

УДК 621.452.322.036-047.44

doi: 10.32620/aktt.2022.4sup1.08

Ю. О. УЛІТЕНКО, М. А. МІНЕНОК, І. Ф. КРАВЧЕНКО

ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З ФОРСАЖНОЮ КАМЕРОЮ ЗГОРЯННЯ З ВПОРСКУВАННЯМ ВОДИ НА ВХОДІ ДО КОМПРЕСОРА ВИСОКОГО ТИСКУ

Можливості літального апарата визначають характеристики двигуна, що буде встановлено на ньому і тому створення новітніх високошвидкісних літальних апаратів напряму пов'язане з рівнем розвитку авіадвигунобудування. Основними вимогами до двигунів високошвидкісних літальних апаратів є значно розширений діапазон експлуатації за швидкістю та висотою польоту. З кожним новим поколінням турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння підвищуються їх питома тяга та питомий імпульс, однак застосування наукоємних технологій призводить до значного збільшення вартості двигуна. Водночас конструкція існуючих двигунів має великі резерви для модернізації. Система впорскування води в турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння є одним з доступних способів вдосконалення конструкції. Такі модернізовані двигуни теоретично дозволять вдовольнити вимоги розробників високошвидкісних літальних апаратів щодо тяги та інших ключових параметрів. При цьому буде збережено зв'язок з вже існуючими типами силових установок. В статті розглянуто можливість розширення діапазону експлуатації та короточасного форсування турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння класичної схеми до швидкостей польоту, рівних числу Маха 3. Досліджено вплив впорскування води на вході до компресора високого тиску турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння на його характеристики. Наведені результати розрахунків щодо впливу впорскування води на вході до компресора високого тиску турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння на параметри робочого тіла за трактом двигуна. Застосування отриманих результатів дозволить підвищити термодинамічну ефективність та розширити діапазон експлуатації турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння з використанням матеріалів, що нині широко застосовуються під час виробництва авіаційних газотурбінних двигунів, а також скоротити період створення конкурентоспроможних двигунів для високошвидкісних літальних апаратів за рахунок цілеспрямованого пошуку їх раціонального термодинамічного та конструктивно-геометричного обрису.

Ключові слова: високошвидкісний літальний апарат; турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння; діапазон експлуатації; робоче тіло; силова установка; впорскування води; характеристики двигуна; тяга; компресор високого тиску.

Вступ

Постановка задачі та аналіз публікацій. На сьогодні у світі спостерігається сплеск інтересу до створення надзвукових пасажирських літаків та багаторазових високошвидкісних літальних апаратів (ВЛА) для використання в сфері космічного туризму [1, 2]. Тому розвиток технологій для створення силових установок (СУ) для надзвукових та гіперзвукових швидкостей польоту ($M_{\Pi} \geq 2 \dots 5$) є одним з важливих напрямків технічного прогресу та розвитку авіаційно-космічної техніки.

Перспективні ВЛА насамперед характеризує досить широкий діапазон швидкостей польоту. Двигуни існуючих типів (кожний окремо) не можуть забезпечити необхідні характеристики в необхідному діапазоні швидкостей. Тому, зазвичай, виникає необхідність створення комбінованих силових установок (КСУ), що

поєднують у собі декілька типів двигунів. Степінь поєднання двигунів може бути різною, аж до їх повного злиття.

В свою чергу застосування наукоємних технологій призводить до значного збільшення вартості КСУ, а експериментальне доведення КСУ ВЛА на відміну від інших типів двигунів є досить складною технічною задачею, так як на наземних стендах не можливо повністю відтворити реальні умови польоту. У зв'язку з цим низка країн для досліджень СУ ВЛА створює спеціальні літаючі лабораторії: «X-15» та «Нурер-Х» в США; «Hyshot» в Австралії; «Норе» в Японії; «USV» в Італії; «Холод», «ГЛЛ-31», «ИГЛА» в Росії, що потребує значних витрат часу та коштів.

Водночас існуючі турбореактивні двоконтурні двигуни з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ) мають потенціал щодо модернізації для досягнення швидкостей польоту $M_{\Pi} \sim 3$ [3-6]. Реальні приклади

використання одного типу двигуна для досягнення швидкості до 3,3 Маха (літак МіГ-25 з двигуном Р15Б-300) [6] доводять можливість практичної реалізації такого проекту.

Діапазон експлуатації більшості існуючих ТРДДФ здебільшого обмежений швидкістю польоту 1,6...2,0 Маха, а головними невирішеними проблемами, що перешкоджають досягненню необхідних великих швидкостей польоту, є:

- організація ефективного робочого процесу в двигуні при великих надзвукових швидкостях;
- забезпечення роботоздатності конструкції при великих теплових потоках.

В свою чергу діапазон експлуатації ТРДДФ, як правило формують:

- обмеження щодо швидкісного напору;
- обмеження щодо температури загальмованого потоку на вході до двигуна;
- обмеження щодо температури та тиску загальмованого потоку на виході з компресора високого тиску (КВТ).

В роботах [4, 5] наведений огляд досягнень провідних авіабудівних компаній світу та запропоновані можливі шляхи вирішення вказаних вище проблем. Також в роботі [5] розглянуто можливість розширення діапазону експлуатації ТРДДФ за допомогою впорскування води за вхідним пристроєм.

У випадку коли матеріали вентилятора витримують рівень температур потоку повітря, необхідно охолоджувати лише частину повітря, що потрапляє до КВТ.

