

УДК 621.452.3:681.515

doi: 10.32620/akt.2022.4sup2.10

С. С. ТОВКАЧ

Національний авіаційний університет «НАУ», Київ, Україна

КОНТУРИ КЕРУВАННЯ І ОБМЕЖЕННЯ ДЛЯ ПОБУДОВИ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИМ ГАЗОТУРБІННИМ ДВИГУНОМ

Вибір програм і алгоритмів керування САК ГТД визначає можливість реалізації в двигуні передбачуваних при побудові термодинамічних і міцнісних характеристик. Для усталених режимів роботи двигуна визначають граничні значення частоти обертання роторів $n_{\max}$ температури газу T_{Γ}^* , тиск повітря за компресором $P_{\kappa\max}^*$; на перехідних режимах обмежується величина і тривалість перевищень параметрами n, T_{Γ}^* їх максимально допустимих значень на усталених режимах роботи. Параметри регулювання ГТД повинні бути вибрані так, щоб вони характеризували як оптимальність і стійкість роботи двигуна, так і рівень навантажень на його конструкцію. У статті розглядається процес побудови САК ГТД з використанням контурів керування та обмеження: контур підтримки частоти обертання вільної турбіни; контур обмеження температури газів; контур обмеження приведеної частоти обертання ротора турбокомпресора; контур обмеження «фізичної» частоти обертання ротора турбокомпресора і т.д. Під час роботи кожного із контурів обчислюється величина похідної частоти обертання ротора турбокомпресора (мінімальне і максимальне значення) та одночасно здійснюється обмеження витрат палива. Так, для контуру обмеження температури газів зміна коефіцієнтів $k_{\text{пр}1}, k_{\text{пр}2}, k_{\text{диф}1}, k_{\text{диф}2}$ дозволяє досягнути різного характеру зміни температури на прийомистості. Величина коефіцієнта $k_{\text{пр}1}$ обмежена величиною $k_{\text{пр}1}^*$, що забезпечує достатній запас стійкості регулятора. При $k_{\text{пр}1} = 2 \cdot k_{\text{пр}1}^*$ величина визначалась стійкою роботою регулятора і наявністю максимально можливого запізнювання в повному контурі керування ($T_{\Gamma} \rightarrow n_{\text{ТК}} \rightarrow G_{\text{T}}$). Для САК ГТД за частотою обертання виконана побудова моделі з визначеними передавальними функціями у програмному середовищі VisSim. Проведені заходи зі стабілізації системи: зменшення коефіцієнта підсилення підсилювача; зміна параметрів підсилювача та ланки зворотнього зв'язку; введення в структурну схему системи П-регулятора; додавання в контур системи ІІІ-регулятора; налаштування fuzzy-регулятора; нейрон-нечітке навчання. Оцінена якість системи. Отримано задовільний час реакції 2,36 с, та перерегулювання 2 %. Астатичність результуючої системи дозволяє точно підтримувати частоту обертання в статичному режимі, а, значить, систему можна застосовувати там, де точність підтримки параметрів є дуже важливою.

Ключові слова: авіаційний двигун; система автоматичного керування; термодинамічні характеристики; контури керування та обмеження; якість керування; режими польоту; регулятор.

Вступ

Важливою математичною задачею, без вирішення якої створення надійного та ефективного цифрового блоку автоматичного керування та контролю в сучасних умовах практично неможливо, є розробка математичних моделей двигуна, датчиків та виконавчих механізмів, їх адаптація до конкретних практичних умов застосування [1-4]. Вважають, що весь цикл розробки САК може бути забезпечений використанням комплексу з кількох типів моделей різного рівня складності. Комплекс загалом має відповідати низці вимог, основними з яких є [2-4]:

- можливість моделювання усталених та перехідних режимів роботи при змінних умовах польоту

в повному діапазоні зміни режимів роботи силової установки;

- отримання точності моделювання на сталих та перехідних режимах, достатньої для вирішення задач керування;

- прийнятний час розрахунку ЕОМ;

- можливість виконання розрахунків у натуральному (реальному) та прискореному часі для моделей, призначених для використання на напівнатурних стендах.

