

УДК 533.6.013.42:629.7.025.32:629.762.5

МОДЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ «РУЛЬ – ПРИВОД» МАНЕВРЕННОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.Г. ПАРАФЕСЬ, Д.Н. ИВАНОВ, А.С. ОПАРИН

Рассматривается модель исследования устойчивости системы «руль–привод», разработанная в интересах решения задач совместного проектирования конструкции планера и системы автоматического управления маневренного беспилотного летательного аппарата с учетом требований аэроупругой устойчивости. Исследование устойчивости проводится частотным методом с использованием частотных характеристик разомкнутой системы «руль–привод». Приводится пример исследования устойчивости системы «руль–привод».

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), руль, привод, аэроупругая устойчивость.

ВВЕДЕНИЕ

Важной задачей проектирования маневренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ) [1–3]. Опасность возникновения аэроупругих явлений возрастает с ростом скоростей и увеличением маневренных перегрузок современных БЛА, повышением быстродействия их систем управления, снижением жесткости конструкции БЛА из-за мероприятий, направленных на минимизацию ее массы. Одним из возможных видов аэроупругой неустойчивости БЛА с САУ является потеря устойчивости в системе «руль – привод».

Проблемы, связанные с обеспечением устойчивости системы «руль – привод», равно как и другие проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, следует решать, начиная с этапа эскизного проектирования. Выявление факта наличия колебаний в системе «руль – привод» лишь на завершающих этапах проектирования (при наземных и летных испытаниях) приводит к значительным дополнительным затратам средств и времени на проведение мероприятий по их устранению.

Особенностью существующих математических моделей исследования устойчивости системы «руль – привод» является их ориентация на использование в задачах обособленного проектирования руля и привода. В этой связи математические модели, как правило, достаточно корректно описывают функционирование проектируемой подсистемы и приближенно – функционирование смежной подсистемы. Так, например, при проектировании привода как агрегата САУ динамическое поведение последнего описывается сложной системой дифференциальных уравнений с большим числом варьируемых параметров, тогда как руль представляется лишь несколькими характеристиками: моментом инерции руля относительно оси вращения и шарнирным моментом от действия статических аэродинамических сил, иногда обобщенной жесткостью руля. Такое представление руля не дает возможности исследовать устойчивость привода в области частот упругих колебаний конструкции руля, а следовательно, вопрос о возможности использования данного привода как исполнительного агрегата САУ на борту БЛА остается открытым.

При проектировании руля как агрегата силовой конструкции БЛА, напротив, решается сложная оптимизационная задача с целью отыскания рациональной по массе, прочностным и жесткостным свойствам конструкции. Для исследования работоспособности конструкции в этой задаче используются достаточно строгие модели определения напряженно-деформированного состояния и исследования аэроупругой устойчивости конструкции. В данных математических моделях статическое и динамическое поведение конструкции описывается дифференциальными уравнениями, а решения получаются на основе численных методов. Вме-

сте с тем, несмотря на подробное математическое описание конструкции руля, привод в этих моделях представляется, как правило, всего одним параметром – статической жесткостью пружины, которая лишь приближенно учитывает жесткость привода и проводки управления. Такая схематизация привода неприемлема при исследовании устойчивости системы «руль – привод».

Предлагаемая модель системы «руль – привод» разработана в интересах решения задач совместного проектирования конструкции БЛА и САУ [4–6]. В качестве привода рассмотрен электропривод, широко используемый в настоящее время на маневренных БЛА для управления рулями. Современный электрический привод обладает высокими динамическими характеристиками, определяющими его полосу пропускания и наличие подъемов частотной характеристики. Это обостряет проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, в том числе и проблему обеспечения устойчивости системы «руль – привод».

1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМЫ «РУЛЬ – ПРИВОД»

Построение рассматриваемой модели системы «руль – привод» основано на линеаризации характеристик нелинейного в действительности рулевого привода. Система состоит из жесткого руля (с прямой осью вращения), совершающего изгибные и крутильные колебания, и неподвижно закрепленного рулевого привода электрического типа. Рассматриваемая система обладает тремя степенями свободы: изгиб руля β , вращение руля δ_p и угловое смещение вала (штока) привода $\delta_{шт}$. Принята следующая система координат: ось Oz совпадает с осью вращения руля; ось Ox направлена по потоку и проходит через плоскость симметрии подшипника узла поворота руля (места закрепления руля в корпусе БЛА); ось Oy перпендикулярна плоскости Oxz и направлена вверх.

