

УДК 621.452.3-5

doi: 10.32620/aktt.2023.4sup1.10

С. С. ТОВКАЧ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

## ЗАКОНИ КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИМ ГАЗОТУРБІННИМ ДВИГУНОМ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ

Основними аспектами загальної задачі інтеграції авіаційного двигуна (АД) з турбовентиляторною приставкою (ТВП) багаторежимного літака є вибір схеми та проектних параметрів АД з ТВП (включаючи параметри робочого процесу), а також методів та засобів автоматичного керування АД з ТВП для кращого узгодження їх характеристик із певними режимами польоту. Ці два завдання тісно взаємопов'язані: з одного боку, при визначенні вигляду літака та його силової установки (СУ) необхідно враховувати якими засобами забезпечуватиметься адаптація її характеристик до змінного режиму польоту, а з іншого – призначення літака, його параметри та параметри СУ, а також режими польоту визначають здебільшого вибір законів керування. **Предметом** дослідження є процеси формування законів керування авіаційним газотурбінним двигуном з ТВП. **Метою** є удосконалення динамічних характеристик авіаційного газотурбінного двигуна за рахунок застосування адаптивного керування ГТД з ТВП з використанням безпроводних технологій обміну інформації. **Задачі:** узагальнити концепцію адаптивного керування на етапі визначення вигляду двигуна з ТВП; визначити способи регулювання ГТД з ТВП та їх вплив на швидкісні характеристики; описати процес формування законів керування АД з ТВП; дослідити теплові процеси для знаходження функціональних залежностей в оптимальному керуванні ГТД з ТВП. **Методи дослідження:** при формуванні законів керування використовувався системний аналіз, математичне та комп'ютерне моделювання; методи філософського пізнання були використані для побудови підходу до проектування адаптивних систем керування ГТД з ТВП. Теорія авіаційних двигунів, теорія диференціальних рівнянь, різницевих сіток, чисельні методи застосовувалися для оптимізації керування ГТД з ТВП. **Результати:** способи регулювання ГТД з ТВП та їх вплив на швидкісні характеристики авіаційного двигуна; формули для дослідження теплових процесів робочих лопаток ГТД з ТВП з метою формування впливу регулятора на виконавчі механізми. **Наукова і практична новизна:** формуванні парадигми до розробки моделей адаптивного керування ГТД з ТВП, враховуючи різні режими польоту ЛА та режими роботи двигуна. Вибір законів керування з використанням методів багатопараметричної оптимізації для пошуку зв'язку конструктивно-компонувальних схем газогенератора та турбовентиляторної приставки. Показано характер зміни тяги двигуна залежно від вхідної температури, що, в свою чергу, дозволить збільшити ККД вентилятора та отримати резерв тяги. Сформовані напрями дослідження температурного поля та поля напруження.

**Ключові слова:** авіаційний двигун; турбовентиляторна приставка; закони керування; термодинамічні характеристики; конструкція; якість керування; режими польоту; оптимізація.

### Вступ

При проектуванні літака найважливішими завданнями є вибір типу двигуна, параметрів його робочого процесу, габаритів, які визначаються, як правило, за необхідною тягоозброєністю, а також схеми компоновання СУ та її розташування на ЛА, які оцінюються насамперед перевагами, отриманими від їх взаємної інтеграції [1].

Для кращої адаптації характеристик авіаційного двигуна (АД) до завдань, які вирішує літак у польоті, необхідна інтеграція систем керування. Інтегровані системи керування особливо ефективні для систем керування сучасних багаторежимних літаків. На основі таких систем формуються оптимальні закони керування СУ з використанням критеріїв оцінки ефективності ЛА.