1. Постановка задачі

На рис. 1 визначена структурна схема САК. Сигнали встановлені на двигуні і об'єкті датчиків,

органів керування надходять в модуль обробки вимірювальної інформації (ОВІ). Тут формуються програми керування і обмеження, обчислюються значення керуючих параметрів, які надходять на вхід контурів обмеження і керування:

- контур підтримки потужності, N_B ;
- контур обмеження крутного моменту, $M_{кр}$;
- контур обмеження (підтримки) частоти обертання вільної турбіни $n_{ст}$;
- контур обмеження температури газів, T_r ;
- контур обмеження приведеної частоти обертання ротора турбокомпресора, $n_{ткрив.}$;
- контур обмеження «фізичної» частоти обертання ротора турбокомпресора, $n_{ткфиз.}$;
- резервний контур підтримки частоти обертання ротора турбокомпресора,

$$n_{ткрез} = F(P_{вх}, T_{вх}).$$

В результаті роботи кожного із контурів, обчислюється величина похідної частоти обертання ротора турбокомпресора, яка селекується як по мінімуму, так і по максимуму; одночасно здійснюється обмеження мінімального і максимального витрат палива.

Враховуючи високі вимоги до побудови контуру САК ГТД-ЛА, з'являється необхідність у розробці нової оригінальної структури контурів до побудови САК, яка ефективно вирішує задачі керування ГТД, враховуючи нові можливості цифрових електронних систем та режими польоту ЛА.

2. Опис контуру підтримки необхідної частоти обертання ротора турбокомпресора і похідної

Запишемо рівняння ЛДМ [1, 3]:

$$\begin{aligned} \dot{n}_{тк} &= a_{11} \cdot \Delta n_{тк} + a_{12} \cdot \Delta n_{ст} + a_{13} \cdot \Delta G, \\ \dot{n}_{ст} &= a_{21} \cdot \Delta n_{тк} + a_{22} \cdot \Delta n_{ст} + a_{23} \cdot \Delta G. \end{aligned} \quad (1)$$

Відомо, що $a_{12} \ll a_{21}$ для двовальних ГТД, вплив змін частоти обертання ротора турбокомпресора на зміну частоти обертання вільної турбіни значно вище, ніж вплив вільної турбіни на компресор. Приймаємо $a_{12} = 0$, тоді

