

DOI 10.53364/24138614_2023_29_2_21
УДК 629.735

¹Годунов А.И.*, ¹Кошелев Н.Д., ¹Юрков Н.К.
¹Пензенский государственный университет, Пенза, Россия

*E-mail: godunov@pnzgu.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ОСНОВНОЙ ПЛАТЫ УПРАВЛЕНИЯ

НЕГІЗГІ БАСҚАРУ ТАҚТАСЫ АРҚЫЛЫ ҰШАҚТЫҢ ҚОЗҒАЛЫСЫН ЗЕРТТЕУ

INVESTIGATION OF AIRCRAFT MOVEMENT USING THE MAIN CONTROL BOARD

Аннотация. В составе многих специализированных аналоговых вычислительных машин (САВМ), предназначенных для имитации и моделирования полета самолетов, имеется ряд электромеханических блоков и систем (интегрирующих, позиционных, приборных следящих систем и др.), собственные частоты колебаний которых должны быть, по крайней мере, на порядок выше частоты изменения воспроизводимых ими переменных величин с целью повышения точности моделирования. В связи с этим при проектировании САВМ необходимо знать динамические характеристики объекта, на основе которых разрабатываются технические условия на изготовление указанных блоков. В данной статье излагается методика получения динамических характеристик самолета с помощью основной платы управления (ОПУ).

Ключевые слова: движение самолёта, динамические характеристики, основная плата управления, точность моделирования.

Аңдатпа. Ұшақтардың ұшуын имитациялауға және модельдеуге арналған көптеген мамандандырылған аналогтық есептеу машиналарының (САВМ) құрамында бірқатар электромеханикалық блоктар мен жүйелер (интегралдау, позициялау, аспаптық бақылау жүйелері және т. б.) бар, олардың тербелістерінің өзіндік жиіліктері, кем дегенде, жоғарылату мақсатында олар шығаратын айнымалы шамалардың өзгеру жиілігінен жоғары болуы керек модельдеу дәлдігі. Осыған байланысты, СОВМ-ны жобалау кезінде объектінің динамикалық сипаттамаларын білу қажет, олардың негізінде аталған блоктарды дайындауға арналған техникалық шарттар жасалады. Бұл мақалада негізгі басқару тақтасының (ОПУ) көмегімен ұшақтың динамикалық сипаттамаларын алу әдістемесі көрсетілген.

Түйін сөздер: ұшақтың қозғалысы, динамикалық өнімділік, негізгі Басқару тақтасы, модельдеу дәлдігі.

Abstract. As part of many specialized analog computers (SAVM) designed to simulate and simulate the flight of aircraft, there are a number of electromechanical units and systems (integrating, positional, instrument tracking systems, etc.), whose natural frequencies of oscillation should be at least an order of magnitude higher than the frequency of change of the variables reproduced by them in order to increase accuracy of modeling. In this regard, when designing a joint venture, it is necessary to know the dynamic characteristics of the object, on the basis of which the technical conditions for the manufacture of these blocks are developed. This article describes a technique for obtaining the dynamic characteristics of the aircraft using the main control board (OPU).

Keywords: aircraft movement, dynamic characteristics, main control board, simulation accuracy.

Введение. Сущность предлагаемой методики сводится к исследованию уравнений движения самолета при различных режимах полета [1].

Известно, что динамика продольного и бокового движения самолета может быть рассмотрена отдельно. При этом объект исследования представляется в виде двух независимых динамических систем, которые в общем виде описываются следующими системами дифференциальных уравнений:

Тогда уравнения продольного движения самолета запишем в виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\alpha}{dt} = -\kappa_{11}\alpha - \kappa_{12}(\delta_e + \Delta\delta_e) + \kappa_{13} \cos v + \kappa_{14}\omega_z + C_1 \\ \frac{d\omega_z}{dt} = -\kappa_{21}\alpha - \frac{d\alpha}{dt} - \kappa_{22}\alpha - \kappa_{23}(\delta_e + \Delta\delta_e) - \kappa_{24}\omega_z + C_2 \\ \frac{dv}{dt} = \kappa_{31}\omega_z \end{array} \right. \quad (1)$$