### 1. Постановка задачі

Авіаційний двигун з турбовентиляторною приставкою (ТВП) може бути представлений та проаналізований як система, що складається із чотирьох головних складових компонентів (категорій), на які можна впливати, збільшуючи його ефективність [1, 2]:

- 1) газогенераторний модуль (здійснення термодинамічного циклу);
- 2) робочого тіла в термодинамічному циклі;
- 3) джерела енергії (паливо);
- 4) «рушій» - пристрою, що створює тягу (турбовентиляторна приставка).

Вплив кожного з чотирьох компонентів на ефективність авіаційного двигуна різний. Найкраща конструкція деталі або вузла визначається або в

процесі діалогового проектування при порівняльному аналізі параметрів різних конструктивних форм, або в автоматизованому процесі за допомогою методів оптимального проектування. Поряд з цим враховується можливість глибокого аналізу та синтезу питань керування ГТД з ТВП, що можуть впливати на робочий процес двигуна при заданих режимах польоту ЛА.

Для вибору типу і параметрів двигунів і систем керування літака, типу двигуна і схеми його розташування на літаку, використовуваного виду палива, впливу системи керування і палива на схему, об'ємного компоновання слід враховувати аеродинамічні характеристики літака тощо [3,4].

Враховуючи високі вимоги до вибору параметрів та оцінки ефективності АД з ТВП, з'являється необхідність у вирішенні наступних основних завдань під час концептуального проектування АД багаторежимного літака:

- вибір типу модуля газогенератора (ТРД або ТРДД);
- вибір розміру двигуна (тягового відношення літака) та іншого взаємопов'язаного параметра стязки літака - питома навантаження на крило;
- вибір параметрів ТВП з припущенням, що інші параметри робочого процесу ( $T_{g\max}^*$ ,  $\pi_{c\Sigma}^*$ ) визначаються рівнем досягнутих можливостей у цьому поколінні;
- визначення законів регулювання двигуна, що визначають характер протікання його висотношвидкісних і дросельних характеристик, наприклад,

закон зміни швидкості польоту (температури гальмування).

## 2. Вплив законів керування на швидкісні характеристики авіаційного двигуна з ТВП

На етапі визначення вигляду (концепції) двигуна з ТВП, що проектується, повинні бути обрані і способи його регулювання (рис. 1). Одним із основних питань тут є визначення раціонального співвідношення діапазонів використання законів регулювання за частотою обертання ротора  $n_{ГГ} = \text{const}$  і  $n_{ТВП} = \text{const}$  (рис. 2). Це співвідношення визначається завданням значення температури гальмування на вході  $T_{ВХ}^*$  при якій провадиться перехід від одного закону регулювання до іншого або вибором «температурної розкрутки»  $\Delta T_{Г,р}^*$  - різниці граничної температури газу перед турбіною  $T_{Г,р}^*$  і температури газу в стендових умовах при  $T_{ВХ}^* = 288\text{K}$ . Величина розкрутки  $\Delta T_{Г,р}^*$  визначає характер зміни тяги із збільшенням швидкості – крутість наростання тяги. Характер зміни тяги двигуна  $P$  залежно від  $T_{ВХ}^*$  без розкрутки (суцільна лінія) і трьох двигунів з однаковою температурною розкруткою показаний на рис. 3.