$$\dot{n}_{тк} = a_{11} \cdot \Delta n_{тк} + a_{13} \cdot \Delta G. \quad (2)$$

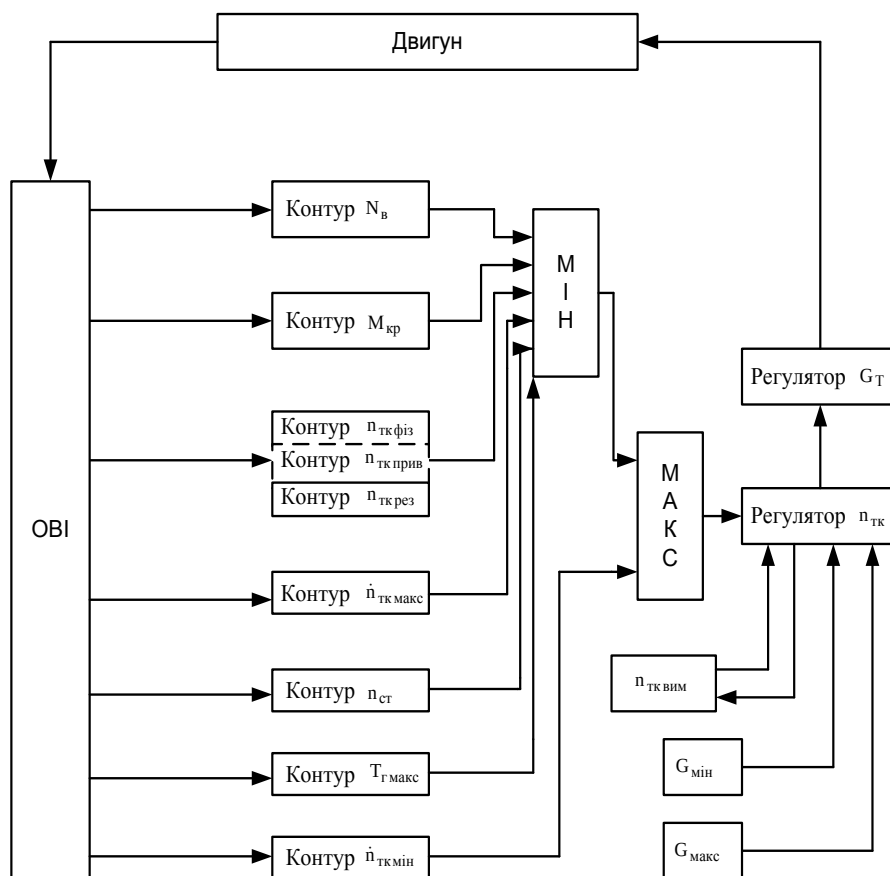


Рис. 1. Структурна схема САК ГТД

При довготривалому режимі $n_{\text{TK}} = \text{const}$ для знаходження похідної частоти обертання ротора турбокомпресора $\dot{n}_{\text{TKВІМ}}$ необхідним є збільшення

$$\text{витрати палива на величину } \Delta G = \frac{\dot{n}_{\text{TKВІМ}}}{a_{13}}.$$

Для підтримки постійної частоти обертання $n_{\text{TKВІМ}} = \text{const}$ необхідна витрата палива $G = G_{\text{ЛДМ}}(n_{\text{TKВІМ}}, T_{\text{ВХ}}, P_{\text{ВХ}})$. Звідси, регулятор частоти обертання ротора турбокомпресора і її похідної має вигляд:

$$G_{\text{ВІМ}} = G_{\text{ЛДМ}}(n_{\text{TKВІМ}}, T_{\text{ВХ}}, P_{\text{ВХ}}) + \frac{\dot{n}_{\text{TKВІМ}}}{a_{13}}. \quad (3)$$

Для забезпечення достатнього запасу стійкості використовуються наступні вирази для коефіцієнтів:

$$k_{\text{пр}} = \frac{k_{\text{прст}}}{a_{13} \cdot T_{\text{TK}}}; \quad k_{\text{диф}} = \frac{k_{\text{прдиф}}}{a_{13}};$$

$$k_{\text{пр1}} = \frac{k_{\text{пр1ст}}}{a_{13} \cdot (T_{\text{TK}})^2}; \quad k_{\text{диф1}} = \frac{k_{\text{стдиф}}}{a_{13}}.$$

Далі формується відрізок осцилограми запуску двигуна, коли вступає в роботу обмеження $G_{\text{макс}}$

3. Контури обмеження приведеної і фізичної частоти обертання ротора турбокомпресора, резервний контур

Для контуру розглядаються програми обмеження максимальної $n_{\text{TKфіз}}$, приведеної $n_{\text{TKприв}}$, а також програма підтримки частоти обертання ротора турбокомпресора $n_{\text{TKРУД}} = F(\text{РУД}, T_{\text{ВХ}}, P_{\text{ВХ}})$. Програми перераховуються в необхідну похідну $\dot{n}_{\text{TKВІМ}} \cdot \dot{n}_{\text{TKВІМ макс}}$ перераховується у максимальну «фізичну» частоту $\dot{n}_{\text{TKмакс}}$ за формулою

$$n_{\text{TKмакс}}^* = n_{\text{TKприв макс}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{ВХ}}}{288}}.$$

Отримана величина селекується за мінімумом зі значеннями обмеження «фізичної» частоти обертання $n_{\text{TKмакс}}$ і програмою обмеження

$$n_{\text{TKРУД}} = F(\text{РУД}, T_{\text{ВХ}}, P_{\text{ВХ}}).$$

4. Контур обмеження частоти обертання вільної турбіни

Виконаний у вигляді пропорційно - диференціального інтегратора, коефіцієнти якого залежать від режиму роботи двигуна. Вимірювання відбувається від розузгодження необхідної і виміряної частоти обертання ротора вільної турбіни.

