

ДОСВІД ПРОЄКТУВАННЯ МАЛОРОЗМІРНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

¹Інститут технічної механіки

Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,

15, вул. Ляшко-Попеля, Дніпро, 49005, Україна;

e-mail: Katrenko.M.O@nas.gov.ua

Об'єктом дослідження є повітряно-реактивні двигуни малої тяги, які використовуються у безпілотних та пілотованих літальних апаратах, силових та енергетичних установках тощо. Проведений огляд існуючих зразків авіаційної техніки, в яких використані повітряно-реактивні двигуни малої тяги різних типів. Розглянуті основні конструктивні та принципові схеми газотурбінних двигунів у діапазоні сили тяги, що розвивається в межах від 100 Н до 3000 Н. Подано огляд досвіду проєктування, створення і використання повітряно-реактивних двигунів у складі безпілотних літальних апаратів різноманітного призначення. Визначені особливості існуючих зразків двигунів малої тяги. Показана необхідність уточнення, доповнення та упорядкування параметричних даних повітряно-реактивних двигунів малої тяги стосовно їх можливої уніфікації. Наведені тягові та питомі характеристики зразків двигунів, що виробляються, та тенденції їх зміни. Коректність методичних підходів до проведеного дослідження верифікована за результатами інших авторів.

Мета проведеного дослідження полягає у визначенні основних напрямків проєктування, створення та тенденцій розвитку і використання повітряно-реактивних двигунів малої тяги для безпілотних літальних апаратів.

Новизна проведеного дослідження полягає в отриманні нових даних щодо впливу параметрів безпілотного літального апарата, призначення та умов польоту на вибір типу газотурбінного двигуна малої тяги, його агрегатного складу та основних характеристик. Отримані результати дозволяють встановити області зміни значень параметрів робочого процесу двигунів при формуванні технічного завдання та проєктування основних агрегатів і двигуна в цілому.

Практичне значення приведених результатів полягає в можливості використання отриманих даних у процесі проєктування малорозмірних газотурбінних двигунів для безпілотних літальних апаратів, а також для уточнення розрахункових методик.

Ключові слова: повітряно-реактивний двигун, питомі параметри, безпілотний літальний апарат, тяга, витрата пального, масові характеристики, дальність, агрегатний склад, схема.

This paper is concerned with low-thrust air-feed jet engines, which are used in unmanned and manned aerial vehicles, power plants, etc. The paper presents an overview of existing aerial vehicles that use low-thrust air-feed jet engines of various types. Consideration is given to the basic construction and schematic diagrams of gas-turbine engines of thrust 100 to 3,000 N. Experience in the design, making, and operation of air-feed jet engines as a part of unmanned aerial vehicles for various purposes is overviewed. The features of existing low-thrust engines are identified. It is shown that parametric data on low-thrust air-feed jet engines should be refined, supplemented, and collated with their unification in mind. The thrust and specific performance characteristics of currently available engines and the trends in their refinement are presented. The correctness of the methodological approaches to this study is verified by comparison with other authors' results.

The goal of this study is to identify the main lines of design and making of low-thrust air-feed jet engines for unmanned aerial vehicles and the trends in their refinement and use.

The novelty of this study lies in obtaining new data on the effect of the unmanned aerial vehicle parameters, purpose, and flight conditions on the choice of the low-thrust gas-turbine engine type, component units, and key characteristics. The obtained results allow one to identify the range of the work process parameters of engines in specifying the requirements for and the design of the main units and the engine as a whole.

The practical significance of the results lies in the possibility of using the obtained data in designing small-size gas-turbine engines for unmanned aerial vehicles and in refining computational procedures.

Keywords: air-feed jet engine, specific parameters, unmanned aerial vehicle, thrust, fuel consumption, mass characteristics, range, component units, scheme.

Вступ. Важливою технічною особливістю газотурбінних двигунів є те, що у порівнянні з іншими типами двигунів, які використовуються у якості рушія, вони мають значно менші питомі вагові та масові показники, більш широкий діапазон регулювання тягових та питомих параметрів, більше пристосовані у використанні на великих перепадах висот польоту літального апарата, забезпечують більшу швидкість польоту, тощо. Окрім цього викорис-

тання досвіду проєктування, виготовлення та експлуатації повнорозмірних турбореактивних двигунів показує на великі можливості його втілення у створенні двигунів малої тяги. Технологічні процеси, які покладені в основу світового досвіду створення повнорозмірних двигунів, мають тенденцію щодо їх адаптації у промисловому виготовленні двигунів малої тяги, а саме для безпілотних літальних апаратів (БПЛА).

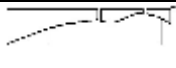
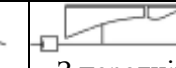
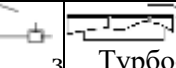
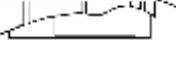
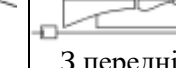
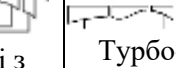
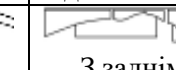
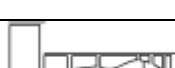
Створення базової газотурбінної силової установки нового покоління або номенклатурної ланки турбореактивних двигунів з певними специфікаціями для літальних апаратів вимагає вирішення складних проблем газової динаміки, аеродинаміки, міцності, створення і використання нових матеріалів у конструкції планера та двигуна, хімотології згоряння палива у малогабаритних камерах згоряння.

Накопичений досвід установ та підприємств з проєктування, виготовлення, експлуатації малогабаритних повітряно-реактивних двигунів малої тяги для БПЛА є базовим.

Мета роботи. Мета роботи полягає у дослідженні концептуальних передумов, аналізі основних характеристик та обґрунтуванні, створенні та використанні газотурбінних двигунів для безпілотних літальних апаратів з тягою 100 Н – 3000 Н.

Малорозмірні газотурбінні двигуни для літальних апаратів. Нижче дано опис ролі та місця в авіаційній техніці існуючих малорозмірних газотурбінних двигунів (МГТД), що проєктуються, виготовляються та експлуатуються. Широкий спектр робіт присвячений огляду особливостей робочого процесу МГТД, підходів до формування раціонального вигляду газогенераторної частини двигуна. Слід зазначити наявність оглядів та оцінок особливостей малорозмірних газотурбінних двигунів і їх характеристик, а саме: турбогвинтових (ТГД), двоконтурних турбореактивних (ТРДД), турбореактивних одноконтурних (ТРД), а також допоміжних газотурбінних (ГТУ) та турбовальних (ТВД) двигунів. Публікуються аналітичні оцінки закономірностей підвищення ефективності малорозмірних ГТД з точки зору використання критеріїв щодо витрат пального, дальності польоту, корисного навантаження тощо. Інформативний матеріал наявних публікацій окреслює комплекс проблем, що виникають при проєктуванні та експлуатації МГТД, та аналізує можливі шляхи їх вирішення. Концептуальний аналіз можливості створення високошвидкісних та маневрених бойових малорозмірних літальних апаратів (МБПЛА) з двигунами реактивного типу і тягою двигуна 100 Н – 900 Н зі зменшеною радіолокаційною та тепловою помітністю поданий в роботі [1]. У комплексі робіт [2 – 12] розглянуті особливості класифікації безпілотних літальних апаратів та окреслені основні типи газотурбінних двигунів для них, а також подається аналіз ринку та вартості малорозмірних газотурбінних двигунів. Проведено аналіз доцільності використання методів зниження радіолокаційної та теплової помітності літального апарата [1]. Накопичений на сьогодні досвід у галузі проєктування авіаційних малорозмірних ГТД говорить про велику кількість типів двигунів, що відрізняються за призначенням, умовами застосування та конструкцією. В таблиці 1 подані найбільш поширені конструктивні схеми газогенераторів малорозмірних ГТД, які використовуються.

