

УДК 621.452.322.02.01

doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.16

С. С. ТОВКАЧ

Національний авіаційний університет «НАУ», Київ, Україна

ВПЛИВ ДИНАМІЧНИХ ФАКТОРІВ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА НА РЕЖИМАХ РОБОТИ

В якості розрахункових режимів для вибору розмірів проточної частини, частот обертання роторів і узгодження компресорів і турбін зазвичай приймаються найбільш напружені за міцністю. У ТРДД дозвукових літаків таким режимом зазвичай є злітний з максимальною тягою, коли частота обертання роторів і температура газів перед турбіною мають максимальне значення. У деяких ТРДД(Ф) надзвукових літаків максимальне значення частот обертання і температури газів можуть досягатися в польоті. Параметри потоку у всіх характерних перерізах проточної частини двигуна визначаються термодинамічним розрахунком на основі вхідних даних: основні дані двигуна (сила тяги або потужність, витрата повітря, ступінь двоконтурності), параметри циклу, схема турбокомпресорної групи, ККД і коефіцієнти втрат в елементах проточної частини двигуна, а також допустимі значення показників, що характеризують роботу вузлів (обмеження), в тому числі приведені швидкості на вході-виході, коефіцієнти газодинамічної завантаженості, параметри напружень. У статті розглядається вплив основних динамічних факторів на параметри потоку авіаційного двигуна, що визначає конструктивно-схемний облік ТРДД з великою ступеню двоконтурності. На основі конструктивної реалізації концепції розвитку авіаційного двигуна за тягою і параметрами визначено алгоритм реалізації інерційності роторів (враховується в модулі компресора або в модулі турбіни), вплив газодинамічної нестационарності на параметри потоку та визначення температури гальмування в різних перерізах тракту. Досліджено теплову інерційність робочого тіла, що надходить у вузол, зокрема, визначення часу перехідного процесу, миттєве значення температури та фактичну температуру робочого тіла на вході у вузол (модуль). Нестационарний теплообмін робочого тіла з конструкцією може відбуватися для певного стану двигуна на режимах роботи. Крім цього необхідно є оцінка впливу відхилень геометричних розмірів деталей вузлів на параметри вузлів, розрахунок висотно-швидкісних, дросельних та динамічних характеристик авіаційного двигуна.

Ключові слова: авіаційний двигун; динамічні фактори; закони керування; режими роботи; термодинамічні характеристики; конструкція; якість керування; режими польоту; оптимізація.

Вступ

З розвитком авіаційних ГТД висота лопаток останньої ступені компресора $h_{к.вих}$ газогенераторів ТРДД зменшується у зв'язку із наступними змінами [1 – 4]:

- збільшення ступені двоконтурності ТРДД (для дозвукових літаків) і відповідним зменшенням витрати повітря через внутрішній контур;
- зростанням температури газу перед турбіною, а відповідно, питомої тяги і зниженням загальної витрати повітря через двигун;
- збільшенням загальної ступені підвищення тиску в двигунах, що призводить при тій же масовій витраті повітря через внутрішній контур до зменшення зведеної витрати повітря на виході із компресора $G_{ГТ.вих}$ (параметру розмірності газогенератора);
- збільшенням відносного діаметру втулки на виході із компресора газогенератора з метою скорочення числа ступеней.

Вхідні дані для формування проточної частини газогенератора ТРДД містять:

основні дані і параметри термодинамічного циклу на розрахунковому режимі роботи (наприклад, злітному) $G_{П,m}, T_{Г}^*, \pi_{Г}^*, \pi_{КГГ}^*$;

ККД, коефіцієнти втрат в елементах проточної частини, відносні величини відборів повітря;

- результати термогазодинамічного розрахунку двигуна (тиску і температури повітря у всіх характерних перерізах газогенератора, роботи стиснення за каскадами).