Далее укажем уравнения бокового движения самолета:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\beta}{dt} = -\alpha_{11}\beta + \alpha_{12}\omega_y + \alpha_{13} \cos v \sin \gamma - \alpha_{14}(\delta_n + \Delta\delta_n) \\ \frac{d\omega_x}{dt} = -\alpha_{21}\beta - \alpha_{22}\omega_y - \alpha_{23}\omega_x - \alpha_{24}(\delta_n + \Delta\delta_n) - \alpha_{25}(\delta_s + \Delta\delta_s) \\ \frac{d\omega_y}{dt} = -\alpha_{31}\beta - \alpha_{32}\omega_y - \alpha_{33}\omega_x - \alpha_{34}(\delta_n + \Delta\delta_n) \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \cos \gamma \operatorname{tg} v \omega_y \end{array} \right. \quad (2)$$

где α — угол атаки; v — угол тангажа; ω_x ; ω_y ; ω_z — проекции вектора угловой скорости на связанные оси координат самолета; δ_e — угол отклонения руля высоты; $\Delta\delta_e$ — приращение; β — угол скольжения самолета; δ_n — угол отклонения рулей направления; $\Delta\delta_n$ — приращение; δ_s ; $\Delta\delta_s$ — угол отклонения элеронов; $\Delta\delta_s$ — приращение δ_s ; γ — угол крена самолета; C_1 , C_2 — постоянные величины.

Основная задача исследования заключалась в определении реакции систем (1) и (2) на некоторые типовые возмущения. При этом имелось в виду, что коэффициенты уравнений этих систем зависят от кинематических и конструктивных параметров самолета (скорости $V(t)$, высоты $H(t)$, веса $G(t)$ и др.) и являются функциями времени [2,3].

Поскольку исследование уравнений с переменными коэффициентами является очень сложной задачей, был использован метод «замораживания» коэффициентов, согласно которому выбираются несколько характерных точек на траектории невозмущенного полета, в каждой из которых параметры $V(t)$, $G(t)$ и др. имеют постоянные значения. В результате вместо систем уравнений с переменными коэффициентами имеем системы уравнений с постоянными коэффициентами, что считается допустимым для приближенного описания динамики полета самолета. В качестве типового возмущения было выбрано однополярное треугольное воздействие с амплитудой 1, 2, 3 градуса и длительностью полупериода 3 сек [4].

Особенности методики решения поставленной задачи рассмотрим на примере исследования системы (1) продольного движения самолета. Основное содержание исследований сводилось к многократному решению указанной системы. При этом были выбраны три режима, соответствующие трем точкам траектории полета и изучалась реакция каждого варианта системы уравнений на возмущающее воздействие с тремя различными значениями

амплитуды.

Всего, таким образом, для каждого вида движения было проведено 9 испытаний. Кроме того, для двух режимов полета были проведены исследования линеаризованных систем продольного и бокового движений при тех же значениях амплитуды возмущения [5,6].

Искомые переменные α , ν , ω , и др., обозначенные x , и их машинные эквиваленты U_x связаны между собой соотношением:

$$x_i = M_{xi} \cdot U_{xi} \quad (3)$$

где M^{xi} — масштабные коэффициенты.

Для системы (1) имеем:

$$\begin{aligned} \alpha &= M_\alpha U_\alpha; \delta_\delta = M_\delta U_\delta; \nu = M_\nu U_\nu; \omega_z = M_{\omega_z} U_{\omega_z}; \\ C_1 &= M_C U_{C_1}; C_2 = M_C U_{C_2}; \cos \nu = M_{\cos \nu} U_{\cos \nu} \end{aligned} \quad (4)$$

Подготовка задачи осуществлялась при условии работы модели в реальном времени, т. е.

$$t = \tau \text{ и } M_t = 1$$

Пусть система уравнений (1) для одного из режимов полета некоторого самолета имеет вид:

$$\begin{cases} \frac{d\alpha}{dt} = -0,016\alpha - 0,0014(\delta_\delta + \Delta\delta_\delta) + 0,0125 \cos \nu + 5\omega_z + 0,022 \\ \frac{d\omega_z}{dt} = -0,0366 \frac{d\alpha}{dt} - 0,0057\alpha - 0,004(\delta_\delta + \Delta\delta_\delta) + 0,61\omega_z + 0,045 \\ \frac{d\nu}{dt} = \omega_z \end{cases} \quad (5)$$

Начальные условия:

$$\alpha(0) = \nu(0) = +7 \text{ град}; \delta_\delta(0) = -4 \text{ град};$$

$$\frac{d\alpha}{dt}(0) = \frac{d\omega_z}{dt}(0) = \frac{d\nu}{dt}(0) = \omega_z(0) = 0$$

$$\Delta\delta_\delta(0) = 0$$

Пределы изменения переменных: — 3 град $< \alpha <$; + 8 град, $\delta_\delta = \pm 10$ град, $\nu = \pm 40$ град, $\omega_z = \pm 0,61/\text{сек} = 34,4$ град/сек; $0 < \cos \nu < 1$; $\Delta\delta_\delta = \pm 5$ град.

