

С. О. ХОМИЛЄВ, І. Ф. КРАВЧЕНКО, А. І. ПОПУГА

ПІДХІД ДО ВИБОРУ ОПТИМАЛЬНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБІНИ НИЗЬКОГО ТИСКУ ПРИ ВИКОРИСТАННІ ЄДИНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Продемонстровано підхід до концептуального проєктування турбіни низького тиску авіаційного турбогвинтового двигуна на базі єдиного газогенератора. Підхід цікавий тим, що крім коефіцієнта корисної дії, у якості критерію оптимального проєктування використана маса турбіни і маса пального, а також кількість аеродинамічних профілів. Отримано залежність цих параметрів від коефіцієнта аеродинамічного навантаження турбіни, який змінюється шляхом зміни діаметра турбіни в заданих обмеженнях.

Ключові слова: аеродинамічне навантаження, ККД, маса, силова установка.

S. KHOMYLYEV, I. KRAVCHENKO, A. POPUGA APPROACH TO THE SELECTION OF OPTIMAL CHARACTERISTICS FOR LOW PRESSURE TURBINES USING A SINGLE GAS GENERATOR

An approach to the conceptual design of the low pressure turbine for the aviation turbopropeller engine has been shown. The engine is created on the basis of the single gas generator for the two-engine power plant intended for the average transport aircraft. This approach is of great interest because in addition to the efficiency factor, the mass of the designed turbine, the fuel mass and the number of aerodynamic profile were used as optimal design criteria. The designed turbine includes the two stages and the interturbine transition channel of a diffuser type arranged in front of them. Consideration was given to the four flow parts of the turbine that differ by the diameter and the height selected in the preset limitation range. The gas dynamic efficiency of the interturbine transition channel, gas dynamic efficiency of the after-turbine channel, the strength of the turbine blade of the last stage were taken as the limitations. The dependences of the efficiency factor, the turbine mass and the number of turbine blades on the turbine aerodynamic load factor were obtained for the four turbine options. The turbine efficiency factor was determined using our own method of one-dimensional gas-dynamic computation. The fuel flow rate was determined using the mathematical engine model. The turbine mass was determined using the parametric method as a function of the aerodynamic load factor and the turbine flow rate factor. The number of aerodynamic profiles was defined using the Zweifel parameter. It was shown that the use of heavy loaded and less loaded low pressure turbines can reduce the take-off weight of the aircraft in spite of an increased fuel flow rate.

Key words: aerodynamic load, efficiency factor, mass and power plant.

Вступ

Поширеною практикою проєктування авіаційних двигунів є використання єдиного газогенератора (каскаду високого тиску) як основу для двигунів різного призначення та потужності. Цей підхід дозволяє суттєво знизити вартість та тривалість дослідно-конструкторських робіт, виробництва та обслуговування двигунів, технічний ризик проєкту. Яскравим прикладом цього підходу є лінійка двигунів CFM56 концерну *CFM International* у класі тяги від 82 кН до 151 кН для цивільної авіації, що створено на базі газогенератора двигуна *General Electric F101* для стратегічного бомбардувальника B-1B Lancer. Іншим прикладом є сімейство вітчизняних реактивних двигунів Д-436 та вертолїтних двигунів Д-136 розробки ДП «Івченко-прогрес», що розроблено на базі газогенератора двигуна Д-36. Важливою задачею такого підходу є узгодження геометричних та робочих параметрів суміжних вузлів двигуна з існуючим газогенератором та їх оптимізація під мету конкретного проєкту. Зокрема це стосується турбіни низького тиску (ТНТ), яка наводить вентилятор або гвинт двигуна

Одним із важливих параметрів авіаційної турбіни, що підлягає оптимізації є маса. Вона узагальнює витрату дорогих жаростійких матеріалів (тобто вартість), визначає масу всієї силової установки. У свою чергу це впливає на злітну вагу літального апарату, корисне навантаження та даль-

ність польоту, і загалом визначає ефективність та конкурентоспроможність двигуна. Це особливо актуально для багатоступеневих ТНТ. Модуль ТНТ може становити до третини повної маси двигуна і до 15 % його вартості [1]; 1 % зміна коефіцієнту корисної дії (ККД) ТНТ може дати відповідну зміну ККД всього двигуна на 0,6 % – 0,96 % для турбовентиляторних двигунів [2] та навіть більш ніж 1,0 % для турбогвинтових двигунів.