Одним із визначальних факторів, що впливає на конструктивно-схемний облік ТРДД з великою ступеню двоконтурності, є ступінь підвищення тиску в каскаді високого тиску. Вибір цієї величини впливає на число валів двигуна, число ступеней ТВГ, необхідність в підпірних ступенях та на діапазон і конструктивну реалізацію концепції розвитку базового двигуна за тягою і параметрам (вимоги уніфікації) [3, 4].

Для теплових двигунів різних схем враховується особливість побудови математичних моделей на основі рівнянь нерозривності потоків рідини та газу, рівнянь збереження енергії (балансу потужностей) та імпульсів (кількості руху). Диференціальні рівняння описують нестационарні моделі із похідними за часом параметрів робочого тіла та матеріалів конструкції (похідні температур, тисків, витрат робочого тіла, палива, частот обертання, температури деталей і т.д.).

1. Постановка задачі

Основні динамічні фактори, що впливають на характер протікання процесів двигуна (у напрямку збільшення характерної частоти), класифікуються за певними ознаками [1, 3]:

Облік всіх факторів нестационарності на неусталених режимах роботи авіаційних ГТД є складним процесом. Вплив інерційності мас визначається на основі механічної інерційності конструкції експериментально (розрахунково) та із теорії подібності та розмірності двигунів [2,4]. Простіше описується газодинамічна інерційність робочого тіла, складніше теплова інерційність [1, 2, 3, 4].

Метою статті є визначення методів та алгоритмів обліку різних факторів та їх вплив на динамічні характеристики ГТД: реалізація модульного принципу обліку факторів, формалізація алгоритмів; із врахуванням схеми двигуна та режимів його роботи.

2. Вплив динамічних факторів на характеристики авіаційного двигуна

Інерційність роторів

Інерційність роторів оцінюється алгоритмом, в основі якого лежить рівняння балансу потужностей. Або:

$$N_T = N_K + N_{\text{кдин}}.$$

Прискорення ротора визначається

$$\dot{n} = \frac{N_T - N_K - N_{\text{обм}}}{\left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_n}.$$

Крок за часом перехідного процесу

$$\Delta t = \frac{\Delta n}{\dot{n}},$$

де Δn - крок за частотою обертання (об/хв).

Таким чином, час перехідного процесу пропорційно залежить від моменту інерції ротора, тобто найбільший вплив на динамічні характеристики двигуна здійснює інерційність роторів.

Реалізація цього алгоритму можлива декількома способами. Інерційність можна враховувати або в модулі компресора, або в модулі турбіни. В турбіні один із варіантів – знаходження прискорення, а потім часу перехідного процесу. Інший варіант знаходження динамічної добавки

$N_T = N_K + \dot{n} \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_{p n_K}$ із рівнянь відрізняється тільки особливістю методики опису алгоритмів в структурних елементах компресора і турбіни.

Газодинамічна інерційність

На неусталених режимах вплив нестационарності може визначатися інерційністю потоку газу, нерівністю витрати газу у різних перерізах – газодинамічна нестационарність.

Течія (для одновимірної ізоентропічної течії невязкого газу описується трьома рівняннями):

$$\text{рівняння руху } p \frac{\partial c}{\partial t} + \rho c \frac{\partial c}{\partial x} = - \frac{\partial p}{\partial x},$$

$$\text{рівняння нерозривності } \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho c) = 0,$$

$$\text{рівняння адіабати } p = p^k \text{ const.}$$

Температура гальмування в нестационарному потоці на виході із СЕ (компресор, камера згорання, турбіна і т.д.) із врахуванням газодинамічної інерційності визначається за рівнянням

$$T_2^* = T_1^* - \frac{k-1}{kR} \cdot \int_1^2 \frac{\partial c}{\partial t} dx,$$

де $\frac{k-1}{kR} \cdot \int_1^2 \frac{\partial c}{\partial t} dx$ - питома робота з подоланням інерційних сил із-за місцевого прискорення на відріzk шляху від перерізу 1 до перерізу 2.