При переході з політних режимів роботи двигуна на реверс (фіксований кут атаки гвинта – 10°; регулює частоту обертання гвинта за допомогою блоку ЕСК-34М) виникає закидання при проходженні нульового кута атаки гвинта, з наступним проходженням частоти обертання, що пов'язано із різким збільшенням навантаження.

Під час закидання вмикається контур обмеження мінімальної витрати палива і потужність двигуна не може бути зменшена. Під час провалу частоти вільної турбіни вмикається контур обмеження похідної частоти обертання ротора турбокомпресора. Момент перемикання САК на режим реверсу 70 сек., обмеження мінімальної витрати палива 72 сек., обмеження похідної частоти обертання ротора турбокомпресора 72,5...73 сек.

5. Контур обмеження температури газів

Контур виконаний у вигляді ПІД-регулятора з коефіцієнтами, які залежать від режиму роботи двигуна. Розузгодження необхідної і «синтезованої» температури газів надходить на вхід регулятора. При різкій зміні програми обмеження в диференціальних ланках виключена залежність від необхідної температури газів. В інтегралі визначено обмеження, яке залежить від величини необхідної похідної на попередньому кроці розрахунку. Робота контуру обмеження температури спостерігається під час більшості прийомистостей. Велике значення позитивної похідної може спостерігатись при постійній температурі газів. А під час її рівності до нуля реалізується обмеження температури за допомогою пропорційної ланки. Постійне розузгодження обмежувача температури знімається інтегральною ланкою, обмеження якого визначаються темпами прийомистості. Обмежувач температури має вигляд:

$$\dot{n}_{\text{TKВІМ}} = k_{\text{пр1}} \cdot (T_{\text{Гмакс}} - T_{\text{Гсинт}}) - k_{\text{диф1}} \cdot \dot{T}_{\text{Гсинт}} + I,$$

$$I = \int k_{\text{пр2}} \cdot (T_{\text{Гмакс}} - T_{\text{Гсинт}}) - \int k_{\text{диф2}} \cdot \dot{T}_{\text{Гсинт}},$$

$$k_{\text{пр1}} = k_{\text{пр1}}^{\text{уст}} \cdot \frac{a_{13}}{a_{103}}, \quad k_{\text{диф1}} = k_{\text{диф1}}^{\text{уст}} \cdot k_{\text{пр1}},$$

$$k_{\text{пр2}} = k_{\text{пр2}}^{\text{уст}} \cdot k_{\text{пр1}}, \quad k_{\text{диф2}} = k_{\text{диф2}}^{\text{уст}} \cdot k_{\text{пр1}},$$

$$I_{\text{мін}} \leq I \leq I_{\text{макс}} + \dot{n}_{\text{TKВІМ}}.$$

При $k_{пр1} = 2 \cdot k_{пр1}^*$ величина визначалась стійкою роботою регулятора і наявністю максимально можливого запізнювання в повному ланцюзі керування ($T_{\Gamma} \rightarrow n_{TK} \rightarrow G_T$).

6. Моделювання контуру частоти обертання турбокомпресора

САК ЧО ГТД може бути описана за допомогою найпростіших ланок з визначеними передавальними функціями для режиму набору висоти, режиму малого газу, крейсерського режиму польоту (рис. 2).

Для нечітких та нейро-нечітких ПІД-регуляторів визначається можливість адаптуватися до змін параметрів об'єкта (ГТД) і до зовнішніх впливів. В залежності від роботи двигуна (висота польоту, швидкість польоту) налаштувати коефіцієнти можуть і для класичного регулятора, але виникає додаткова похибка в системі.