Таблиця 1 – Основні конструктивні схеми малорозмірних, газотурбінних двигунів для безпілотних літальних апаратів

Турбореактивні	Двоконтурні турбореактивні	Турбогвинтові	Турбовальні	Комбіновані ТРД
 Одновальні	 Двовальні, $m > 2$	 З переднім розташуванням редуктора одновальні	 Двовальні з заднім розташуванням редуктора та вільною турбіною	 Турбо-ежекторні
 Двовальні	 Двовальні з загальним соплом	 З переднім розташуванням редуктора, вільною турбіною, двовальні	 Двовальні з переднім розташуванням редуктора та вільною турбіною	 Турбо-прямоточні
 З вісєвідцентровим компресором, одновальні	 Двовальні з роздільними соплами	 З заднім розташуванням редуктора, вільною турбіною, двовальні		
 З вісєвідцентровим компресором двовальні	 Двовальні з заднім розташуванням вентилятора			
 З відцентровим компресором одновальні	 Трьохвальні			
 З радіальними компресором і турбіною				

Вони особливо відрізняються схемами, перш за все, схемами газогенератора, які мають тягові, питомі та вагові параметри, що змінюються в доволі

широких діапазонах. Зменшення габаритних та характерних розмірів лопаткових машин і двигуна істотно погіршує як дійсні, так і питомі параметри двигуна. Більшість даних говорить про великі складнощі в організації охолодження лопаток турбін, про що свідчить незначна кількість конструкцій з охолодженням. Збільшення відносних зазорів у проточній частині та вплив на фізичні процеси у двигуні ускладнюють як проектування, так і відпрацювання зразків двигунів. Для турбореактивних двигунів просліджується тенденція у використанні одновальних схем з радіальними лопатковими машинами або їх комбінованих схем в поєднанні з осьовими. Для ТРДД більш характерні двовальні схеми на основі осьових лопаткових машин з ступенем двоконтурності $m < 3$ та переднім розташуванням вентилятора.

Для турбогвинтових двигунів (ТГД) більш використовується схема з заднім розташуванням редуктора, що дає переваги в реалізації більш ефективного газодинамічного процесу обтікання повітрям апарата при розташуванні гвинта, що знаходиться в задній частині літального апарата. Турбовальні ГТД частіше мають схему з верхнім або заднім розташуванням редуктора відносно двигуна.

Літальні апарати, у яких використовуються малорозмірні ГТД, в більшій мірі відносяться до середніх та важких класів з підвищеною маневреністю, частіше з дозвуковою швидкістю польоту, які мають традиційні схеми компонування низькоплани, або високоплани з прямим чи трапецієвидним крилом, рідко стрілоподібні, ще рідше – зі зворотною стріловидністю.

Характеристики газотурбінних двигунів. Основні параметри прийняті для аналізу та оцінювання такі:

- витрата повітря, кг/с:

$$G_{\text{пов}} = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \frac{p^* q(\lambda) f}{\sqrt{T^*}} = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \frac{p y(\lambda) f}{\sqrt{T^*}},$$

де: p^* – тиск загальмованого потоку, Па; p – статичний тиск потоку, Па; T^* – температура загальмованого потоку, К; f – площа перетину, м²; R – газова стала, Дж/кг К; k – показник адіабати; $q(\lambda)$, $y(\lambda)$ – газодинамічні функції; λ – зведена швидкість;

- відносна витрата пального в основній камері згоряння:

$$q_{\text{п}} = \frac{C_p \cdot T_{\text{г}}^* - C_p \cdot T_{\text{к}}^*}{H_u \cdot \eta_{\text{сп}} - C_{\text{рп}} \cdot T_{\text{г}}^* + C_{\text{рп}} \cdot T_0} = \frac{1}{\alpha L_0},$$

де: $C_p T_{\text{г}}^*$, $C_p T_{\text{к}}^*$ – тепловміст повітря при температурах газів до та після компресора, Дж/кг К; $C_{\text{рп}} T_{\text{г}}^*$, $C_{\text{рп}} T_0$ – величини, що мають розмірність тепловмісту та враховують наявність у продуктах згоряння CO₂ та H₂O, Дж/кг К; H_u – теплотворна спроможність палива нижня, Дж/кг; $\eta_{\text{сп}}$ – коефіцієнт повноти згоряння палива, α – коефіцієнт надлишку окислювача; L_0 – стехіометричний коефіцієнт співвідношення компонентів палива; T_0 – статична температура потоку при нормальних умовах, К [9].

- масова витрата газів через газову турбіну, кг/с:

$$G_{\text{г}} = G_{\text{пов}} (1 + q_{\text{п}});$$

- рівнодіюча газодинамічних сил на внутрішній та зовнішній контури двигуна, реактивна сила тяги P , Н:

$$P = (G_{\text{пов}} + G_{\text{п}}) C_{\text{с}} - G_{\text{пов}} V_{\text{п}} + (p_{\text{с}} - p_{\text{н}}) F_{\text{с}},$$

де: G_{Π} – масова витрата палива, кг/с; C_c – абсолютна швидкість витікання газів, м/с; V_{Π} – абсолютна швидкість польоту, м/с; F – площа перетину, м²; p_c, p_H – статичні тиски потоку на зрізі сопла та навколишнього середовища, Па;

– питома тяга $P_{\Pi\Gamma}$, Н с/кг:

$$P_{\Pi\Gamma} = \frac{P}{G_{\text{пов}}};$$

– питома витрата пального $C_{\Pi\Gamma}$, кг/Н год:

$$C_{\Pi\Gamma} = \frac{3600 G_{\Pi}}{P} = \frac{3600 q_{\Pi}}{P_{\Pi\Gamma}};$$

– питома маса двигуна $\mu_{\text{ДВ}}$, кг/Н:

$$\mu_{\text{ДВ}} = \frac{M_{\text{ДВ}}}{P},$$

де: $M_{\text{ДВ}}$ – маса сухого двигуна, кг;

