engineering. Stellenbosch University, 2016. 112 p.
38. Suchocki, T., Lampart, P. & Klonowicz, P. Numerical investigation of a GTM-140 turbojet engine. *Open Eng.*, 2015, vol. 5, pp. 478-484. DOI: 10.1515/eng-2015-0053.
39. Rahman, N. U. & Whidborne, J. F. A numerical investigation into the effect of engine bleed on performance of a single-spool turbojet engine. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008, vol. 222, no. 7, pp. 939-949. DOI: 10.1243/09544100JAERO389.
40. Opping, F., van der Spuy S. J. & von Backström T. W. Upgrading the BMT 120 KS Micro Gas Turbine. *R & D Journal of the South African Institution of Mechanical Engineering*, 2017, vol. 33, pp. 22-31.
41. Sung, R. *A Comparative Study of the Gas Turbine Simulation Program (GSP) 11 and GasTurb 11 on Their Respective Simulations for a Single-Spool Turbojet*. Master's Thesis. Knoxville, University of Tennessee, 2013. 62 p.
42. Opping, F., van der Spuy S. J., von Backström T. W. & Lacina Diaby A. Micro gas turbine performance evaluation. *4th UMaT Biennial International Mining and Mineral Conference*, Conference Paper, Ghana, 2016. 8 p.
43. Elzahaby, A. M., Khalil, M. K. & Khalil, H. E. Theoretical and Experimental Analysis of a Micro Turbojet Engine's Performance. *International Journal of Scientific & Engineering Research*, 2016, vol. 7, iss. 1, pp. 404-410.

44. Dutczak, J. Micro turbine engines for drones propulsion. Scientific Conference on Automotive Vehicles and Combustion Engines (KONMOT 2016). *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 2016, vol. 148 (012063). 11 p. DOI: 10.1088/1757-899X/148/1/012063.

45. Harden, M. A. *Computational Fluid Dynamics Analysis of the Combustion Process for the TJT-3000 Micro Jet Turbine Engine*. Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science in Engineering. Youngstown, Youngstown State University, 2021. 117 p.

46. Kadosh, K. & Cukurel, B. Micro-Turbojet to Turbofan Conversion Via Continuously Variable Transmission: Thermodynamic Performance Study. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, vol. 139. 10 p. DOI: 10.1115/1.4034262.

47. Capata, R. & Saracchini, M. Experimental Campaign Tests on Ultra Micro Gas Turbines, Fuel Supply Comparison and Optimization. *Energies*, 2018, vol. 11. 12 p. DOI: 10.3390/en11040799.

48. Erario, M. L., Grazia De Giorgi M. & Przynowa R. Model-based dynamic performance simulation of a microturbine. *Preprints*, 16 December 2021. 17 p. DOI: 10.20944/preprints202112.0281.v1.

49. Bogoslavets, S. O. & Steshenko, P. M. Trends in the development of high-speed unmanned aircraft in the world and in Ukraine [Tendentzii rozvitku vysokoshvidkostnykh bezpilotnykh litakiv u sviti ta v Ukraini].

*Collection of scientific works of the State Research Institute of Aviation*, 2019, vol. 15 (22), pp. 55-61.

50. *GasTurb 14. Professional software for gas turbine performance calculation. Built for engineers, managers, researchers and students alike*. Available at: <https://www.gasturb.de/> (accessed 20.04.2023).

51. *GasTurb 14. Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*. GasTurb GmbH, 2023. 362 p.

52. Oates, G. C. *Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1997. 456 p.

53. Farokhi, S. *Aircraft propulsion*. Second edition. New Delhi, John Wiley & Sons Ltd., 2014. 1014 p.

54. Lemko, O. L., Molodchik, A. D. Aerodynamichni ta liotno-tekhnicni kharakterystyky perspektyvnogo bezpilotnogo litalnogo aparatu skhemy "litayuche krylo" [Aerodynamic and flight technical characteristics of the promising unmanned aerial vehicle of the "flying wing" scheme]. *Mechanics of gyroscopic systems*, 2015, vol. 29, pp. 44-52. DOI: 10.20535/0203-377129 201567172.

55. *Barnard Microsystems*. Available at: [https://barnardmicrosystems.com/UAV/engines/2\\_stroke.html](https://barnardmicrosystems.com/UAV/engines/2_stroke.html) (accessed 20.04.2023).

56. *AeroExpo by VirtualExpo Group. Aircraft components. Propulsion. Piston engine*. Available at: <https://www.aeroexpo.online/aeronautic-manufacturer/piston-engine-73.html> (accessed 20.04.2023).

*Надійшла до редакції 02.05.2023, розглянута на редколегії 08.08.2023*

## ANALYSIS OF POSSIBILITY OF USING COMMERCIAL MICRO TURBOJET ENGINES FOR HIGH-SPEED SMALL-SIZED OPERATIONAL-TACTICAL UAVS

*Olexander Khrulev*

Despite the technological advances that made it possible to create serial commercial micro-turbojet engines with a thrust of up to 1.0 kN, engines of this type in the class of high-speed unmanned aerial vehicles (UAVs) weighing up to 200 kg have not yet received wide distribution. Nevertheless, the use of micro-turbojet engines continues to be considered as promising, and a large amount of work has been devoted to the study of these engines. However, existing studies often show a simplistic approach when a micro-turbojet is considered in isolation from its possible aviation application. **The object of this study** is micro turbojet engines for high-speed UAVs. **The purpose of this study was** to evaluate the effectiveness of the use of serial commercial micro turbine engines on high-speed UAVs. **The task:** to select a gas-dynamic calculation program, perform a mathematical modeling of the characteristics of a micro-turbojet engine, and analyze the conditions and effectiveness of the application of the considered type of engine on high-speed UAVs. **Method of the study.** The GasTurb14 standard program for gas-dynamic calculation of gas turbine engines was used, with the help of which gas-dynamic calculations were carried out, a structural diagram was obtained, and mathematical modeling of micro-turbojet characteristics was performed. **The results.** Possible manufacturers and models of engines produced by them and their equipment were identified. It was found that for the considering UAV class, the engine should have a pressure ratio in compressor in the range of 4.2-4.7, and it is advisable to choose the flight operating mode of the micro-turbojet engine at a speed of 92-95% of the maximum. It has also been determined that UAVs with micro-turbojet engines, in comparison with piston engines, easily provide the same flight range with the same fuel relative mass due to at least three times higher speed. **Conclusions.** The use of a micro-turbojet turns out to be more effective at a flight range of over 300 km, and at a flight speed of more than 150 m/s (540 km/h), a micro-turbojet engine provides a significant advantage over a piston engine for a number of operational and tactical tasks.

**Keywords:** UAV; micro turbojet engine; characteristics; application.

**Хрулев Олександр Едуардович** – канд. техн. наук, старш. наук. співроб., керівник Міжнародного моторного бюро, Немішаєве, Київська обл., Україна.

**Olexander Khrulev** – PhD, Senior Researcher, Head of the International Motor Bureau, Nemishaeve, Kyiv region, Ukraine, e-mail: [info@engine-expert.com](mailto:info@engine-expert.com), ORCID: 0000-0002-6841-9225.