Висновок

Під час оптимального проектування контурів САК ГТД можна досягнути наступних цілей: підвищення точності налаштування елементів САК ГТД; дослідження компенсатора інерційності термпар; аналіз різних способів вимірювання частоти обертання роторів; створення програмного комплексу для перевірки функціонування програмного за-

безпечення (ПЗ) і алгоритмів, які закладені в цифрову САК.

Комплекс заходів, спрямованих на підвищення надійності роботи САК, дозволить з високою ймовірністю виявляти відмови каналів вимірювання та керування, за обмеженим набором параметрів повторювати дані, отримані від датчиків обчисленими за моделлю величинами. Крім цього можуть бути представлені деякі осцилограми, записані під час стендових випробувань.

Комплексний підхід до побудови САК ГТД дозволить створити САК на сучасному рівні.

Література

1. ЦИАМ - Центральный институт авиационного моторостроения имени И. П. Баранова [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ciam.ru/> – 12.02.2022.
2. Sineglazov, V. M. Adaptive testing system based on the fuzzy logic [Text] / V. M. Sineglazov, A. V. Kusyk // *Electronics and Control Systems*. – 2018. – No. 2 (65). – P. 85-91.
3. Shen-En Qian. *Hyperspectral Satellites and System Design* [Text] / Qian Shen-En. – CRC Press ; 1st edition, April 15. – 2020. – 626 p.
4. Tovkach, S. S. Transition process regulator of self-organizing aviation engine control system [Text] / S. S. Tovkach // *Electronics and Control Systems*. – 2020. – Vol. 65, Iss. 3. – P. 22-30.

