

УДК 629.735.035.3'7:681.5.03 (045)

ДИНАМІЧНИЙ СИНТЕЗ І ДОСЛІДЖЕННЯ ЛІНІЙНОЇ ДВОМІРНОЇ СИСТЕМИ РЕГУЛЮВАННЯ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРІВ ТГВД Д-27

С. В. Єнчев, канд. техн. наук, доц.; О. В. Павелко

Національний авіаційний університет

kitten-el.p@yandex.ua

Проведено синтез лінійної двовимірної системи управління гвинтовентиляторами (ГВ), призначення якої — підтримувати з потрібною якістю задані значення частоти обертання переднього і заднього гвинтовентиляторів.

Ключові слова: метод динамічного синтезу, система автоматичного керування авіаційним двигуном, гвинтовентилятор, регулювання частоти обертання.

Проведено синтез лінійної двовимірної системи управління гвинтовентиляторами (ГВ), призначення якої — підтримувати з потрібною якістю задані значення частоти обертання переднього і заднього гвинто-

Ключові слова: метод динамічного синтезу, система автоматичного керування авіаційним двигуном, гвинтовентилятор, регулювання частоти обертання.

Вступ

На сьогодні вимоги науково-технічного прогресу висувають на передній план створення систем управління, що оптимально використовують на кожному режимі свого функціонування всі наявні ресурси — енергетичні, інформаційні, обчислювальні та інші для досягнення головної для цього режиму мети за наявності багатьох обмежень.

Аналіз досліджень і публікацій

Повною мірою це стосується і створення систем керування для авіаційних силових установок. Авіаційний ГТД як об'єкт керування має ряд особливостей, які визначають вимоги до керуючої частини системи керування. Він являє собою нелінійний нестационарний багатовимірний та багатозв'язний об'єкт, тому для його ефективного керування необхідно використовувати нелінійне оптимальне багатозв'язне керування, причому в алгоритмі керування нелінійна модель двигуна та обмеження на швидкість руху виконавчих органів і величину керуючих збурень повинні бути задані в явному вигляді.

Мета роботи — динамічний синтез і дослідження лінійної двовимірної системи регулювання гвинтовентиляторів турбогвинтовентиляторного двигуна Д-27.

Вихідні дані та параметри

Вихідними даними під час проведення синтезу були лінійна неперервна модель об'єкта управління (ОУ), модель виконавчих механізмів і вимоги технічного завдання щодо якості і точності регулювання.

Неперервна модель ГВ була визначена у вигляді системи диференціальних рівнянь, представлених у нормальній формі Коші:

© С. В. Єнчев, О. В. Павелко, 2012

$$\Delta \dot{n}_1 = a_{11}\Delta n_1 + a_{12}\Delta n_2 + b_{11}\Delta \varphi_1 + b_{12}\Delta \varphi_2 + b_{13}\Delta G_t, \quad (1)$$

$$\Delta \dot{n}_2 = a_{21}\Delta n_1 + a_{22}\Delta n_2 + b_{21}\Delta \varphi_1 + b_{22}\Delta \varphi_2 + b_{23}\Delta G_t,$$

де $\Delta n_1 = n_1 - n_1^0$ — відхилення частоти обертання переднього гвинтовентилятора n_1 від її значення n_1^0 у точці лінеаризації; $\Delta n_2 = n_2 - n_2^0$ — відхилення частоти обертання заднього гвинтовентилятора n_2 від її значення n_2^0 у точці лінеаризації; $\Delta \varphi_1 = \varphi_1 - \varphi_1^0$ — відхилення кута повороту лопатей переднього гвинтовентилятора φ_1 від його значення φ_1^0 у точці лінеаризації; $\Delta \varphi_2 = \varphi_2 - \varphi_2^0$ — відхилення кута повороту лопатей заднього гвинтовентилятора φ_2 від його значення φ_2^0 у точці лінеаризації; $\Delta G_t = G_t - G_t^0$ — відхилення витрат палива в камеру згоряння G_t від його значення G_t^0 у точці лінеаризації.