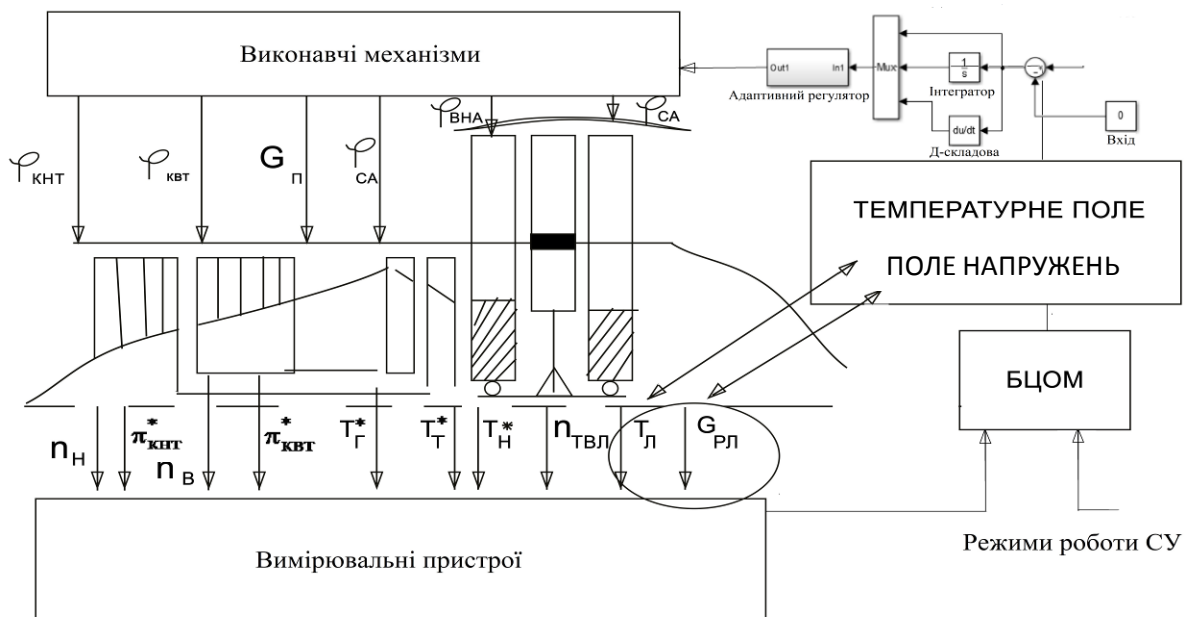


Рис. 1. Способи регулювання ГТД з ТВП

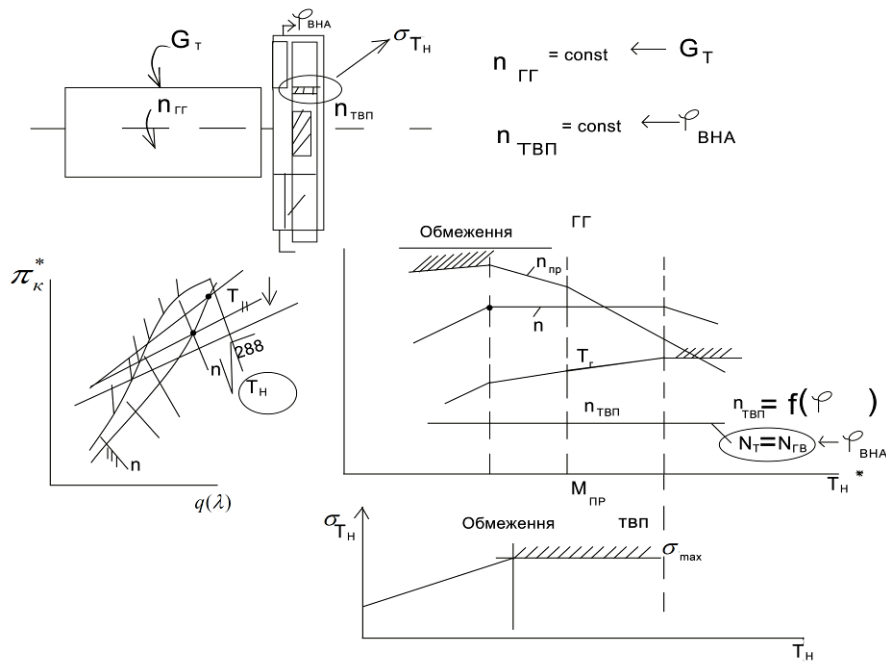


Рис. 2. Формування законів керування АД з ТВП

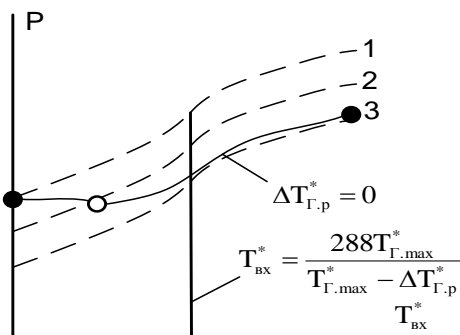


Рис. 3. Швидкісні характеристики авіаційного двигуна:  
 1 – на зльоті; 2 – на максимальній швидкості польоту; 3 – за деякого проміжного значення швидкості

