

TRACKING ELECTROMECHANICAL SYSTEM WITH MODAL CONTROL

Zh. Kalmaganbetova, M. Maksotkerey, D. Satybaldina, E. Ospanov

This article examines the modal control of an Electromechanical drive system for controlling an aircraft onboard radar station. In on-Board radar stations of an aircraft, the Electromechanical drive system must overcome the influence of load disturbances and changes in the operating point to improve the strength characteristics of the control. Considering this problem and taking into account the large inertial and small load stiffness of the Electromechanical drive system, the expediency of applying the modal control law is investigated in this paper. Modal control suppresses the resulting elastic vibrations, as it allows you to choose the type of desired characteristic polynomial of the system. Requirements for the transition characteristic of the system are provided by using the Butterworth polynomial in the system. Modeling of the synthesized control system with modal control is carried out. The simulation results show that modal synthesis control can effectively cope with parameter perturbation and load perturbation.

Key words: tracking Electromechanical system, modal control, mechanical elasticity, Butterworth polynomials, parametric perturbations.

МРНТИ: 50.43.19

З.Б. Амиржанова¹, Е.К. Уашов¹, Д.К. Сатыбалдина¹, Е.А. Оспанов²

¹Л.Н.Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Нұр-Сұлтан қ.

²Семей қаласының Шәкәрім атындағы университеті

ПАРАМЕТРЛЕРІ МЕН КҮЙІ ТУРАЛЫ АҚПАРАТ ТОЛЫҚ БОЛҒАН КЕЗДЕ ҰШУ АППАРАТЫН ТИІМДІ БАСҚАРУ

Аңдатпа: Бұл мақалада ұшу аппаратының параметрлері мен оның күйі туралы толық ақпараттары бар мысалға сай стационарлық емес сызықты объект үшін оңтайлы басқару зерттеледі. Ұшу аппараттарының ауытқу жағдайындағы бүйірлік қозғалысы қарастырылады. Қарастырылып отырған басқару объектісінің математикалық моделі бесінші ретті дифференциалдық теңдеулер жүйесімен сипатталады. Басқару рөлі ретінде элерондар және биіктік рулінің ауытқуы көрсетіледі. Оңтайлы басқару және сапа функциясының оңтайлы мәні үшін өрнектер алынған. Matlab пакетінің бөлігі болып табылатын Simulink-те зерттелген басқару жүйесін модельдеу нәтижелері, егер объектінің параметрлері мен күйі толық белгілі болса, ұшуды тұрақтандыру мәселесі үшін оңтайлы басқарудың тиімділігін растайды. Күй векторының компоненттері үшін өтпелі процестердің графиктері алынды.

Түйін сөздер: тиімді басқару, ұшу аппараты, сапа функционалы, Риккати теңдеуі, элерондар мен рөлдің ауытқу бұрышы.

Заманауи ұшақтар мен тікұшақтарда әр түрлі құрылғылар мен автоматты жүйелер көптеп орнатылған. Ұшу аппаратын өндіру кезінде авионика шығындардың көп бөлігін құрайды.

Ұшу аппаратының құрылғысы кез келген жағдайда қойылған міндеттерді орындауға мүмкіндік беретін күрделі техникалық кешен болып табылады. Ұшудың қалыпты ағымы борттық құрылғының сенімді және дұрыс жұмыс істеуіне байланысты және де қойылған тапсырманың орындалуы да соған тәуелді болып келеді.

Басқарылатын ұшу аппараттарында ең алдымен экипаждың өмірі мен жұмысы үшін қалыпты жағдайлар жасалуы тиіс. Әр түрлі борттық құрылғыларды экипаждар ұшу аппараттарын басқару үшін, халық шаруашылық және ғылыми-зерттеу жұмыстар немесе барлық борттық құралдардың, жүйелердің және агрегаттардың техникалық жағдайын бақылау үшін қолданулары мүмкін.

Ұшу жылдамдығының өсуіне байланысты экипаж құралдардың көрсеткіші бойынша ұшу режимін реттеп және әр түрлі борттық аппараттарды тиімді пайдаланып үлгермейді. Сондықтан ұшуды басқару процесстері мен агрегаттардың көптеген жұмыстары автоматтандырылады [6,7].