Наведена система рівнянь з числовими значеннями коефіцієнтів для робочої точки з параметрами:

$$H = 0, \quad M = 0, \quad \alpha_{\delta \delta \delta} = 98^{\circ};$$

$$G_t^0 = 1922,3 \text{ êã/ãî ä, } \pi_k^* = 18,59;$$

$$n_{\text{ãî}} = n_{\text{ãç}} = 850 \text{ î á./õâ, } \varphi_{\text{ãî}} = 25,8576 \text{ ãðãä;}$$

$$\varphi_{\text{ãç}} = 23,6749 \text{ ãðãä;}$$

має вигляд:

$$\Delta \dot{n}_1 = -1,4021\Delta n_1 - 1,1265\Delta n_2 - 21,8523\Delta \varphi_1 - 33,6019\Delta \varphi_2 + 0,4880\Delta G_t;$$

$$\Delta \dot{n}_2 = 0,7704\Delta n_1 - 3,8523\Delta n_2 + 31,5680\Delta \varphi_1 - 151,1987\Delta \varphi_2 + 0,5948\Delta G_t \quad (2)$$

Вихідними даними для синтезу регулятора, крім співвідношень (2), є також рівняння, що описують виконавчі органи Д-27.

На рис. 1. подано структурну схему гідромеханічної частини системи управління ГМЧ-27.

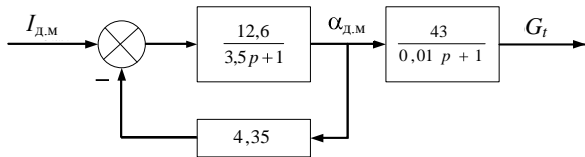


Рис. 1. Структурна схема насоса-дозатора

Вхідним параметром цієї моделі є величина сигналу управління основного каналу управління $I_{\text{д.і}}$. Вихідними параметрами моделі є положення дозуючої голки витрат палива $\alpha_{\text{д.і}}$ і величина витрат палива, що надходить у двигун G_t .

Для перетворення керуючих електричних сигналів у кутове положення лопатей обох гвинтовентилаторів призначений агрегат РСГ-7. Структура його виконавчої частини для каналів управління переднім і заднім гвинтовентилаторами однакова і наведена на рис. 2 тільки для переднього гвинтовентилатора.

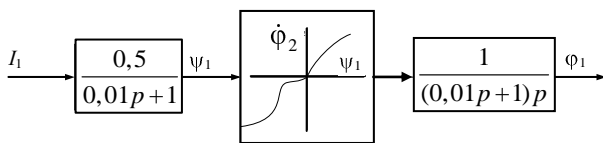


Рис. 2. Структурна схема виконавчої частини РСГ-27

Вхідним параметром є величина струму управління кроковим двигуном I_1 , що генерується силовою електронікою системи управління.

Вхідними параметрами моделі РСГ-27 є кутові положення валів крокових двигунів ψ_1 і ψ_2 виміряні в кутових градусах. Вихідними параметрами є кути установки лопатей гвинтовентилаторів φ_1 і φ_2 , виміряні також у градусах.

Вимоги технічного завдання на розроблення системи управління полягають у забезпеченні точності підтримки необхідної частоти обертання обох гвинтовентилаторів (похибка не більше 0,4 %) і монотонного характеру перехідних процесів, викликаних стрибкоподібними змінами, що задають вплив.

Тривалість перехідних процесів не повинна перевищувати 3 с.

Частота видачі керуючих сигналів у системі — 40 Гц ($\tau = 0,025$ с).

Синтез лінійної двовимірної системи регулювання гвинтовентилаторів ТГВД Д-27

Для проведення процедури синтезу необхідно отримати дискретні рівняння для представлення динамічних властивостей об'єкта управління.