Перший двигун буде дещо більшим і важчим за вихідний, але у всьому діапазоні швидкостей польоту його тяга буде найбільшою. Другий двигун відрізняється найменшою масою  $m_{дв}$ , але має меншу

тягу при  $T_{вх}^* < 288 T_{Г.макс}^* / (T_{Г.макс}^* - \Delta T_{Г.р}^*)$ , тобто. у сфері зниженої температури газу. Третій двигун близький по масі до першого, перевершує його по тязі на великих швидкостях польоту і має меншу тягу на малих швидкостях.

Функції, аналогічні температурній розкрутці, виконує холодна розкрутка, коли збільшення частоти обертання роторів вентилятора на великих швидкостях польоту проводиться без підвищення температури газу шляхом збільшення площі критичного перерізу сопла. Таке регулювання призводить до зростання витрати повітря через двигун, але ККД вентилятора

при цьому найчастіше зменшується. Незважаючи на зниження питомої сили тяги та економічності роботи двигуна, таке регулювання в деяких випадках може виявитися доцільним для отримання резерву тяги.

Задача узгодження характеристик літака та двигуна вирішується методами багатофакторної багатокритеріальної оптимізації в умовах обмежень. Для вирішення таких задач засобами сучасної обчислювальної техніки з використанням комплексної математичної моделі об'єкта розроблено ефективні методи математичного програмування. При цьому для вирішення завдань оптимального керування з метою знаходження функціональних залежностей (наприклад, законів керування), безперервний процес, що описується системою диференціальних рівнянь, замінюється багатокроковим (розбивається на ряд послідовних етапів, що відповідають різним моментам часу або різним значенням фазових координат).

### 3. Теплові процеси в оптимальному керуванні ГТД з ТВП

Нехай на лівому кінці робочої лопатки підтримується постійна температура, яка дорівнює 2 одиницям, а на правому кінці задана теплова течія, яка дорівнює 5.

Процес поширення тепла описується рівнянням при граничних та початкових умовах:

$$\frac{\partial U}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 U}{\partial x^2},$$

З граничних умов задачі Штурма-Ліувілля отримується розв'язок

$$W(z, \tau) = \sum_{k=0}^{\infty} W_k(z, \tau) = \sum_{k=0}^{\infty} C_k e^{-\left(\frac{\pi}{2} + \pi k\right)^2 \tau} \sin\left(\frac{\pi}{2} + \pi k\right) z.$$

При зміні  $z$  з кроком  $\tau$  розподіл температур з часом буде визначатися на рис. 4. Ефективне значення температури буде використовуватись для визначення керуючих факторів під час формування законів керування. Відповідний критерій ефективності розподілу температур з математичним описом у системах керування СУ бортової цифрової обчислювальної машини дозволить підвищити ефективність керування робочим процесом за допомогою належного регулювання всіх її елементів з метою поліпшення льотних характеристик багаторежимного літака. При оптимізації динамічних характеристик ГТД з ТВП може розглядатись умова забезпечення мінімально часу поширення процесу охолодження/нагрівання робочих лопаток; при цьому повинна забезпечуватись стійка робота двигуна та підтримуватись експлуатаційні обмеження.