Щодо обмеження температури загальмованого потоку на виході з КВТ (T_3^*) відомо, що вона залежить від температури загальмованого потоку на вході до КВТ (T_{25}^*), яка зростає з збільшенням швидкості польоту (M_{Π}), та ступеню збільшення тиску КВТ (π_K^*) [7]:

$$T_3^* = T_{25}^* \cdot \left(1 + \frac{\left(\pi_K^* \left(\frac{k-1}{k} \right) - 1 \right)}{\eta_K^*} \right), \quad (1)$$

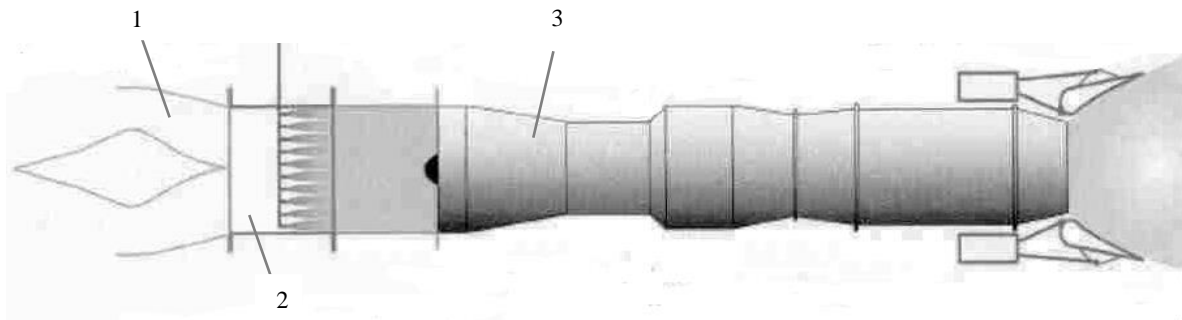


Рис. 1. Технологія МІРСС:

1 – повітряозабірник; 2 – система впорскування води (для охолодження повітря); 3 – ТРДФ

де η_K^* – коефіцієнт корисної дії КВТ;
 k – коефіцієнт адіабати.

Для ТРДДФ вже існуючої конструкції вирішення проблеми охолодження повітря на вході до КВТ шляхом встановлення теплообмінника не є раціональним, так як потребує значної модернізації та ускладнення конструкції. Іншим відомим способом зменшення температури повітря є впорскування води [8]. Так для зменшення температури повітря в конструкції турбореактивного двигуна з форсажною камерою згоряння (ТРДФ) системи RASCAL на вході до двигуна використана технологія МІРСС (Mass Injection Pre-Compressor Cooling). МІРСС [9] – технологія, що ґрунтується на розпилюванні води перед входом до двигуна при досягненні швидкості польоту ЛА, що відповідає числу Маха 3 (рис. 1).

Впорскування води призводить до охолодження перегрітого повітря на вході до двигуна, імітуючи режим роботи на більш низькому числі Маха. Впорскування води також збільшує густину та секундну витрату робочого тіла по тракту двигуна, в результаті чого тяга ТРДФ збільшується [10-12].

Вплив води, що потрапляє до повітряно-реактивного двигуна (ПРД) під час дощу висвітлено в роботах [13, 14]. В роботах [15-19] викладені результати досліджень щодо можливості розширення діапазону експлуатації ПРД шляхом впорскування води до компресора. ДП «Івченко-Прогрес» у процесі багаторічних досліджень також має науково-технічні надбання щодо створення СУ для ВЛА [20]. Також впорскування води до ПРД є одним з напрямків зменшення викидів оксидів азоту [21, 22].

Отже, технологія МІРСС (впорскування води) чудово підходить для розширення діапазону експлуатації існуючих ТРДДФ для їх застосування у складі ВЛА шляхом впорскування води на вході до КВТ.

Ціллю даної роботи є дослідження впливу впорскування води на вході до КВТ ТРДДФ на його характеристики.

Постановка задачі

До основних задач дослідження впливу впорскування води на вході до КВТ можна віднести:

- рішення задачі збільшення швидкісних характеристик ТРДДФ, що призначений для зльоту та прикорення ЛА;
- дослідження впливу впорскування води на зміну параметрів робочого тіла за трактом двигуна;
- дослідження впливу впорскування води на зміну тягових характеристик ТРДДФ.

Роботу ТРДДФ розглянуто в діапазоні швидкостей 1,6 ... 3,2 Маха та висот 16 ... 21 км.

Експлуатація ТРДДФ не має вимагати створення спеціальної інфраструктури на аеродромах, а забезпечуватися існуючою базою, що розширить географію використання ЛА з їх застосуванням.

Для рішення поставлених задач використані наукові методи та теорії: робочих процесів ПРД, системного аналізу, математичного моделювання, обчислювальної математики та систем автоматичного проектування.

Опис математичної моделі

Нині гостро стоїть проблема зниження термінів, вартості та підвищення ефективності і достовірності розрахунково-теоретичних досліджень щодо формування попереднього технічного обриса СУ ВЛА на етапі науково-дослідних робіт. Вона може бути успішно вирішена шляхом комплексного розгляду задачі проектування і розрахунків на ЕОМ.

Дослідження проведені за допомогою розробленої на ДП «Івченко-Прогрес» повузлової математичної моделі (ММ) ТРДДФ з зміненням потоків. Розрахункова схема ТРДДФ наведена на рис. 2.

Робота ММ здійснюється на основі загального підходу до рішення системи рівнянь, що описують газодинамічні, термодинамічні та фізичні зв'язки у газотурбінному двигуні [23] та представляє собою математичний метод рішення системи нелінійних рівнянь. Система основних рівнянь руху газу в теорії ПРД представляє собою математичний апарат, за допомогою якого описуються робочі процеси в елементах двигуна.

