

Гречихін¹ Л.І., Куць² Н.Г.¹ Мінський державний вищий авіаційний коледж² Луцький національний технічний університет

ЕФЕКТИВНІСТЬ РОБОТИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Розроблена молекулярно-кінетична теорія роботи газотурбінного двигуна може бути використана для комп'ютерного моделювання роботи таких двигунів. В залежності від призначення турбіни, оптимальні параметри її конструкції повинні встановлюватися шляхом комп'ютерного моделювання. Встановлено основний принцип роботи газотурбінних двигунів різних типів і показано, що застосування сопла Лавалю призводить до збільшення ККД таких систем за рахунок перетворення не тільки одного ступеня свободи теплової енергії в механічну роботу, але і внаслідок зростання швидкості руху газового потоку, яке формує сопло Лавалю.

Ключові слова: сопло Лавалю, газотурбінний двигун, газовий потік, комп'ютерне моделювання, турбіна, лопатки турбіни.

Вступ. Поряд з тепловими двигунами внутрішнього і зовнішнього згоряння, поршневими і роторними в техніці широко застосовуються газотурбінні двигуни: турбогвинтові турбокомпресорні і турбореактивні, в яких застосовується перетворення високої температури стисненого газу в механічну роботу на валу двигуна. Як всякий тепловий двигун, всі газотурбінні двигуни працюють із застосуванням замкнутого термодинамічного циклу, який був розроблений Брайтоном.

Коефіцієнт корисної дії такого циклу:

$$\eta_T = 1 - \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{P_1}{P_2},$$

Застосовуючи чисто енергетичний підхід, реалізований в технічній термодинаміці, неможливо зрозуміти всю динаміку процесу горіння та взаємодії газових потоків з лопатками турбіни та її стінками. Не ясно, як протікають хімічні реакції горіння, і яким чином здійснюються процеси енергообміну при роботі газової турбіни. Внаслідок цього не зрозуміло, в якому напрямку слід удосконалювати газові турбіни, здійснюючи її оптимальну роботу з найбільшою ефективністю.

Ціль і задачі: розробити молекулярно-кінетичну теорію, яка адекватно відображала б усю динаміку процесу роботи газової турбіни на атомно-молекулярному і кластерному рівнях. Реалізувати поставлену мету можна шляхом вирішення наступних задач:

- Розглянути загальний принцип перетворення теплової енергії газу в механічну роботу турбіною.
- З'ясувати які взаємодії виникають при зіткненні повітряного потоку з лопатками турбіни.
- Обґрунтувати які процеси, в основному, визначають коефіцієнт перетворення теплової енергії в механічну роботу турбіною.
- Обґрунтувати роботу газової турбіни на атомно-молекулярному рівні.
- З'ясувати в якому напрямку слід удосконалювати роботу газової турбіни, підвищуючи її ефективність.

Аналіз досліджень. Турбіна є основним елементом газотурбінного двигуна, який перетворює теплову енергію повітряного потоку в механічну роботу. Розглянемо, як це відбувається в різних типах газотурбінних двигунів.

У турбогвинтовому двигуні основне тягове зусилля забезпечує повітряний гвинт, з'єднаний через редуктор з валом турбокомпресора. Для цього використовується турбіна із збільшеним числом ступенів, так що розширення газу в турбіні відбувається майже повністю і тільки 10-15% тяги забезпечується за рахунок газового струменя. Принципова схема роботи турбогвинтового двигуна показана на рис. 1.

Турбогвинтові двигуни набагато більш економічні, ніж поршневі двигуни. Це обумовлено наступним чином: після спалювання палива в камерах згоряння високотемпературна паливо-повітряна суміш проходить через сопло Лавалю де швидкість плинину газу прискорюється за рахунок внутрішньої енергії. У свою чергу, турбіна перетворює теплову енергію одного ступеня свободи в механічну роботу, як це відбувається в поршневому двигуні. Але на цю частину накладається додаткова швидкість плинину

газу, яку він придбав після виходу з сопла Лавалю. Тому коефіцієнт корисної дії (ккд) у такого двигуна, в порівнянні з поршневим, дещо вищий. В авіації турбогвинтові двигуни широко використовуються для літаків, що мають велику вантажопідйомність і дальність польоту.