## Висновок

Аналіз схеми, параметрів і зовнішнього вигляду двигуна визначається за відповідними критеріями ефективності літака на основі використання методів багатопараметричної оптимізації. Розробка математичних моделей оптимізаційних досліджень базується на використанні характеристик елементів авіаційних двигунів, отриманих експериментально, а також на основі спрощених (одновимірних) методів їх розрахунку. Все більшого поширення набувають комп'ютерні технології для 2D і 3D моделю-

вання та розрахунку характеристик елементів авіаційного двигуна для літака заданого призначення.

Досліджено формування законів керування ГТД з ТВП для ефективного керування параметрами робочого процесу з метою оптимізації спільної роботи газогенераторного модуля та модуля турбовентиляторної приставки.

Для оптимального проектування конструкції ГТД з ТВП необхідним є дослідження температурного поля та поля напруження двома шляхами:

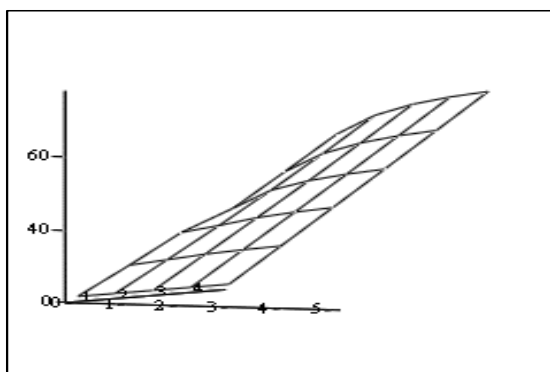
1) зменшення температури лопатки, тобто підвищення руйнівного напруження (в лопатці, що охолоджується). Зниження  $T_L$  принципово може бути досягнуто застосуванням конструкції робочої лопатки з більшою глибиною охолодження або зниженням температури охолоджуючого повітря  $T_{охл}$ ;

2) зниження діючого напруження розтягування внаслідок зменшення вихідної площі турбіни та/або частоти обертання ротора.

Наявність течії на одному кінці робочої лопатки і постійної додатної температури на другому, призводять до явища, коли лопатка охолоджується з часом дуже повільно.

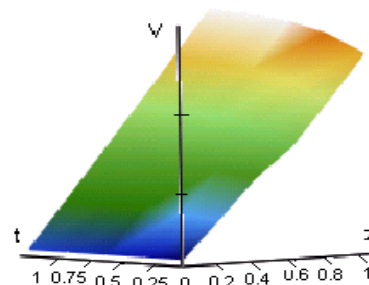
## Література

1. Терещенко, Ю. М. Перспективи створення авіаційних двигунів нових схем [Текст] / Ю. М. Терещенко, К. В. Дорошенко, Ю. Ю. Терещенко // Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – 2017. – № 13 (20). – С. 103-114.
2. Товкач, С. С. Модель Ізінга для опису магнітних властивостей елементів системи керування авіаційним двигуном [Текст] / С. С. Товкач // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2021. – № 4sup1 (173). – С. 132-137. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.18.



М

а



б

Рис. 4. Розподіл температур теплового процесу при оптимальному керуванні ГТД з ТВП: а – діаграма 3D-розподілу температур РЛ, б – діаграма поверхні розподілу температур РЛ

3. Marszalek, N. Performance analysis of turbofan engine with additional combustion chamber fueled by alternative fuel [Text] / N. Marszalek // *Combustion Engines*. – 2019. – Vol. 179, Iss. 4. – P. 249-253. DOI: 10.19206/CE-2019-441.

4. Analysis of Energy Saving and Thrust Characteristics of Rotating Detonation Turbine Engine [Text] / Liangjun Su, Fengbo Wen, Songtao Wang, Zhongqi Wang // *Aerospace Science and Technology*. – 2022. – Vol. 124. – Article No. 107555. DOI: 10.1016/j.ast.2022.107555.

## References

1. Tereshchenko, Yu. M., Doroshenko, E. V. & Tereshchenko, Yu. Yu. *Perspektyvy stvorennia aviatsiinykh dvyhunyiv novykh skhem* [Prospects for the creation of aircraft engines of new schemes]. *Zbirnyk*

*naukovykh prats Derzhavnogo naukovо-doslidnogo instytutu aviatsii*, 2017, no. 13 (20), pp. 103-114.

