

## 6. ТЕХНОЛОГІЯ АГРЕГАТОБУДУВАННЯ

УДК 621.452.33.037.01

**Піжанкова Н. В.**, ст. викладач  
n.pizhankova@khai.edu  
**Селезень О. Г.**, студент  
selezen.oleh@gmail.com

### ДО ОПТИМІЗАЦІЇ ВИТРАТИ ОХОЛОДЖУЮЧОГО ПОВІТРЯ У СУЧАСНИХ ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНИХ ГТД

Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Ефективність робочого циклу газотурбінного двигуна залежить від величин степені підвищення тиску у компресорі, температура газів на вході до турбіни та газодинамічної досконалості його вузлів.

Можливість зростання температури газів перед турбіною, характерне для сучасних ГТД, забезпечується застосуванням нових жаростійких матеріалів і більш сучасних систем охолодження.

Якість охолодження проточної частини та лопаток турбіни, що визначається коефіцієнтом ефективності охолодження, який залежить від способу охолодження, що використовується, матеріалів та витрати охолоджувального повітря. Для охолодження турбіни повітря відбирається з проточної частини компресора, що призводить до зниження його ККД, яке визначається місцем відбору, а саме за яким ступенем, та витратою відібраного повітря. Підвід повітря у газодинамічний тракт турбіни після проходження через канали системи охолодження корпусу, лопаток та дисків впливає на ККД турбіни, призводить до його зниження.

Зниження ККД компресора та турбіни, у свою чергу, призводить до погіршення ефективності роботи ГТД в цілому, що обмежує параметри літального апарату, для якого даний двигун призначений, або іншого агрегату, що працює сумісно з цим двигуном. Тому, витрата повітря, що використовується для охолодження турбіни, повинна бути ретельно визначена та лімітована.

Для дослідження параметрів двигуна в процесі проектування може бути використана його математична модель. Зрозуміло, що для розв'язання такої задачі застосування моделей 0-го та 1-го рівня (у відповідності до наявної класифікації [1,2] не може дати необхідних результатів. Тільки моделі 2-го рівня, що ґрунтуються на повінцевому описі турбомашин, можуть дозволити адекватно оцінити вплив витрати повітря, що відбирається з проточної частини проміжного ступеня компресора, параметри повітря, яке направлено на охолодження, відповідно, ККД компресора, аналогічно повінцева модель турбіни у системі ГТД дозволяє оцінити вплив витрат повітря, що надходить у потік газу з системи охолодження, його температури та витрати на ККД турбіни, а також визначити критичні режими обтікання окремих вінців, поява яких визначає особливості обтікання турбіни в цілому.

Математичні моделі ГТД знаходяться в постійному розвитку.

В Національному аерокосмічному університеті «ХАІ» протягом багатьох років проводиться розробка математичних моделей газотурбінних двигунів.

Окрім моделей 0-го рівня, які використовуються в навчальному процесі, в «ХАІ» розроблена модель ГТД, заснована на повінцевому описі компресора [3], яка використовує одновимірний підхід до аналізу течії. Ця модель дозволяє урахувати вплив відбору повітря з

проміжного ступеня проточної частини, визначити параметри повітря, яке надходить до системи охолодження, інтегральні параметри компресора та двигуна в цілому на заданому режимі. Модель надає можливість оптимізувати програму регулювання кутів установки поворотних направляючих апаратів компресора в системі ГТД. Використання двомірного підходу до моделювання компресора дозволяє підвищити точність та інформативність моделі двигуна [4]. Можливості такої моделі використовувались при аналізі впливу абразивного зносу лопаток на роботу ГТД [5].

Наступним кроком у розвитку математичних моделей ГТД стало використання повінцевих методів моделювання багатоступеневих компресора та турбіни. [6,7].

Розрахунок параметрів потоку у турбіні у зазначеній вище моделі виконується повінцево у одномірній постановці, спираючись на геометричні параметри проточної частини та лопаткових вінців на середньому радіусі.

Турбіна в системі ГТД працює у достатньо широкому діапазоні режимів, що повинно відповідним чином бути відображено у її моделі. Тому вимоги до розрахункового повінцевого аналізу течії у турбіні достатньо жорсткі.

