

Ю. О. УЛТЕНКО, Ю. І. ТОРБА, І. Ф. КРАВЧЕНКО

АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

АНАЛІЗ ВПЛИВУ РЕГУЛЬОВАНИХ СЕКТОРІВ СОПЛОВИХ АПАРАТІВ ТУРБІНИ НИЗЬКОГО ТИСКУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СІМЕЙСТВА ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВОКОНТУРНИХ ДВИГУНІВ

Важливим напрямком розвитку авіаційного двигунобудування та проєктування авіаційних двигунів з адаптивним циклом є пошук і формування науково-технічних надбань, а також перевірка та впровадження технічних рішень у вже існуючі та відпрацьовані конструкції. Застосування регульованих секторів соплових апаратів турбіни низького тиску дозволить нівелювати виробничі відмінності між двигунами під час проведення прийнятно-здавальних випробувань, а також коригувати характеристики в процесі відпрацювання міжремонтного ресурсу. **Предметом дослідження** є термогазодинамічні процеси в проточній частині сімейства турбореактивних двоконтурних двигунів при зміні прохідних перерізів секторів соплових апаратів турбіни низького тиску на максимальному режимі роботи. **Метою** роботи є визначення кількісного впливу регулювання площі соплового апарата турбіни низького тиску на основні характеристики безфорсажної та форсажної модифікацій зазначеного сімейства двигунів. Для досягнення мети вирішено **завдання** з розробки математичної моделі для термогазодинамічного розрахунку параметрів сімейства турбореактивних двоконтурних двигунів з урахуванням варіації площі соплового апарата турбіни низького тиску та проведення чисельного аналізу впливу зміни перерізів на паливну ефективність (SFC) і термодинамічні параметри ($Tt41$). У роботі використано **методи** термогазодинамічного моделювання авіаційних газотурбінних двигунів, що засновані на чисельному розв'язанні систем нелінійних рівнянь спільної роботи вузлів. Отримані **результати** розрахунків щодо впливу зміни прохідних перерізів соплових апаратів турбіни низького тиску за різних ступенів закриття (–5 %) чи відкриття (+5 %) демонструють, що таке регулювання може забезпечити необхідний і ефективний перерозподіл енергії й робочого тіла між каскадами та зовнішніми і внутрішніми контурами двигунів. Встановлено, що характер і спрямованість цього впливу відрізняються для безфорсажної та форсажної модифікацій унаслідок відмінностей у газодинамічному опорі затурбінного тракту й наявності регульованого реактивного сопла. На максимальному режимі роботи регулювання площі секторів соплових апаратів турбіни низького тиску для безфорсажної модифікації дозволить знизити температуру газу перед робочим колесом турбіни високого тиску на 1.1 %, а для форсажної модифікації дозволить зменшити питому витрату палива на 0.2 %. Головними **висновками** дослідження є доведення системної ефективності впровадження регульованих секторів соплових апаратів турбіни низького тиску як інструменту гнучкого керування робочим процесом, що дозволяє розширити діапазон стійкої роботи без погіршення тягових показників. **Наукова новизна** одержаних результатів полягає у встановленні закономірностей взаємозв'язку між ступенем варіації площі регульованого соплового апарата турбіни низького тиску та параметрами робочого процесу для сімейства турбореактивних двоконтурних двигунів. Застосування отриманих результатів дасть змогу підвищити термодинамічну ефективність, а також значно заощадить час на проєктування та вартість розробки двигунів наступного покоління.

Ключові слова: турбореактивний двоконтурний двигун, турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння, регульований сопловий апарат, турбіна низького тиску, термогазодинамічні характеристики, адаптивний цикл, питома витрата палива, сумісна робота вузлів.

Вступ

Постановка задачі та аналіз публікацій

Сучасний етап розвитку авіаційного двигунобудування характеризується вичерпанням традиційних методів підвищення ефективності газотурбінних двигунів (ГТД) за рахунок суто збільшення температури газу перед турбіною високого тиску ($Tt41$) або підвищення ступеня підвищення тиску в компресорі

(PRC). На перший план виходить концепція адаптивного робочого циклу [1-3] (ACE – Adaptive Cycle Engine), що передбачає динамічну зміну геометрії проточного тракту двигуна для оптимізації параметрів на кожному режимі роботи та польоту [4-5].

Питанням математичного моделювання та аналізу робочих процесів авіаційних ГТД із регульованими елементами проточної частини присвячено значну кількість праць [6-7]. Дослідження традиційно фокусуються на регулюванні вихідних реактивних



сопел турбореактивних двоконтурних двигунів із форсажною камерою згоряння (ТРДДФ) або варіації геометрії соплових апаратів (СА) турбін високого тиску (ТВТ) [8-10] для стабілізації температурного стану та забезпечення паливної ефективності на перехідних режимах роботи.