– питома вага двигуна $\gamma_{\text{ДВ}}$:

$$\gamma_{\text{ДВ}} = \frac{M_{\text{ДВ}} g}{P},$$

де: g – прискорення вільного падіння, м/с²;

для ТРДД, питома тяга першого контуру двигуна, Н с/кг:

$$P_{\Pi\Gamma 1} = (1 + q_T \cdot (1 - \delta_{\text{ВТБ}})) \lambda_{c1} \cdot 18,1 \cdot \sqrt{T_T^*} - V_{\Pi} + \\ + \frac{(1 + q_T \cdot (1 - \delta_{\text{ВТБ}})) \cdot (p_{c1} - p_H) \cdot \sqrt{T_T^*}}{0,0397 \cdot q(\lambda_{c1}) \cdot p_{c1}^*},$$

де: $\delta_{\text{ВТБ}}$ – відносна витрата повітря на потреби літального апарата і двигуна; λ

– зведена швидкість потоку, T_T^* – температура газів після турбіни, К;

– степінь двоконтурності m : $m = \frac{G_{\Pi}}{G_I}$,

де: G_I, G_{Π} – масові витрати повітря через перший і другий контури, кг/с;

– питома тяга другого контуру ТРДД, Н с/кг:

$$P_{\Pi\Gamma 2} = \lambda_{c2} \cdot 18,3 \cdot \sqrt{T_{\text{ВК}}^*} - V_{\Pi} + \frac{(p_{c2} - p_H) \cdot \sqrt{T_{\text{ВК}}^*}}{0,0405 \cdot q(\lambda_{c2}) \cdot p_{c2}^*},$$

де: $T_{\text{ВК}}^*$ – повна температура повітря після вентилятора, К;

– питома тяга двоконтурного двигуна з роздільними соплами, Н с/кг:

$$P_{\Pi\Gamma} = \frac{(P_{\Pi\Gamma 1} + m \cdot P_{\Pi\Gamma 2})}{(1 + m)};$$

– питома вага двоконтурного двигуна з роздільними соплами:

$$\gamma_{\text{ДВ}} = \frac{152 \cdot \left(\pi_{K\Sigma}^{* \frac{k-1}{k}} - 1 + m \left(\pi_B^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right) \right)}{(P_{\Pi\Gamma} (1 + m))},$$

де: $\pi_B^*, \pi_{K\Sigma}^*$ – степені підвищення тиску у вентиляторі та сумарна;

- питомий імпульс тяги ТРД $J_{\Pi\Gamma}$, Н·с/кг: $J_{\Pi\Gamma} = \frac{G_{\Pi}}{P}$, кг/Н с;

- еквівалентна потужність двигуна не прямої дії – N_e , кВт:

$$Ne = N_r + \frac{P_c C_c}{\eta_r},$$

де: N_r – потужність на валу привода гвинта, кВт; P_c – тяга реактивного сопла, Н; η_r – коефіцієнт корисної дії гвинта;

– питома потужність двигуна не прямої дії – $Ne_{пнт}$, кВт·с/кг:

$$Ne_{пнт} = \frac{Ne}{G_{п}} \approx L_{пнт},$$

де: Ne – еквівалентна потужність двигуна, кВт;

– питома витрата пального двигуна не прямої дії $C_{пнт}$, кг/кВт год [13]:

$$C_{пнт} = \frac{3600 G_{п}}{Ne} = \frac{3600 q_{п}}{Ne_{пнт}}.$$

Малорозмірні турбореактивні двигуни характеризуються ступенем підвищення тиску повітря у компресорі на рівні $\pi_K = (4 - 6)$, температурою газу перед турбіною не вище (800 – 1200) К, та рівнем загального ККД, який не перебільшує 17 % [1, 14 – 21]. Температура продуктів згоряння на виході із сопла становить (950 – 1100) К, що вказує на проблеми захисту реактивних БПЛА від ракет з інфрачервоними головками самонаведення.

Масова витрата повітря охоплює діапазон (0,2 – 2) кг/с, при витратах палива до 0,04 кг/с. Тяги двигунів, які досліджувались, становили по величині (90 – 1500) Н при зміні питомої тяги в межах (300 – 900) Нс/кг, а питомої витрати пального (0,05 – 0,2) кг/Н год. Вартість серійних міні-двигунів складає (17 – 25) \$ США на 1 Н тяги. Зазначимо, що для малорозмірних ТРД характерна складність і труднощі у запуску двигуна, що обумовлює необхідність або джерела стиснутого газу, або потужного джерела електричної енергії. З усіх газотурбінних двигунів, турбореактивні – самі не економічні. Ресурсні показники МГТД не перевищують 120 годин. На рис. 1 подані показники основних параметрів малорозмірних ТРД, за даними робіт [1, 14 – 21].

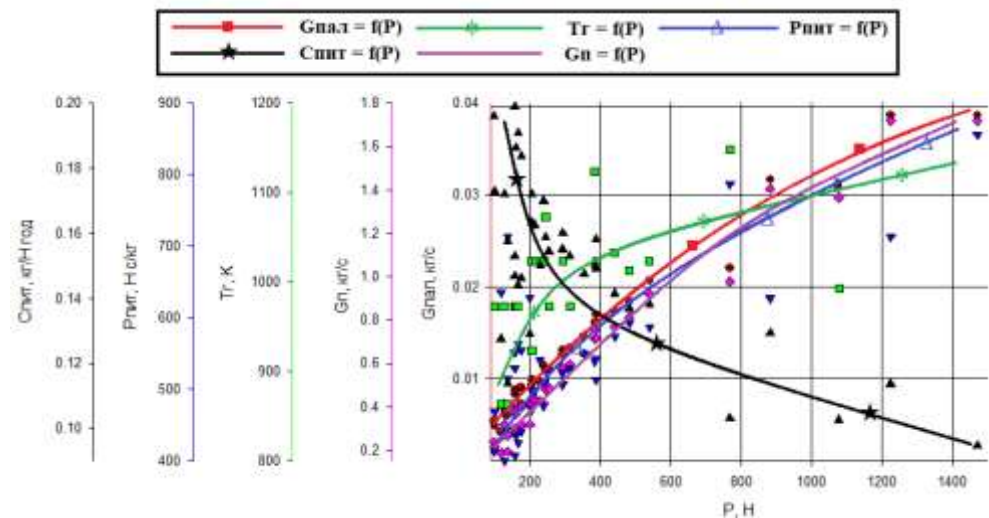


Рис. 1 – Основні параметри малорозмірних ТРД в залежності від тяги

В таблиці 2 наведені данні малорозмірних ТРД з тягою (100 – 1500) Н.