Систему рівнянь обрано виходячи з необхідності забезпечити:

- термодинамічну узгодженість вузлів і елементів двигуна;
- сталість геометричних розмірів двигуна (окрім перерізів F_8 і F_9);
- збереження фізичних та газодинамічних зв'язків між вузлами та елементами двигуна;
- виконання рівняння нерозривності витрати робочого тіла крізь вузли та елементи двигуна;
- підтримання заданих параметрів керування та урахування експлуатаційних обмежень.

Для вирішення системи рівнянь застосовано математичний метод Ньютона-Рафсона, що дозволяє, використовуючи вплив незалежних змінних на значення нев'язок, знайти значення незалежних змінних, що приводять нев'язки до близьконульових значень з заданою точністю.

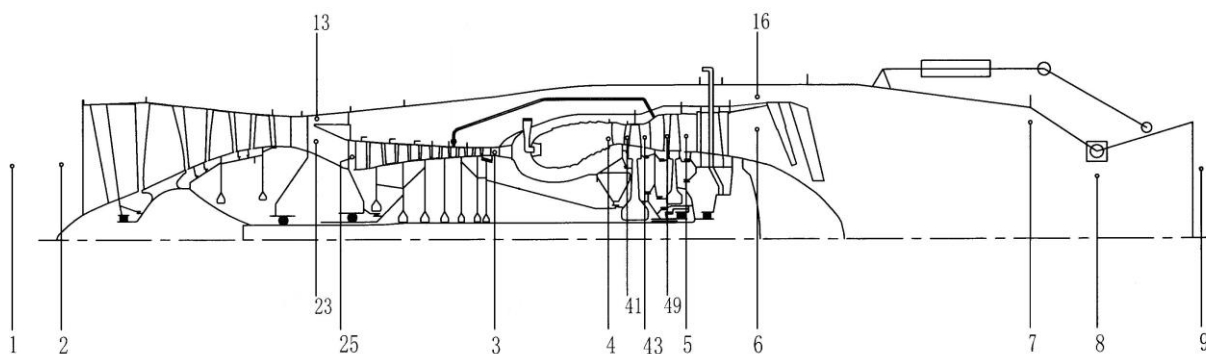


Рис. 2. Розрахункова схема ТРДДФ:

- 1 – атмосферні умови; 2 – вихід з повітрязбірника та вхід до двигуна;
- 13 – вихід з вентилятора зовнішнього контуру (ЗК); 23 – вихід з вентилятора внутрішнього контуру (ВК);
- 25 – вхід до компресора високого тиску (КВТ); 3 – вихід з КВТ і вхід до камери згоряння (КЗ);
- 4 – вихід з КЗ і вхід до соплового апарату (СА) турбіни високого тиску (ТВТ);
- 41 – вихід з СА та вхід до робочого колеса (РК) ТВТ;
- 43 – вихід з РК ТВД і вхід до СА турбіни низького тиску (ТНТ); 49 – вихід з СА та вхід до РК ТНТ;
- 5 – вихід з РК ТНТ; 16 – вихід з сопла ЗК; 6 – вихід з сопла ВК; 61 – вхід до форсажної камери (ФК);
- 7 – вихід з форсажної камери і вхід до реактивного сопла (РС);
- 8 – критичний переріз РС; 9 – вихід (зріз) РС

Розрахунки параметрів двигуна виконані:

- з застосуванням палива ТС-1, теплотворна здатність якого становить 43400,0 кДж/кг [7];
- з урахуванням залежності термодинамічних властивостей робочого тіла від температури і його хімічного складу;
- на усталених режимах роботи;
- при номінальних налаштуваннях законів керування;
- з урахуванням експлуатаційних обмежень:

$$T_{3\max}^*, P_{3\max}^*, T_{41\max}^*, T_{7\max}^*.$$

- без урахування термічної дисоціації.

Для розрахунку характеристик ТРДДФ з впорскуванням води на вході до КВТ ТРДДФ до ММ додані:

- модуль розрахунку впорскування та випаровування води на вході до КВТ для охолодження робочого тіла до необхідної температури:

$$T_{25}^* = f(T_{23}^*, t_{\text{вод}}, G_{\text{вод}}), \quad (2)$$

де $t_{\text{вод}}$ – температура води, що впорскується;
 $G_{\text{вод}}$ – витрата води, що впорскується.

$$G_{25} = G_{23} + G_{\text{вод}}; \quad (3)$$

- модуль, що враховує зміну теплофізичних змін робочого тіла в залежності від вологовмісту (WAR) та відносної витрати пального (q_T):

$$(k_{25}; R_{25}; H_{25}; S_{25}) = f(WAR; T_{25}^*; q_T); \quad (4)$$

- модуль корегування характеристик компресорів від вологовмісту:

$$(\pi_K; \eta_K) = f(n_{\text{КПР}}; G_{\text{КПР}}; WAR), \quad (5)$$

де π_K – степінь підвищення тиску компресора;
 η_K – коефіцієнт корисної дії компресора;
 $n_{\text{КПР}}$ – зведені оберти компресора;
 $G_{\text{КПР}}$ – зведена витрата повітря через компресор.
 – модуль корегування характеристик турбін від вологовмісту:

$$(A_T; \eta_T) = f\left(\frac{n}{\sqrt{T}^*}; \pi_T; WAR; q_T\right), \quad (6)$$

де A_T – зведена витрата газу через «горло» соплового апарату турбіни;
 η_T – коефіцієнт корисної дії турбіни;
 n – фізичні оберти турбіни;
 π_T – степінь зменшення тиску турбіни.

Формули для розрахунку тиску насиченого водяного пара взято з рекомендацій Guide to Meteorological Instruments and Methods of Observation - всесвітньої метеорологічної організації (World Meteorological Organization) за 2008 рік [24].