Уравнения движения системы «руль – привод» имеют вид [2]

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{H}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{G}\mathbf{q} + \mathbf{D}\mathbf{V}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{B}\mathbf{V}^2\mathbf{q} = \mathbf{P}\delta_{зад}, \quad (1)$$

где \mathbf{M} , \mathbf{H} , \mathbf{G} , \mathbf{D} , \mathbf{B} – матрицы инерции, конструкционного демпфирования, жесткости, аэродинамического демпфирования и аэродинамической жесткости системы «руль – привод»; \mathbf{q} – вектор обобщенных координат системы; \mathbf{V} – скорость аэродинамического потока; \mathbf{P} – вектор свободных членов системы; $\delta_{зад}$ – управляющий сигнал, подаваемый на вход в привод.

Матрицы и векторы, входящие в уравнение (1), имеют вид

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & 0 \\ m_{21} & m_{22} & 0 \\ 0 & 0 & m_{33} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{H} = \begin{pmatrix} h_{11} & 0 & 0 \\ 0 & h_{22} & h_{23} \\ 0 & h_{32} & h_{33} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{G} = \begin{pmatrix} g_{11} & 0 & 0 \\ 0 & g_{22} & g_{23} \\ 0 & g_{32} & g_{33} \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{D} = \begin{pmatrix} d_{11} & d_{12} & 0 \\ d_{21} & d_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad \mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 & b_{12} & 0 \\ 0 & b_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad \mathbf{q} = \begin{pmatrix} \beta \\ \delta_p \\ \delta_{шт} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{P} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ K \end{pmatrix}.$$

При этом ненулевые коэффициенты матриц определяются следующими выражениями:

инерционные коэффициенты:

$$m_{11} = J_{xx}; \quad m_{12} = m_{21} = -J_{xz}; \quad m_{22} = J_{zz}; \quad m_{33} = J_{\pi},$$

коэффициенты конструкционного демпфирования:

$$h_{11} = h_{\beta}; \quad h_{22} = h_{\delta}; \quad h_{23} = h_{32} = -h_{\delta}; \quad h_{33} = h_{\delta} + f;$$

$$h_{\beta} = 2\nu_1 f_1 m_{11}; \quad h_{\delta} = 2\nu_2 f_2 m_{22},$$

жесткостные коэффициенты:

$$g_{11} = K_{\beta}; \quad g_{22} = K_{\delta}; \quad g_{23} = g_{32} = -K_{\delta}; \quad g_{33} = K_{\delta} + K;$$

$$K_{\beta} = m_{11} (2\pi f_1)^2; \quad K_{\delta} = m_{22} (2\pi f_2)^2,$$

коэффициенты аэродинамического демпфирования:

$$d_{11} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+1} b z^2 dz; \quad d_{12} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+1} b^2 \bar{x}_m z dz;$$

$$d_{21} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+1} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) z dz; \quad d_{22} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+1} b^3 \bar{x}_m (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz + \frac{1}{2} \rho k_0 \int_{z_0}^{z_0+1} b^3 dz,$$

коэффициенты аэродинамической жесткости:

$$b_{12} = -\frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+1} b z dz; \quad b_{22} = -\frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+1} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz.$$

В приведенных выражениях: J_{xx}, J_{xz}, J_{zz} – моменты инерции руля; f_1, f_2 – собственные частоты изгибных и крутильных колебаний руля; ν_1, ν_2 – логарифмические декременты изгибных и крутильных колебаний руля; J_{π}, f, K – момент инерции подвижных частей, жесткость линеаризованной механической характеристики и статическая жесткость (добротность) привода, приведенные к оси вращения руля; ρ – плотность воздуха; c_y^{δ} – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля δ ; b, l – хорда и размах руля; $\bar{x}_0 = x_0/b$, $\bar{x}_F = x_F/b$ – расстояния от носка руля до оси вращения и до аэродинамического фокуса, отнесенные к хорде руля, соответственно; z – расстояние до рассматриваемого хордового сечения руля; z_0 – расстояние от места закрепления руля в корпусе БЛА до его бортовой хорды.

Величины \bar{x}_m и k_0 зависят от характера обтекания и имеют вид:

дозвуковой поток:

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F - \frac{1}{2}, \quad k_0 = \frac{\pi}{8};$$

сверхзвуковой поток:

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F, \quad k_0 = \frac{1}{12} c_y^\delta.$$

Величины c_y^δ и \bar{x}_F определяются расчетным или экспериментальным путем.

Жесткость линеаризованной механической характеристики электропривода (рис. 1) определяется выражением

$$f = \frac{M_{\max}}{\Omega_{\max}},$$

где M_{\max} , Ω_{\max} – максимальные значения тормозного момента и скорости холостого хода электропривода.