Таблиця 2 – Основні параметри малорозмірних ТРД з тягою (100 – 1500) Н [1, 14 – 21]

Двигун	P, Н	G _{пал} , кг/с	G _{пов} , кг/с	T _г , К	P _{пит} , Нс/кг	C _{пит} , кг/Нгод
Jetpol GTM 100	98	0,005333	0,2368		413,8514	0,195918
JetCentral RABBIT 100 SE	99,96	0,0048	0,21312	973	469,0315	0,172869
Swiwin SW120B	117,6	0,004167	0,185	863	635,6757	0,127551
JetCentral LYNX 130	127,4	0,006092	0,27047	973	471,0319	0,172135
IQ-H 130 +	127,4	0,007167	0,3182		400,3771	0,202512
Jetpol GTM 140	137,2	0,006	0,2664		515,015	0,157434
Swiwin SW140B	137,2	0,004333	0,1924	863	713,0977	0,113703
Jetpol GTM 160	156,8	0,006667	0,296		529,7297	0,153061
Swiwin SW160B	156,8	0,0064	0,28416	973	551,8018	0,146939
JetCentral CHEETAH 160SE	159,74	0,008267	0,36704	973	435,2114	0,186303
HammerIQ-H I60+	156,8	0,008667	0,3848		407,4844	0,19898
HammerIQ-H 170+	166,6	0,008833	0,3922		424,7833	0,190876
Swiwin SW170B	166,6	0,006667	0,296	973	562,8378	0,144058
HammerIQ-H I80+	176,4	0,009	0,3996		441,4414	0,183673
Jetpol GTM 180	176,4	0,007167	0,3182		554,3683	0,146259
JetCentral Rhino 200 SE séries	199,92	0,007167	0,3182		628,2841	0,129052
KingTech K210G4+	205,8	0,009333	0,4144	923	496,6216	0,163265
JetCat P200RX	205,8	0,009833	0,4366	1023	471,3697	0,172012
Behotec JB220 CompleteSet	215,6	0,009733	0,43216	1023	498,8893	0,162523
KingTech K235G4	230,3	0,0096	0,42624	1023	540,3059	0,150065
JetCentral Mammoth 250 SE séries	240,1	0,011333	0,5032	1023	477,1463	0,169929
JetCat P250PRO-S	245	0,0108	0,47952	1073	510,9276	0,158694
KingTech K-260G4+	254,8	0,010933	0,48544	973	524,8846	0,154474
JetCat P300PRO	294	0,012667	0,5624	1023	522,7596	0,155102
SW300B	294	0,013067	0,58016	1023	506,7568	0,16
KINGTECH K-320G4+	313,6	0,013333	0,592	973	529,7297	0,153061
TD30	353,78	0,0145	0,6438		549,5185	0,147549
AMT Netherlands	384,16	0,01605	0,71262	1123	539,0811	0,150406
PBS TJ40-G1	387,1	0,017	0,7548		512,8511	0,158099
JetCat P400-PRO-LN	389,06	0,016133	0,71632	1023	543,1371	0,149283
KingTech K-450G4+	441	0,017333	0,7696	1033	573,0249	0,141497
JetCat P500PRO-GL	482,16	0,018333	0,814	1013	592,3342	0,136884
JetCat P550-PRO-GL	539	0,020667	0,9176	1023	587,4019	0,138033
AMT	768,32	0,022	0,9768	1148	786,5684	0,103082
PBS TJ80	882	0,031667	1,406		627,3115	0,129252
JetCat PI000-PRO	1078	0,03075	1,3653	993	789,5701	0,10269
PBS TJ-100	1225	0,038667	1,7168		713,5368	0,113633
AMT Lynxgasturbine	1470	0,038667	1,7168		856,2442	0,094694

Для проєктних розрахунків малорозмірних турбореактивних двигунів отримані залежності основних параметрів робочих процесів, що дозволяють зробити оціночний рівень величин у вигляді:

$$P_{шт} = 463,4 + 0,24P + 1,434E - 5P^2,$$

$$C_{шт} = 0,1784 - 9,02E - 5P + 2,4E - 8P^2,$$

$$G_{\Pi} = 0,046 + 0,00193P - 3,61E - 8P^2,$$

$$G_{пал} = 0,00125 + 4,07E - 5P - 0,98E - 8P^2,$$

$$T_r = 872 + 0,64P - 4,68P^2.$$

У наведених співвідношеннях тяга виражена у кН.

Основні особливості малорозмірних турбореактивних двигунів. В авіаційній техніці найбільший розвиток знайшли двигуни або одновальні або двокаскадні. Для потреб надзвукової техніки отримали розвиток двигуни з форсажною камерою згоряння (ТРДФ). Досвід експлуатації і ТРД, і ТРДФ показав, що економічність ТРД і особливо ТРДФ на дозвукових швидкостях польоту низька. Таким чином, в цивільній авіаційній техніці в значній мірі обумовлена поява і використання двоконтурних турбореактивних двигунів. Розвиток малорозмірних ТРД направлено на узгодження параметрів літального апарата безпілотної типу та двигуна і вимагає для них просту конструкцію, малу масу, невеликі габарити та низьку вартість. Характерно, що використання радіальних лопаткових машин дозволило скоротити довжину двигуна, але не габарити, спростити його конструкцію і знизити вартість. Перелічені чинники багато в чому сприяли збільшенню кількості розробок малорозмірних ТРД та обумовили їх широкий різновид груп, як показано у таблиці 1.

Технічні рішення покладені у розроблені конструктивні схеми малорозмірних ТРД відрізняються за кількістю ступенів компресора та його типів, умов змащення та охолодження підшипників у конструкції двигуна, формою та розташуванням основної камери згоряння тощо. В даний час малорозмірні турбореактивні двоконтурні двигуни (МТРДД) використовуються для безпілотної апаратів літакового типу, легких літаків, крилатих ракет тощо. Основні параметри деяких малорозмірних МТРДД наведено у таблиці 3. За даними робіт [1, 14 – 29] двигуни за величиною тяги умовно поділяють на декілька груп. Умовно, МТРДД можна поділити за ознакою величини ступені двоконтурності, ступені підвищення тиску сумарної та ступені підвищення тиску у вентиляторі. Ці параметри робочого процесу безпосередньо впливають на показники тягових та питомих параметрів двигуна та обумовлюють їх масогабаритні характеристики. На основі даних [1, 14 – 29] в таблиці 3 подані параметри малорозмірних ТРДД. Отримані статистичні залежності основних параметрів малорозмірних ТРДД показані на рис. 2, 3.

Зазначимо, що для параметрів двигунів, що розглядались, є значно більші діапазони величин, ніж для МТРД.