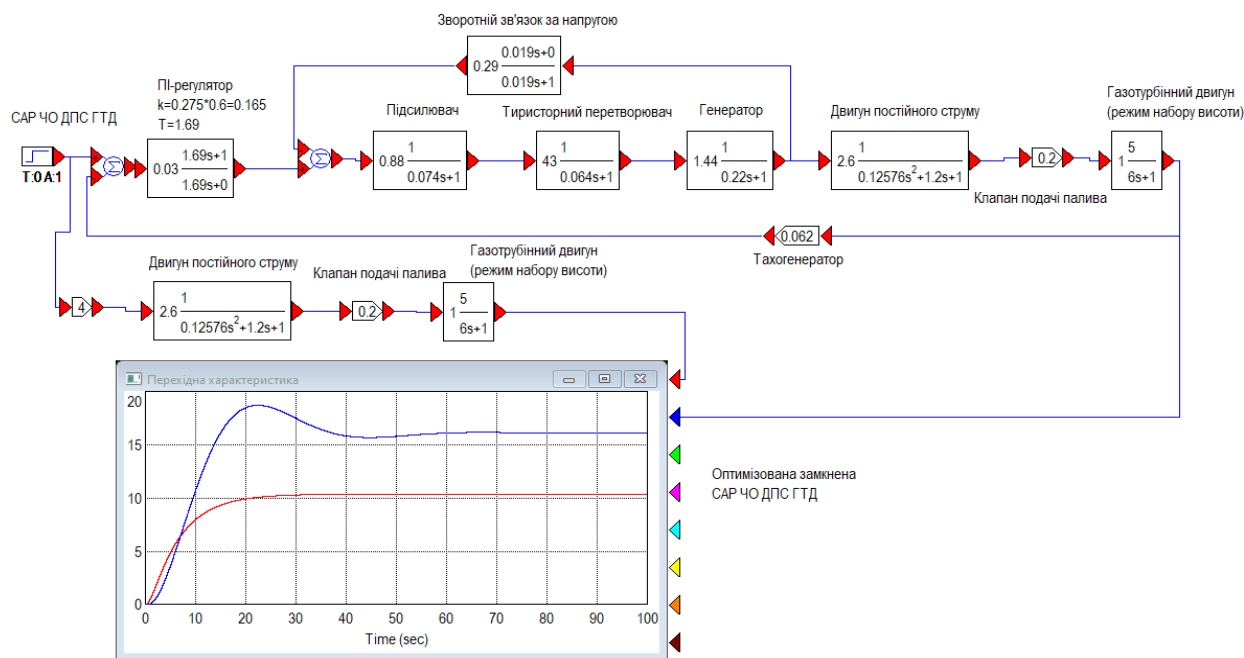


Рис. 2. Контур частоти обертання турбокомпресора для режиму набору висоти

References

1. CIAM - Central Institute of Aviation Motors named after I. P. Baranov. Available at: <http://www.ciam.ru/> (accessed 12.02.2022.)
2. Sineglazov, V. M., Kussyk, A. V. Adaptive testing system based on the fuzzy logic. *Electronics and Control System*, 2018, vol. 65, no. 2, pp. 85-91.
3. Shen-En, Qian. *Hyperspectral Satellites and System Design*, CRC Press ; 1st edition, April 15, 2020. 626 p.
4. Tovkach, S.S. Transition Process Regulator of Self-Organizing Aviation Engine Control System. *Electronics and Control System*, 2020, vol. 65, iss. 3, pp. 22-30.

Надійшла до редакції 15.06.2022, розглянута на редколегії 8.08.2022

CONTROL CIRCUITS AND LIMITATIONS FOR THE CONSTRUCTION OF AN AUTOMATIC CONTROL SYSTEM FOR AN AVIATION GAS TURBINE ENGINE

Serhii Tovkach

The choice of programs and control algorithms for ACS determines the possibility of implementation in the engine of the expectancy in the construction of thermodynamic and strength characteristics. For the set modes of operation of the engine limit values of frequency of rotation of rotors $n_{\max}$ of gas temperature $T_{g\max}^*$, air pressure behind the compressor $p_{c\max}^*$ are defined; on transient modes the size and duration of exceedances by parameters n, T_g^* of their maximum admissible values on the set operating modes is limited. The parameters of the GTE adjustment should be chosen so that they characterize the optimality and stability of the engine, as well as the level of loads on its construction. This article considers the process of construction of ACS GTE using control circuits and limitations: free turbine speed support circuit; gas temperature limiting circuit; the circuit of limitations of the resulting frequency of rotation of a rotor of the turbocharger; the circuit of limitations of "physical" frequency of turbocharger rotor rotation, etc. During the operation of each circuit, the value of the derived speed of the turbocharger rotor (minimum and maximum value) is calculated and at the same time the limitation of the fuel consumption is performed. Thus, for the gas temperature limitation circuit, the change in the coefficients $k_{pr1}, k_{pr2}, k_{dif1}, k_{dif2}$ allows to achieve a different nature of the temperature change at the throttle response. The value of the coefficient k_{pr1} is limited by the value k_{pr1}^* , which provides a sufficient factor of stability of the regulator. The $k_{np1} = 2 \cdot k_{np1}^*$ value was determined by the stable operation of the controller and the presence of the maximum possible delay in the full control circuit ($T_T \rightarrow n_{TK} \rightarrow G_T$). A model with certain transfer functions in the VisSim software environment was constructed for ACS GTE in terms of speed. Measures were taken to stabilize the system: to reduce the gain of the amplifier; changing the parameters of the amplifier and the feedback link; input to the block diagram of the P-regulator system; adding a PI controller system to the circuit; adjustment of the fuzzy regulator; neuro-fuzzy learning. The quality of the system is assessed. A satisfactory reaction time of 2.36 s and an overregulation of 2 % were obtained. The astaticity of the resulting system allows you to accurately maintain the speed in static mode, which means that the system can be used where the accuracy of parameter support is essential.

Keywords: aviation engine; automatic control system; thermodynamic characteristics; control circuits and limitations; control quality; flight modes; regulator.

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 of Automation & Power Management Department, Aerospace faculty, National Aviation University "NAU", Kyiv, Ukraine, e-mail: serhii.tovkach@nau.edu.ua, serhii.tovkach@npp.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-8740-298X, Scopus Author ID: 57206192351, ResearcherID: Q-2695-2019.