Результати досліджень

Розрахунки ТРДДФ без впорскування та з впорскуванням води на вході до КВТ виконані на режимі повний форсажний за умов підтримування:

- постійного значення повної температури на виході з КВТ ($T_{3\max}^* = \text{const}$);
- постійного значення повної температури на вході до РК ТВТ ($T_{41\max}^* = \text{const}$);
- постійного значення повної температури на виході з ФКС ($T_{7\max}^* = \text{const}$). Розрахунки виконані на висотах польоту 16500, 18750 і 21000 м.

Температура води, що впорскується на вході до КВТ ТРДДФ, становить $t_{\text{вод}} = 20^\circ\text{C}$.

Результати проведених розрахунків показали, що впорскування води на вході до КВТ дозволяє розширити діапазон експлуатації та покращити тягові характеристики ТРДДФ починаючи з 2 до ~ 3,05 числа Маха.

На рис. 3-9 наведені основні результати проведених досліджень ТРДДФ з впливу впорскування води до КВТ. Всі залежності на рис. 4-9 представлені у відносному вигляді.

Рис. 3 демонструє залежності зміни вологовмісту та різниці температур на вході до КВТ (ΔT_{25}^*) при впорскуванні води та без нього від числа Маха для висоти $H_{\text{П}} = 16,50$ км.

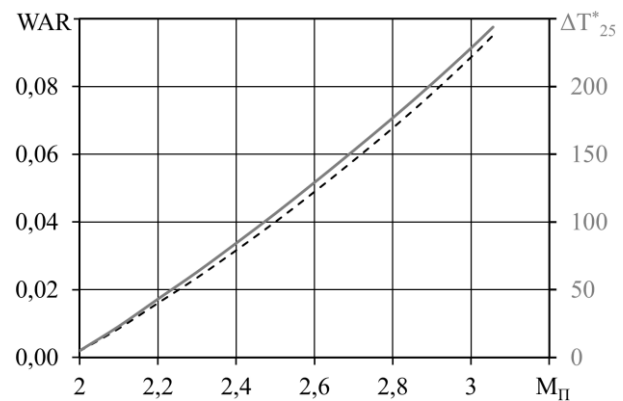


Рис. 3. Залежності зміни вологовмісту та різниці температур на вході до КВТ при впорскуванні води та без нього від числа Маха для висоти $H_{\text{П}} = 16,50$ км

Дані Рис.3 демонструють, що з збільшенням швидкості польоту зростає різниця температур, на яку необхідно охолодити повітря для забезпечення роботоздатності ТРДДФ в цих умовах. Це, в свою чергу, призводить до зростання витрати води, що потрібна для охолодження.

Однак впорскування води на вході до КВТ охолоджує тільки те повітря, що проходить крізь газогенератор і тому цей спосіб потребує меншої витра-

ти води, ніж при впорскуванні за вхідним пристроєм ТРДДФ [5]. Так як до цього повітря було стиснене в вентиляторі, воно має більшу температуру та тиск. В таких умовах температура кипіння води збільшується, тому від повітря можна відвести більше тепла на нагрівання води до стану кипіння.

Через зменшення температури на вході до КВТ (рис. 4), густина робочого тіла в КВТ збільшується, що призводить до збільшення витрати робочого тіла через внутрішній контур (G_{25}) (рис. 5) і, відповідно, до падіння степені двоконтурності (BPR) (рис. 6).

В свою чергу, збільшення витрати робочого тіла крізь газогенератор двигуна з зменшенням його температури при роботі на режимі з підтриманням

$T_{41 \max}^* = \text{const}$ потребує більшої витрати палива (рис. 7). Це пояснюється зростанням степені підігріву робочого тіла T_{41}^* / T_{31}^* у зв'язку з зменшенням повної температури на вході до камери згоряння T_{31}^* (рис. 4) і збільшенням теплоємності робочого тіла. Однак рис. 8 демонструє, що тяга ТРДДФ (F) збільшується, а рис. 9, що застосування впорскування води також збільшує питому тягу. Так для умов польоту $H_{\Pi} = 16,5$ км; $M_{\Pi} = 2,4$ збільшення питомої тяги становить 33,6 %. Покращення тягових характеристик ТРДДФ дозволить досягнути необхідної висоти та швидкості польоту за менший проміжок часу.

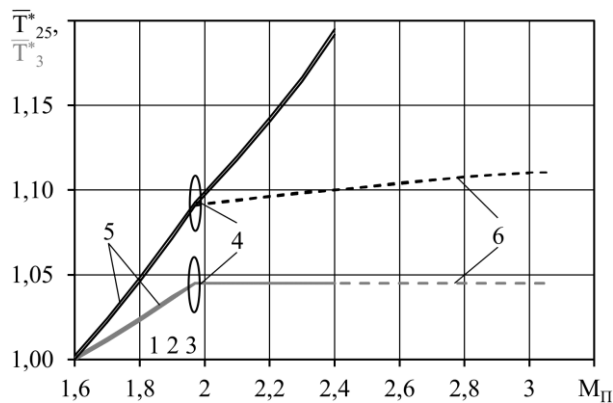


Рис. 4. Залежності зміни температури на вході та виході з КВТ від висоти та числа Маха:
1 – $H_{\Pi} = 16,50$ км; 2 – $H_{\Pi} = 18,75$ км;
3 – $H_{\Pi} = 21,00$ км;
4 – початок дії обмеження щодо $T_{3 \max}^*$;
5 – ТРДДФ без впорскування води;
6 – ТРДДФ з впорскуванням води