В даній роботі представлені результати аналізу характеристик проточних частин кількох ТНТ двигуна, що створюється на базі єдиного газогенератора, з погляду їх впливу на економічність та масу силової установки.

Мета роботи

Відпрацювання підходу до обґрунтування вибору параметрів проточної частини турбіни авіаційного двигуна на етапі концептуального проєктування з урахуванням впливу її характеристик на характеристики силової установки літального апарату.

Постановка задачі

Як правило, розміри проточної частини мають протилежний вплив на ККД та масу турбіни, тому дуже важливо знайти розумний баланс між цими характеристиками ще на початковому етапі

проектування, коли закладається «ідеологія» майбутньої турбіни, а витрати та «вартість помилки» ще невеликі. Проектування турбін починається з вибору основних кінематичних параметрів подоби, що визначають форму трикутників швидкостей на середньому діаметрі (а значить і ККД), також форму і розміри проточної частини. З цього погляду ключовими параметрами проектування є коефіцієнт аеродинамічного навантаження ($\mu = L_T/u^2$, де L_T – робота турбіни, u – колова швидкість) та коефіцієнт витрати ($\Psi = c_a/u$, де c_a – осьова складова швидкості).

У роботі [3] автори вперше у загальному вигляді приділили увагу аналізу геометричних та вагових характеристик ТНТ, де й ув'язали їх із параметрами навантаження та витрати. Але безпосередньо розрахунок маси турбіни залишився поза рамками статті. Раніше в роботі [4] був запропонований достатній простий узагальнений метод розрахунку маси турбіни, що враховує діаметральні розміри турбіни, колову швидкість і число ступенів (які визначають аеродинамічне навантаження турбіни). Але не висока точність цього методу заважає його використанню для кількісного аналізу та оптимізації. У роботі [5], було запропоновано удосконалення цього методу, шляхом урахування висоти проточної частини турбіни, яка визначається коефіцієнтом витрати. Це дозволило суттєво підвищити точність розрахунку маси турбіни на етапі 1D розрахунків, ще до детального опрацювання конструкції.

Ще одним важливим параметром, що може бути проаналізовано на попередньому етапі проектування турбіни є кількість лопаток. Цей показник суттєво впливає на трудомісткість і вартість виготовлення та ремонту турбіни, її надійність.

Задачею дослідження є аналіз впливу кінематичних параметрів подоби на ККД та масу турбіни і силової установки при попередньому проектуванні.

Метод аналізу

Аналіз параметрів турбін був проведений з використанням програми газодинамічного розрахунку турбіни на середньому діаметрі, яка базується на вирішенні основних рівнянь газової динаміки для сталої течії ідеального газу в одновимірній постановці і доповнена теоретичними та емпіричними даними щодо втрат енергії в лопаткових апаратах, що дозволяє визначити коефіцієнт корисного дії турбіни в загальному вигляді, як

$$\eta^* = f(\zeta_{ca}, \zeta_{pk}, \Delta\eta_{охол}, \Delta\eta_{рз}, \dots),$$

де ζ_{ca} , ζ_{pk} – коефіцієнти втрат кінетичної енергії в сопловому апараті (СА) та робочому колесі (РК) відповідно;

$\Delta\eta_{охол}$ – втрати ККД, спричинені охолодженням;

$\Delta\eta_{рз}$ – втрати, спричинені наявністю радіального зазору над РК. У свою чергу, втрати в решітках СА та РК визначаються залежно від геометричних та режимних параметрів:

$$\zeta = \zeta_{пр} + \zeta_{вт} = f(\beta_1, \beta_2, \lambda_{w2ад}, \bar{d}_2, \bar{h}_2, Re, \dots),$$

де $\zeta_{пр}$, $\zeta_{вт}$ – коефіцієнти профільних та вторинних втрат відповідно;

β_1, β_2 – кути входу та виходу потоку;

$\lambda_{w2ад}$ – зведена адабатична швидкість виходу;

\bar{d}_2 – відносна товщина вихідної крайки;

\bar{h}_2 – відносна висота лопатки на виході;

Re – число Рейнольдса, розраховане за хордою профілю та параметрами потоку на виході з решітки. Маса турбіни оцінюється за формулою запропонованої NASA [4]:

$$M_T = K_M N_{ст} D_{сер}^{2,5} u_{сер}^{0,6},$$

де $N_{ст}$ – кількість ступенів турбіни, од.;

$D_{сер}$ – середній діаметр, м;

$u_{сер}$ – середня колова швидкість, м/с;

K_M – емпіричний коефіцієнт пропорційності.