2. Tovkach, S. S. Model Izhaha dlia opysu mahnitnykh vlastyvostei elementiv systemy keruvannia aviatsiinykh dvyhunyiv [Using model for describing the magnetic properties of aircraft engine control system elements]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 4sup1 (173), pp. 132-137. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.18.

3. Marszalek, N. Performance analysis of turbofan engine with additional combustion chamber fueled by alternative fuel. *Combustion Engines*, 2019, vol. 179, iss. 4, pp. 249-253. DOI: 10.19206/CE-2019-441.

4. Su, L., Wen, F., Wang, S. & Wang, Z. Analysis of Energy Saving and Thrust Characteristics of Rotating Detonation Turbine Engine. *Aerospace Science and Technology*, 2022, vol. 124, article no. 107555. DOI: 10.1016/j.ast.2022.107555.

Надійшла до редакції 14.05.2023, розглянута на редколегії 08.08.2023.

## CONTROL LAWS OF AN AVIATION GAS TURBINE ENGINE WITH A TURBOFAN ADDITIONAL UNIT

*Serhii Tovkach*

The main aspects of the general task of integrating an aviation engine (AE) with a turbofan additional unit (TAU) of a multi-mode aircraft are the selection of the scheme and design parameters of the AE with the TAU (including parameters of the work process), as well as methods and means of automatic control of the AE with the TAU for better matching its characteristics with certain flight modes. These two tasks are closely interrelated: on the one hand, when determining the appearance of the aircraft and its power plant (PP), it is necessary to consider what means will ensure the adaptation of its characteristics to the variable flight mode, and on the other hand, the purpose of the aircraft, its parameters and parameters of the PP, and the flight modes mostly determine the choice of control laws. The **subject** of the research is the formation of the laws of control of the aviation gas turbine engine with TAU. The **goal** is to improve the dynamic characteristics of the aviation gas turbine engine by applying adaptive control of the gas turbine engine with the use of wireless information exchange technologies. **Objectives**: to generalize the concept of adaptive control at the stage of determining the appearance of an engine with TAU; to determine the methods of regulating the GTE with TAU and their influence on the speed characteristics; to describe the process of formation of the laws governing AE with TAU; to investigate thermal processes in order to find functional dependencies in the optimal control of gas turbines with TAU. **Research methods**: system analysis, mathematical and computer modeling were used in the formation of control laws; the methods of philosophical knowledge were used to build an approach to the design of adaptive control systems of gas turbines with TAU. The theory of aircraft engines, the theory of differential equations, difference grids, and numerical methods were used to optimize the control of gas turbines with TAU. **Results**: methods of regulating the GTE with TAU and their influence on the speed characteristics of the aviation engine; formulas for researching the thermal processes of the working blades of the GTE with TAU in order to form the influence of the regulator on the executive mechanisms. **Scientific and practical novelty**: formation of a paradigm for the development of models of adaptive control of GTE with TAU, considering different flight modes of the aircraft and engine operation modes. The selection of control laws using multi-parameter optimization methods for finding the relationship between structural and component schemes of the gas generator and turbofan additional unit. The character of the engine thrust change depending on the input temperature is shown, which in turn, will allow to increase the efficiency of the fan and obtain a thrust reserve. The research directions of the temperature field and stress field were formed.

**Keywords**: aviation engine; turbofan additional unit; control laws; 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; Київ; Україна.

**Serhii Tovkach** – Candidate of Technical Science; Associate Professor; Associate Professor of Automation & Power Management Department; Aerospace Faculty; National Aviation University; Kyiv; Ukraine; e-mail: ss.tovkach@gmail.com; ORCID: 0000-0002-8740-298X; Scopus Author ID: 57206192351.