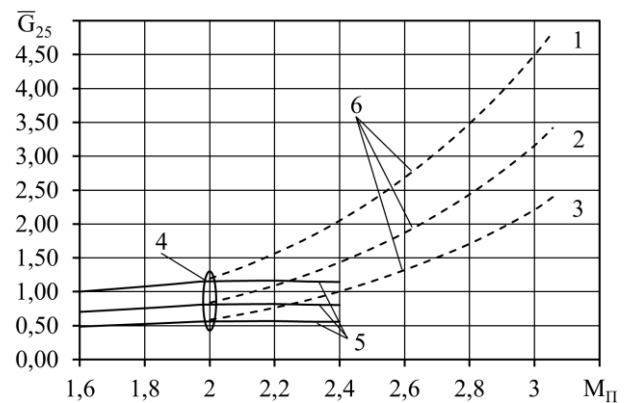


Рис. 5. Залежності зміни витрати робочого тіла від висоти та числа Маха:
1 – $H_{\Pi} = 16,50$ км; 2 – $H_{\Pi} = 18,75$ км;
3 – $H_{\Pi} = 21,00$ км;
4 – початок дії обмеження щодо $T_{3 \max}^*$;
5 – ТРДДФ без впорскування води;
6 – ТРДДФ з впорскуванням води

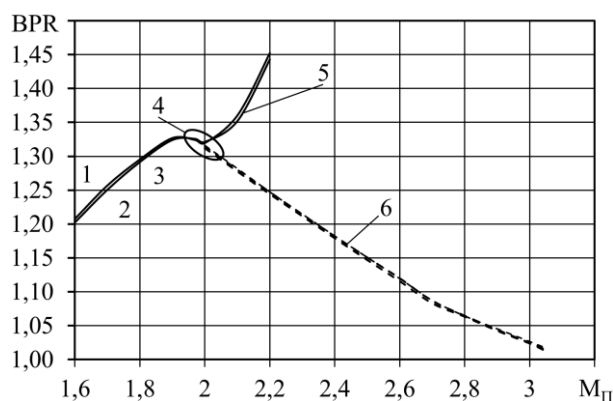


Рис. 6. Залежності зміни степені двоконтурності від висоти та числа Маха:
1 – $H_{\Pi} = 16,50$ км; 2 – $H_{\Pi} = 18,75$ км;
3 – $H_{\Pi} = 21,00$ км;
4 – початок дії обмеження щодо $T_{3 \max}^*$;
5 – ТРДДФ без впорскування води;
6 – ТРДДФ з впорскуванням води

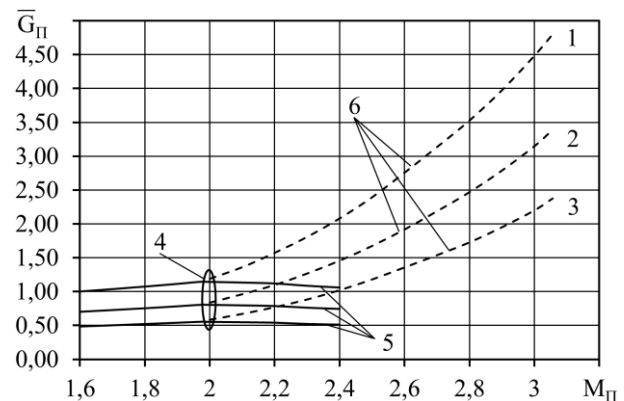


Рис. 7. Залежності зміни витрати палива від висоти та числа Маха:
1 – $H_{\Pi} = 16,50$ км; 2 – $H_{\Pi} = 18,75$ км;
3 – $H_{\Pi} = 21,00$ км;
4 – початок дії обмеження щодо $T_{3 \max}^*$;
5 – ТРДДФ без впорскування води;
6 – ТРДДФ з впорскуванням води

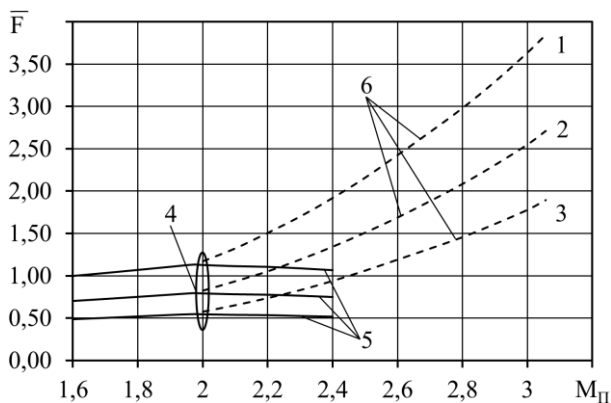


Рис. 8. Залежності зміни тяги від висоти та числа Маха:
 1 – $H_{\Pi} = 16,50$ км; 2 – $H_{\Pi} = 18,75$ км;
 3 – $H_{\Pi} = 21,00$ км;
 4 – початок дії обмеження щодо $T^*_{3 \max}$;
 5 – ТРДДФ без впорскування води;
 6 – ТРДДФ з впорскуванням води

Водночас, за результатами проведених досліджень видно, що застосування впорскування води для охолодження робочого тіла з зростанням витрати палива призведе до зменшення ваги корисного навантаження або дальності польоту ВЛА. Тому необхідне проведення досліджень з впливу впорскування води на експлуатаційні характеристики ВЛА.