Проте в наявних публікаціях [8-11] існує низка суттєвих обмежень та нерозв'язаних питань:

- більшість математичних моделей адаптивних циклів орієнтована на перспективні двигуни великої тяги або специфічні схеми, тоді як процеси в сімействі турбореактивних двоконтурних двигунів (рис. 1)

з невеликим ступенем двоконтурності за умов варіації геометрії залишаються практично недослідженими;

- існуючі роботи розглядають повне (синхронне) регулювання соплових кілець [11-12], не враховуючи специфіку та дискретність роботи саме окремих регульованих секторів;

- практично відсутні порівняльні оцінки впливу однакової зміни площі прохідного перерізу СА на характеристики безфорсажної модифікації (з нерегульованим вихідним соплом) іа форсажної модифікації (з регульованим реактивним соплом).

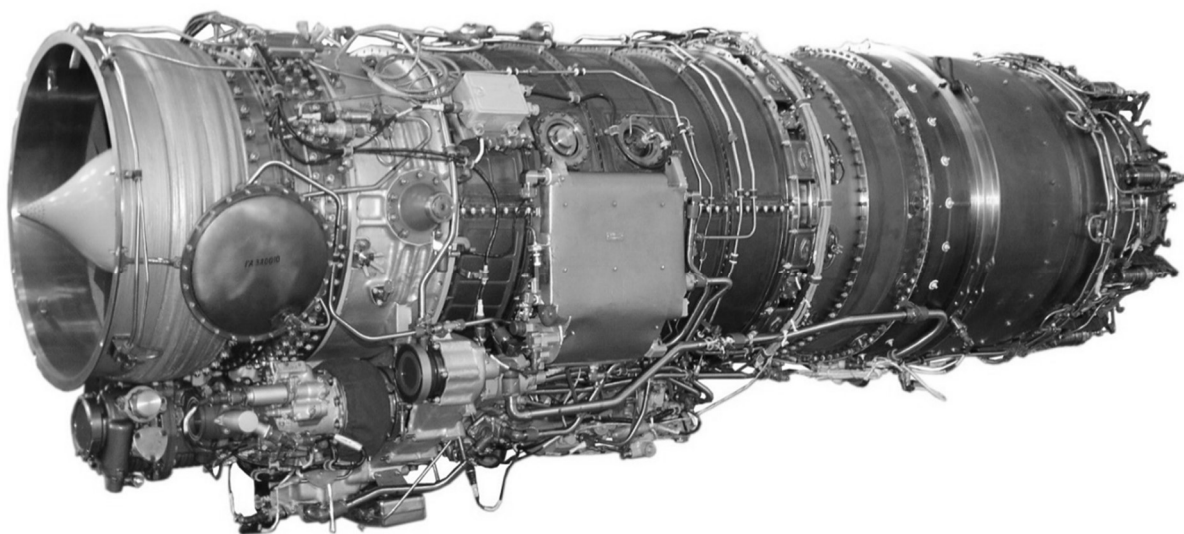


Рис. 1. ТРДДФ

Визначення мети роботи

Проектування та виробництво двигуна типу АСЕ без необхідних науково-технічних напрацювань несе значні економічні та технічні ризики. Тому раціональним шляхом є послідовне впровадження та перевірка прийнятих технічних рішень на вже існуючих і відпрацьованих конструкціях двигунів. Крім того, вибір такого шляху дозволяє виконувати прямий порівняльний аналіз впливу нового конструктивного рішення відносно параметрів базової конструкції.

Під час проектування систем гнучкого керування робочим процесом ГТД вибір вузла для варіації геометрії є компромісом між термодинамічною ефективністю та конструктивною складністю. Регулювання СА ТВТ, попри високий потенціал керування параметрами термодинамічного циклу, суттєво обмежене критичним рівнем температури газу на вході в ТВТ. Впровадження рухомих елементів у високотемпературну зону ТВТ вимагає значного ускладнення систем охолодження, застосування дефіцитних жароміцних матеріалів, що неминуче призводить

до збільшення маси двигуна та зниження його надійності. Натомість рівень температур перед турбіною низького тиску (ТНТ) є суттєво нижчим, що дозволяє впровадити регулювання лопаток СА з мінімальним конструктивним ризиком і без значного збільшення маси конструкції.

Варто зазначити, що, на відміну від традиційного підходу, який передбачає синхронне поворотне регулювання всіх лопаток СА по всьому колу проточної частини, в цій роботі розглядається концепція варіації площі за рахунок **регульованих секторів**. Регулювання всього кільця СА ТНТ суттєво ускладнює кінематичну схему приводу, збільшує ризики заклинювання елементів через нерівномірні теплові розширення та призводить до значного збільшення маси вузла ТНТ. Замість повороту всіх лопаток СА (що створює серйозні проблеми з герметизацією, тепловими навантаженнями та моментом спрацьовування), сегментований підхід дозволяє точно та модульовано керувати площею прохідного перерізу – «горла» СА ТНТ, підвищуючи структурну цілісність та знижуючи навантаження, а також спростити конструкцію приводу та локалізувати механічні зв'язки.