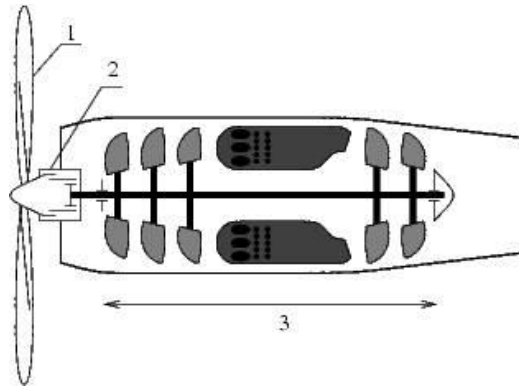


Рис. 1. Принципова схема турбогвинтового двигуна:

1 – гвинт, що тягне 2 – редуктор,
3 - послідовно розташовані компресор, кілька камер згоряння і турбіна.

У турбогвинтовому двигуні застосовується компресор. Тому цей тип двигуна іноді називають турбокомпресорним. Різновидом турбокомпресорного двигуна є турбовальний двигун. У такого двигуна вся потужність, що розвивається, через вихідний вал передається споживачеві. Тому вони, в основному, використовуються на вертольотах.

У турбогвинтових двигунах у вихідному перерізі сопла розігрітий газ володіє високою температурою і досить високою швидкістю плинину. Ця енергія не використовується. У турбореактивних двигунах енергія плинину повністю визначає тягові зусилля. Тому такі двигуни є більш економічними в порівнянні з турбогвинтовими.

Турбореактивний двигун застосовуються на реактивних літаках. Принципова схема роботи турбореактивного двигуна показана на рис. 2. Не вдаючись у подробиці пристрою турбореактивного двигуна і його роботи, відзначимо, що основна частина енергії газоповітряної суміші після камер згоряння йде на прискорення газового потоку в соплі Лавалю та створення реактивної тяги внаслідок витікання з регульованого сопла Лавалю, розташованого біля вихідного сопла літака. Чим вища температура згоряння, тим вищий коефіцієнт перетворення двигуна, який визначається відношенням потужності двигуна до потужності, що відкидається потоком реактивного струменя газу. Турбореактивний двигун володіє істотним недоліком - він не досить ефективно охолоджується в процесі роботи. Це накладає обмеження на реалізовану потужність двигуна. Щоб підвищити потужність турбореактивного двигуна шляхом збільшення інтенсивності його охолодження застосовують двоконтурний турбореактивний двигун.

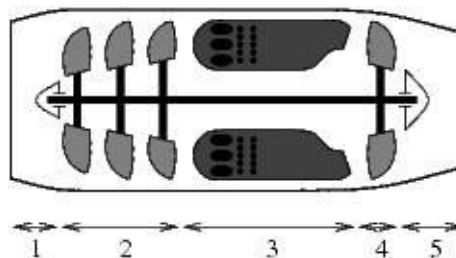


Рис. 2. Принципова схема роботи турбореактивного двигуна:

1 – входний пристрій з вентилятором, 2 – компресор, 3 – камера згоряння, 4 – турбіна, 5 – вихідне сопло з регулюючим критичним перетином.

Двоконтурний турбореактивний двигун являє собою газотурбінний двигун, у якого надлишкова потужність турбіни передається вентилятору і компресору, які розміщені в кільцевому каналі. Загальна схема такого двигуна з переднім розташуванням вентилятора наведена на Рис. 3. При такому розташуванні вентилятора він досить ефективно охолоджується але відбувається при цьому заledenіння

кока і лопатей вентилятора, що зменшує ефективність роботи вентилятора. Тому задне розташування вентилятора над жаровими камерами призводить до його підігріву та зменшення заledenіння.

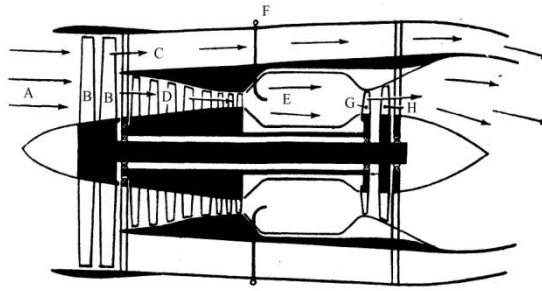


Рис. 3. Загальна схема двоконтурного турбокомпресорного двигуна із зовнішнім розміщенням вентилятора.