Оскільки в системі є запізнення в чотири такти при передачі вимірних значень частоти обертання обох гвинтовентилаторів, це запізнення доцільно врахувати шляхом використання дискретної моделі з кроком дискретизації, що дорівнює 0,1 с.

Чисельний розрахунок за співвідношеннями

$$A = e^{A_c \tau};$$

$$e^{A_c \tau} = E + A_c \tau + \frac{A_c^2 \tau^2}{2!} + \dots;$$

$$B = \left(\int_0^{\tau} e^{A_c \alpha} d\alpha \right) B_c = \tau \left(E + \frac{A_c \tau}{2!} + \frac{A_c^2 \tau^2}{3!} + \dots \right) B_c;$$

$$C = C_c A;$$

$$D = C_c B + D_c,$$

дає таку систему дискретних рівнянь, що є дискретною моделлю ГВ із тривалістю часової дискретизації $\tau = 0,1$ с:

$$\begin{aligned} \Delta n_1(i+1) &= 0,8657\Delta n_1(i) - 0,0867\Delta n_2(i) - \\ &- 2,1861\Delta \varphi_1(i) - 2,4136\Delta \varphi_2(i) + 0,0427\Delta G_t(i); \\ \Delta n_2(i+1) &= 0,0593\Delta n_1(i) + 0,6771\Delta n_2(i) + \\ &+ 2,5449\Delta \varphi_1(i) - 12,6377\Delta \varphi_2(i) + 0,0509\Delta G_t(i). \end{aligned} \quad (3)$$

Для проведення процедури синтезу представимо рівняння (3) у векторно-матричному вигляді:

$$\Delta n(i+1) = A\Delta n(i) + B\Delta u(i), \quad (4)$$

де $\Delta n = [\Delta n_1, \Delta n_2]^T$; $\Delta u = [\Delta \varphi_1, \Delta \varphi_2, \Delta G_t]^T$.

Запишемо рівняння (4) для моменту часу $t_i = i\tau$:

$$\Delta n(i) = A\Delta n(i-1) + B\Delta u(i-1). \quad (5)$$

Тепер віднімемо з рівняння (4) рівняння (5)

$$\begin{aligned} n(i+1) - n(i) &= A[n(i) - n(i-1)] + \\ &+ B[u(i) - u(i-1)]. \end{aligned} \quad (6)$$

Отже

$$n(i+1) = n(i) + A\delta n(i) + B\delta u(i), \quad (7)$$

де

$$\delta n(i) = [n(i) - n(i-1)];$$

$$\delta u(i) = [u(i) - u(i-1)].$$

Мета управління полягає у виконанні рівностей:

$$n^{pr} = n(i+1) = n(i) + A\delta n(i) + B\delta u(i). \quad (8)$$

Якщо наявна неузгодженість, $n^{pr} - n(i)$ необхідно скоротити до нуля протягом декількох тактів управління, наприклад, h , у рівняння (7) необхідно ввести множник h :

$$n(i+1) = n(i) + h\{A\delta n(i) + B\delta u(i)\}.$$

Тоді рівняння регулятора можна представити у вигляді:

$$n^{pr} = n(i) + h\{A\delta n(i) + B\delta u(i)\}. \quad (9)$$

З рівняння (9) визначається величина зміни вектора управляючих впливів $\delta u(i)$ на поточному такті управління

$$\delta u(i) = B^{-1}\{[n^{pr} - n(i)]/h - A\delta n(i)\}. \quad (10)$$

Тому, беручи до уваги, що

$$A = \begin{bmatrix} 0,8657 & -0,0867 \\ 0,0593 & 0,6771 \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} -2,1861 & -2,4136 & 0,0427 \\ 2,54490 & -12,6377 & 0,0509 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Представимо (9) у вигляді

$$n_1^{pr} = n_1(i) + h[0,8657\delta n_1(i) - 0,0867\delta n_2(i)] + h[-2,1861\delta\varphi_1(i) - 2,4136\delta\varphi_2(i)] + h[0,0427]\delta G_t(i); \quad (12)$$

$$n_2^{pr} = n_2(i) + h[0,0593\delta n_1(i) + 0,6771\delta n_2(i)] + h[2,5449\delta\varphi_1(i) - 12,6377\delta\varphi_2(i)] + h[0,0509]\delta G_t(i). \quad (13)$$