Впровадження концепції варіації площі прохідного перерізу СА ТНТ доцільно розглядати як трьохетапний процес:

1. Дослідження термогазодинамічних характеристик базових (серійних) безфорсажних і форсажних модифікацій двигунів із фіксованою геометрією проточної частини. Це дозволить сформувати бази даних щодо зміни параметрів двигунів за міжремонтний ресурс.

2. Застосування декількох типорозмірів змінних секторів СА ТНТ (без механізму регулювання). Це дозволить виконувати індивідуальний підбір необхідної площі за результатами приймально-здавальних випробувань на стенді або після виконання капітального ремонту двигуна для компенсації експлуатаційного зносу. Також цей етап необхідний для проведення всіх необхідних експериментально-дослідних робіт щодо підтвердження модифікованих газодинамічних характеристик ТНТ [13-14] та їх впливу на характеристики двигунів.

3. Впровадження повноцінного регулювання площі СА ТНТ безпосередньо під час експлуатації в польоті. Набутий на другому етапі статистичний досвід щодо оптимальних площ СА стане фундаментальною основою для розробки та верифікації цифрових законів системи автоматичного керування (САК) для сімейства існуючих двигунів і двигунів наступного покоління.

Метою цієї роботи є кількісна оцінка впливу зміни прохідних перерізів секторів СА ТНТ на основні характеристики та термогазодинамічні параметри безфорсажної та форсажної модифікації сімейства турбореактивних двоконтурних двигунів на базі математичного моделювання.

1. Постановка задачі

Основними задачами дослідження впливу зміни площі прохідного перерізу СА ТНТ на характеристики ТРДД і ТРДДФ є вплив:

- на тягу (F);
- на питому витрату пального (SFC);
- на значення повної температури на вході до робочого колеса (РК) ТВТ ($Tt41$).

Експлуатація модифікованих ТРДД і ТРДДФ з регульованими секторами СА ТНТ не повинна вимагати спеціальних заходів і конструктивних переробок літальних апаратів (ЛА), на яких вони використовуються.

Для рішення поставлених задач використані наукові методи та теорії: робочих процесів повітряно-реактивних двигунів, системного аналізу, математичного моделювання, обчислювальної математики й систем автоматичного проєктування.

2. Опис математичних моделей

Дослідження проведено за допомогою статичних повузлових математичних моделей (ММ) безфорсажної та форсажної модифікацій сімейства турбореактивних двоконтурних двигунів, що розроблені в АТ «Івченко-Прогрес». На рис. 2 представлено розрахункову схему ТРДДФ.

ММ базується на основі загального підходу до розв'язання системи нелінійних рівнянь, що описують термодинамічні, газодинамічні та фізичні зв'язки в ГТД [15]. Використовувана система основних рівнянь руху газу в теорії повітряно-реактивних двигунів 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;
- збереження фізичних і газодинамічних зв'язків між вузлами та елементами двигуна;
- виконання рівняння нерозривності витрати робочого тіла крізь вузли та елементи двигуна;
- сталість геометричних розмірів двигуна (окрім перерізу А8 для ТРДДФ);
- підтримання заданих параметрів керування та урахування експлуатаційних обмежень.

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

Розрахунки параметрів двигуна виконано:

- із застосуванням палива Jet-A1, теплотворна здатність якого становить 42900,0 кДж/кг;
- на усталених режимах роботи;
- з урахуванням залежності термодинамічних властивостей робочого тіла від температури і його хімічного складу [15];
- без урахування термічної дисоціації;
- при номінальних налаштуваннях законів керування;
- з урахуванням експлуатаційних обмежень:
 - обмеження максимального значення повної температури на виході з КВТ ($Tt3_{\max}$);
 - обмеження максимального значення повного тиску на виході з КВТ ($Pt3_{\max}$);
 - обмеження максимального значення повної температури на вході до РК ТВТ ($Tt41_{\max}$);
 - обмеження максимального значення повної температури на виході з ФКС ($Tt7_{\max}$).