Температура гальмування в прискорюючому за часом потоці буде знижуватися, а в уповільнюючому підвищуватись у порівнянні з вхідною точкою. Аналогічно змінюється і повний тиск потоку:

$$p_2^* = p_1^* \cdot \left(1 - \frac{k-1}{kRT_1^*} \cdot \int_1^2 \frac{\partial c}{\partial t} dx \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

В різних перерізах тракту легко враховувати нерівність витрати повітря, рахуючи потік газу рівномірним в кожному перерізі.

$$G_2 = G_1 + g - \int_1^2 \frac{dp}{dt} F dx,$$

де g - відбір (добавка) маси в потік; $\frac{dp}{dt}$ - зміна за часом середньої густини газу.

Із рівняння нерозривності:

$$\rho_2 c_2 - \rho_1 c_1 = - \int_1^2 \frac{\partial \rho}{\partial t} dx$$

Закон розподілу прискорення $\frac{dc}{dt}$ за перерізами, прийнятому на початковому етапі розрахунків, можна ідентифікувати за мірою накопичення експериментів до конкретних схем і конструкцій каналів.

На основі розрахунків визначається, що нестационарність газодинамічних процесів, що відбувається в компресорі на неусталених режимах, показує невелику зміну напірної характеристики компресора: зміна π_k^* і $\eta_k^* \rightarrow 1-2\%$. Незначна зміна π_k^* і η_k^* показує на значну зміну параметрів потоку на виході із компресора.

Температура на виході визначається за залежністю:

$$T_2^* = f(T_1^*, \pi_k^*, \eta_k^*, k).$$

Тиск на виході визначається як:

$$P_2^* = P_1^* \cdot \pi_k^*.$$

Вищеописані причини впливають на зміну і характеристики турбіни π_T^* і η_T^* .

Температура на виході турбіни визначається за залежністю:

$$T_2^* = f(T_1^*, \pi_T^*, \eta_T^*, k).$$

Тиск на виході визначається як:

$$P_2^* = P_1^* \cdot \pi_T^*.$$

Теплова інерційність робочого тіла

Інерційність робочого тіла враховується наступним чином: фактична температура, що раніше надійшла у вузол робочого тіла T_{1p}^* , та використовується у рівнянні енергії в якості вхідної, не може змінюватися миттєво при миттєвій зміні температури T_{1p}^* вхідного потоку.

В простішому варіанті за час перехідного процесу приймається час перебування робочого тіла у вузлі:

$$t_p = \frac{P_{ef}^* V}{RT_{ef}^* G_1}$$

Тоді миттєве значення температури вхідного робочого тіла T_{1p}^* може бути пов'язано із фактичною температурою робочого тіла на вході у вузол T_1^* відношенням

$$T_1^* = T_{1p}^* - \frac{1}{3} \frac{P_{ef}^* V}{RT_{ef}^* G_1} \frac{dT_{ef}^*}{dt}.$$

3. Нестационарний теплообмін робочого тіла з конструкцією

Складні динамічні процеси мають місце на режимах роботи: запуск двигуна, прискорення та скидання, при ввімкненні та вимиканні форсажної камери, при дії керуючих та збурюючих впливів і т.д. На цих режимах може з'являтися суттєва нелінійність характеристик двигуна.

Суттєвий вплив на протікання перехідних процесів в авіаційних двигунах здійснює теплова нестационарність (при розгоні за 5 сек. на нагрівання деталей витрачається 10-15 % від загальної енергії, отримуваної при згоранні палива).

Теплообмін між нагрітим робочим тілом і конструктивними елементами двигуна призводить до відхилення параметрів вузлів двигуна від розрахункових (компресора, камери згорання, турбіни). Наприклад, при розгоні «холодного» двигуна, коли частина тепла йде на прогрівання в лопаткових машинах зниження температури газового потоку в компресорі викликає підвищення ККД, в турбіні, навпаки, його зменшення.