Басқару нысаны ретінде ұшақтың жеңілдетілген үлгісі алынған [1,3,4]. Ұшақтың крен, сырғанау және сырғу бойынша қозғалысы өзара байланысты және бүйірлік қозғалыс деп аталатын жиынтықты құрайды. Бұл қозғалыс тангаж бұрышының өзгерістерімен және ұшақтың тік қозғалысымен, яғни оның бойлық қозғалысымен байланысты емес.

Ұшу аппаратының қисайған бүйірлік қозғалысын орныққан көлденең ұшуға қатысты бесінші ретті теңдеулер жүйесімен сипаттауға болады [6]:

$$\begin{cases} \dot{\beta} = \omega_y + \frac{z^{\beta}}{m_0 V_0} \beta + \frac{g}{V_0} \gamma, \\ \dot{\omega}_x = \frac{J_{xy}}{J_x} \dot{\omega}_y + \frac{1}{J_x} \left[\frac{\partial M_x}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial M_x}{\partial \omega_x} \omega_x + \frac{\partial M_x}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial M_x}{\partial \delta_e} \delta_e \right], \\ \dot{\omega}_y = \frac{J_{xy}}{J_y} \dot{\omega}_x + \frac{1}{J_y} \left[\frac{\partial M_y}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_x} \omega_x + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_n} \delta_n \right], \\ \dot{\gamma} = \omega_x, \\ \dot{\psi} = \omega_y, \end{cases} \quad (1)$$

мұндағы β – сырғанау бұрышы, ψ – сырғу бұрышы (курстың), γ – крен бұрышы, ω_y – сырғудың бұрыштық жылдамдығы, ω_x – креннің бұрыштық жылдамдығы, δ_e, δ_n – сәйкесінше элерондар мен рульдің ауытқу бұрышы.

Инерция моменттері және олардың туындылары, сондай-ақ ұшақ параметрлері келесі түрде берілген:

$$\begin{aligned} \frac{z^{\beta}}{m_0 V_0} &= -0.0297 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{1}{J_y} \frac{\partial M_y}{\partial \delta_n} = 0.379 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{1}{J_x} \frac{\partial M_x}{\partial \delta_e} = 1.580 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{1}{J_x} \frac{\partial M_x}{\partial \beta} = -1.17 \text{сек}^{-1}; \\ \frac{1}{J_x} \frac{\partial M_x}{\partial \omega_x} &= -0.790 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{1}{J_x} \frac{\partial M_x}{\partial \omega_y} = 0.129 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{1}{J_y} \frac{\partial M_y}{\partial \beta} = 0.379 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{1}{J_y} \frac{\partial M_y}{\partial \omega_x} = -0.0125 \text{сек}^{-1}; \\ \frac{1}{J_y} \frac{\partial M_y}{\partial \omega_y} &= 0.0096 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{g}{V_0} = 0.0438 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{J_{xy}}{J_y} = -0.0723 \text{сек}^{-1}; \quad \frac{J_{xy}}{J_x} = -0.106 \text{сек}^{-1}; \end{aligned}$$

Ұшақты басқару элерондар мен рульдің (δ_e және δ_n бұрыштары) ауытқуы арқасында жүзеге асады. Ең аз сапа функционалы келесідей [5]:

$$J = \lim_{(T-t_0) \rightarrow \infty} \frac{1}{2} \int_{t_0}^T \left[\left(\frac{\delta_e}{\delta_{e0}} \right)^2 + \left(\frac{\delta_n}{\delta_{n0}} \right)^2 + \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} \right)^2 + \left(\frac{\beta - \psi}{e_0} \right)^2 \right] dt. \quad (2)$$

J функционалы $\int_{t_0}^T (x' Q x + u' R u) dt$ формасында көрсетілген, мұндағы

$$Q = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & -2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad R = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad \delta_{e0} = \delta_{n0} = \gamma_0 = e_0 = 1.$$

Кoeffициенттер мәнін ескере отырып, (1) жүйе келесі түрде ұсынылуы мүмкін:

$$\begin{cases} \dot{\beta} = \omega_y - 0.0297\beta + 0.0438\gamma, \\ \dot{\omega}_x = -1.2196\beta - 0.7948\omega_x + 0.131\omega_y + 1.5923\delta_e - 0.0405\delta_n, \\ \dot{\omega}_y = 0.4672\beta + 0.0449\omega_x - 0.0191\omega_y - 0.1151\delta_e + 0.3819\delta_n, \\ \dot{\gamma} = \omega_x, \\ \dot{\psi} = \omega_y. \end{cases} \quad (3)$$