Подставив (4) и (5), получим машинную систему уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dU_\alpha}{d\tau} = -\frac{M_\alpha}{M_\alpha} 0,016U_\alpha - \frac{M_{\delta_\delta}}{M_\alpha} 0,0014(U_{\delta_\delta} + U_{\Delta\delta_\delta}) + \frac{M_{\cos \nu}}{M_\alpha} 0,0125U_{\cos \nu} + \frac{M_{\omega_z}}{M_\alpha} 5U_{\omega_z} + \frac{M_C}{M_\alpha} U_{C_1} \\ \frac{dU_{\omega_z}}{d\tau} = -\frac{M_\alpha}{M_{\omega_z}} 0,0366 \frac{dU_\alpha}{d\tau} - \frac{M_\alpha}{M_{\omega_z}} 0,0057U_\alpha - \frac{M_{\delta_\delta}}{M_{\omega_z}} 0,004(U_{\delta_\delta} + U_{\Delta\delta_\delta}) - \frac{M_{\omega_z}}{M_{\omega_z}} 0,61U_{\omega_z} + \frac{M_C}{M_{\omega_z}} U_{C_2} \\ \frac{dU_\nu}{d\tau} = \frac{M_{\omega_z}}{M_\nu} U_{\omega_z} \end{cases} \quad (6)$$

В результате анализа значений коэффициентов и в целях обеспечения необходимой точности измерений оказалось наиболее целесообразным производить выбор масштабных коэффициентов по формуле:

$$M_{x_i} = \frac{|x_i|_{\max}}{|U_{x_i}|_{\max}} \quad (7)$$

Подставляя в (4) максимальные численные значения переменных, имеем в соответствии с (7) при $U_{xi} \max = 100$ в:

$$\begin{aligned}
M_\alpha &= \frac{\alpha \max}{U_\alpha \max} = \frac{8 \text{ рад}}{100 \text{ в}} = 0,08 \frac{\text{рад}}{\text{в}} \\
M_{\cos v} &= \frac{\cos v \max}{U_{\cos v} \max} = \frac{1}{100 \text{ в}} = 0,01 \frac{1}{\text{в}} \\
M_{\delta_\epsilon} &= \frac{\delta_\epsilon \max}{U_{\delta_\epsilon} \max} = \frac{10 \text{ рад}}{100 \text{ в}} = 0,1 \frac{\text{рад}}{\text{в}} \\
M_C &= \frac{C \max}{U_C \max} = \frac{0,022}{100 \text{ в}} = 0,00022 \frac{1}{\text{в}} \\
M\omega_z &= \frac{\omega_z \max}{U\omega_z \max} = \frac{34,4 \text{ рад}}{100 \text{ в}} = 0,344 \frac{\text{рад}}{\text{в}} \\
Mv &= \frac{v \max}{U_v \max} = \frac{40 \text{ рад}}{100 \text{ в}} = 0,4 \frac{\text{рад}}{\text{в}}
\end{aligned} \tag{8}$$

Тогда машинная система уравнений примет вид (с целью нормализации значений коэффициентов все члены первого и второго уравнений системы умножены на 10):

$$\begin{cases}
10 \frac{dU_\alpha}{d\tau} = -0,16U_\alpha - 0,017(U_{\delta_\epsilon} + U_{\Delta\delta_\epsilon}) + 250U_{\omega_z} + 2,75U_{C_1} \\
10 \frac{dU_{\omega_z}}{d\tau} = -0,073 \frac{dU_\alpha}{d\tau} - 0,0114U_\alpha - 0,01(U_{\delta_\epsilon} + U_{\Delta\delta_\epsilon}) - 0,61 \cdot 10U_{\omega_z} + 0,55U_{C_2} \\
\frac{dU_v}{d\tau} = U\omega_z
\end{cases} \tag{9}$$

Машинные значения возмущающих воздействий:

$$U_{\Delta\delta_\epsilon} = \frac{\Delta\delta_\epsilon}{M_{\delta_\epsilon}} = \frac{5 \text{ рад}}{0,1 \frac{\text{рад}}{\text{в}}} = 50 \text{ в} \tag{11}$$

Снятие решения задачи производилось в течение интервала наблюдения 7-15 сек, начиная с момента включения генератора возмущений (длительность включения 3 сек) [7-10].