Для турбіни із заданою роботою кількість ступенів, середній діаметр та колова швидкість визначаються обраним коефіцієнтом навантаження μ . З метою урахування висоти проточної частини у роботі [5] запропоновано коефіцієнт K_M визначати через коефіцієнт витрати турбіни. Тоді маса турбіни стає функцією коефіцієнтів навантаження та витрати $M_T = f(\mu, \Psi)$.

Число лопаток СА та РК визначаються з використанням параметра Цвайфеля [6]:

$$Z_w = 2 \frac{t}{b} \frac{\sin(\beta_1 + \beta_2)}{\frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2}},$$

де t – крок решітки, м;

b – ширина лопатки, м.

Вплив ККД турбіни на питому витрату палива $C_{уд}$ і абсолютна витрата пального $G_{пал}$ двигуна для типового польоту літального апарату, що розглядається, отримані за допомогою математичної моделі двигуна-прототипу.

Обговорення результатів 1 Об'єкт дослідження

Для аналізу обрано ТНТ авіаційного турбогвинтового двигуна для середнього транспортного літака з дводвигуновою силовою установкою. Цей двигун структурно побудований на базі єдиного газогенератора, який передбачається використовувати в лінійці двигунів різних схем і призначення. Розміри та параметри турбіни газогенератора визначені попереднім проектуванням та є зафіксованими. Тому завдання теоретичного проектування

турбіни зводиться до вибору проточної частини ТНТ, що найбільш відповідає вимогам конкретного проекту.

Параметри, необхідні для проектування турбіни, отримані з термодинамічного розрахунку двигуна. Відповідно до розрахунку питома витрата пального двигуна прямо пропорційна ККД ТНТ (тобто 1 % ККД ТНТ \sim 1 % $C_{уд}$). Для типового 4-х годинного польоту зазначеного літака середня витрата пального $G_{пал}$ на один двигун складає близько 500 кг/год. Таким чином, для дводвигунової силової установки 1 % збільшення або зменшення ККД ТНТ відповідає приблизно 10 кг зменшення або збільшення потрібного пального на одну годину польоту та відповідної зміни злітної ваги літака.

2 Геометрія та кінематичні параметри

Розрахункова схема проточної частини ТНТ показано на рис. 1. Геометрія на вході в ТНТ визначена вже існуючою турбіною газогенератора, що передбачає наявність міжтурбінного перехідного каналу дифузorzного типу. Для кожної з розглянутих турбін осьова довжина дифузора однакова. Газодинамічні втрати у перехідному каналі мають бути віднесені до втрат у ТНТ. Ефективність затурбінного каналу (на схемі не показаний) безпосередньо залежить від параметрів потоку на виході з турбіни і, у свою чергу, впливає на роботу ТНТ.

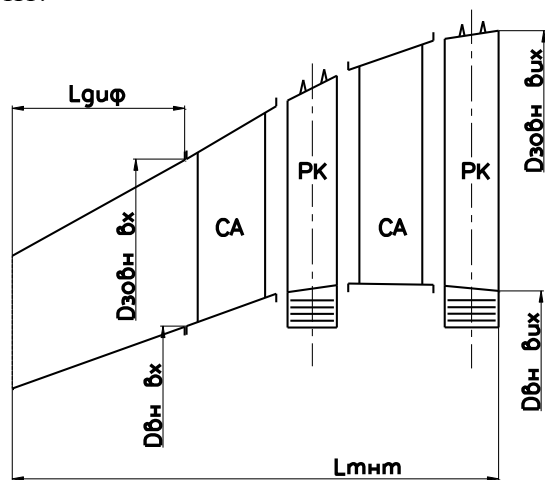


Рис. 1 – Розрахункова схема проточної частини ТНТ

Для того, щоб звужити область пошуку рішень у даній роботі розміри на вході в СА 1-го ступеня кожної ТНТ обрані таким чином, щоб забезпечити приблизно однаковий ККД перехідного каналу (визначається за емпіричними залежностями через площі на вході та виході і еквівалентний кут розкриття дифузора). Розміри лопаток РК і газодинамічне навантаження останнього ступеня

забезпечують приблизно однакові середній кут виходу потоку ($\alpha_{вих} = 85^\circ \pm 0,5^\circ$) та числа Маха ($M_{вих} = 0,45 \pm 0,01$), що також має забезпечити приблизно однаковий ККД затурбінного каналу. При таких обмеженнях і постійній швидкості обертання ротора для лопаток РК останніх ступенів отримані приблизно однакові значення параметру механічного навантаження Fn^2 (де F – середня кільцева площа, що описують робочі лопатки при обертанні лопатками, m^2 , n – швидкість обертання ротора, об/хв), який визначає міцність робочої лопатки.