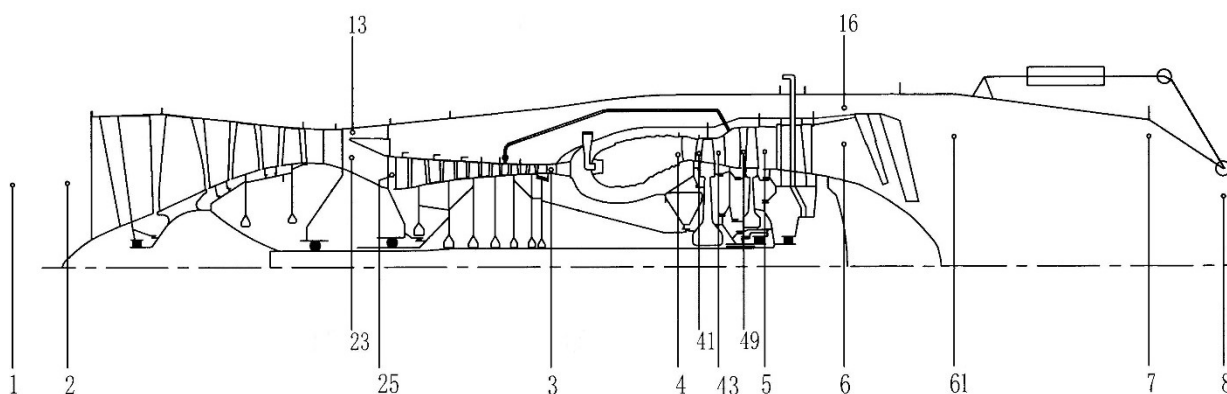


Рис. 2. Розрахункова схема ТРДДФ:

- 1 – атмосферні умови; 2 – вихід з повітрязабірника 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 апарата (СА) турбіни високого тиску (ТВТ);
 41 – вихід із СА та вхід до робочого колеса (РК) ТВТ;
 43 – вихід із РК ТВД і вхід до СА турбіни низького тиску (ТНТ); 49 – вихід із СА та вхід до РК ТНТ; 5 – вихід із РК ТНТ; 16 – вихід із сопла ЗК; 6 – вихід з сопла ВК; 61 – вхід до форсажної камери (ФК);
 7 – вихід із ФК і вхід до реактивного сопла (РС); 8 – вихід з РС

3. Результати досліджень

Для аналізу впливу зміни площі прохідного перерізу СА ТНТ проведено розрахунки ТРДД і ТРДДФ:

- без зміни площі прохідного перерізу СА ТНТ;
- зі збільшенням до 5 % площі прохідного перерізу СА ТНТ;
- зі зменшенням до 5 % площі прохідного перерізу СА ТНТ.

Для цього етапу досліджень розрахунки виконано на максимальному режимі з номінальними налаштуваннями САК ТРДД і ТРДДФ у стендових умовах (висота 0 м, число Маха 0) з урахуванням експлуатаційних обмежень роботи двигунів.

Під час виконання досліджень прийнято припущення, що застосування секторів СА ТНТ із різними значеннями площі прохідного перерізу для розрахунків за допомогою одновимірної ММ не змінює характер газодинамічної течії за СА ТНТ до виходу з ТРДД і ТРДДФ. Це припущення є допустимим для системного оцінювання інтегральних термогазодинамічних характеристик двигуна на етапі одновимірного моделювання, тоді як детальний аналіз тривимірної колової нерівномірності потоку є предметом подальших досліджень.

На рис. 3-6 у відносному вигляді представлено закономірності зміни основних параметрів ТРДД і ТРДДФ залежно від площі прохідного перерізу СА ТНТ (AF LPT). Розрахунки з впливу зміни площі прохідного перерізу СА ТНТ виконано для двох варіантів:

- при сталій зведеній частоті обертання ротора низького тиску $N1R = \text{const}$ (рис. 3 та 5);
- при сталій тязі $F = \text{const}$ (рис. 4 та 6).

Параметри ТРДД і ТРДДФ при зміні площі прохідного перерізу СА ТНТ змінюються схожим чином, проте дещо відрізняються за кількісним впливом на робочий процес.

Рис. 3, 4 демонструють, що для ТРДД, незалежно від цільового параметра керування ($N1R$ чи F), зменшення площі прохідного перерізу СА ТНТ не має практичного сенсу, тому що це призводить лише до зростання температури $Tt41$ (до 1.8 %) і SFC (до 0.5 %), що супроводжується падінням тяги (при $N1R = \text{const}$) або перевищенням частоти обертання $N1R$ для підтримки заданої тяги. Проте рис. 5, 6 демонструють, що для ТРДДФ зменшення площі прохідного перерізу СА ТНТ має певний позитивний вплив на SFC (до 0.2 %). Це пояснюється тим, що в конструкції ТРДДФ використовується надзвукове регульоване сопло, що дозволяє зберегти лінію робочого режиму вентилятора без змін. Також для зменшення втрат тяги під час модернізації ТРДДФ є можливість корегування законів керування регульованим соплом.

Загалом рисунки рис. 3-6 демонструють, що зменшення площі прохідного перерізу СА ТНТ більш ніж на 2.5 % призводить до значного зростання температури $Tt41$ (до 1.75 %) без позитивного впливу на F і SFC. Тому для ТРДДФ розглядати зменшення площі прохідного перерізу СА ТНТ більш ніж на 2.5 % недоцільно.