Теплообмін доцільно враховувати в основних корпусних деталях: корпус компресора високого тиску (КВТ), камери згорання (КЗ), турбіни (Т), труби, частина диску, соплові і робочі лопатки першої ступені турбіни. Ці елементи конструкції є значними акумуляторами теплової енергії на перехідних режимах.

Необхідність уточнення динамічних характеристик (рис. 1) в залежності від теплового стану двигуна очевидна, оскільки перехідні процеси протікають як на «холодному» (розгін після витримки на режимах), так і на «гарячому» (зустрічне прискорення) двигуні. При цьому необхідно коригувати подачу палива (рис. 2) в залежності від теплового стану елементів двигуна. Далі потрібно керувати радіальними зазорами в турбокомпресорі (модель «зміна температури – зміна зазору», «зміна зазорів – зміна ККД»).

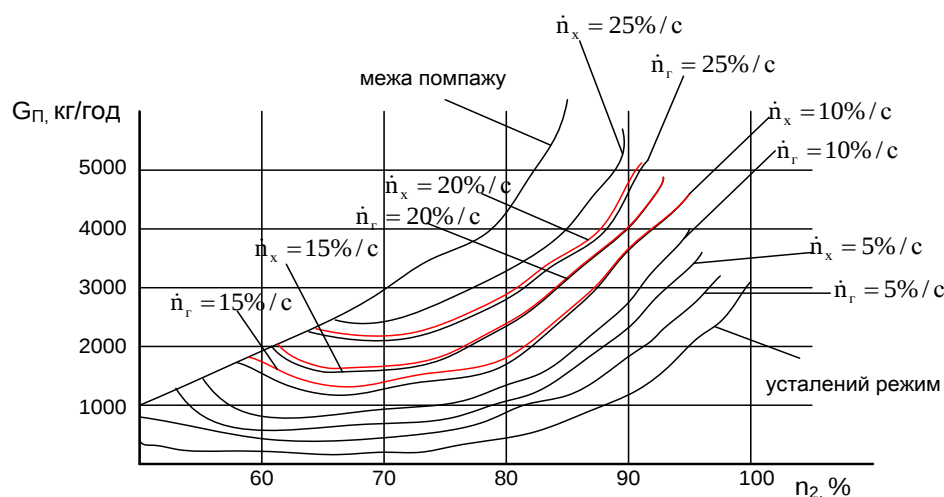
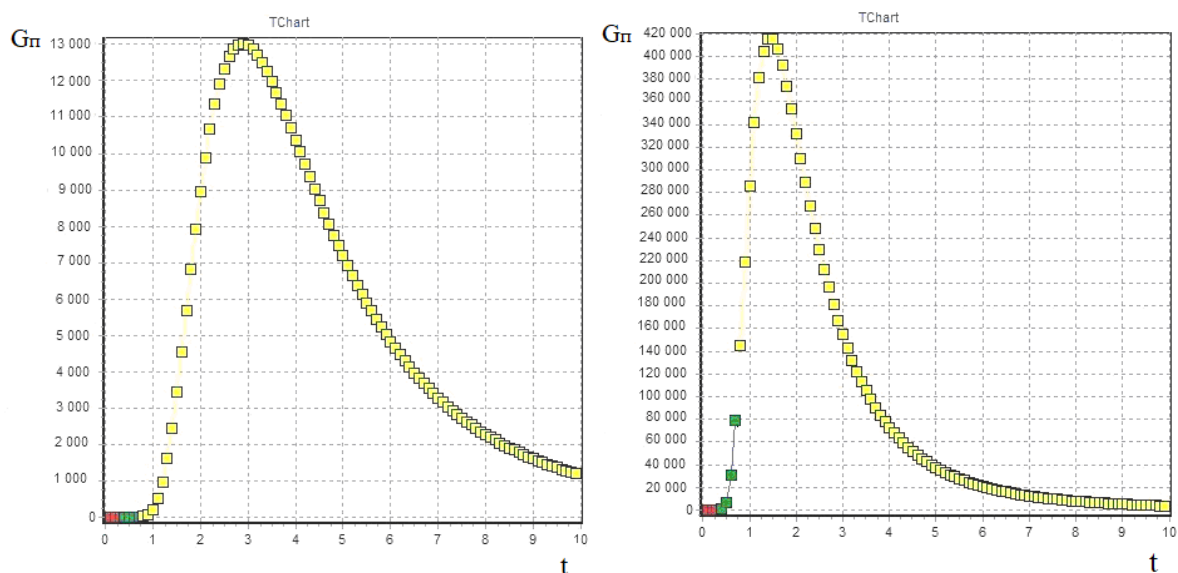