Ширини відповідних вінців та міжвінцеві зазори для всіх турбін прийняті однаковими. Відповідно осьова довжина $L_{ТНТ}$ всіх турбін (див. рис. 1) теж однакова.

Аналіз параметрів проведено для 4-х проточних частин ТНТ. Для першої з них параметр Парсонаса ($Y = u/c_{ад}$) прийнятий близьким до оптимального для цього типу турбін ($Y \approx 0,57$). Відповідно, і досяжний ККД ТНТ1 близький до максимально можливого. Тому в наступному аналізі деякі параметри інших варіантів турбін віднесені до параметрів ТНТ1 ($\bar{x}_i = x_i/x_{ТНТ1}$) як теоретично найбільш економічній. Для інших турбін коефіцієнт аеродинамічного навантаження μ поступово збільшується аж до 25 %, як показано на рис. 2. Варіант ТНТ4 з $Y \approx 0,5$ вже є достатньо навантаженою для даного типу турбін.

Зміна аеродинамічного навантаження виконано варіюванням діаметру турбін з фіксованою швидкістю обертання ротору. В рамках прийнятих раніше геометричних обмежень по вході та виходу ТНТ, це передбачає зворотню (до діаметру) зміну висоти проточної частини. Рис. 3 ілюструє, як змінювався зовнішній діаметр на виході турбін ($D_{зовн}$) і середня висота проточної частини (h): відносний зовнішній діаметр зменшувався від 1 до 0,925, при цьому відносна висота лопаток змінювалася в діапазоні від 1 до 1,113.

Відповідно до геометрії змінюється і коефіцієнт витрати турбін. На рис. 4 показано, що коефіцієнт витрати зростає приблизно з тією ж інтенсивністю, що коефіцієнт навантаження. Це обумовлено одночасним зменшенням окружної швидкості та невеликим збільшенням осьової швидкості вздовж проточної частини.

3 ККД і витрата пального

На рис. 5 показано зміну ККД турбін (η^*) та обумовлену цим зміну погодинної витрати пального ($G_{пал}$) кожним двигуном силової установки. Зі збільшенням аеродинамічного навантаження ККД турбін закономірно знижується. При чому інтенсивність зниження ККД дещо посилюється зі зростанням μ . З результатів газодинамічних розрахун-

ків впливає, що це обумовлено, головним чином, збільшенням профільних втрат у лопатках через зменшення конфузорності решіток та збільшення швидкостей. Вторинні втрати змінюються несуттєво, завдяки збільшенню висоти проточної частини і, відповідно, відносного подовження лопаток. Очевидно, у разі збереження висоти проточної частини при зменшенні діаметра (тобто більш інтенсивному зростанні коефіцієнта витрати ніж

показано на рис. 4) падіння ККД турбіни буде більш значним.

Відповідно до прийнятого співвідношення витрати пального змінюється зворотним чином по відношенню до ККД турбіни таким чином, що збільшення навантаження на 25 % призводить до збільшення необхідного пального на кожен двигун на кожен політ приблизно на 1,7 %.

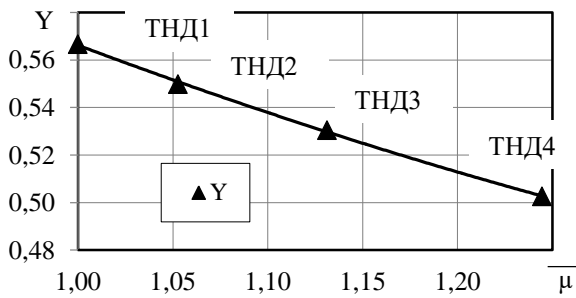


Рис. 2 – Параметр Парсона залежно від відносного коефіцієнту аеродинамічного навантаження