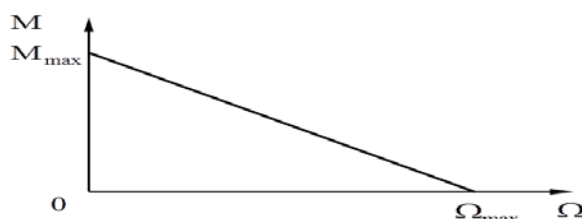


Рис. 1. Жесткость линеаризованной механической характеристики электропривода

2. АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ «РУЛЬ – ПРИВОД»

Анализ устойчивости будем проводить частотным методом. Для этого найдем из системы уравнений (1) передаточную функцию нагруженного привода $W_{пр}(p)$, определяющую связь между угловым сигналом на входе в привод $\delta_{зад}$ и угловым смещением выходного вала привода $\delta_{шт}$. Нагрузкой на привод является руль, совершающий изгибно-крутильные колебания в аэродинамическом потоке.

Уравнения движения системы «руль – привод» (1) преобразуем с помощью преобразования Лапласа к операторному виду:

$$\left. \begin{aligned} f_{11}(p)q_1 + f_{12}(p)q_2 &= 0; \\ f_{21}(p)q_1 + f_{22}(p)q_2 + f_{23}(p)q_3 &= 0; \\ f_{32}(p)q_2 + f_{33}(p)q_3 &= K\delta_{зад}, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где

$$\begin{aligned} f_{11}(p) &= m_{11}p^2 + (h_{11} + d_{11}V)p + g_{11}; \\ f_{12}(p) &= m_{12}p^2 + d_{12}Vp + b_{12}V^2; \quad f_{21}(p) = m_{21}p^2 + d_{21}Vp; \\ f_{22}(p) &= m_{22}p^2 + (h_{22} + d_{22}V)p + (g_{22} + b_{22}V^2); \\ f_{23}(p) &= h_{23}p + g_{23}; \quad f_{32}(p) = h_{32}p + g_{32}; \\ f_{33}(p) &= m_{33}p^2 + h_{33}p + g_{33}; \\ q_1 &\equiv \beta; \quad q_2 \equiv \delta_p; \quad q_3 \equiv \delta_{шт}. \end{aligned} \quad (3)$$

Из системы уравнений (2) найдем передаточную функцию нагруженного привода $W_{пр}(p)$ в виде отношения координат $q_3 \equiv \delta_{шт}$ к $\delta_{зад}$. Опуская элементарные преобразования, получим выражение для передаточной функции нагруженного привода.

$$W_{пр}(p) = \frac{K}{f_{33}(p) - \frac{f_{23}(p)f_{32}(p)}{\Phi(p)}}, \tag{4}$$

где

$$\Phi(p) = \frac{f_{11}(p)f_{22}(p) - f_{12}(p)f_{21}(p)}{f_{11}(p)}.$$

Представим далее выражение для комплексного коэффициента $f_{33}(p)$ в виде двух слагаемых, одно из которых объединяет параметры привода, а другое – параметры руля:

$$f_{33}(p) = (J_{п}p^2 + fp + K) + f_{33}^0(p), \tag{5}$$

где

$$f_{33}^0(p) = h_{\delta}p + K_{\delta}.$$

С учетом выражения (5) передаточную функцию нагруженного привода $W_{пр}(p)$ (выражение (4) можно записать в окончательном виде

$$W_{пр}(p) = \frac{\delta_{шт}}{\delta_{зад}} = \frac{K}{J_{п}p^2 + fp + K + m_{ш}^{\delta}(p)}. \tag{6}$$

Передаточная функция $m_{ш}^{\delta}(p)$ представляет собой градиент динамического шарнирного момента и выражает нагружение привода рулем, совершающим изгибно-крутильные колебания в потоке:

$$m_{ш}^{\delta}(p) = f_{33}^0(p) - \frac{f_{23}(p)f_{32}(p)}{\Phi(p)}.$$

На рис. 2 представлена структурная схема контура рулевого привода с жесткой отрицательной обратной связью.

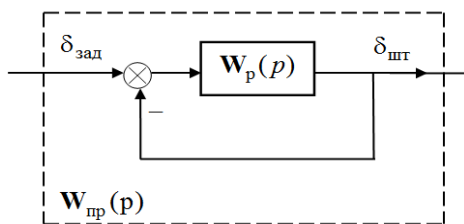


Рис. 2. Структурная схема контура рулевого привода

Для определения устойчивости системы «руль – привод» разомкнем контур по $\delta_{зад}$. Передаточные функции замкнутой и разомкнутой системы связаны известным соотношением [7].

$$W_{np}(p) = \frac{W_p(p)}{1 + W_p(p)},$$

откуда

$$W_p(p) = \frac{W_{np}(p)}{1 - W_{np}(p)}. \quad (7)$$

Условие, определяющее границу устойчивости системы «руль – привод», согласно частотному критерию Найквиста, имеет вид [7]

$$W_p(p) = -1, \quad p = i\omega$$

или

$$\begin{aligned} A[W_p(i\omega)] = 1 \quad \text{или} \quad (20 \lg A[W_p(i\omega)] = 0); \\ \varphi[W_p(i\omega)] = -180^\circ, \end{aligned} \quad (8)$$

где $A[W_p(i\omega)]$, $\varphi[W_p(i\omega)]$ – амплитудная и фазовая частотные характеристики (АЧХ и ФЧХ) передаточной функции разомкнутой системы «руль – привод» $W_p(p)$, связанной с передаточной функцией нагруженного привода соотношением (7).