Малорозмірні ТРДД характеризуються сумарним ступенем підвищення тиску повітря в компресорах на рівні (10 – 30), температурою газу перед турбіною в межах (1000 – 1450) К, масовою витратою повітря в діапазоні (5 – 100) кг/с. Тяги двигунів, які досліджувались, становили за величиною (2 – 35) кН, при зміні питомої тяги в межах (200 – 700) Н/кг, а питомої витрати пального (30 – 100) кг/кН год. У розглянутих МТРДД ступінь двоконтурності знаходиться в діапазоні (1 – 6). Зауважимо, що отримані залежності цілком відповідають теоретичним положенням робіт [13, 15].

Таблиця 3 – Основні параметри малорозмірних ТРДД [1, 14 – 29]

Двигун	P , кН	$P_{лит}$, Нс/кг	$G_{пов}$, кг/с	m	π_k	$C_{лит}$, кг/кН год	$M_{дв}$, кг	T_g , К
F106-CA-100	2,73	478,1	5,71	1	13,9	62,5	56,7	1280
BMW 8040	2,8			2,5		53	100	
F107-WR-100	2,82	458,5	6,15	1,03	13,8	69,9	64	1280
WR19-A7	2,83	458,7	6,17	1,03	13,8	69,7	59	1280
Model 471-11dx	2,9	491,5	5,9	1	13		56,6	1280
Ej22	3,1			4			85	
WR19-3	3,26			1	12		64	
P95TM-300	3,43	451,3	7,6				95	
P125-300	3,72					92	66	
PW610F	4			1,83		71	117,7	
P123-300	4,2			6		50		
F408-CA-400	4,45	604,6	7,36			97,1	65,8	1039
F112-WR-100	4,456	724,6	6,15	1	13,8			1366
NPT754	5,1	442,7	11,52		8,59	71	66,9	
P130-300	5,39					58	85	
F109-GA-100	5,92	291,6	20,3	5	20,7		190	1423
Astafan DF 600	6,28	261,7	24	4	8,8	55	230	
HF120	6,55			2,9	24		180	
Aubisque	6,9	310,1	22,25	4	6,9		243	
PW617F	7,18			2,7			172,5	
HF118	7,57			2,9		49	178	
FJ44-1A	8,46			3,28	12,8			1350
BS.358	8,92					67,4	160	
DB 730F	9,37	230,2	40,7	5,5	7,1	44,9	240	1148
RTM.322-20	9,81					40,8	256	1500
XF3-1 (IHI)	11,77			1,9	4,1	65	290	1213
FJ44-3A	12,54			3,5	14		280	
CFJ-801 (IHI)	13,24			3	11		280	
JT15D	13,56			3,3		57,3	292,6	
Larzac 04-20	14,1	493,5	28,57	1,04	11,3	76	302	1433
TFE731-2	15,6	305,9	51	2,67	15	51	333	
XF3-30	16			0,9	11	71,4	340	
РД-1700	16,7	556,7	30	0,78	14,3		297,5	
АЛ-55И	17,6	617,5	28,5	0,515	17,5	69	325	1445
PW545A	17,62			4,12	11,7	44,9		
PLF1A-2	19,2	230,5	83,3	6		41,9	375	
PW300	21,57	263,0	82	4,5	23			
АЛ-55	22,2	752,5	29,5	0,515	17,5	71	315	1403
ATF3 (F104)	24,2	329,3	73,5	3	21		510	1448
АИ-222-25	24,5	488,0	50,2	1,19	15,9	65,4	440	1480
RB401-07	24,7	299,4	82,5	4,2	14,8	45	475	
CFE738	24,9	228,4	109	5,3	35	37,6	601	
AE 3007 Cl	28,65	262,8	109		24		717	1267
AS977	31,5			4,2	28,2	41,6	641	
M.45H	33,73	312,3	108	3	16	45,5	708	1355
АИ-22	36,82	293,9	125,3	4,77	15,87		765	1455

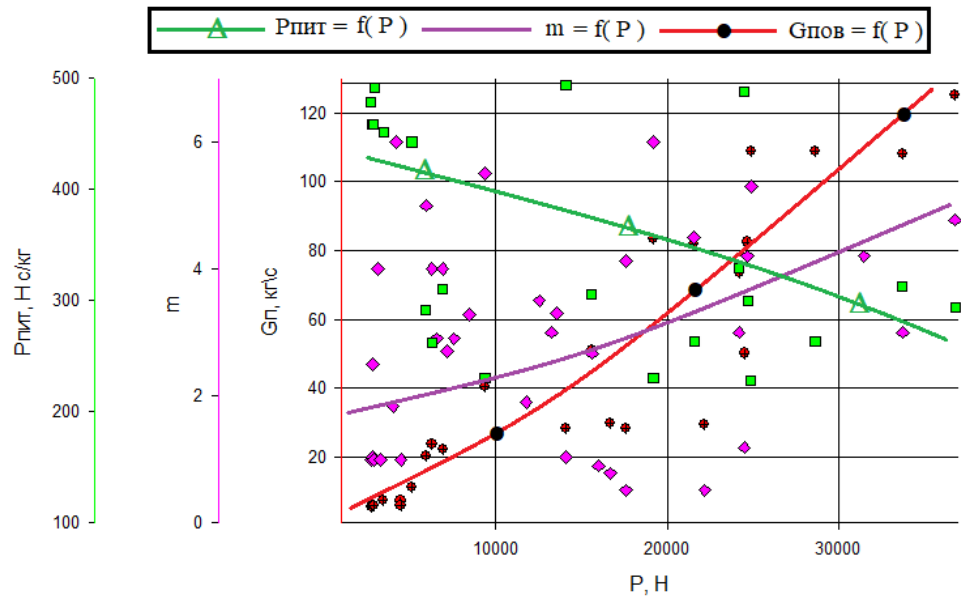


Рис. 2 – Основні параметри малорозмірних ТРДД в залежності від тяги

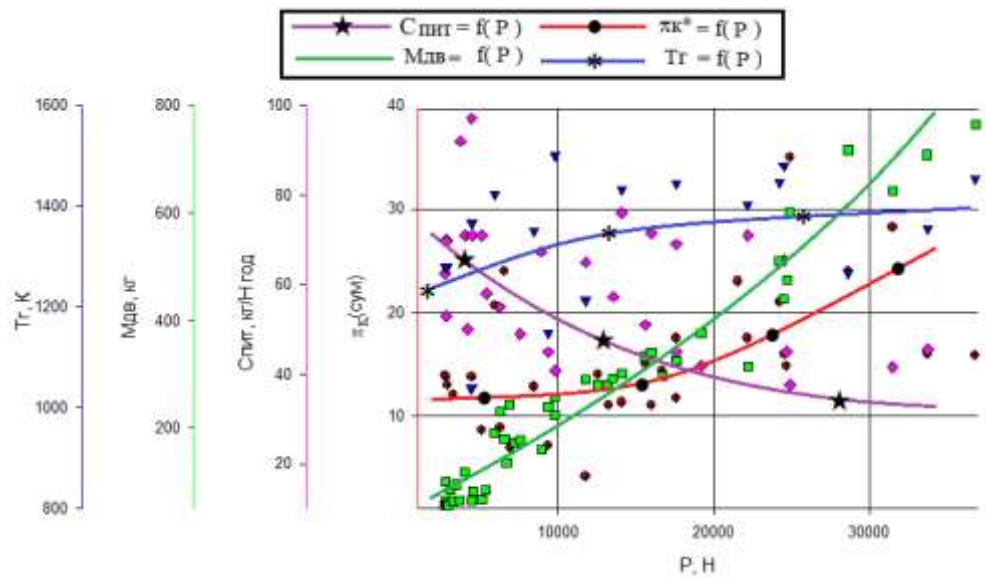


Рис. 3 – Основні параметри малорозмірних ТРДД в залежності від тяги

Для проектних розрахунків основних характеристик малорозмірних двоконтурних турбореактивних двигунів, отримані залежності параметрів робочого процесу як апроксимація графіків 2, 3 у вигляді:

$$\begin{aligned}
 C_{пгт} &= 70 - 0,858P + 0,0035P^2, \\
 \pi_{к*} &= 11,354 + 0,188P + 0,0037P^2, \\
 M_{дв} &= 26,7 + 18,29P + 0,053P^2, \\
 T_r &= 1226,9 + 13,65P - 0,25P^2, \\
 P_{пгт} &= 464,9 - 2,343P - 0,0067P^2, \\
 m &= 01,92 + 0,0141P + 0,77E - 4P^2, \\
 G_{пов} &= 0,392 + 2,31P + 0,0315P^2.
 \end{aligned}$$

Детальний огляд малорозмірних ТРДД показав вплив на основні параметри та конструктивну схему характеристик літального апарата і його призначення. Таким чином при вирішенні задачі узгодження характеристик літального апарата і двигуна система критеріїв оптимізації для малорозмірного двигуна значно складніша, ніж для повно розмірного, і мало освітлена в публікаціях.

Умовність поділення МТРДД на групи по тязі питомими та масо-габаритними параметрами обумовлює широкий різновид конструктивних схем, а саме: за кількістю валів, підшипників, силових корпусів – що впливають на масові та вагові характеристики; параметрів робочого процесу, а саме: степені двоконтурності, степені підвищення тиску у циклі, температури газів у камері згоряння, швидкості польоту та інші параметри, що впливають на питомі та ефективні параметри. Для ТРДД малої тяги більш поширено використання осьових лопаткових машин, кільцевих основних камер згоряння, осьових турбін та загального сопла. Збільшення тяги МТРДД обумовлює збільшення значення сумарного степеня підвищення тиску у компресорній групі та степеня двоконтурності, при цьому степені підігріву та температури газу перед турбіною по рівню мають тенденцію до незначної зміни у порівнянні зі зразками повнорозмірних ТРДД.

Турбогвинтові двигуни (ТГД) є третім типом малорозмірних турбореактивних двигунів, які використовуються для безпілотних апаратів. Основні особливості цих двигунів: наявність у якості рушія гвинта, що тягне; дозвуків швидкості польоту; низькі значення питомої витрати пального; високий рівень шуму і вібрацій від гвинта.

Використання у якості рушія повітряного гвинта дозволяє збільшити силу тяги ТГД у порівнянні з ТРД, при тому самому значенні витрати повітря і однакових значеннях тиску і температури газів в камері згоряння. Просліджується тенденція до використання схеми турбогвинтових двигунів з заднім розташуванням редуктора і гвинта, не зважаючи на роботу гвинта в умовах попадання продуктів згоряння та гарячих газів, що витікають з реактивного сопла. Відзначимо, що використання гвинта з двигуном, в якому тепло підводиться при сталому об'ємі, або електричним двигуном є найбільш поширеним для малорозмірних безпілотних літальних апаратів.

Збільшення швидкості польоту літального апарата з двигуном такого класу можливо за рахунок використання гвинто-вентиляторної схеми турбореактивного двигуна. У таблиці 4 подані данні основних параметрів малорозмірних ТГД з потужністю (350 – 2100) кВт. Тенденції показників ТГД наведені на рис. 4, 5. Для проєктних розрахунків малорозмірних турбогвинтових двигунів отримані залежності основних параметрів робочих процесів, що дозволяють зробити оціночний рівень величин у вигляді:

$$\begin{aligned}\mu_{ДВ} &= 0,431 - 2,91E - 4Ne + 9,048E - 8Ne^2, \\ \pi_K^* &= 7,73 + 0,0352Ne, \\ L_{ПНГ} &= 142,4 + 0,135Ne - 5,125E - 5Ne^2, \\ G_{ПОВ} &= 1,58 + 0,00152Ne + 1,04E - 6Ne^2, \\ M_{ДВ} &= 65,71 + 0,152Ne + 4,93E - 5Ne^2, \\ M_0 &= 47,82 + 0,158Ne + 3,681E - 5Ne^2, \\ M_{РЕД} &= 17,854 + 0,0513Ne + 1,248E - 5Ne^2, \\ \mu_{ДВ} &= 0,431 - 2,91E - 4Ne + 9,048E - 8Ne^2.\end{aligned}$$

Таблиця 4 – Основні параметри малорозмірних ТГД з потужністю (350 – 2100) кВт [1, 14 – 21]

Двигун	N_e , кВт	$G_{пов}$, кг/с	π_k	T_g , К	$L_{пит}$, кДж/кг	$\mu_{дв}$, кг/кВт	$M_{дв}$, кг	M_0 , кг	$M_{ред}$, кг
ТР-500	367,7	1,9	8	1298	193,53	0,416	153	107	46
LTP101-600	456	2,27	8,5	1313	200,88	0,333	152	108	44
ТРЕ331-1	496	2,81	8,34	1278	176,51	0,306	152	108	44
ТРЕ331-2	533	2,81	8,54	1278	189,68	0,285	152	107	45
LTP101-700A	551,6	2,27	8,6	1313	243,00	0,263	145	102	43
ТРЕ331-8	645	2,6	10,8	1278	248,08	0,260	168	117	51
ТВД-10Б	706,1	4,58	7,4	1160	154,17	0,319	225	157	68
ТРЕ331-11	746	3	10,8	1278	248,67	0,244	182	127	55
РТ6А-50	863	3,9	8,6	1423	221,28	0,305	263	186	77
ТРЕ331-14	919	5,17	10,8	1278	177,76	0,273	251	174	77
ТВД-1500	956,2	4,4	14,4	1540	217,32	0,251	240	169	71
ТВД-20М	1066,5	5,9	9	1160	180,76	0,225	240	166	74
ВК-1500С	1104	7,3	7,4	1187	151,23	0,308	340	235	105
ТРФ351-20	1120	6,3	13,3	1078	177,78	0,310	347	247	100
СТ7-5	1213	3,48	18	1473	348,56	0,253	307	218	89
ТРЕ331-15	1214	5,17	10,8	1278	234,78	0,213	259	183	76
СТ7-7Е	1249,5	4,5	18	1473	277,67	0,246	307	215	92
СТ7-5А	1276	4,5	18	1473	283,56	0,274	349	242	107
PW120	1471	7,71	15	1490	190,79	0,284	418	295	123
ТВ7-117С	1838,8	8,7	16	1525	211,36	0,310	570	405	165
ТВ3-117ВМА	1840	9,3	10	1293	197,85	0,310	570	394	176
PW 124	1853	6,38	14,1	1366	290,44	0,260	481	344	137
ТВ7-17СД	2059,4	9,2	17	1530	223,85	0,257	530	370	160
АИ-24Т	2075	14,4	7,65	1070	144,10	0,289	600	427	173