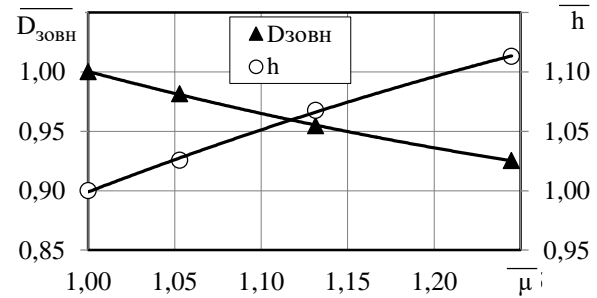


Рис. 3 – Відносні зовнішній діаметр та висота проточної частини досліджених турбін залежно від відносного коефіцієнту аеродинамічного навантаження

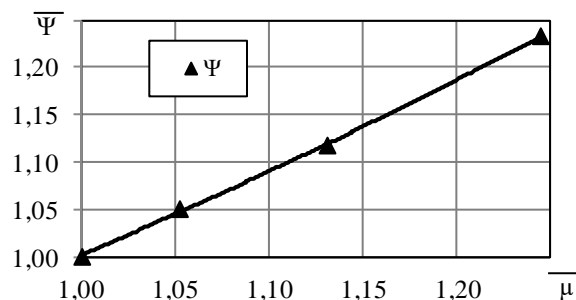


Рис. 4 – Відносний коефіцієнт витрати залежно від відносного коефіцієнту аеродинамічного навантаження

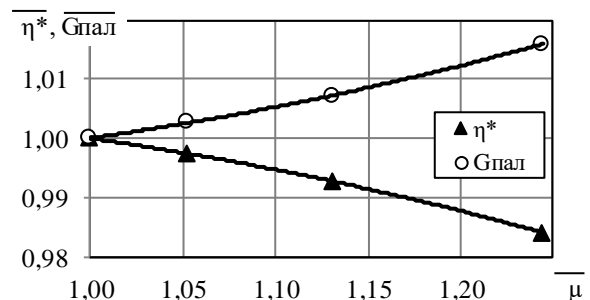


Рис. 5 – Відносні ККД ТНТ та витрата пального двигуна залежно від коефіцієнту аеродинамічного навантаження

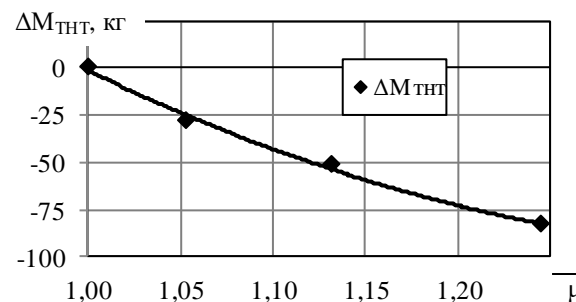


Рис. 6 – Зміна маси турбін залежно від відносного коефіцієнту аеродинамічного навантаження

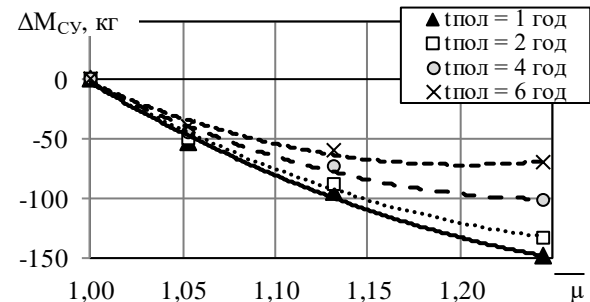


Рис. 7 – Зміна маси силової установки залежно від відносного коефіцієнту аеродинамічного навантаження та тривалості польоту

4 Маса і кількість лопаток

На рис. 6 показано зміну маси досліджених турбін ($\Delta M_{\text{ТНТ}i} = M_{\text{ТНТ}i} - M_{\text{ТНТ1}}$) в залежності від коефіцієнту аеродинамічного навантаження. Збі-

льшення навантаження турбін супроводжується зменшенням їх маси так, що найбільш навантажена в даній групі ТНТ4 виявилася майже на 83 кг легше за найменш навантажену ТНТ1, або 166 кг на дводвигуневу силову установку.