Принцип роботи такого двигуна наступний: атмосферне повітря (A) надходить в повітрязбірник і проходить через дві ступені лопаток вентилятора (B). Після вентилятора повітря надходить в контур високого тиску D (перший контур) і в контур низького тиску C (другий контур). Частина повітря, що надійшла в перший контур, компресором під тиском нагнітається в жарові камери, де відбувається згорання палива, що подається через трубопровід F. Розігріте повітря прискорюється соплом Лавалю (G) і впливає на лопатки турбіни H. Після турбіни повітря надходить в регульоване вихідне сопло Лавалю та створює реактивну тягу. Велика частина порівняно холодного повітря надходить у другий контур і виконує роль охолоджувача для охолодження корпусу двигуна, і по дифузормому каналу викидається назовні, створюючи додаткову тягу. Основним параметром двоконтурного двигуна є ступінь двоконтурності [1], яка визначається як відношення вагової витрати холодного повітря G_c , що проходить через контур C, до вагової витрати підігрітого повітря G_g , що проходить через контур D.

$$m = \frac{G_c}{G_g}. \quad (1)$$

Двоконтурну схему турбореактивного двигуна слід розглядати як загальний випадок роботи повітряно-реактивного двигуна. Так, змінюючи параметр m , можна отримувати різні випадки роботи повітряно-реактивного двигуна. Літаки, оснащені повітряно-реактивними двигунами, характеризуються польотним коефіцієнтом корисної дії, тобто

$$\eta_m = \frac{2}{1 + W/v}, \quad (2)$$

Коли літак оснащений двоконтурним турбореактивним двигуном, то максимальний ККД досягається при швидкостях польоту близькою до швидкості звуку, а для літака, оснащеного прямопоточним турбореактивним двигуном, максимальний політний ККД реалізується в області надзвукового руху.

Основна частина. Для турбовентиляторних і турбореактивних двигунів турбіна є основним елементом, який забезпечує роботу двигуна. Турбіна являє собою набір лопатей, розташованих по радіусу відносно осі обертання. Розглянемо процес взаємодії повітряного потоку з лопатками турбіни та з турбіною в цілому.

Перша теорія роботи турбіни була запропонована Ейлером. В результаті отримано, що імпульс всіх зовнішніх сил дорівнює:

$$\sum_i F_i \Delta \tau = (P_{z,1} S_1 - P_{z,2} S_2 - F') \Delta \tau, \quad (3)$$

де $P_{z,1} S_1$ - сила тиску впадаючого потоку; $P_{z,2} S_2$ сила тиску впливаючого потоку і F' - результуюча сила тиску і тертя, діюча на рухомий потік з боку стінок каналу.

Тоді із загального визначення другого закону Ньютона випливає:

$$P_{z,1}S_1 - P_{z,2}S_2 - F' = \frac{dp}{dt} = \left(\frac{dm}{dt}\right)_1 v_1 - \left(\frac{dm}{dt}\right)_2 v_2. \quad (4)$$

Тут dm/dt - секундна витрата рухомої нестисненої рідини; v_1 - швидкість руху рідини на вході каналу; v_2 - швидкість руху рідини на виході з каналу, по якому вона рухається.

У разі роботи газової турбіни формули, отримані Ейлером, не дають точного уявлення, як працює газова турбіна. Які при цьому виникають відмінності розглянемо, аналізуючи схематичне зображення роботи турбіни (рис. 1).

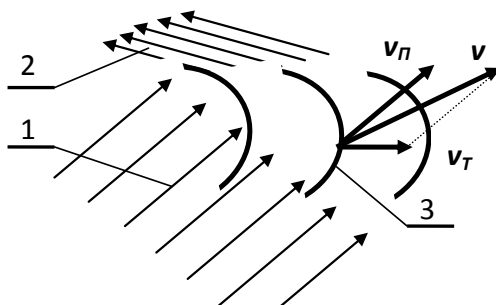


Рис. 4. Схематичне зображення роботи турбіни:
1 - входний потік; 2 - вихідний потік; 3 – лопатки турбіни