Висновки

Проведена авторами науково-дослідна робота з вивчення впливу впорскування води на вході до КВТ ТРДДФ на його характеристики дозволяє зробити наступні висновки:

1. Впорскування води забезпечує роботу КВТ ТРДДФ в менш термонапружених умовах, що дозволяє розширити діапазон експлуатації ТРДДФ.
2. Впорскування води позитивно впливає на тягові характеристики ТРДДФ, що дозволяє здійснити прискорення ЛА за короткий проміжок часу.
3. Прихована теплота випаровування води потребує додаткової витрати палива, і тому питома витрата палива зростає.
4. Застосування впорскування води потребує корегування законів керування двигуном, що ускладнить систему автоматичного керування.
5. Впорскування води на вході до КВТ враховуючи високі значення температур у місці впорскування дозволяє уникнути проблеми зледеніння.
6. Формування обрису СУ окремо від планера ВЛА, як і формування обрису ВЛА окремо від його СУ, є неприпустимим. Система має проектуватися загалом, як єдиний об'єкт з заданим цільовим призначенням. Це є окремим напрямком подальших досліджень.

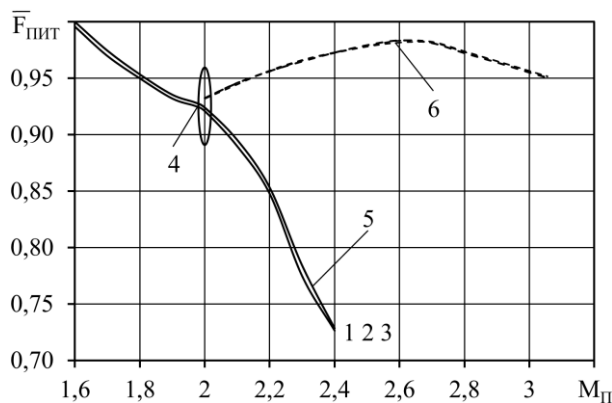


Рис. 9. Залежності зміни питомої тяги від висоти та числа Маха:
 1 – $H_{\Pi} = 16,50$ км; 2 – $H_{\Pi} = 18,75$ км;
 3 – $H_{\Pi} = 21,00$ км;
 4 – початок дії обмеження щодо $T^*_{3 \max}$;
 5 – ТРДДФ без впорскування води;
 6 – ТРДДФ з впорскуванням води

Література

1. Yan, Eric. *High Speed Mid Altitude Aircraft Project* [Electronic resource] / Eric Yan // In *BSU Honors Program Theses and Projects*. – 2019. – Item 407. – Available at: https://vc.bridgew.edu/honors_proj/407. – 12.02.2022.
2. Burns, B. R. A. *HOTOL Space Transport for the Twenty First Century* [Text] / B. R. A. Burns ; *Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, Part G // Journal of Aerospace Engineering*. – 1990. – Vol. 204. – P. 101-110.
3. Strelets, D. Yu. *Research of the possibility of improving the traction and economic characteristics of a supersonic passenger aircraft engine through minimal modifications to the high-pressure compressor* [Text] / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // *Journal of Physics: Conference Series: Engineering and Materials Science*. – 2021. – Vol. 2094. – Article No. 042055. – P. 1-8.
4. Улиненко, Ю. А. Модернизация турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания путем впрыска воды в проточную часть воздухозаборника [Текст] / Ю. А. Улиненко, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // *Вестник двигателестроения*. – 2014. – № 2. – С. 122–129.
5. Улиненко, Ю. А. Анализ характеристик турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания с впрыском воды за входным устройством [Текст] / Ю. А. Улиненко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2019. – № 1. – С. 29-38. DOI: 10.32620/aktt.2019.1.03.
6. Котельников, В. Р. *Двигатели боевых самолетов* [Текст] / В. Р. Котельников, О. В. Хробыст-

ова, В. А. Зрелов. – Рыбинск : Медиапрост, 2020. – 616 с.

7. Шляхтенко, С. М. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1975. – 567 с.

8. Rowe, M. Water injection for aircraft engines [Text] / M. Rowe, G. Ladd // SAE International in United States. – 1946. – Technical Papers 460192. DOI: 10.4271/460192.

9. Water injection pre-compressor cooling assist space access [Text] / U. Mehta, J. Bowles, J. Melton [et al.] // The Aeronautical Journal. – 2015. – Vol. 119, No. 1212. – P. 145-171.

10. Sohn, R. L. Theoretical and Experimental Studies of Pre-Compressor Evaporative Cooling for Application to the Turbojet Engine in High Altitude Supersonic Flight [Text] / R. L. Sohn // Propulsion Research Corporation, 1956. – WADC-TR-56-477, August, AD097262 – P. 77-78.

11. King, P. G. Mechanical Operating Experience with Three J57-P-11 Turbojet Enging during a Pre-Compressor Spray Cooling Test in an Altitude Test Chamber [Text] / P. G. King, R. C. Nygaard // AEDC-TN-57-70, February 1958, AD150076 – P. 55-56.

12. King, L. D. Design and Testing of a Pre-Compressor Cooling System for a High Speed Aircraft [Text] / L. D King // Chase Vought Corporation, Vought Aeronautics Division, May 1961, AD324250. – P. 14-17.

13. Nikolaidis, T. The effect of water ingestion on an axial flow compressor performance [Text] / T. Nikolaidis, P. Pilidis ; Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, Part G // Journal of Aerospace Engineering. – 2014. – Vol. 228, Iss. 3. – P. 411-423.

14. Recommended Practices for the Assessment of the Effects of Atmospheric Water Ingestion on the Performance and Operability of Gas Turbine Engines [Text]. – AGARD : Neuilly-Sur-Seine, 1995. – 186 p.

15. Скворцов, А. В. Повышение параметров газотурбинных установок путём впрыска воды в проточную часть и оптимизации рабочего процесса в компрессоре [Текст]: дис. ... канд. техн. наук : 05.04.12 : защищена 22.06.2010: утверждена 19.10.2010 / Скворцов Александр Всеволодович. – С.-Пб.: 2010. – 173 с.