На підставі отриманих даних можна обчислити комплекс

$$\Delta M_{\text{СУ}} = \Delta M_{\text{ТНТ}} N_{\text{дв}} + \Delta G_{\text{пал}} N_{\text{дв}} t_{\text{пол}},$$

який дає уявлення про зміну умовної маси силової установки літального апарату (рис. 7), що включає зміну маси двигуна за рахунок турбіни та запасу палива на виконання польотного завдання. Тут $N_{\text{дв}}$ – кількість двигунів у силовій установці, $t_{\text{пол}}$ – кількість польотних годин. Видно, що збільшення аеродинамічного навантаження турбіни дозволяє досягти значного зниження ваги. При цьому, оскільки в прийнятому алгоритмі розрахунку аналізується лише маса окремої ТНТ, у разі зміни її діаметра так само змінюються розміри та вага суміжних вузлів (перехідний канал, затурбінний канал, опора) та вузлів кріплення, тобто очікуваний сумарний ефект по масі конструкції буде ще більшим.

З даних рис. 7 слідує, що максимальне зниження маси силової установки з більш аеродинамічно навантаженою турбіною проявляється при малій тривалості польоту, тобто для близькомагістрального літака. При чому характер кривих при $t_{\text{пол}} \leq 2$ год говорить про можливість подальшого підвищення навантаження ТНТ задля отримання ще більшого зниження маси. У міру збільшення дальності перельоту ефект зменшується і представлені залежності в дослідженому діапазоні набувають екстремального характеру, коли подальше збільшення навантаження турбіни за рахунок зменшення її діаметра стає недоцільним з практичної точки зору. У даному випадку це $\bar{\mu} \approx 1,2$ для $t_{\text{пол}} = 4$ год і $\bar{\mu} \approx 1,15$ для $t_{\text{пол}} = 6$ год.

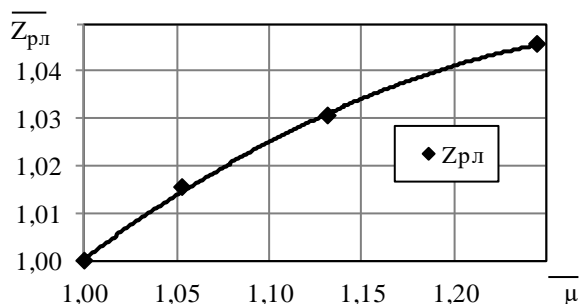


Рис. 8 – Відносна кількість робочих лопаток турбіни залежно від відносного коефіцієнту аеродинамічного навантаження

На рис. 8 показано, як змінюється загальна кількість лопаток розглянутих турбін на прикладі робочих лопаток. Кількість лопаток розрахована з умови помірно навантажених решіток за критерієм Цвайфеля ($Z_w = 0,9$), однакового для всіх вінців. Як правило, збільшення навантаження турбіни призводить до необхідності зменшення кроку решіток для збереження прийнятного рівня ККД, що і демонструє графік. Однак, у цьому завданні зміна

розрахункового кроку решіток супроводжується зміною довжини кола. В результаті збільшення числа лопаток отримано не настільки великим. Тим не менш, в ТНТ4 число робочих лопаток приблизно на 5 % більше, ніж у ТНТ1, що у подальшому може бути оцінено з точки зору вартості виготовлення і обслуговування турбіни.

Висновки

Відпрацьовано підхід і на прикладі ТНТ авіаційного турбогвинтового двигуна продемонстровано можливість використання алгоритму параметричного розрахунку маси багатоступеневої турбіни на етапі попереднього одновимірного розрахунку проточної частини для обґрунтування вибору її параметрів. Проаналізовано вплив кінематичних коефіцієнтів подібності на ККД та масу турбін. Показано, що збільшення коефіцієнта аеродинамічного навантаження ТНТ за рахунок зменшення діаметра може бути ефективним засобом зменшення ваги силової установки і всього літального апарату навіть з урахуванням погіршення ККД двигуна. При цьому, незважаючи на зменшення загальної маси та металоємності конструкції турбіни, кількість оброблюваних аеродинамічних поверхонь може збільшуватися, що також необхідно враховувати при обґрунтуванні схеми турбіни, що проектується.