Нехай середовище (повітря) зі швидкістю v_n входить в міжлопатевий простір турбіни по нормалі до площини входу, як зображено на рис. 4. Форму лопаток турбіни представимо у вигляді еліпсоїда з осями a і b :

$$y = b\sqrt{1 - \frac{x^2}{a^2}}. \quad (5)$$

На основі рис.4 маємо:

$$\operatorname{tg} \gamma = y' = \frac{bx}{a^2 \sqrt{1 - x^2/a^2}}. \quad (6)$$

У точці А на віддаленні x по осі a радіус кривизни лопатки знаходиться за формулою:

$$r = \sqrt{a^4/b^2 - (a^2/b^2 - 1)x^2}. \quad (7)$$

Довжина лопаток турбіни вздовж радіуса обертання визначається таким чином:

$$d = a \sin(\alpha) + b \cos(\alpha). \quad (8)$$

Розглянемо випадок коли лопатки турбіни встановлені під кутом $\alpha \sim 20^\circ$ висотою 0,1 м, а відстань між лопатками 2 см. Відстань від осі обертання 0,3 м. Компресор стискає газ перед турбіною в 4 рази. Тоді тиск на виході складе $4,052 \cdot 10^5$ Па. Враховуємо, що перетин міжлопатєвого простору не змінюється по всій довжині. Якщо турбіна обертається із заданою частотою, то на її виході швидкість потоку повітря складе:

$$v = \sqrt{v_n^2 + v_T^2}. \quad (9)$$

Тут v_T - радіальна швидкість турбіни. При швидкості на вході турбіни $v_n = 20$ м / с результуюча швидкість на виході з турбіни на підставі (9) $\sim 42,7$ м / с. Збільшення кінетичної енергії потоку повітря відбувається внаслідок зміни внутрішньої енергії повітря. Це означає, що

$$\frac{mv^2}{2} - \frac{mv_n^2}{2} = \frac{m}{\mu} C_v \Delta T = \frac{m}{\mu} \frac{i}{2} R_e \Delta T, \quad (10)$$

де i – число ступеней вільності, яке для повітря може складати 5; R_e – універсальна газова стала; μ – молярна вага повітря; ΔT – зміна температури повітря на виході з турбіни. З рівності (10) отримуємо: $\Delta T \sim 1$ К.

При наявності такої різниці температур в сталому режимі виникає конвективний теплообмін всієї конструкції турбіни з навколишнім середовищем і реалізується як звичайний тепловий насос [2,3]. Молекули навколишнього повітря, вдаряючись об зовнішню поверхню турбіни, стикаються з кластерами цієї поверхні і в результаті пружного удару передають кількість своєї енергії, рівної

$$\theta = \frac{4m_a m_{кл}}{(m_a + m_{кл})^2}. \quad (11)$$

де m_a – середня маса молекул повітря, а $m_{кл}$ – маса кластера матеріала поверхні.

Якщо скористатися рівнянням Ейлера, то потік повітря забезпечить потужність на валу турбіни 24,7 кВт. Так, як турбіна перетворює тепло в механічну роботу, то отримане значення потужності із застосуванням рівняння Ейлера збігається з тим, що дає конвективний теплообмін. Протиріччя немає і це дозволило вважати, що при розгляді роботи турбіни можна не враховувати розмір лопаток і їх конфігурацію. В цьому випадку розглядається інтегральна дія, яка не враховує конкретний механізм взаємодії повітряного потоку всередині міжлопатевого каналу. Тому такий підхід не дозволяє реалізувати комп'ютерний аналіз роботи турбіни.

При конструюванні газових турбін і аналізі їх роботи в різних умовах доцільно застосовувати статистичну газодинаміку. Розглянемо з цих позицій роботу турбіни. На вході турбіни газ має внутрішню енергію і кінетичну енергію руху [4]. Результуюча енергія дорівнює:

$$E_1 = \frac{m}{\mu} R_e T_1 + \rho \frac{v_1^2}{2} V, \quad (12)$$

де m – маса газу, яка брала участь у процесі взаємодії; T_1 – температура газу на вході турбіни; ρ – щільність газу; v_1 – швидкість руху газу на вході турбіни; V – загальний обсяг газу, який проходить за час взаємодії.