Велике навантаження сучасних турбін призводить до появи режимів запирання лопаткових вінців у найбільш вузьких перерізах та реалізації при подальшому розширенні збільшення швидкості течії за рахунок обтікання косою зрізу решіток. Запирання одного з лопаткових вінців призводить до зміни течії у інших лопаткових вінцях і турбіні в цілому. Очевидно, що це впливає на особливості роботи турбіни у системі ГТД. Ці ефекти повинні бути враховані при побудові методу розрахунку.

Наявність охолодження ряду лопаткових вінців турбіни за допомогою ряду факторів впливає на величину втрат енергії і, відповідно, ККД. Окрім того, повітря, яке підводиться з системи охолодження у міжлопатковий канал, може впливати на виникнення критичного режиму течії у ньому та зміну характеристики лопаткового вінця або ступеня та режим роботи турбіни в цілому.

Для цього повинно бути визначено місце підводу повітря в міжлопатковому каналі: до горловини, після горловини або у вісьовий зазор між вінцями. Очевидно, що характеристика лопаткового вінця буде залежною від витрат охолоджуючого повітря та його температури.

Також мають бути враховані втрати робочого тіла..

Можливість розрахунку ступенів з радіальним зазором та бандажованими поверхнями лопаток.

Урахування змін термодинамічних параметрів робочого тіла у результаті змішення охолоджуючого повітря та продуктів згоряння (у різних перерізах до горловини міжлопаткового каналу або після неї).

Величина втрат енергії при розрахунку параметрів потоку визначається за допомогою опублікованих напівемпіричних залежностей, які дозволяють урахувати втрати на тертя, кромочні втрати, величину кута натікання потоку, числа Маха та числа Рейнольдса.

Усі ці вимоги були враховані при будівні математичної моделі турбіни у системі ГТД. На рис. 1 наведено результати розрахунку впливу відбору повітря на характеристику компресора.

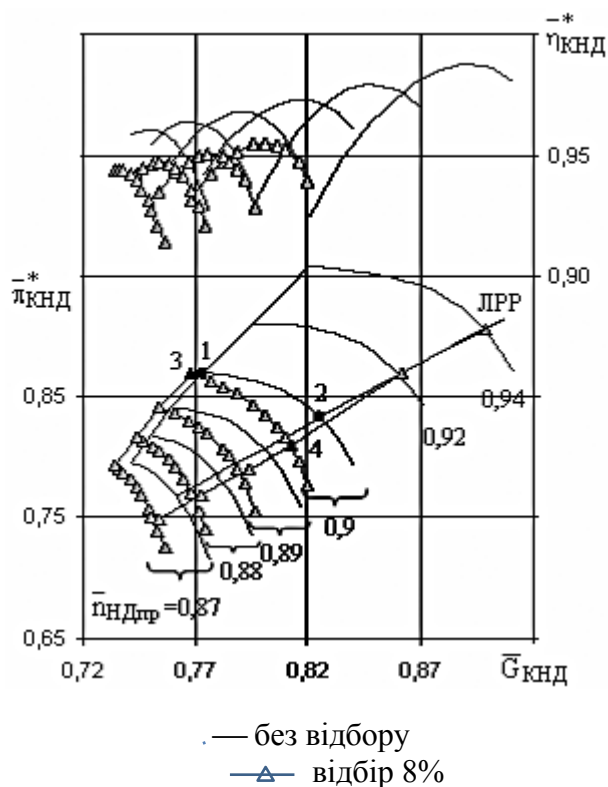


Рис. 1. Результати розрахунку впливу відбору повітря на характеристику компресора

На рис 2 показано, як витрата повітря, що надходить у лопатковий канал з системи охолодження, впливає на залежність відносної втрати робочого тіла у горловині соплового апарату (СА) від зниження тиску у ступені. Збільшення відносної витрати охолоджуючого повітря до горловини при незмінному значенні його температури призводить до підвищення швидкості течії у критичному перерізі та зменшенню пропускної здатності лопаткового вінця. Це впливає на характеристику всієї турбіни і відповідно, двигуна в цілому.