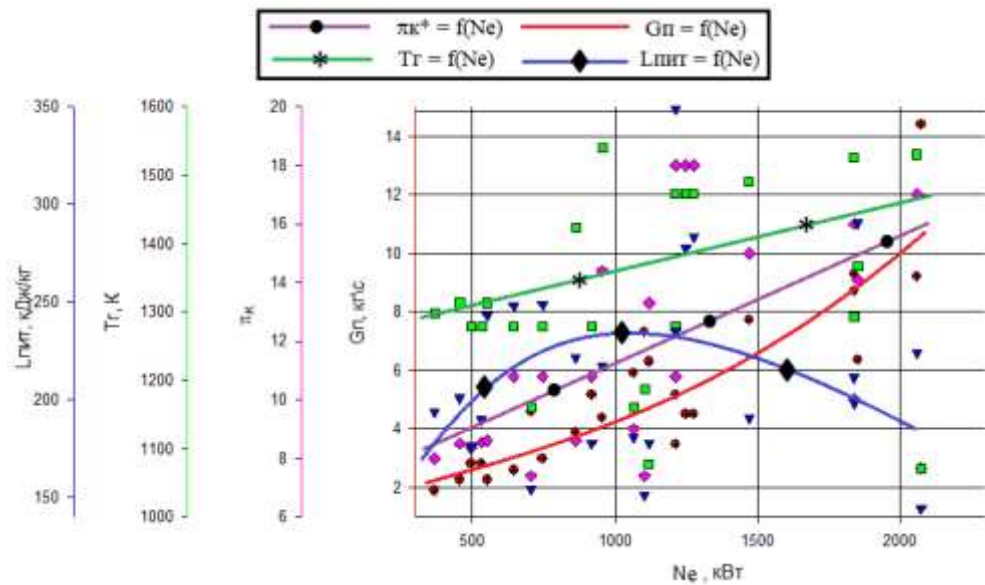


Рис. 4 – Основні параметри малорозмірних ТГД в залежності від тяги

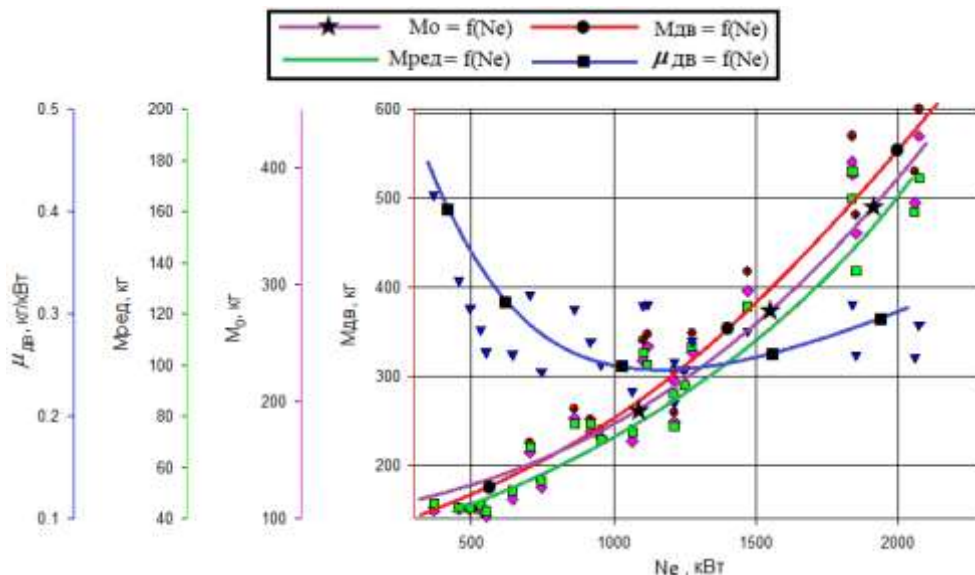


Рис. 5 – Основні параметри малорозмірних ТГД в залежності від тяги

Малорозмірні ТГД характеризуються сумарним ступенем підвищення тиску повітря в компресорах в більшості на рівні (4 – 12), температурою газу перед турбіною в межах (1200 – 1550) К, масовою витратою повітря в діапазоні (2 – 10) кг/с. Рівні еквівалентної потужності двигунів становлять по величині (250 – 2000) кВт, питомої роботи в межах (150 – 300) кДж/кг. Розглянуті МТГД показують, що зі збільшенням потужності у зазначеному діапазоні зростають вагові показники, а саме: сумарна маса двигуна (100 – 600) кг, маса двигуна без редуктора (100 – 400) кг, маса редуктора (40 – 170) кг. Питома маса двигуна змінюється в межах (0,25 – 0,45) кг/кВт та демонструє мінімальні значення в межах величини потужності двигуна (1000 – 1200) кВт. Зазначимо, що провідні виробники МТГД продовжують роботи по їх удосконаленню.

Перспективним напрямком проектування малорозмірних двигунів є проведення експериментальних, дослідницьких робіт по розвитку теорії, методів проектування та розробки двигунів комбінованого циклу, які дозволять створювати багатосередовищні апарати, що, без сумнівів, потребує досліджень у новітніх перспективних паливах, матеріалах і технологіях різноманітної наукової спрямованості.

Висновки. Показано, що значна частка сучасних військових операцій виконується за допомогою безпілотних літальних апаратів різноманітного типу. Їхній різновид налічує багато типів, показує і окреслює основні тенденції та науково-технічні проблеми і задачі, які потребують вирішення для удосконалення існуючих і розробки нових малорозмірних двигунів.

Просліджується тенденція створення двигунів з високими показниками тяги або еквівалентної потужності на валі двигуна у поєднанні з намаганням зменшити витрати пального, масових та габаритних показників при збільшенні ефективності двигуна і силової установки літального апарата в цілому. Потреба у малогабаритних двигунах та двигунних установках постійно зростає, особливо в Україні.