Після взаємодії газу з лопатками турбіни частина енергії пішла на здійснення роботи з подолання сил тертя і зміни швидкості руху у напрямку і за величиною. Якщо розглядати ламінарний плин і пружне зіткнення окремих атомів з поверхнею лопаток турбіни при термодинамічній рівновазі, то енергія газу зміниться:

$$E_2 = \frac{m}{\mu} R_e T_2 + \rho \frac{v_2^2}{2} V + \frac{J\omega^2}{2} + A_{тр} + E_{взаим}, \quad (13)$$

де перший член суми – є внутрішня енергія газу, другий член – кінетична енергія поступального руху газу, третій член визначає обертальну енергію газу (енергія вихору), четвертий член – енергія, витрачена на подолання дисипативних сил тертя і, нарешті, останній член, який раніше не враховувався, – енергія, витрачена на процес взаємодії з навколишнім середовищем як відкритої системи. Зміна енергії пішла на здійснення роботи:

$$\Delta A = \frac{J\omega^2}{2} + A_{тр} + E_{взаим} + \frac{\rho V}{2} (v_2^2 - v_1^2) + \frac{m}{\mu} R_e (T_2 - T_1). \quad (14)$$

При ламінарному плинні уздовж лопатки турбіни вихрового потоку не виникає, тому $\omega = 0$. Якщо представити, що в процесі взаємодії молекул повітря з поверхнею лопатки турбіни реалізується пружне зіткнення, то $v_2 = v_1$. Зміна температури при проходженні повітря по між лопатевому

простору відбувається внаслідок адіабатичного стиснення або розширення. Так як зміна перерізу в просторі незначна, то останнім членом у (14) також можна знехтувати. Лопатка турбіни виготовлена так, щоб забезпечити мінімальний лобовий опір.

Пружна взаємодія молекул повітря з лопаткою турбіни не змінює їх швидкість руху по величині, а змінює швидкість руху у напрямку. У загальному випадку, коли потік входить в міжлопатевий канал під кутом β , лопатка встановлена під кутом α з кутом нахилу поверхні лопатки турбіни γ , для результуючої швидкості зустрічі потоку і для кута зустрічі з поверхнею окремого елемента лопатки отримуємо такі формули:

$$v = \sqrt{v_{\Pi}^2 + v_T^2 + 2v_{\Pi}v_T \sin \beta}; \quad \psi = 2\beta - \alpha - \gamma + \arctg\left(\frac{v_{\Pi} \cos \beta}{v_T + v_{\Pi} \sin \beta}\right). \quad (15)$$

Зміна швидкості руху потоку повітря всередині міжлопатєвого каналу по нормалі і уздовж поверхні рівна відповідно:

$$\Delta v_n = v \cos \psi; \quad \Delta v_{\tau} = v \sin \psi. \quad (16)$$

На зміну швидкості руху у напрямку витрачається енергія, яка черпається з внутрішньої енергії потоку повітря. На викривлених поверхнях лопаток турбіни виникають відцентрові прискорення. Це призводить до того, що весь потік повітря буде перебувати в полі відцентрових сил. Під впливом такого поля, відповідно до закону Больцмана, розподіл часток повітря описується барометричною формулою виду:

$$n(h) = n_0 \exp\left(-\frac{m \cdot a \cdot h}{k_B T}\right). \quad (17)$$

Тут $a = (\Delta v_{\tau})^2 / r$ - відцентрове прискорення, r - радіус кривизни лопатки турбіни, m - усереднена маса молекул повітря.

Величина тиску безпосередньо біля внутрішньої поверхні і відповідно на зовнішній поверхні:

$$\Delta P = \frac{\rho v_{\Pi}^2 m (\Delta v_{\tau})^2 H}{2k_B T r \left[\exp\left(\frac{m (\Delta v_{\tau})^2 H}{rk_B T}\right) - 1 \right]} \left[\exp\left(\frac{m (\Delta v_{\tau})^2 H}{rk_B T}\right) - 1 \right]. \quad (18)$$

Зміна швидкості по нормалі до поверхні елемента лопатки визначає ударну силу дії яка, відповідно до другим законом Ньютона, дорівнює:

$$\Delta F_2 = \frac{dm}{dt} \Delta v_n = 2\rho h v_n v \cos(\beta) \cos(\psi) \Delta x. \quad (19)$$

Величина цієї сили по дотичній до радіусу обертання турбіни, помножена на відстань елемента лопатки до осі обертання, дасть момент сили і відповідно потужність на валу:

$$\Delta M_2 = \Delta F_2 \sin(\alpha + \gamma) L; \quad \Delta N_2 = \Delta M_2 2\pi n. \quad (20)$$

Відцентрові сили не тільки змінюють розподіл тиску по довжині проміжку між лопатками, але і впливають на лопатку турбіни.