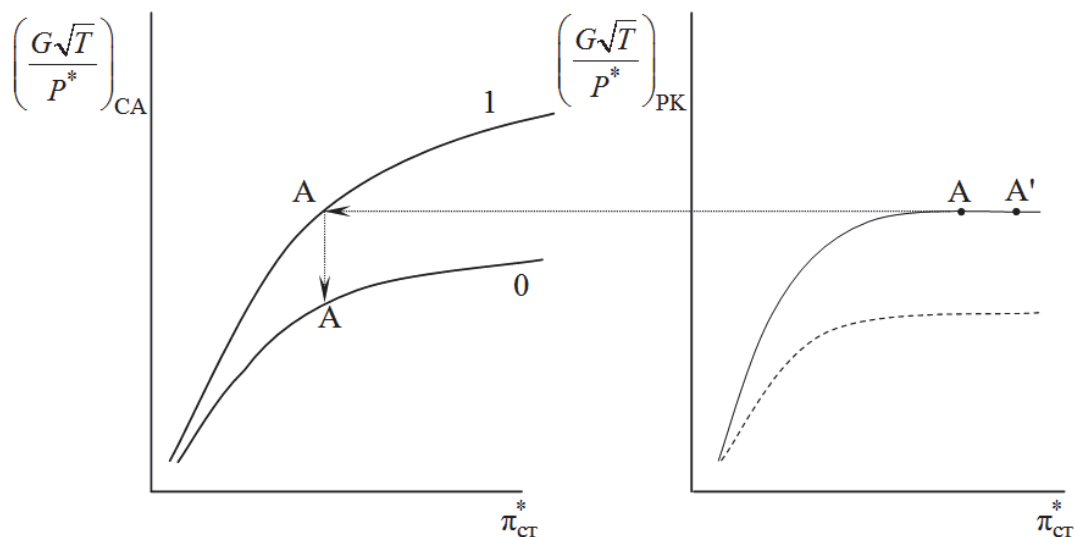


Рис. 2. Залежність відносної втрати робочого тіла у горловині соплового апарату від зниження тиску у ступені

Таким чином, реалізація урахування впливу відбору повітря з проміжних ступенів компресора на параметри компресора та охолодження багатоступеневої турбіни у моделі газотурбінного двигуна можуть дозволити провести аналіз та оптимізацію витрат відбираємого повітря у системі проєктованого ГТД, підвищити його інтегральні параметри.

## Список використаних джерел

1. Дружинін, Л. Н. Математичне моделювання ГТД на сучасних ЕВМ при дослідженні параметрів та характеристик авіаційних двигунів / Л. Н. Дружинін // Труди ЦІАМ. – М. : ЦІАМ, 1979. – Вип. 832. – 45 с.
2. Тунаков, А. П. Методи оптимізації при доводці та проектуванні газотурбінних при доводці та проектуванні газотурбінних двигунів / А. П. Тунаков. – М. : Машинобудування, 1979. – 186 с.
3. Бойко, Л. Г. Математична модель газотурбінного двигуна з повінцевим описом багатоступеневого вісьового компресора та її практичне використання./ Л. Г. Бойко., О. Л. Карпенко// Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – №6(53) . – с.71-77.
4. Boyko, L. Devising a method for calculating the turboshaft gas turbine engine performance involving a blade-by-blade description of the multi-stage compressor in a two-dimensional setting / L. Boyko, V. Datsenko, A. Dyomin, N. Pizhankova // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2021. – 4 (8 (112)) . – 59–66.  
doi: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.238538>
5. Datsenko, V. Determining the influence of compressor flow path abrasive wear on the gas turbine engine characteristics / Datsenko V. Boyko L. // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2(1 (122)) . – 12–24. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2023.275546>
6. Бойко, Л. Г. Метод розрахунку термогазодинамічних параметрів турбовального ГТД на основі повінцевого опису лопаткових машин. Частина 1. Основні рівняння / Л. Г. Бойко, О. В. Кіслов, Н. В. Піжанкова // Авіаційно-космічна техніка та технологія. – 2018. – №1 (145) . – С.48-58
7. Бойко, Л. Г. Метод розрахунку термогазодинамічних параметрів турбовального ГТД на основі повінцевого опису лопаткових машин. Частина 2. Основні рівняння / Л. Г. Бойко, О. С. Дьомін, Н. В. Піжанкова // Авіаційно-космічна техніка та технологія. – 2019. – №1 (153) . – С. 18-28