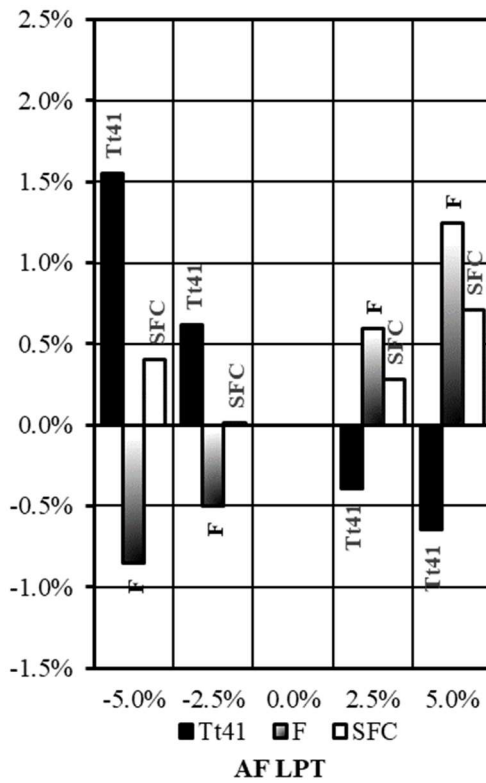


Рис. 3. Зміна Tt41, F та SFC залежно від площі «горла» СА ТНТ ТРДД при N1R = const

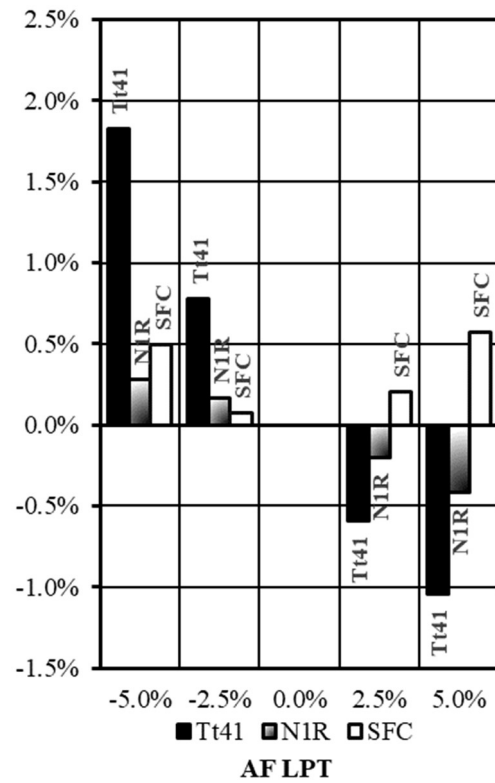


Рис. 4. Зміна Tt41, N1R та SFC залежно від площі «горла» СА ТНТ ТРДД при F = const

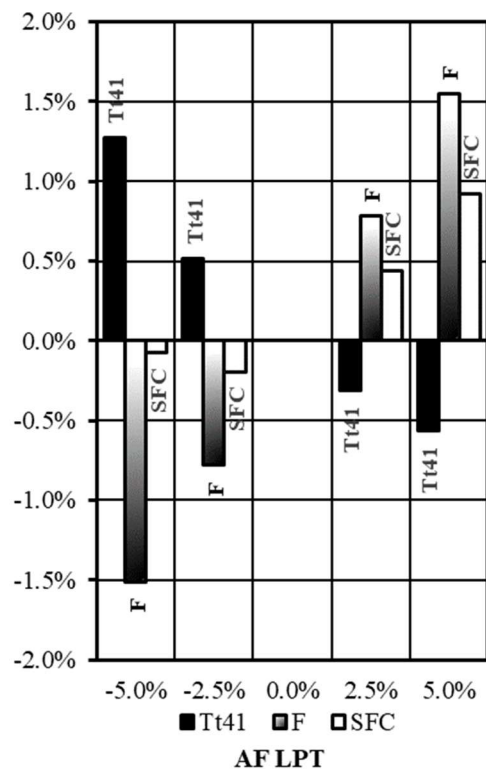


Рис. 5. Зміна Tt41, F та SFC залежно від площі «горла» СА ТНТ ТРДД при N1R = const

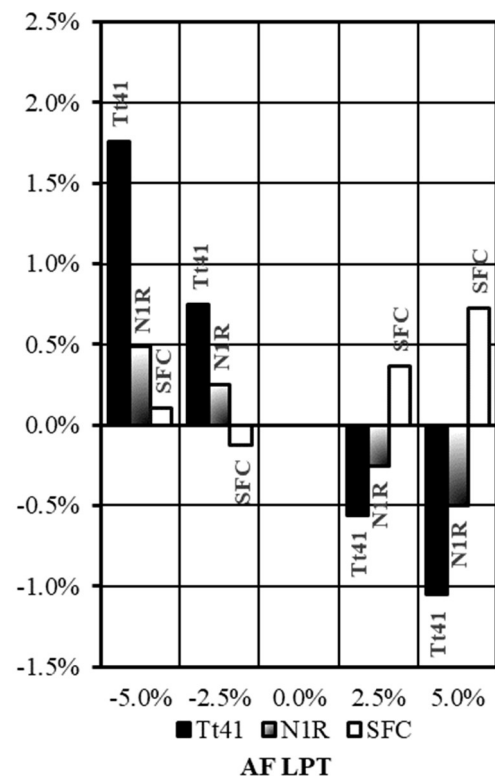


Рис. 6. Зміна Tt41, N1R та SFC залежно від площі «горла» СА ТНТ ТРДД при F = const