При вході повітря в міжлопатєвий простір, лопатка 2 (рис. 4) змінює швидкість потоку внаслідок свого обертання відповідно до закону косинуса. У результаті повітря набуває додаткову швидкість і змінюється кут зустрічі повітряного потоку з поверхнею лопатки 1. Удар лопатки 2 по потоку повітря, що входить в міжлопатєвий простір, призводить до уповільнення швидкості

обертання турбіни. Сила уповільнення міжлопатевої швидкості обертання турбіни, момент сили і потужності гальмування при взаємодії потоку повітря з елементом лопатки, рівні відповідно:

$$\Delta F_4 = \rho h v_n (v_T - v_n \sin(\beta) \cos(\beta) \Delta x; \quad \Delta M_4 = \Delta F_4 l; \quad \Delta N_4 = 2\pi n \Delta M_4. \quad (21)$$

Потік повітря після взаємодії з лопаткою 2 зустрінеться з лопаткою 1 на висоті вздовж радіуса обертання:

$$z = D \sin(\psi) = x \sin(\alpha) + y \cos(\alpha), \quad (22)$$

де D – віддаль між лопатками.

Відбитий потік з внутрішньою поверхнею лопатки 2 зустрінеться на висоті:

$$z' = 2D \sin(\psi) = x' \sin(\alpha) + y' \cos(\alpha). \quad (23)$$

Тангенціальна складова створює додаткове відцентрове прискорення і сприятиме збільшенню сили, що діє на елемент лопатки, і момент сили на валу турбіни, які дорівнюють:

$$\Delta F_6 = \rho h v_n v \frac{\cos(\beta) \sin(\psi')}{R'} \Delta x^2; \quad \Delta M_6 = \Delta F_6 L \sin(\alpha + \gamma); \quad \Delta N_6 = \Delta M_6 2\pi n. \quad (24)$$

Початкові координати точки зустрічі з лопаткою 1 визначаються методом послідовних наближень рівняння (22), а координати точки зустрічі з тильною стороною лопатки 2 - з рівняння (23). За цими даними визначаються відповідно кут зустрічі і радіус кривизни. Результируюча потужність на валу турбіни дорівнює:

$$N = K \sum_i \Delta h_i \int (dN_1 + dN_2 + dN_3 - dN_4 - dN_5 + dN_6), \quad (25)$$

де K – кількість лопаток в турбіні, Δh_i – елемент розбиття лопатки турбіни по висоті.

Кількість лопаток визначається з умови, щоб приграничний шар був значно менше відстані між лопатками, а самі лопатки повинні повністю перекривати падаючий потік повітря. Зазвичай, кількість лопаток вибирається з конструктивних особливостей турбіни.

Найбільше значення максимальної потужності турбіни виникає, коли розмір лопаток для великої півосі еліпса становить 5 см, а мала піввісь еліпса - 1,5 см.. Коефіцієнт перетворення при цьому реалізується 1,74. Для всіх розмірів лопаток турбіни при максимальній потужності на валу коефіцієнт перетворення енергії потоку повітря в механічну роботу турбіни завжди більше одиниці. Це означає, що турбіна є тепловим насосом, тобто реалізує пряме перетворення теплової енергії в механічну роботу. Зі збільшенням розмірів лопаток потужність на валу турбіни падає.

Характерна робота турбіни полягає в наступному: при заданому установочному куту 20° і при кутах входу повітря в міжлопаточний канал менше 25° , турбіна стопориться і починає обертатися у зворотний бік. При кутах входу більше 25° турбіна працює нормально, але з ростом кута входу потужність на валу турбіни різко падає. Коли велика піввісь витримується постійною, а змінюється величина малої півосі еліпса, то до 20° потужність турбіни зростає до значення, відповідного максимальній потужності при заданих кутах установочного і входу, а потім різко гальмується потоком повітря, чинного із зворотного боку лопатки.