Введемо позначення:

$$r_1 = [n_1^{pr} - n_1(i)]/h - 0,8657\delta n_1(i) + 0,0867\delta n_2(i) - 0,0427\delta G_t(i); \quad (14)$$

$$r_2 = [n_2^{pr} - n_2(i)]/h - 0,0593\delta n_1(i) - 0,6771\delta n_2(i) - 0,0509\delta G_t(i). \quad (15)$$

Тоді вихідну систему рівнянь (12), (13) можна записати

$$\begin{aligned} -2,1861\delta\varphi_1(i) - 2,4136\delta\varphi_2(i) &= r_1; \\ +2,5449\delta\varphi_1(i) - 12,6377\delta\varphi_2(i) &= r_2. \end{aligned} \quad (16)$$

Визначник системи (16) дорівнює

$$\Delta = 2,1861 \cdot 12,6377 + 2,4136 \cdot 2,5448 = 33,7696. \quad (17)$$

Звідси, розв'язуючи систему (1.16), знаходимо:

$$\begin{aligned} \delta\varphi_1(i) &= \frac{-12,6377r_1 + 2,4136r_2}{\Delta} = \\ &= -0,3742r_1 + 0,0715r_2, \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \delta\varphi_2(i) &= \frac{-2,1861r_2 - 2,5449r_1}{\Delta} = \\ &= -0,07542r_1 - 0,0647r_2. \end{aligned} \quad (19)$$

У рівняннях (14) і (15) можна замість параметра $\delta G_t(i)$ використовувати пропорційний йому сигнал $\delta\alpha_{\dot{a},i}(i)$. Ці величини, як випливає з рис. 1, пов'язані співвідношенням:

$$\delta G_t(i) = 43\delta\alpha_{\dot{a},i}(i). \quad (20)$$

Величини $\delta\varphi_1(i)$ і $\delta\varphi_2(i)$ у рівняннях (18) і (19) визначають зміну кутів повороту лопатей переднього і заднього гвинтів відповідно за час, рівний 0,1 с тобто за чотири такти управління. Їх зміна за один такт, очевидно, буде в чотири рази менше. Оскільки видача управляючих впливів відбувається 40 разів за секунду, то необхідні швидкості зміни цих кутів будуть становити:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_1(i) &= 40[\dot{\delta\varphi}_1(i)/4], \\ \dot{\varphi}_2(i) &= 40[\dot{\delta\varphi}_2(i)/4] \end{aligned} \quad (21)$$