Құралмен өлшеуге күй векторының барлық элементтері қол жетімді деп қарастырайық:
 $y = Ex,$

мұндағы $x = (\beta, \omega_x, \omega_y, \gamma, \psi)'$. Егер берілген мәнді қабылдайтын болсақ:

$$A = \begin{pmatrix} -0.0297 & 0 & 1 & 0.0438 & 0 \\ -1.2196 & -0.7948 & 0.131 & 0 & 0 \\ 0.4672 & 0.0449 & 0.0191 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ -0.0405 & 1.5923 \\ 0.3819 & -0.1151 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad u = (\delta_n, \delta_e),$$

(3) жүйені канондық формада көрсетуге болады: $\dot{x} = Ax + Bu$.

Егер жүйе күйі мен параметрлері туралы толық ақпарат белгілі болса, тиімді басқару келесі формуламен сипатталады [5]:

$$\delta(t) = -R^{-1}B^T(t)S_1(t)x(t), \quad (4)$$

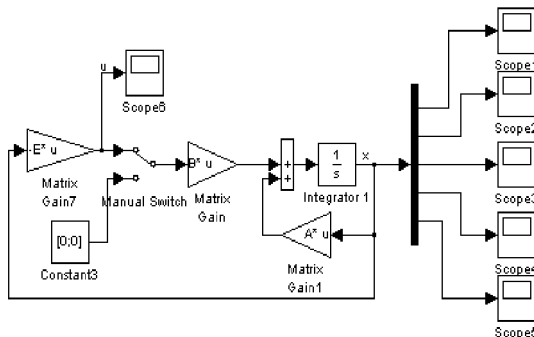
мұндағы S Риккати типті теңдеуден табылады:

$$\begin{cases} \dot{S}_1(t) + S_1(t)A(t) + A^T(t)S_1(t) + S_1(t)B(t)R^{-1}B^T(t)S_1(t) + Q = 0, \\ S_1(T) = S, \end{cases} \quad (5)$$

Бұл кезде Риккати-Лурье типті теңдеуді қанағаттандырады:

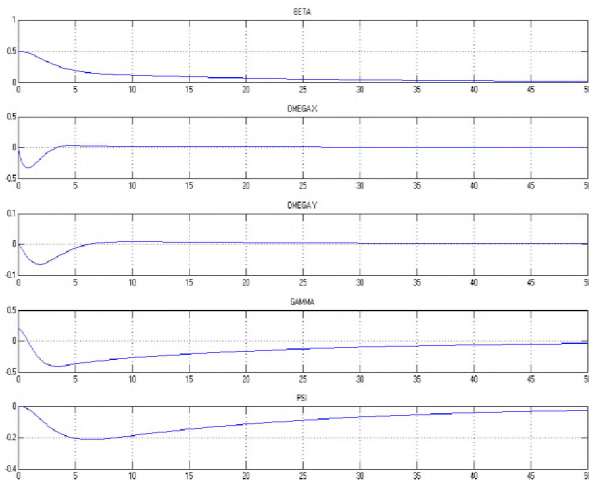
$$SA + A^T S + SBR^{-1}B^T S + Q = 0, \quad (6)$$

(5)-(6) басқарулармен (1) жүйенің күйін модельдеу нәтижелері 1-2 суретте келтірілген [2].



Сурет 1 – Нысансхемасы

$x(t)$ күй векторы шығыс болып табылады. 2 суретте сәйкесінше сырғанау бұрышының, сырғудың бұрыштық жылдамдығының, креннің бұрыштық жылдамдығының, крен бұрышының және сырғу бұрышының өтпелі үрдістерінің графиктері бейнеленген. Жүйенің функционалдану периоды ретінде 50 с таңдалған. Графиктерден көрініп тұрғандай, регулятор өзінің міндетін атқарып тұр және β мен γ бұрыштары бойынша нысанның берілген бастапқы мәндерінде жүйені алғашқы күйге келтіреді. Бастапқы шарттарды өтеу үшін жүйе ω_x және ω_y компоненттерін қабылдамау керек.