Найбільш затребувані МТРД, що використовуються, є двигуни турбогвинтового або гвинтовентиляторного типів.

У конструкції малогабаритних ТРД турбінні агрегати є неохолоджувальними, використання теплообмінних пристроїв для покращення ефективності циклу широкого розповсюдження не знайшло.

Діапазон основних параметрів МТРД, що використовуються, складає: тяги – (100 – 3000) Н, температури газів у камері згоряння – (1200 – 1500) К, масова витрата повітря – (2 – 20) кг/с, причому для МТРДД ця величина може сягати не більш 100 кг/с, ступені підвищення тиску найбільші у МТРДД, на рівні 30, а для інших типів ТРД не перебільшують (18 – 20). Для проєктних розрахунків малорозмірних турбогвинтових двигунів отримані залежності основних параметрів робочих процесів, що дозволяють зробити оціночний рівень характеристик двигунів.

Показано, що розробка та створення МБПЛА на реактивній тязі є міжгалузеву науково-технічною проблемою, для вирішення якої необхідні дослідження комплексу науко-технічних проблем в галузі двигунобудування та інших наук.

1. Халатов А. А., Немчін О. Ф., Шквар Є. О., Кузьмін А. В., Кобзар С. Г. Бойові малорозмірні безпілотні літальні апарати з реактивною тягою: монографія. під ред. академіка НАН України, А. А. Халатова. Дніпро: Ліра, 2023. 144 с.
2. Handbook of Unmanned Aerial Vehicles / ed. Valavanis K. P., Vachtsevanos G. J. Dordrecht, Netherlands: Springer Netherlands, 2015. 3022 p. URL: https://dh8.kr/workshop/sejong_control/Handbook_of_Unmanned_Aerial_Vehicles.pdf (дата звернення 10.03.2025).
3. Arjomandi M. Classification of unmanned aerial vehicles. Adelaide, Australia: University of Adelaide, 2007. P. 48. URL: https://www.academia.edu/2055673/Classification_of_Unmanned_Aerial_Vehicles (дата звернення 10.03.2025).
4. Classification of the Unmanned Aerial Systems | GEOG 892: Unmanned Aerial Systems [Electronic resource]. URL: <https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/5> (дата звернення 10.03.2025).
5. Oktay T., Coban 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. URL: <http://www.epstem.net/tr/download/article-file/361494> (дата звернення 10.03.2025).
6. Coban S., Oktay T. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) According to Engine Type. J. Aviat. 2018. URL: <https://dergipark.org.tr/tr/download/article-file/598807> (дата звернення 10.03.2025). <https://doi.org/10.30518/jav.461116>
7. Chin W. J., Sern V. C. Y. Unmanned aerial vehicle: Development trends & technology forecast. DSTA Horizons. 2005. Vol. 1. P. 20–37. URL: https://www.researchgate.net/publication/293115444_Unmanned_aerial_vehicle_Development_trends_technology_in_Singapore (дата звернення 10.03.2025).
8. Zhang B. et al. Overview of Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles. Energies. 2022. Vol. 15, № 2. P. 455. <https://doi.org/10.3390/en15020455>
9. 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. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>
10. Hassanalain M., Abdelkefi A. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. Prog. Aerosp. Sci. 2017. Vol. 91. P. 99–131. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.04.003>
11. 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. <https://doi.org/10.2514/1.B36930>
12. 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. <https://doi.org/10.2172/1222445>
13. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко. Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 1987. 568 с.
14. Dutczak J. Micro turbine engines for drones propulsion. IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng. 2016. Vol. 148, № 1. P. 012063. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/148/1/012063>
15. Герасименко В. П. Теорія авіаційних двигунів. Підручник. Харків: Нац. аерокосм. ун-т “Харк. авіац. ін-т,” 2003. 199 р.
16. Jet Central: miniature jet engines for the serious flyer [Electronic resource]. Jet Central. URL: <https://jetcentral.com.mx/> (дата звернення 15.09.2022).

17. *Ростопчин В. В.* Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов. Беспилотная Авиация. 2005. 15 с. URL: https://www.researchgate.net/publication/348540913_Analiz_konstrukcii_i_ocenka_harakteristik_mikro-TRD (дата звернення 10.03.2025).
18. Minijets.org. Jet engine from 0 to 100 Kg thrust Class [Electronic resource] // Minijets. URL: <https://minijets.org/en/0-100> (дата звернення 10.03.2025).
19. *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. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20040001042/downloads/20040001042.pdf> (дата звернення 7.10.2003).
20. *Пономарев Б. А.* Настоящее и будущее авиационных двигателей. М.: Воениздат, 1982. 240 с. URL: <https://libarch.nmu.org.ua/handle/GenofondUA/79097> (дата звернення 10.03.2025).
21. Двигатели 1944 – 2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. М.: ООО “АКС-конверсалт”, 2000. 464 с.
22. Иностранные авиационные двигатели: справочник / под общ. ред. *Л. И. Соркина*. М.: Изд. дом «Авиамир», 2000. 534 с.
23. *Connors J.* The engines of Pratt & Whitney: a technical history / Ned Allen, editor-in-chief. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2010. 561 p. URL: <https://doi.org/10.2514/5.9781600867293.0000.0000> (дата звернення 7.10.2023). <https://doi.org/10.2514/5.9781600867293.0000.0000>
24. *Elodie Roux.* Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook. Blagnac, France, 2007. 596 p. URL: <https://compress-pdf-free.obar.info/> (дата звернення 10.03.2025).
25. *Leyes R. A. II, Fleming W. A.* The history of North American small gas turbine aircraft engines. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia. 1999. P. 673–688. URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/The-History-of-North-American-Small-Gas-Turbine-Leyes-Fleming/> (дата звернення 7.10.2003). <https://doi.org/10.2514/4.473326>
26. *James St. Peter,* The history of aircraft gas turbine engine development in the United States: a tradition of excellence. International Gas Turbine Institute of the American Society of Mechanical Engineers. Atlanta, Georgia. 1999. 592 p. URL: <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA211347.pdf> (дата звернення 10.03.2025)
27. *Sullivan K. H, Milberry L.* Power: The Pratt and Whitney Canada Story. Toronto, CANAV Books. 1989. 320 p.
28. Turbomeca 1938 – 1988. Cinquante annees de progress continus dans les turbo-machines. Bordes. Realisation Service Documentation Turbomeca. 1989. 116 p. URL: https://openlibrary.org/show-records/marc_loc_2016/BooksAll.2016.part30.utf8:127974393:801 (дата звернення 10.03.2025).
29. *Wilkinson P. H.* Aircraft Engines of the World 1966/1967. International, Pan American and Universal – 304 p. URL: <https://raes.soutron.net/Portal/Default/en-GB/RecordView/Index/57630> (дата звернення 10.03.2025).

Отримано 02.04.2025,
в остаточному варіанті 16.06.2025