16. Динь, Т. З. Влияние впрыска воды в компрессор на характеристики газотурбинных энергетических установок [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук : 01.04.14 : защищена 21.10.2013: утверждена 18.02.2014 / Динь Тьен Зунг. – М., 2013. – 23 с.

17. Experimentally Studying TV3-117 Gas Turbine Unit Characteristics at Superheated Water Injection into a Compressor [Text] / O. N. Favorskii, V. B. Ale-

kseev, V. I. Zalkind [et al.] // Thermal Engineering. – 2014. – Vol. 61, Iss. 5. – P. 376-384.

18. Tudosie, A. N. Mathematical model for a jet engine with cooling fluid injection into its compressor [Text] / A. N. Tudosie // Proceedings of International Conference of Scientific Papers (AFASES 2014). – 2014. – Vol. 1. – P. 265-272.

19. Roumeliotis, K. Evaluation of water injection effect on compressor and engine performance & operability [Text] / K. Roumeliotis // Applied Energy Journal. – 2010. – Vol. 4, iss. 87. – P. 1207-1216.

20. Разработка концепции создания силовой установки на базе ТРДД АИ-222-25Ф для полетов со скоростями 0...6 М на высотах до 25...40 км. [Текст] : отчет о НИР / Государственный концерн УКРОБОРОНПРОМ; ГП «Ивченко-Прогресс» ; рук. Меркулов В. М. ; исполн. : Улитенко Ю. А. – 3., 2012. – 10 с. – Т/о № 53/2012. – Инв. № 0112U006671.

21. Block, D. A. Case For Exploring Compressor Water Injection For Airport Emission Reduction GT2017-64780 [Text] / D. A. Block, U. Igie // Asme turbo expo: Power for land, sea and air., ASME, ed., American Society of Mechanical Engineers (ASME). – Charlotte, 2017. – P. 26-30.

22. Water Injection on Commercial Aircraft to Reduce Airport Nitrogen Oxides [Text] / D. L. Daggett, L. Fucke, R. C. Hendricks, D. J. Eames. – H., 2010. – Nasa/Tm-2010-213179. – P. 1-18.

23. Ильичев, Я. Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / Я. Т. Ильичев. – М. : Труды ЦИАМ, 1975. – № 677. – 126 с.

24. Guide to Meteorological Instruments and Methods of Observation [Text] // World Meteorological Organization. – Geneva, 2008. – 678 p.

References

1. Yan, Eric. High Speed Mid Altitude Aircraft Project. In BSU Honors Program Theses and Projects, 2019, items 407. Available at: https://vc.bridgew.edu/honors_proj/407 (accessed 12.02.2022).

2. Burns, B. R. A. HOTOL Space Transport for the Twenty First Century. Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, Part G – Journal of Aerospace Engineering, 1990, vol. 204, pp. 101-110.

3. Strelets, D. Yu., Serebryansky, S. A., Shkurin, M. V. Research of the possibility of improving the traction and economic characteristics of a supersonic passenger aircraft engine through minimal modifications to the high-pressure compressor. Journal of Physics: Conference Series: Engineering and Materials Science, 2021, vol. 2094, article no. 042055, pp. 1-8.

4. Ulitenko, Yu. A., Elanskij, A. V., Kravchenko, I. F. Modernizacija turboreaktivnogo dvuh-

konturnogo dvigatelja s forsazhnoj kameroj sgoranija putem vpryska vody v protochnuju chast' vozduhozabornika [Modernization of the turbofan engine with afterburner combustion by water injection into air intake duct]. *Vestnik dvigatelestroenija*, 2014, no. 2, pp. 122–129.

5. Ulitenko, Yu. A. Analiz kharakteristik turboreaktivnogo dvukhkonturnogo dvigatelya s forsazhnoj kameroj sgoranija s vpryskom vody za vkhodnym ustroystvom [Turbojet bypass engine with afterburner with water injection after input unit performance analysis]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2019, no. 1, pp. 29–38. DOI: 10.32620/aktt.2019.1.03.

6. Kotelnikov, V. R., Khrobystova, O. V., Zrelov V. A. *Dvigateli boevykh samoletov* [Combat aircraft engines]. Rybinsk, Mediarost Publ., 2020. 616 p.

7. Shljahtenko, S.M. *Teorija vozdušno-reaktivnykh dvigatelej* [Theory of jet engines]. Moscow, Mechanical Publ., 1975. 567 p.

8. Rowe, M., Ladd, G. Water injection for aircraft engines. *SAE International in United States*, 1946, Technical Papers 460192. DOI: 10.4271/460192.

9. Mehta, U. Water injection pre-compressor cooling assist space access. *The Aeronautical Journal*, 2015, vol. 119, no. 1212, pp. 145–171.

10. Sohn, R. L. Theoretical and Experimental Studies of Pre-Compressor Evaporative Cooling for Application to the Turbojet Engine in High Altitude Supersonic Flight. *Propulsion Research Corporation*, 1956, WADC-TR-56-477, August, AD097262, pp. 77–78.

11. King, P. G. Mechanical Operating Experience with Three J57-P-11 Turbojet Enging during a Pre-Compressor Spray Cooling Test in an Altitude Test Chamber. *AEDC-TN-57-70*, February 1958, AD150076, pp. 55–56.

12. King, L. D. Design and Testing of a Pre-Compressor Cooling System for a High Speed Aircraft. *Chase Vought Corporation, Vought Aeronautics Division*, May 1961, AD324250, pp. 14–17.

13. Nikolaidis, T., Pilidis, P. The effect of water ingestion on an axial flow compressor performance. *Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, Part G – Journal of Aerospace Engineering*, 2014, vol. 228, iss. 3, pp. 411–423.