Використовуючи залежності, що описують динаміку РСГ-27, знайдемо значення $\psi_1(i)$ — кутове положення вала крокового двигуна для переднього гвинта в аналітичному вигляді:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_1 < -7,9 & \quad \psi_1 = -40,0; \\ -7,9 \leq \dot{\varphi}_1 < -6,3 & \quad \psi_1 = 150\dot{\varphi}_1 + 78,5; \\ -6,3 \leq \dot{\varphi}_1 < -3,5 & \quad \psi_1 = 4,0\dot{\varphi}_1 + 9,2; \\ -3,5 \leq \dot{\varphi}_1 < +0,0 & \quad \psi_1 = 1,3714\dot{\varphi}_1; \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} +0,0 \leq \dot{\varphi}_1 < +4,3 & \quad \psi_1 = 1,8605\dot{\varphi}_1; \\ +4,3 \leq \dot{\varphi}_1 < +8,2 & \quad \psi_1 = 2,0513\dot{\varphi}_1 - 0,8205; \\ +8,2 \leq \dot{\varphi}_1 < +9,7 & \quad \psi_1 = 16,0\dot{\varphi}_1 - 115,2; \\ \dot{\varphi}_1 \geq +9,7 & \quad \psi_1 = 40,0; \\ \dot{\varphi}_2 < -8,9 & \quad \psi_2 = -40,0, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} -8,9 \leq \dot{\varphi}_2 < -7,6 & \quad \psi_2 = 18,4615\dot{\varphi}_2 + 124,3077; \\ -7,6 \leq \dot{\varphi}_2 < -5,6 & \quad \psi_2 = 4,0\dot{\varphi}_2 + 14,4; \\ -5,6 \leq \dot{\varphi}_2 < +0,0 & \quad \psi_2 = 1,4286\dot{\varphi}_2; \\ +0,0 \leq \dot{\varphi}_2 < +5,5 & \quad \psi_2 = 1,4545\dot{\varphi}_2; \\ +5,5 \leq \dot{\varphi}_2 < +8,9 & \quad \psi_2 = 2,3529\dot{\varphi}_2 - 4,9412; \\ +8,9 \leq \dot{\varphi}_2 < +11,6 & \quad \psi_2 = 8,8889\dot{\varphi}_2 - 63,1111; \\ \dot{\varphi}_2 \geq +11,6 & \quad \psi_2 = 40,0. \end{aligned} \quad (23)$$

і $\psi_2(i)$ — кутове положення вала крокового двигуна для заднього гвинта в аналітичному вигляді.

На цьому виведення основних співвідношень, що описують роботу регулятора ГВ, можна вважати виконаним.

Визначення управляючих впливів

Обчислення управляючих впливів здійснюється послідовним розрахунком наступних формул:

1. Запам'ятовування положення дозуючої голки насоса-дозатора за чотири попередніх такти управління:

$$\begin{aligned}\alpha_{\dot{a},i}(i-5) &= \alpha_{\dot{a},i}(i-4); \\ \alpha_{\dot{a},i}(i-4) &= \alpha_{\dot{a},i}(i-3); \\ \alpha_{\dot{a},i}(i-3) &= \alpha_{\dot{a},i}(i-2); \\ \alpha_{\dot{a},i}(i-2) &= \alpha_{\dot{a},i}(i-1); \\ \alpha_{\dot{a},i}(i-1) &= \alpha_{\dot{a},i}(i).\end{aligned}$$

2. Запам'ятовування значень частоти обертання за чотири попередніх такти для переднього гвинта:

$$\begin{aligned}n_1(i-5) &= n_1(i-4); \\ n_1(i-4) &= n_1(i-3); \\ n_1(i-3) &= n_1(i-2); \\ n_1(i-2) &= n_1(i-1); \\ n_1(i-1) &= n_1(i).\end{aligned}$$

3. Запам'ятовування значень частоти обертання за чотири попередніх такти для заднього гвинта:

$$\begin{aligned}n_2(i-5) &= n_2(i-4); \\ n_2(i-4) &= n_2(i-3); \\ n_2(i-3) &= n_2(i-2); \\ n_2(i-2) &= n_2(i-1); \\ n_2(i-1) &= n_2(i).\end{aligned}$$

4. Визначення зміни положення дозуючої голки за ці чотири такти:

$$\delta\alpha_{\dot{a},i} = \alpha_{\dot{a},i}(i) - \alpha_{\dot{a},i}(i-5).$$

5. Розрахунок зміни частоти обертання за чотири такти для кожного гвинта:

$$\begin{aligned}N_1 &= n_1(i) - n_1(i-5); \\ N_2 &= n_2(i) - n_2(i-5).\end{aligned}$$