Водночас, дані рис. 3-6 демонструють, що збільшення площі прохідного перерізу СА ТНТ як в ТРДД, так і в ТРДДФ дозволяє зменшити рівень температури $Tt41$ (до 1.1 %) при незначному збільшенні SFC. Слід окремо зазначити, що разом зі зменшенням температури $Tt41$ є можливість збільшити рівень F (до 1.55 %) без зміни законів керування ($N1R = \text{const}$) або, підтримуючи стале значення тяги ($F = \text{const}$), зменшити $N1R$. Це пояснюється перерозподілом потоків повітря між зовнішнім і внутрішнім контурами двигунів, що призводить до зменшення ступеня двоконтурності та зменшення температури $Tt41$, відповідно. Отже, збільшення площі прохідного перерізу СА ТНТ дозволить налаштувати необхідний рівень температури двигунів, щоб нівелювати виробничі відмінності між двигунами під час проведення прийнятно-здавальних випробувань, а також здійснювати коригування характеристик у процесі відпрацювання міжремонтного ресурсу під час експлуатації двигунів у складі ЛА.

Також аналіз отриманих результатів демонструє, що збільшення площі СА ТНТ має дещо кращий вплив на параметри ТРДД, ніж на параметри ТРДДФ.

Результати розрахунків доводять, що застосування регульованих секторів СА ТНТ дозволить за потреби вирішити наступні практичні завдання:

- за допомогою збільшення площі СА ТНТ в ТРДД та ТРДДФ зменшити температуру $Tt41$ при незначному збільшенні SFC;

- за допомогою зменшення площі СА ТНТ в ТРДДФ зменшити SFC при незначному корегуванні законів САК у напрямку збільшення $N1R$.

Окремим напрямом подальших досліджень є визначення оптимальної кількості секторів та їх вплив на характер газодинамічної течії та характеристики вузлів, що розташовані за СА ТНТ до виходу з ТРДД чи ТРДДФ.

Висновки

Науково-дослідна робота з аналізу впливу зміни площі прохідного перерізу СА ТНТ на характеристики сімейства турбореактивних двоконтурних двигунів дозволяє зробити такі висновки:

1. Зменшення (до 2.5 %) площі СА ТНТ є більш доцільним у конструкції ТРДДФ. Це пояснюється тим, що в конструкції ТРДДФ використовується надзвукове регульоване сопло, що дозволяє зберегти лінію робочого режиму вентилятора без змін або за потреби здійснювати її корегування.

2. Зменшення площі СА ТНТ ТРДДФ дозволяє зменшити (до 0.2 %) рівень SFC при незначному збільшенні $Tt41$ (до 0.52 %).

3. Збільшення площі СА ТНТ має дещо більший вплив на параметри ТРДД, ніж ТРДДФ і дозволяє

зменшити (до 1.1 %) рівень температури $Tt41$ при незначному збільшенні SFC (до 0.75 %).

4. Проведення експериментальних досліджень доцільно виконувати на базі ТРДДФ із надзвуковим регульованим соплом, що дозволить за потреби корегувати положення лінії робочого режиму вентилятора.

Внесок авторів: формулювання проблеми – **І. Ф. Кравченко, Ю. І. Торба, Ю. О. Улітенко**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **Ю. О. Улітенко, Ю. І. Торба**; розробка математичних моделей – **Ю. О. Улітенко**; проведення розрахункових досліджень – **Ю. О. Улітенко**; аналіз отриманих результатів – **І. Ф. Кравченко, Ю. О. Улітенко, Ю. І. Торба**.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Рукопис немає супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Johnson, J. *Variable cycle engine developments* / J. Johnson // *Developments in High-Speed-Vehicle Propulsion Systems*. – 1995. – Vol. 165. – P. 121-122.
2. Kurzke, J. *The mission defines the cycle: Turbojet, turbofan and variable cycle engines for high speed propulsion* : Report No.: EN-AVT-185/J. Kurzke. – 2010. – 39 p.
3. Hao, W. *Development process of adaptive cycle engine in the United States* / W. Hao, Y. Liu, Z. Wang // *Journal of Propulsion Technology*. – 2024. – Vol. 45, iss. 6. – P. 6-25.
4. *Review on the development status and performance design of adaptive cycle engines* / M. Chen, L. Deng, J. Zhang, H. Tang // *Propulsion and Power Research*. – 2025. – Vol. 14, iss. 1. – P. 35-63. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2025.02.006>.