Рис. 1. Динамічна характеристика ГТД «холодного» і «гарячого» стану двигуна


 Рис. 2. Залежності прискорень ротора та подачі палива за законом $\dot{n}_{\max} = 10\%/с$

Висновок

Аналіз впливу динамічних факторів на режимах роботи авіаційного двигуна показує, що характерним є варіант розрахунку з великим об'ємом камери згорання при рівних умовах. В цьому випадку стрибок за температурою буде відсутній (вихід на горизонтальну асимптоту, $T_{\Gamma}^* = 1310\text{K}$), тобто даний закид за паливом буде «згладжуватись» об'ємом камери згорання.

Основні динамічні фактори, що впливають на перехідні процеси в двигуні ранжовані наступним чином: теплова інерційність конструкції, нестационарний теплообмін робочого тіла з конструкцією,

інерційність роторів (механічна інерційність конструкції), динамічне запізнювання прямих сигналів (від двигуна до САК, до системи контролю і назад), теплова інерційність робочого тіла в проточній частині двигуна, газодинамічна інерційність робочого тіла в проточній частині, інерційність підводу (відводу) тепла і фізико-хімічних процесів перетворення енергії палива в теплову енергію (змішування, запалювання, загорання, розповсюдження тепла).

Розрахунки можуть показувати, що основними динамічними факторами є інерційність роторів і тепловий стан конструкції; вторинні фактори – газодинамічна інерційність, динаміка фізико-хімічних процесів. Для деяких процесів (прискорення, скидання) достатньо враховувати інерційність роторів і

теплову інерційність конструкції, при стрибкоподібних сильних впливах необхідно враховувати газодинамічну і теплову інерційність робочого тіла в двигуні. Підвищення ефективності і якості робочих процесів ГТД в значній мірі визначається рівнем метрологічного забезпечення вимірювання параметрів.

Конфлікт інтересів

Автор заявляє, 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

Автор підтверджує, що він не використовував технології штучного інтелекту при створенні даної роботи.

Література

1. Єпіфанов, С. В. Формування динамічних моделей газотурбінних двигунів для використання в системах автоматичного керування та контролю [Текст] / С. В. Єпіфанов, О. В. Бондаренко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 4 (188). – С. 50-61. DOI: 10.32620/akt.2023.4.06.
2. Товкач, С. С. Закони керування авіаційним газотурбінним двигуном з турбовентиляторною приставкою [Текст] / С. С. Товкач // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 4sup1 (189). – С. 70-74. DOI: 10.32620/akt.2023.4sup1.10.

3. Yang, H.-S. Performance and operating modes of a thermal-lag Stirling engine with a flywheel [Text] / H.-S. Yang, C.-H. Cheng, & M. A. Ali // *Applied Thermal Engineering*. – 2022. – Vol. 205. – Article No. 118061. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2022.118061.

4. Cican, G. Experimental Evaluation of Methanol/Jet-A Blends as Sustainable Aviation Fuels for Turbo-Engines: Performance and Environmental Impact Analysis [Text] / G. Cican, R. Mirea // *Fire*. – 2024. – Vol. 7, iss. 5. – Article No. 155. DOI: 10.3390/fire7050155.