Список літератури

1. Curtis E. M. Development of blade profiles for low pressure turbine applications / E. M. Curtis, H. P. Hodson, M. R. Baniaghbal, J. D. Denton, R. J. Howell // ASME J. Turbomachinery. – 1997. – Vol. 119, No. 3. – pp. 531–538. – DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2841154>.
2. Harvey N. W. The Role of Research in the Aerodynamic Design of an Advanced Low-Pressure Turbine / N. W. Harvey, J. C. Cox, V. Schulte, R. Howell, H. P. Hodson // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part A: Journal of Power and Energy. – 1999. – Vol. 213. – pp. 235–242.
3. Vázquez R. High Stage Loading Low Pressure Turbine: A New Proposal for an Efficiency Chart / R. Vázquez, D. Cadrecha, D. Torre // ASME Turbo Expo 2003, collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference, June 16–19, 2003, Atlanta, Georgia, USA. – ISBN 0-7918-3689-4. – Pap. GT2003-38374. – pp. 211–222. – <https://doi.org/10.1115/GT2003-38374>.
4. Empirical expressions for estimating length and weight of axial-flow components of VTOL powerplants : Pat. NASA TM X-2406 / D. A. Sagerser, S. Lseblein, R. P. Krebs. – Cleveland : Lewis Research Center, 1973. – 38 p. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720005136> (дата звернення 02.10.2022).
5. Хомилев С. О. Удосконалення методів проектування та дослідження високонавантажених турбін низького тиску авіаційних турбореактивних двоконтурних двигунів : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.05.03 «Двигуни та енергетичні установки» / Сергій Олександрович Хомилев. – Запоріжжя, 2020. – 20 с.
6. Zweifel O. Optimum Blade Pitch for Turbomachines with Special Reference to Blades of Great Curvature / O. Zweifel // Engineers Digest. – 1946. – Vol. 7. – pp. 358–360.

References (transliterated)

1. Curtis E. M., Hodson H. P., Baniaghbal M. R., Denton J. D., Howell R. J. (1997), "Development of blade profiles for low pressure turbine applications", *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 119, No. 3, pp. 531–538, <https://doi.org/10.1115/1.2841154>.
2. Harvey N. W., Cox J. C., Schulte V., Howell R., Hodson H. P. (1999), "The Role of Research in the Aerodynamic Design of an Advanced Low-Pressure Turbine", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 213, pp. 235–242.
3. Vázquez R., Cadrecha D., Torre D. (2003), "High Stage Loading Low Pressure Turbine: A New Proposal for an Efficiency Chart", *ASME Turbo Expo 2003, collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference, June 16–19, 2003, Atlanta, Georgia, USA*, ISBN 0-7918-3689-4, Pap. GT2003-38374. – pp. 211–222, <https://doi.org/10.1115/GT2003-38374>.
4. Sagerser D. A., Lseblein S., Krebs R. P. (1973), *Empirical expressions for estimating length and weight of axial-flow components of VTOL powerplants*: Pat. NASA TM X-2406, Lewis Research Center, Cleveland, 38 p., Access mode: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720005136> (accessed 02 October 2022).
5. Khomylyev S. O. (2000), *Improvement of methods of designing and research of high loaded low pressure turbines of aircraft turbofan engines*, SE Ivchenko-Progress, Zaporizhzhya, 20 p.
6. Zweifel O. (1946), "Optimum Blade Pitch for Turbomachines with Special Reference to Blades of Great Curvature", *Engineers Digest*, Vol. 7, pp. 358–360.

Надійшла (received) 18.10.2022

Відомості про авторів / About the Authors

Хомилев Сергій Олександрович (Khomylyev Sergiy) – кандидат технічних наук, ДП «Івченко-Прогрес» (SE Ivchenko-Progress), керівник групи газодинамічних розрахунків турбін; м. Запоріжжя; тел.: (097) 396-47-74; e-mail: s.a.khomylev@gmail.com; ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1900-7045>.

Кравченко Ігор Федорович (Kravchenko Igor) – доктор технічних наук, академік Інженерної академії України, ДП «Івченко-Прогрес» (SE Ivchenko-Progress), директор підприємства, генеральний конструктор; м. Запоріжжя; тел.: (0612) 65-03-27; e-mail: KravchenkoIF@zmdb.ua; ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7574-1258>.

Попуга Андрій Іванович (Popuga Andriy) – ДП «Івченко-Прогрес» (SE Ivchenko-Progress), провідний інженер бригади перспективних розробок; м. Запоріжжя; тел.: (0612) 65-49-67; e-mail: PopugaAI@zmdb.ua.