6. Розрахунок допоміжних змінних:

$$\begin{aligned}Se_1 &= \{n_1^{pr} - n_1(i)\} / 4 - 0,8657N_1 + 0,0867N_2 - \\ &\quad - 1,8361\delta\alpha_{\dot{a},i}; \\ Se_2 &= \{n_2^{pr} - n_2(i)\} / 4 - 0,0593N_1 - 0,6771N_2 - \\ &\quad - 2,1887\delta\alpha_{\dot{a},i}.\end{aligned}$$

7. Визначення змін кутового положення лопатей за чотири такти для кожного гвинта:

$$\begin{aligned}u_1 &= -0,3742Se_1 + 0,0715Se_2; \\ u_2 &= -0,0754Se_1 - 0,0647Se_2.\end{aligned}$$

8. Визначення змін кутового положення лопатей за один такт управління для кожного гвинта:

$$u_1 = u_1 / 4;$$

$$u_2 = u_2 / 4.$$

9. Визначення швидкостей зміни кутового положення для обох гвинтів:

$$y_1 = \dot{\phi}_1 = u_1 \cdot 40;$$

$$y_2 = \dot{\phi}_2 = u_2 \cdot 40.$$

10. Розрахунок величин керуючих впливів за формулами (22) і (23).

Експериментальне дослідження синтезованої системи здійснювалось шляхом математичного моделювання.

Були отримані перехідні процеси в системі, що викликані стандартними стрибкоподібними збуреннями по заданих впливах, як по передньому гвинту, так і по задньому.

Перехідні процеси були отримані для максимального тривалого режиму ($\alpha_{\text{до\ddot{a}}} = 98^\circ$) при різних зовнішніх умовах ($H = 0, M = 0$) і ($H = 10$ км, $M = 0.7$). Крім того, були отримані перехідні процеси при повній і частковій прийомистості для різних зовнішніх умов, а також вивчено вплив шумів на роботу регулятора.

Для проведення порівняльного аналізу аналогічна програма випробувань була проведена і для штатного регулятора ГВ, реалізованого в ЕСУ-27.

На рис. 3 показано перехідні процеси в системі управління з синтезованим регулятором гвинтів на максимально тривалому режимі польоту ($\alpha_{\text{до\ddot{a}}} = 98^\circ$) у точці ($H = 0, M = 0$).

Перехідний процес, викликаний стрибкоподібною зміною задатчика переднього гвинта на 20 об./хв, монотонний без перерегулювання. Час перехідного процесу становив 1,4 с.

Спостерігається незначне відхилення (1,7 об./хв) частоти обертання заднього гвинта від його програмного значення.

На рис. 4 представлені перехідні процеси в разі прийомистості двигуна з максимально тривалого режиму (МТ) до злітного для стендових умов $H = 0$ і $M = 0$. Тривалість перехідних процесів становила 2,5 с.

Спостерігається провал по тязі тривалістю 0,8 с і величиною 500 кг у момент стрибка задатчика гвинтів з 850 до 1000 об./хв. Прийомистість проходить без закидів по частотах обертання гвинтів.

На рис. 5 представлені перехідні процеси в системі управління зі штатним регулятором гвинтів на максимально тривалому режимі польоту ($\alpha_{\text{до\ddot{a}}} = 98^\circ$) у точці ($H = 0, M = 0$).

Перехідний процес, викликаний стрибкоподібною зміною задатчика переднього гвинта на 20 об./хв, коливальний з перерегулюванням.