Важливо було порівняти теоретичний розрахунок з експериментальними даними. Так в двигуні D-30 II серії використовуються дві турбіни високого і низького тиску[5]. Турбіна високого тиску містить два диски. На першому диску розташоване 88 лопаток, розмір яких по хорді, зверненої до потоку, 3 см, що відповідає великій півосі еліпса, а мала піввісь повинна бути 2,2 см. Розмір вхідного міжлопатевого каналу ~ 2 см. Установчий кут $\sim 45^\circ$. сопловий апарат направляє потік повітря в міжлопатевий канал під кутом, в середньому, 51° . Швидкість потоку на виході з сопла Лавалю ~ 190 м/с і швидкість обертання турбіни 196 об/с, середня висота лопаток - 8 см.. У відповідності з цими даними на осі одного диска турбіни високого тиску реалізується потужність 6430 кВт.

Висновок. Отже, розроблена молекулярно-кінетична теорія роботи газотурбінного двигуна може бути використана для комп'ютерного моделювання роботи таких двигунів. В залежності від призначення турбіни оптимальні параметри її конструкції повинні встановлюватися шляхом комп'ютерного моделювання. Стендові випробування потрібні тільки для остаточного доведення спроектованого газотурбінного двигуна.

Встановлено основний принцип роботи газотурбінних двигунів різних типів і показано, що застосування сопла Лавалю призводить до збільшення ккд таких систем за рахунок перетворення не тільки одного ступеня свободи теплової енергії в механічну роботу, але і внаслідок зростання швидкості руху газового потоку, яке формує сопло Лавалю.

Перше і друге рівняння Ейлера дозволяють якісно описати роботу турбіни, без чіткого аналізу взаємодії газового потоку в міжлопатевому просторі.

1. Мокшанцев Б. Б. Двухконтурные и турбовентиляторные двигатели США и Англии. М.: Изд. отдела НТИ. 1960. – 76 с.
2. Гречихин Л.И. Статистическая аэродинамика. / Материалы IX Международной научно-технической конференции «АВИА-2009». – Киев: НАУ, 2009. Т. 1. – С. 4.9-4.14.
3. Гречихин Л.И. Молекулярно-кинетическая теория гребного винта самолета. / Сб. материалов I Международной молодежной научной конференции «Гражданская авиация: XXI век» Ульяновск: УГТУ, 2009. С. 18-24.
4. Лапцевич А.А., Гречихин Л.И., Куць Н.Г. Энергетическая база беспилотных летательных аппаратов./ Энергетика. Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ.– 2011, № 3. С. 64-78.
5. Лигум Т. И. Аэродинамика самолета ТУ-134А. – М.: Транспорт, 1975. – 320 с.

REFERENCES

1. Mokshancev, B. (1960). *Double-circuit and turbofan engines of USA and England*. [Dvuhkonturnye i turboventilatornye dvigateli USA i Anglii]. Moscow, STI Publ. 76 p.
2. Gretchihin, L. (2009). Statistical aerodynamics. [Statisticheskaja aerodinamika]. *Proceedings of the IX International Scientific and Technical Conference "AVIA-2009"*. [Materialy IX Mezhdunarodnoj nauchno-tehnicheskoy konferencii «AVIA-2009»]. Kyiv, NAU Publ. Vol. 1. pp. 4.9-4.14.
3. Gretchihin, L. (2009). Molecular-kinetic theory of the propeller of airplane. [Molekuljarno-kineticheskaja teorija grebnogo vinta samoleta]. *Proceedings of IV International Youth Scientific Conference "Civil aviation: XXI century"*. [Sbornik materialov I Mezhdunarodnoj molodezhnoj nauchnoj konferencii «Grazhdanskaja aviacija: XXI vek»]. Ul'janovsk, UGTU Publ. pp. 18-24.
4. Laptsevich, A., Gretchihin, L. & Kuts N. (2011). The energy base of UAVs. [Energeticheskaja baza bespilotnyh letatel'nyh apparatov]. *Energy. News of higher educational institutions and energy associations of CIS*. [Energetika. Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij i energeticheskikh obiedinenij SNG]. Vol. 3. pp. 64-78.
5. Ligum, T. (1975). *The aerodynamics of airplane TU-134A*. [Aerodinamika samoleta TU-134A]. Moscow, Transport Publ. 320 p.