Значения исследуемых переменных (U_α , $U\omega_z$, U_v) регистрировались при задании каждого из программных возмущений с помощью шлейфового осциллографа с записью процесса на светочувствительную бумагу или с помощью стрелочного прибора. Анализ полученных результатов исследования позволил установить следующее:

1. Переходный процесс в системе продольного" движения самолета является устойчивым и носит апериодический характер.

2. Максимальные отклонения переменных почти линейно зависят' от амплитуды возмущающего воздействия, а время достижения максимального отклонения какой-либо переменной одинаково при различных амплитудах возмущения.

На основании пунктов 1 и 2 можно утверждать, что система продольного движения самолета при заданных возмущениях может рассматриваться как линейная и для ее исследования могут быть использованы аналитические методы, изложенные, например, в [3].

Частота свободных колебаний короткопериодического движения определяется по формуле:

$$\omega = \sqrt{\alpha_{12} + \alpha_{11}\alpha_{42}} \tag{12}$$

где коэффициенты α_{11} , α_{12} , α_{42} зависят от кинематических и конструктивных параметров самолета.

Подкоренное выражение зависимости (12) является сложной функцией высоты и скорости полета. Как показано в (4), пользуясь значениями допустимых режимов, можно выбрать ряд точек для поиска критического режима, которому соответствует максимальная частота свободных колебаний. Определение частоты свободных колебаний бокового движения самолета производится аналогичным способом с использованием основной платы управления [11-13].

Заклучение. Найденные максимальные значения частот свободных колебаний продольного и бокового движения самолета могут быть использованы при проектировании инерционных блоков с помощью основной платы управления.

Список литературы

1. Трифоненко И.М. Обзор систем сквозного проектирования печатных плат радиоэлектронных средств / И.М. Трифоненко, Н.В. Горячев, И.И. Кочегаров, Н.К. Юрков // Труды международного симпозиума Надежность и качество. 2012. - Т. 1. - С. 396-399.
2. Нгуен Т. Л., Рыбаков И. М., Юрков Н. К. К проблеме классификации беспилотных летательных аппаратов // Труды международного симпозиума Надежность и качество. 2022. Т. 1. С. 122–126.
3. Мельничук А. И., Горячев Н. В., Юрков Н. К. К проблеме синтеза многопозиционной радиолокационной станции обнаружения беспилотных летательных аппаратов // Надежность и качество сложных систем. 2022. № 3 (39). С. 33–41.
4. Когерентный контроль координат основных модулей нежесткой фазированной антенной решетки беспилотного летательного аппарата/ Н.К. Юрков, А.В. Полтавский, В.В. Маклаков В.М. Бородуля //Труды международного симпозиума "Надежность и качество". 2013. Т. 2. С. 100-102.
5. Jacek Kopecký, Karthik Gomadam, Tomas Vitvar: hRESTS: an HTML Microformat for Describing RESTful Web Services. In Proceedings of the 2008 IEEE/WIC/ACM International Conference on Web Intelligence (WI-08), December 2008, Sydney, Australia.
6. Годунов, А.И. Система управления комплексными методами борьбы с малогабаритными беспилотными летательными аппаратами /А.И. Годунов, С.В. Шишков, Н.К. Юрков//Труды международного симпозиума "Надежность и качество". 2014. Т. 1. С. 95-98.
7. Нгуен Т. Л., Кузин Н. А., Юрков Н. К. К проблеме формирования облика перспективных беспилотных летательных аппаратов // Надежность и качество сложных систем. 2022. № 1 (37). С. 55–66.
8. Юрков Н. К., Горячев Н. В., Мельничук А. И. Способ многофакторного функционального подавления беспилотного летательного аппарата // Труды международного симпозиума Надежность и качество. 2021. Т. 2. С. 95–99.
9. Полтавский А. В., Тюгашев А. А., Юрков Н. К. Оптимизация информационно-измерительной системы беспилотного воздушного судна // Надежность и качество сложных систем. 2021. № 4 (36). С. 44–55.
10. Полтавский А. В., Юрков Н. К., Семенов С. С. Информатизация образования: семантика термина «беспилотный летательный аппарат»// Труды международного симпозиума Надежность и качество. 2018. Т. 1. С. 301–302.
11. Юрков, Н. К проблеме модельного синтеза комплексов беспилотных летательных аппаратов/Н.К. Юрков, А.С. Жумабаева, А.В. Полтавский// Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. 2017. № 1. С. 70.
12. Маслобоев, А.В. Средства поддержки интероперабельности сетцентрических систем управления региональной безопасностью/ А.В.Маслобоев //Надёжность и качество сложных систем. - 2020. №1 (29). – С. 91-105.