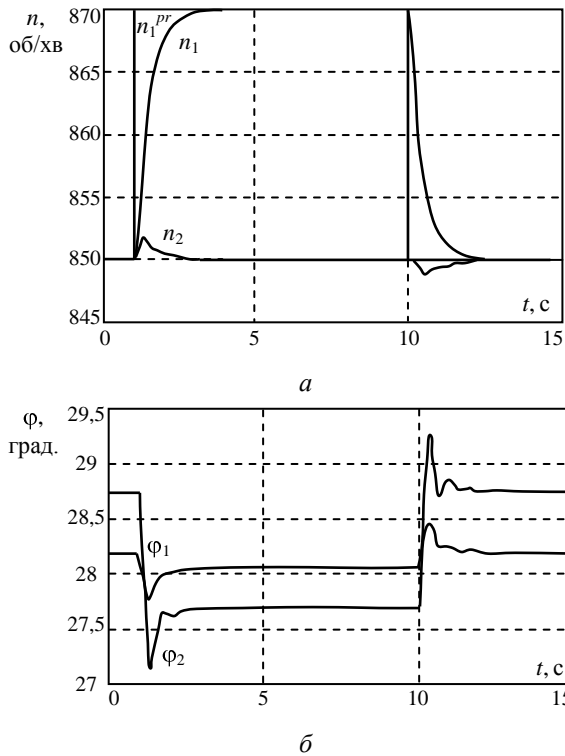


Рис. 3. Перехідні процеси при стрибкоподібній зміні задатчика переднього гвинта на 20 об/хв ($H = 0, M = 0$) по параметрах:
 а — частота обертання гвинтовентилятора;
 б — кут повороту лопатей

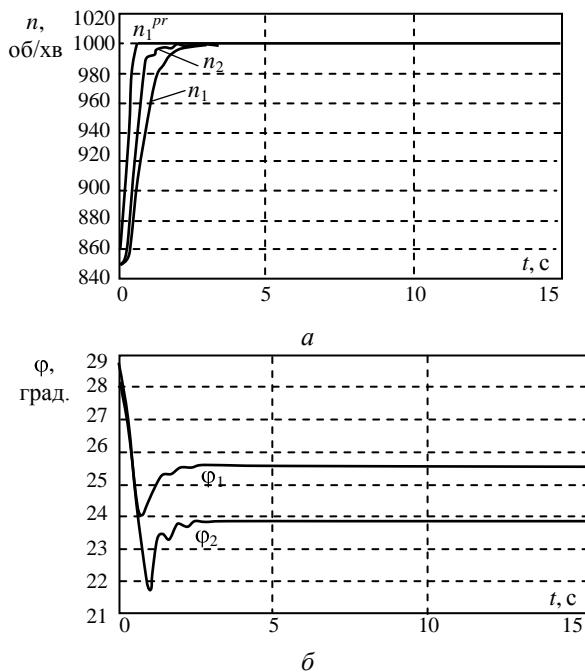


Рис. 4. Перехідні процеси в разі прийомисті ($H = 0, M = 0$) по параметрах:
 а — частота обертання гвинтовентилятора;
 б — кут повороту лопатей

Час перехідних процесу становив 2,9 с. Спостерігається значне відхилення (7,5 об./хв) частоти обертання заднього гвинта від його програмного значення, обумовлене сильним взаємним впливом співвісних гвинтів.