14. *Recommended Practices for the Assessment of the Effects of Atmospheric Water Ingestion on the Performance and Operability of Gas Turbine Engines*. AGARD, Neuilly-Sur-Seine, 1995. 186 p.

15. Skvorcov, A. V. *Povyshenie parametrov gazoturbinykh ustanovok putjom vpryska vody v protochnuju chast' i optimizacii rabocheho processa v*

kompressore. Diss. kand. tekhn. nauk [Improving the parameters of gas turbines by water injection to the flow path and optimize the workflow in compressor. PhD diss.]. St. Petersburg, 2010. 173 p.

16. Din' T'en Zung. *Vlijanie vpryska vody v kompressor na kharakteristiki gazoturbinykh jenergeticheskikh ustanovok*. Avtoref. Diss. kand. tekhn. nauk [The influence of water injection into the compressor characteristics in gas turbine power plants. Avtoref. PhD diss.]. Moscow, Moscow aviation Institute Publ., 2013. 23 p.

17. Favorskii, O. N., Alekseev, V. B., Zalkind, V. I., Zeigarnik, Y. A., Ivanov, P. P., Marinichev, D. V., Nizovskii, V. L., Nizovskii, L. V. Experimentally Studying TV3-117 Gas Turbine Unit Characteristics at Superheated Water Injection into a Compressor. *Thermal Engineering*, 2014, vol. 61, iss. 5, pp. 376–384.

18. Tudosie, A. N. Mathematical model for a jet engine with cooling fluid injection into its compressor. *Proceedings of International Conference of Scientific Papers (AFASES 2014)*, 2014, vol. 1, pp. 265–272.

19. Roumeliotis, K. Evaluation of water injection effect on compressor and engine performance & operability. *Applied Energy Journal*, 2010, vol. 4, iss. 87, pp. 1207–1216.

20. Merkulov, V. M. *Razrabotka koncepcii sozdaniya silovoj ustanovki na baze TRDD AI-222-25F dlja poletov so skorostjami 0...6 M na vysotah do 25...40 km*. [The development of the concept of power plants based on turbofan AI-222-25F for flights to the soon-, 0...6 M at heights of up to 25...40 km]. Zaporozhye, Ukroboronprom Concern, State enterprise Ivchenko-Progress Publ., 2012. 10 p.

21. Block, D. A., Igie, U. Case For Exploring Compressor Water Injection For Airport Emission Reduction GT2017-64780. *Asme turbo expo: Power for land, sea and air.*, ASME, ed., American Society of Mechanical Engineers (ASME). Charlotte, 2017, pp. 26–30.

22. Daggett, D. L., Fucke, L., Hendricks, R. C., Eames, D. J. Water Injection on Commercial Aircraft to Reduce Airport Nitrogen Oxides. *Nasa/Tm-2010-213179*. Houston, 2010, pp. 1–18.

23. Il'ichev, Ya. T. *Termodinamicheskii raschet vozdušno-reaktivnykh dvigatelei* [Thermodynamic calculation of air-jet engines]. Moscow, CIAM Publ., 1975. 126 p.

24. *Guide to Meteorological Instruments and Methods of Observation*. World Meteorological Organization. Geneva, 2008. 678 p.

PERFORMANCE ANALYSIS OF TURBOFAN ENGINE WITH AFTERBURNER WITH WATER INJECTION AT HIGH-PRESSURE COMPRESSOR INLET*Yurii Ulitenko, Maryna Minenok, Igor Kravchenko*

Aircraft capabilities determine the performance of the engine that powers it, and therefore, the creation of the latest high-speed aircraft is directly related to the development level of aircraft engine building. The main requirements for high-speed aircraft engines are an extended operating envelope in terms of speed and flight altitude. Specific thrust and specific impulse increase with each new generation of turbofan engines with afterburner, but the use of high technology leads to a significant increase in engine cost. Simultaneously, the design of existing engines has large reserves for modernization. The water injection system in the turbofan engine with afterburner is one of the available ways to improve the design. Such updated engines will theoretically meet the requirements of high-speed aircraft developers regarding thrust and other key parameters. Simultaneously, communication with the existing types of power plants will remain. This article considers the possibility of expanding the operating envelope and short-term forcing of the turbofan engine with afterburner of classical configuration to flight speeds equal to Mach number 3. This paper studied the effect of water injection at the high-pressure compressor inlet of the turbofan engine with afterburner on its performances. The authors present the results of calculations regarding the effect of water injection at the high-pressure compressor inlet of turbofan engine with afterburner on the parameters of working fluid along the engine duct. The application of the obtained results will improve the thermodynamic efficiency and expand the operating envelope of turbofans engines with afterburner using materials widely applicable in the production of aircraft gas turbine engines in our time, as well as reduce the period of creating competitive engines for high-speed aircraft due to targeted search their rational thermodynamic and constructive-geometric outline.

Keywords: high-speed aircraft; turbofan engine with afterburner; operating envelope; working fluid; power plant; water injection; engine performances; thrust; high-pressure compressor.

Улітенко Юрій Олександрович – канд. техн. наук, інженер-конструктор 1 категорії, ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Міненко Марина Андріївна – інженер-конструктор, ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Кравченко Ігор Федорович – д-р техн. наук, доц., Директор підприємства-Генеральний конструктор, ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Yurii Ulitenko – Candidate of Technical Science, first category designer, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: y.ulitenko@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7540-2264.

Maryna Minenok – Designer, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: m.a.minenok@gmail.com, ORCID: 0000-0001-6329-3005.

Igor Kravchenko – Doctor of Technical Science, Director-Designer General, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: kravchenko@ivchenko-progress.com, ORCID: 0000-0002-0381-8372.