References

1. Yepifanov, S. V., & Bondarenko, O. V. Formuvannia dynamichnykh modelei hazoturbinnnykh dvyhuniv dlia vykorystannia v systemakh avtomatychnoho keruvannia ta kontroliu [Formation of dynamic models of gas turbine engines for use in automatic control and control systems]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2023, no. 4 (188), pp. 50-61. DOI: 10.32620/akt.2023.4.06. (in Ukrainian).
2. Tovkach, S. S. Zakony keruvannia aviatsiinym hazoturbinnym dvyhunom z turboventyliatornoi prystavkoju [Control laws of an aircraft gas turbine engine with a turbofan additional unit]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2023, no. 4sup1 (189), pp. 70-74. DOI: 10.32620/akt.2023.4sup1.10. (in Ukrainian).
3. Yang, H.-S., Cheng, C.-H., & Ali M. A. Performance and operating modes of a thermal-lag Stirling engine with flywheel, *Applied Thermal Engineering*, 2022, vol. 205, article no. 118061. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2022.118061.
4. Cican, G. & Mirea, R. Experimental Evaluation of Methanol/Jet-A Blends as Sustainable Aviation Fuels for Turbo-Engines: Performance and Environmental Impact Analysis. *Fire*, 2024, vol. 7, iss. 5, article no. 155. DOI: 10.3390/fire7050155.

Надійшла в редакцію 30.05.2024, розглянута на редколегії 00.00.2024.

THE INFLUENCE OF DYNAMIC FACTORS ON THE CHARACTERISTICS OF THE AVIATION ENGINE IN OPERATING MODES

Serhii Tovkach

In the range of different flow modes for selecting the dimensions of the flow part, the rotor rotation frequency, and the design of compressors and turbines, the highest tension values for the strength were considered. For turbojet bypass engines of subsonic aircraft, this mode is used to set the maximum thrust when the rotation frequency of the rotors and the temperature of the gases in front of the turbine reach maximum values. For certain turbojet bypass engines (F) supersonic aircraft, the maximum values of rotation frequency and temperature of the gases can be reached during flight. The flow parameters for all characteristic cross-sections of the engine flow part were determined by a thermodynamic structure based on the input data: basic engine data (thrust force or power, air flow consumption, bypass stage), cycle parameters, turbocharger diagram group, efficiency factor, and coefficient of expenditure in the elements of the engine flow part, as well as acceptable values of indicators that characterize the operation

of nodes (limitations), including the input-output fluidity, gas-dynamic pressure coefficients, and tension parameters. This article shows the influence of the main dynamic factors on the flow parameters of aircraft engines, namely, the structural design of turbojet bypass engines with high bypass stages. Based on the constructive implementation of the concept of the development of an aircraft engine based on thrust and parameters, an algorithm for implementing the inertia of the rotors (located in the compressor module or in the turbine module) has been developed, injecting a gas-dynamic load values on the flow parameters and the values of the braking temperature in different sections of the tract. The thermal inertia of the working object at the inlet of the node, in particular, determining the time of the transient process, the instantaneous value of the temperature, and the actual temperature of the working object at the inlet of the node (module) were determined. Non-stationary heat exchange of the working object with the construction can be achieved for the smooth running of the engine in operating modes. In addition, it is necessary to evaluate the influence of the geometric dimensions of the parts of the units on the parameters of the units, namely, the calculation of the altitude and speed, throttle, and dynamic characteristics of the aircraft engine.

Keywords: aviation engine; dynamic factors; control laws; operating modes; thermodynamic characteristics; construction; control quality; flight modes; optimization.

Товкач Сергій Сергійович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. автоматизації та енергоменеджменту Аерокосмічного факультету, Національний авіаційний університет «НАУ», Київ, Україна.

Serhii Tovkach – Candidate of Technical Science, Associate Professor, Associate Professor at the Automation & Power Management Department, Aerospace Faculty, National Aviation University “NAU”, Kyiv, Ukraine, e-mail: ss.tovkach@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8740-298X, SCOPUS AuthorID: 57206192351.