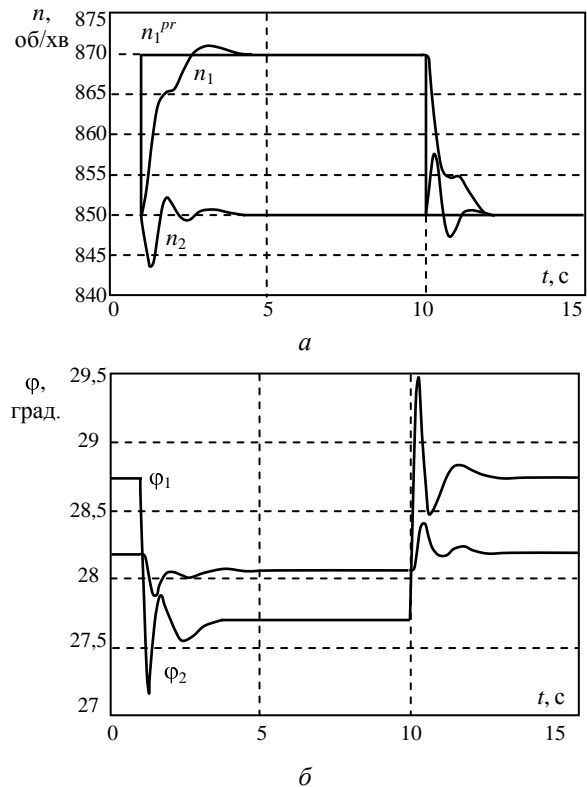


Рис. 5. Перехідні процеси при стрибкоподібній зміні задатчика переднього гвинта на 20 об/хв ($H = 0, M = 0$) зі штатним регулятором гвинтів по параметрах:
 а — частота обертання гвинтовентилятора;
 б — кут повороту лопатей

Висновки

Проведені на нелінійній моделі ТГВД Д-27 дослідження синтезованого багатозв'язного регулятора показали таке.

Перехідні процеси, викликані стрибкоподібними змінами задатчиків гвинтів, є монотонними і мають тривалість близько 1,5 с завдяки застосуванню перехресних зв'язків у регуляторі, що забезпечують автономність управління по кожному з гвинтів.

Часткова прийомистість двигуна при роботі системи управління з синтезованим регулятором проходить практично без закидів по частотах обертання гвинтів і має тривалість близько 2,5 с за стендових зовнішніх умов. Повна прийомистість також проходить без закидів і її тривалість дорівнювала 4 с. Шуми вимірювань вхідних параметрів не роблять істотного впливу на роботу синтезованого регулятора.

Аналогічні випробування штатних регуляторів гвинтів виявили коливальний характер перехідних процесів, викликаних стрибкоподібними змінами задатчиків, значний взаємний вплив регуляторів переднього і заднього гвинтів один на одного. Тривалість перехідних процесів становила від 1,9 до 2,9 с.

Часткова і повна прийомистість зі штатним регулятором проходять з невеликими закидами частот обертання обох гвинтів. Тривалість часткової прийомистості близько 4,5 с, повної — 8 с.

Таким чином, у результаті проведених досліджень можна зробити висновок про те, що синтезований регулятор забезпечує в системі управління вищі динамічні характеристики порівняно з штатним регулятором при значному (у два рази) зменшенні тривалості перехідних процесів. Застосування синтезованого регулятора скорочує час прийомистості приблизно у два рази і усуває коливальний характер зміни параметрів двигуна на цьому режимі.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Квакернаак Х.* Линейные оптимальные системы управления / Х. Квакернаак, Р. Сиван; пер. с англ. — М. : Мир, 1977. — 650 с.
2. *Лянцев О. Д.* Расчет линейных цифровых фильтров методом наилучшей равномерной (чебышевской) аппроксимации // Теория и проектирование систем автоматического управления и их элементов: Межвуз. науч. сб./ О. Д. Лянецев. — Уфа : УАИ, 1987. — С. 30–35.
3. *Вабак С. Ф.* Основы теории многосвязных систем автоматического управления летательными аппаратами: учеб. пособ. / С. Ф. Вабак, В. И. Васильев, В. Г. Ильясов [и др.] / под ред. проф. М. Н. Красильщикова. — М. : МАИ, 1995. — 288 с.
4. *Павелко О. В.* Проблемы нелинейного оптимального управления авиационным газотурбинным двигателем / Збірник тез доповідей «Наукоємні технології» 2011 / О. В. Павелко. — К. : НАУ 2011. — 1 с.
5. *Павелко О. В.* Спосіб розробки цифрових систем автоматичного управління газотурбинним двигателем / Збірник тез «Політ-2012» / О. В. Павелко. — К. : НАУ, 2012. — 1 с.
9. *Янушевский Р. Т.* Теория линейных оптимальных многосвязных систем управления / Р. Т. Янушевский. — М. : Наука. 1973. — 206 с.

Стаття надійшла до редакції 08.11.2012.