5. Exploration of Feasible Range for Derivative Engines Based on an Adaptive Cycle Engine / D. Li, Y. Xu, C. Min et al. // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2026. – Vol. 148, iss. 9. – 19 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4071244>.

6. Xu, Y. Design method of optimal control schedule for the adaptive cycle engine steady-state performance / Y. Xu, H. Tang, M. Chen // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2022. – Vol. 35, iss. 4. – P. 148-164. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.08.025>.

7. Zhang, J. Robust design of an adaptive cycle engine performance under component performance uncertainty / J. Zhang, H. Tang, M. Chen // *Aerospace Science and Technology*. – 2021. – Vol. 113. – 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106704>.

8. A full engine cycle analysis of a turbofan engine for optimum scheduling of variable guide vanes / S. Kim, D. Kim, C. Son et al. // *Aerospace Science and Technology*. – 2015. – Vol. 47. – P. 21-30. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.09.007>.

9. Kozak, D. Numerical Simulation of Two-Stage Variable Geometry Turbine / D. Kozak, P. Mazuro, A. Teodorczyk // *Energies*. – 2021. – Vol. 14, iss. 17. – 34 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/en14175349>.

10. Overall performance study of variable geometry turbine gas turbine / C. Wu, J. Zhao, R. Tao, J. Jiang // *Journal of Ordnance Equipment Engineering*. – 2024. – Vol. 45, iss. 2. – P. 83-93. DOI: <https://doi.org/10.11809/bqzbgcxb2024.02.011>.

11. A design and PCA-based optimization framework for variable geometry turbine blade profiles / Z. Wang, Z. Zou, L. Yao et al. // *Aerospace Science and Technology*. – 2026. – Vol. 176, Part D. – 12 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2026.112618>.

12. Design and flow control mechanism of a novel dual-body variable geometry turbine vane / G. Mu, L. Luo, H. Yan et al. // *Energy*. – 2026. – Vol. 353. – 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2026.140798>.

13. Advances in aerodynamic, structural design and test technology of variable geometry turbines / J. Gao, Y. Liu, Q. Zheng, C. Liang // *Journal of Power and Energy*. – 2022. – Vol. 236, iss. 2. – P. 364-390. DOI: <https://doi.org/10.1177/09576509211035612>.

14. Aerodynamic performance measurement of a novel variable geometry turbine adjustable guide vane scheme by experimental study [Text] / Y. Yao, Z. Tao, K. Zhou et al. // *Aerospace Science and Technology*. – 2023. – Vol. 140. – 13 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108413>.

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

References

1. Johnson, J. Variable cycle engine developments. *Developments in High-Speed-Vehicle Propulsion Systems*, 1995, vol. 165, pp. 121-122.

2. Kurzke, J. *The mission defines the cycle: Turbo-jet, turbofan and variable cycle engines for high speed propulsion* : Report No.: EN-AVT-185, 2010. 39 p.

3. Hao, W., Liu, Y., Wang, Z. Development process of adaptive cycle engine in the United States. *Journal of Propulsion Technology*, 2024, vol. 45, iss. 6, pp. 6-25.

4. Chen, M., Deng, L., Zhang, J., Tang, H. Review on the development status and performance design of adaptive cycle engines. *Propulsion and Power Research*, 2025, vol. 14, iss. 1, pp. 35-63. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jppr.2025.02.006>.

5. Deng, L., Yihao, X., Chen, M., Zhang, J., Tang, H. Exploration of Feasible Range for Derivative Engines Based on an Adaptive Cycle Engine. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2026, vol. 148, iss. 9. 19 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4071244>.

6. Xu, Y., Tang, H., Chen, M. Design method of optimal control schedule for the adaptive cycle engine steady-state performance. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, vol. 35, iss. 4, pp. 148-164. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.08.025>.

7. Zhang, J., Tang, H., Chen, M. Robust design of an adaptive cycle engine performance under component performance. *Aerospace Science and Technology*, 2021, vol. 113. 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106704>.

8. Kim, S., Kim, D., Son, C., Kim, K., Kim, M., Min, S. A full engine cycle analysis of a turbofan engine for optimum scheduling of variable guide vanes. *Aerospace Science and Technology*, 2015, vol. 47, pp. 21-30. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.09.007>.

9. Kozak, D., Mazuro, P., Teodorczyk, A. Numerical Simulation of Two-Stage Variable Geometry Turbine. *Energies*, 2021, vol. 14, iss. 17. 34 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/en14175349>.

10. Wu, C., Zhao, J., Tao, R., Jiang, J. Overall performance study of variable geometry turbine gas turbine. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2024, vol. 45, iss. 2, pp. 83-93. DOI: <https://doi.org/10.11809/bqzbgcxb2024.02.011>.