Сурет 2 – Нысанның өтпелі үрдістерінің графигі

Әдебиеттер

1. Collinson R.P.G. Introduction to Avionics. ISBN 0412-48250-9.
2. MATLAB 6.5 SP1/7.06 Simulink 5/6 в математике и моделировании. – М7: СОЛОН-Пресс6 2005.
3. Schmidt D.K. Modern Flight Dynamics; McGraw-Hill: New York, NY, USA, 2012; Chapter 10.
4. Shtessel Y., Edwards C., Fridman L., Levant A. Sliding Mode Control and Observation, Springer, New York, NY, USA, 2014.
5. Александров А. А. Оптимальное управление летательным аппаратом с учётом ограничений на управление. - Санкт-Петербург, 2009. – 134 с.
6. Методы синтеза системы управления летательными аппаратами: учебное пособие / И.К. Романова. – Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э Баумана, 2017. – 153с.
7. Попов П.М. Принципы построения систем автоматического управления применительно к управлению летательными аппаратами: Учебное пособие. - Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 52 с.

ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ПРИ ПОЛНОЙ ИНФОРМАЦИИ О ПАРАМЕТРАХ И СОСТОЯНИИ

З.Б. Амиржанова, Е.К. Уашов, Д.К. Сатыбалдина, Е.А. Оспанов

В данной статье исследуется оптимальное управление для нестационарного линейного объекта на примере летательного аппарата при полной информации о параметрах и состоянии. Рассмотрено боковое движение летательного аппарата в условиях возмущений. Математическая модель рассматриваемого объекта управления описывается системой дифференциальных уравнений пятого порядка. В роли управления выступают элероны и отклонения руля высоты. Получены выражения для оптимального управления и оптимального значения функционала качества. Результаты моделирования исследуемой системы управления в Simulink, входящей в состав пакета Matlab, подтверждают эффективность оптимального управления для задачи стабилизации летательного аппарата, если параметры и состояние объекта известны полностью. Получены графики переходных процессов для компонент вектора состояния.

Ключевые слова: оптимальное управление, летательный аппарат, функционал качества, уравнения Риккати, углы отклонения элеронов и руля.

OPTIMAL AIRCRAFT CONTROL WITH FULL PARAMETER AND STATUS INFORMATION

Z. Amirzhanova, E. Uashov, D. Satybalдина, E. Ospanov

This article examines the optimal control for a non-stationary linear object using the example of an aircraft with complete information about the parameters and state. The lateral movement of the aircraft under the conditions of disturbances is considered. The mathematical model of the considered control object is described by a system of fifth-order differential equations. Ailerons and elevator deflections act as controls. Expressions are obtained for optimal control and optimal value of the quality functional. The simulation results of the investigated control system in Simulink, which is part of the Matlab package, confirm the effectiveness of optimal control for the problem of aircraft stabilization if the parameters and state of the object are fully known. The graphs of transient processes for the components of the state vector are obtained.

Key words: optimal control, aircraft, performance functional, Riccati equations, aileron and rudder deflection angles.

ISTIC: 65.59.29

A. Baikadamova¹, A. Kakimov¹, A. Maiorov², B. Kabdylzhar¹

¹Non-profit joint-stock company "Shakarim University of Semey", Semey, Kazakhstan

²Federal State Budgetary Scientific Institution "Altai Federal Scientific Center of Agrobiotechnology"

TECHNOLOGY OF PATE PRODUCTION USING MEAT AND BONE PASTE AND ITS FOOD SAFETY

Annotation: One of the directions for expanding the range and improving the quality of meat products is the integrated use of raw materials of animal and vegetable origin. Ensuring food safety is a basic requirement of food production. Meat and bone paste is a homogeneous mass obtained by processing the rib and vertebral bones of cattle. Adding meat and bone paste to the pate recipe provides a balanced content of minerals. The recipe and technology of liver pate with the addition of meat and bone paste, the mineral composition of which is Ca:P is close to the recommended standard (1:1.1). Food safety is determined by the content of chemicals, physical pollutants, microbes and toxins. Microbiological, physical and chemical indicators of food safety are regulated by normative indicators in accordance with state standard. Research and development of meat pates is an urgent topic in the current state and demand of the food market.

Key words: food safety, meat and bone paste, meat paste.

Food safety of food production is an urgent task of the processing industry. Compliance with food safety requirements is regulated by GOST standards, production standards, quality management systems, and technical regulations.

Food safety is determined by the content of chemicals, physical pollutants, microbes and toxins.