13. Маслобоев, А.В. A technology for dynamic synthesis and configuration of multi-agent systems of regional security network-centric control / А.В.Маслобоев //Надёжность и качество сложных систем. - 2020. №3 (31). – С. 112-120.

References

1. Trifonenko I.M. Obzor sistem skvoznoho proektirovaniia pechatnyh plat radioelektronnyh sredstv / I.M. Trifonenko, N.V. Goriachev, I.I. Kochegarov, N.K. Iýrkov // Trýdy mejdýnarodnogo simpozíyuma Nadejnost i kachestvo. 2012. - T. 1. - S. 396-399.

2. Ngýen T. L., Rybakov I. M., Iýrkov N. K. K probleme klassifikatsii bespilotnyh letatelnyh apparatov // Trýdy mejdýnarodnogo simpozíyuma Nadejnost i kachestvo. 2022. T. 1. S. 122–126.

3. Melnichýk A. I., Goriachev N. V., Iýrkov N. K. K probleme sinteza mnogopozitsionnoi radiolokatsionnoi stantsii obnarýjenniia bespilotnyh letatelnyh apparatov // Nadejnost i kachestvo slojnyh sistem. 2022. № 3 (39). S. 33–41.

4. Kogerentnyy kontrol koordinat osnovnyh modýlei nejestkoi fazirovannoi antennoi reshetki bespilotnogo letatel'nogo apparata/ N.K. Iýrkov, A.V. Poltavskii, V.V. Maklakov V.M. Borodýlia //Trýdy mejdýnarodnogo simpozíyuma "Nadejnost i kachestvo". 2013. T. 2. S. 100-102.

5. Jacek Kopecký, Karthik Gomadam, Tomas Vitvar: hRESTS: an HTML Microformat for Describing RESTful Web Services. In Proceedings of the 2008 IEEE/WIC/ACM International Conference on Web Intelligence (WI-08), December 2008, Sydney, Australia.

6. Godýnov, A.I. Sistema ýpravleniia kompleksnymi metodami borby s malogabaritnymi bespilotnymi letatelnyimi apparatami /A.I. Godýnov, S.V. Shishkov, N.K. Iýrkov//Trýdy mejdýnarodnogo simpozíyuma "Nadejnost i kachestvo". 2014. T. 1. S. 95-98.

7. Ngýen T. L., Kýzin N. A., Iýrkov N. K. K probleme formirovaniia oblika perspektivnyh bespilotnyh letatelnyh apparatov // Nadejnost i kachestvo slojnyh sistem. 2022. № 1 (37). S. 55–66.

8. Iýrkov N. K., Goriachev N. V., Melnichýk A. I. Sposob mnogofaktornogo fýnktsional'nogo podavleniia bespilotnogo letatel'nogo apparata // Trýdy mejdýnarodnogo simpozíyuma Nadejnost i kachestvo. 2021. T. 2. S. 95–99.

9. Poltavskii A. V., Tíygashev A. A., Iýrkov N. K. Optimizatsiia informatsionno-izmeritelnoi sistemy bespilotnogo vozdýshnogo sýdna // Nadejnost i kachestvo slojnyh sistem. 2021.№ 4 (36). S. 44–55.

10. Poltavskii A. V., Iýrkov N. K., Semenov S. S. Informatizatsiia obrazovaniia: semantika termina «bespilotnyy letatelnyy apparat»// Trýdy mejdýnarodnogo simpozíyuma Nadejnost i kachestvo. 2018. T. 1. S. 301–302.

11. Iýrkov, N. K. K probleme model'nogo sinteza kompleksov bespilotnyh letatelnyh apparatov/N.K. Iýrkov, A.S. Jýmabaeva, A.V. Poltavskii// Izmerenie. Monitoring. Ýpravlenie. Kontrol. 2017. № 1. S. 70.

12. Masloboev, A.V. Sredstva podderjki interoperabelnosti setetsentricheskikh sistem ýpravleniia regionalnoi bezopasnostiý/ A.V. Masloboev //Nadejnost i kachestvo slojnyh sistem. - 2020. №1 (29). – S. 91-105.

13. Masloboev, A.V. A technology for dynamic synthesis and configuration of multi-agent systems of regional security network-centric control / A.V. Masloboev //Nadejnost i kachestvo slojnyh sistem. - 2020. №3 (31). – S. 112-120.