Гречихин Л.И., Куць Н.Г. Эффективность работы газотурбинных двигателей.

Разработана молекулярно-кинетическая теория работы газотурбинного двигателя может быть использована для компьютерного моделирования работы таких двигателей. В зависимости от назначения турбины оптимальные параметры ее конструкции должны устанавливаться путем компьютерного моделирования. Установлено основной принцип работы газотурбинных двигателей различных типов и показано, что применение сопла Лавалю приводит к увеличению кпд таких систем за счет преобразования не только одной ступени свободы тепловой энергии в механическую работу, но и вследствие роста скорости движения газового потока, формирующее соплом Лавалю.

Ключевые слова: сопло Лавалю, газотурбинный двигатель, газовый поток, компьютерное моделирование, турбина, лопатки турбины.

Gretchihin L., Kuts N. The efficiency of gas turbine engines.

In addition with heat engines of internal and external combustion, with piston and rotary engines, in the technique are widely used gas-turbine engines: turboprop, turbojet and turbo compressor. They are based on the conversion of highly heated compressed gas into mechanical work on the engine shaft.

The turbine is a key element of a gas turbine engine which converts thermal energy of the air stream into mechanical work. It was reviewed how it occurs in various types of gas turbine engines. The process of interaction of the air stream with the turbine blades and the whole turbine.

The first theory of the turbine was proposed by Euler. It is impossible to understand the dynamics of the combustion process and the interaction of the gas flow with the turbine blades and its walls, applying clean energy approach, implemented in engineering thermodynamics. In the case of gas turbines working, formulas obtained by Euler, do not give a correct idea how the gas turbine works.

Developed molecular-kinetic theory, which reflects the dynamics of the operation of the gas turbine at the atomic-molecular and cluster level. It was shown how the turbine converts the thermal energy of the gas stream into the mechanical speed of its movement. The efficiency of the turbine should be characterized by a conversion coefficient, instead of efficiency. It was submitted the dependence of the power running and the conversion factor from the size of the turbine blades, configuration and installation angle.

Developed molecular-kinetic theory of operation of the gas turbine engine can be used for computer simulation of such engines work. Depending on the purpose of the turbine optimal parameters of its construction must be installed by computer simulation. The basic principle of operation of various types of gas turbine engines and it was shown that the use of the Laval nozzle increases the efficiency of such systems by transforming not only the freedom one stage of thermal energy into mechanical work, but also because of the growth rate of gas flow, forming a Laval nozzle.

Keywords: Laval nozzle, a gas turbine engine, the gas flow computer simulation, turbine, turbine blades

АВТОРИ:

ГРЕЧИХІН Леонід Іванович, доктор фізико-математичних наук, Мінський державний вищий авіаційний коледж.

КУЦЬ Надія Григорівна, кандидат технічних наук, доцент кафедри автомобілів і транспортних технологій, Луцький НТУ, e-mail: kuts_n@mail.ru

АВТОРЫ:

ГРЕЧИХИН Леонид Иванович, доктор физико-математических наук, Минский государственный высший авиационный колледж.

КУЦЬ Надежда Григорьевна, к.т.н., доцент кафедры автомобилей и транспортных технологий, Луцкий НТУ, e-mail: kuts_n@mail.ru.

AUTHORS:

Leonid GRECHIKHIN, D.Sc. in Engineering, Professor, Minsk State Higher Aviation College, Minsk, Belarus.

Nadezhda KUTS', Ph.D. in Engineering, Assoc. Professor of Motor Cars and Transport Technologies Department, Lutsk National Technical University, e-mail: kuts_n@mail.ru

РЕЦЕНЗЕНТ:

МАТЕЙЧИК В. П., д.т.н., професор, декан автомеханічного факультету, Національний транспортний університет, Київ, Україна.

РЕЦЕНЗЕНТ:

МАТЕЙЧИК В. П., д.т.н., профессор, декан автомеханического факультета, Национальный транспортный университет, Киев, Украина.

REVIEWER:

V. MATEICHYK, Doctor of Science in Engineering, Professor, Dean of Automobile Mechanic Faculty, National Transport University, Kyiv, Ukraine.

Стаття надійшла в редакцію 06.05.2015р.