11. Wang, Z., Zou, Z., Yao, L., Xue, W., Tan, H. A design and PCA-based optimization framework for variable geometry turbine blade profiles. *Aerospace Science and Technology*, 2026, vol. 176, Part D. 12 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2026.112618>.

12. Mu, G., Luo, L., Yan, H., Xue, W., Zhou, X., Deng, H. Design and flow control mechanism of a novel dual-body variable geometry turbine vane. *Energy*, 2026, vol. 353, 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2026.140798>.

13. Gao, J., Liu, Y., Zheng, Q., Liang, C. Advances in aerodynamic, structural design and test technology of variable geometry turbines. *Journal of Power and Energy*, 2022, vol. 236, iss. 2, pp. 364-390. DOI: <https://doi.org/10.1177/09576509211035612>.

14. Yao, Y., Tao, Z., Zhou, K., Yang, Y., Song, L., Li, J., Feng, Z. Aerodynamic performance measurement of a novel variable geometry turbine adjustable guide vane scheme by experimental study. *Aerospace Science*

and Technology, 2023, vol. 140, 13 p. calculation of air-jet engines]. Moscow, CIAM Publ., 1975. 126 p.
 DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108413>.

15. Ilychev, Ya. T. *Termodinamicheskii raschet*

vozdushno-reaktivnykh dvigatelei [Thermodynamic

Надійшла до редакції 10.08.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 15.08.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 03.09.2026

ANALYSIS OF EFFECT OF LOW PRESSURE TURBINE NOZZLE GUIDE VANES VARIABLE SECTORS ON THE TURBOFAN ENGINE FAMILY PERFORMANCE

Yurii Ulitenko, Yurii Torba, Ihor Kravchenko

An important direction for the development of aircraft engine manufacturing and the design of aircraft adaptive-cycle aircraft engines is the identification and establishment of scientific and technical achievements, as well as the verification and implementation of technical solutions on existing and proven designs. The use of variable sectors of low-pressure turbine nozzle guide vanes will mitigate production differences between engines during acceptance tests and enable performance adjustments during operational service life. The subject of the study is the thermogasdynamic processes in the flow path of a turbofan engine family when the flow area of the low-pressure turbine nozzle guide vane sectors is changed at maximum operating mode. The purpose of the work is to determine the quantitative effect of low-pressure turbine nozzle guide vanes variable sectors on the primary performance metrics of non-afterburning and afterburning versions of the specified engine family. To achieve this aim, a thermogasdynamic mathematical model of the turbofan engine family was developed, accounting for the area variation of the low-pressure turbine nozzle guide vanes, and a numerical analysis was conducted to assess the effect of flow-area changes on specific fuel consumption (SFC) and thermodynamic parameters (Tt41). The study applies thermogasdynamic modeling methods to aircraft gas turbine engines, based on the numerical solution of systems of non-linear equations that describe component matching. The computational results regarding the effect of changing the flow area of the low-pressure turbine nozzle guide vanes at different degrees of closure (–5 %) or opening (+5 %) demonstrate that such an adjustment can provide an effective redistribution of energy and working fluid between the spools and the bypass and core ducts of the engines. It is established that the nature and direction of this effect differ between the non-afterburning and afterburning versions due to differences in the gas-dynamic flow resistance of the exhaust duct and the presence of a variable exhaust nozzle. At maximum operating rating, adjusting the area of the low-pressure turbine nozzle guide vane sectors for the non-afterburning version reduces the gas temperature upstream of the high-pressure turbine rotor wheel by 1.1%, and for the afterburning version, it reduces specific fuel consumption by 0.2%. The main conclusion of the study is the demonstrated effectiveness of the system in implementing variable low-pressure turbine nozzle guide vane sectors as a tool for flexible cycle control, which expands the range of stable operation without degrading thrust performance. The scientific novelty of the results lies in establishing the patterns of the relationship between the degree of area variation of the low-pressure turbine nozzle guide vanes and the work process parameters for turbofan aircraft engines. Applying the results will increase thermodynamic efficiency and significantly reduce design time and development costs for next-generation engines.

Keywords: turbofan engine, afterburning turbofan engine, variable guide vanes, low-pressure turbine, thermogasdynamic characteristics, adaptive cycle, specific fuel consumption, joint operation of components.

Улітенко Юрій Олександрович – канд. техн. наук, провідний науковий співробітник, АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Торба Юрій Іванович – канд. техн. наук, старший дослідник, заступник генерального директора з наукової та експериментально-випробувальної роботи, АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Кравченко Ігор Федорович – д-р техн. наук, професор, генеральний директор, АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

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

Yuriy Torba – Candidate of Technical Science, Senior Researcher, Deputy General Director for Research and Experimental Testing, JSC “Ivchenko-Progress”, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: torba.yuriy@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8470-9049.

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