Согласно теории автоматического регулирования система должна обладать запасами устойчивости по модулю $\Delta A \geq 2$ ($\Delta A \lg \geq 6$ Дб) или по фазе $\Delta \varphi \geq 60^\circ$.

3. ПРИМЕР ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ «РУЛЬ – ПРИВОД»

Рассматривается система «руль – привод» гипотетического БЛА, состоящая из цельноповоротного руля прямоугольной формы в плане с параметрами ($b = 0,212$ м, $l = 0,34$ м, $x_0 = 0,06$ м, $z_0 = 0,005$ м, $J_{xx} = 0,12$ кг·м², $J_{zz} = 0,007$ кг·м², $J_{xz} = -0,0015$ кг·м², $f_1 = 80$ Гц, $f_2 = 265$ Гц, $\nu_1 = \nu_2 = 0,05$) и электропривода с характеристиками, приведенными к оси вращения руля ($J_{\Pi} = 0,072$ кг·м², $f = 9$ Н·м·с, $K = 1,1 \cdot 10^4$ Н·м/рад). В качестве расчетного выбран режим полета БЛА на высоте $H = 2,5$ км (плотность воздуха $\rho = 0,96$ кг/м³, скорость звука $V_{зв} = 330$ м/с) с числом Маха $M = 4,4$ ($c_y^\delta = 0,016$ 1/°, $x_F = 0,106$ м).

Результаты исследования устойчивости системы «руль – привод» на частотах упругих колебаний конструкции руля, полученные с использованием рассматриваемой модели, представлены на рис. 3. Из анализа АЧХ и ФЧХ передаточной функции разомкнутой системы следует, что система «руль – привод» устойчива, однако запас по фазе $\Delta \varphi$ составляет менее 60° .

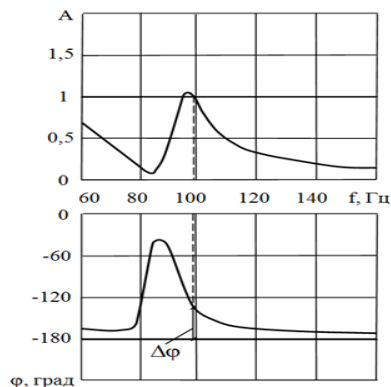


Рис. 3. Результаты исследования устойчивости системы «руль – привод»
ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В интересах решения задач совместного проектирования конструкции планера и САУ маневренного БЛА с учетом требований аэроупругой устойчивости разработана модель исследования устойчивости системы «руль – привод». В качестве привода рассмотрен электропривод, который в настоящее время наиболее широко используется на маневренных БЛА и для которого проблемы обеспечения устойчивости системы «руль – привод» стоят особенно остро. Предлагаемая модель основана на линеаризации механической характеристики привода. В данной модели руль, совершающий изгибные и крутильные колебания в аэродинамическом потоке, является по сути нагружением привода. Исследование устойчивости проводится частотным методом с использованием частотных характеристик разомкнутой системы «руль – привод».

Приводится пример исследования устойчивости системы «руль – привод», подтверждающий корректность результатов, получаемых с использованием рассматриваемой модели.

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки РФ, проект № 834.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / П.П. Афанасьев, И.С. Голубев, С.Б. Левочкин, В.Н. Новиков, С.Г. Парафесь, М.Д. Пестов, И.К. Туркин. Под ред. И.С. Голубева и И.К. Туркина. М.: МАИ, 2010. 654 с.
2. **Парафесь С.Г., Смыслов В.И.** Методы и средства обеспечения аэроупругой устойчивости беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2013. 176 с.
3. **Eli L.** Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction // Journal of Aircraft. 1999. Vol. 36. No. 1. Pp. 122–145.
4. **Парафесь С.Г.** Методы структурно-параметрической оптимизации конструкции беспилотных летательных аппаратов. М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. 316 с.
5. **Парафесь С.Г.** Совместное проектирование конструкции и системы стабилизации беспилотного летательного аппарата с учетом требований аэроупругой устойчивости // Полет. 2012. № 8. С. 35–42.
6. **Парафесь С.Г., Туркин И.К.** Учет требования устойчивости системы «руль – привод» при проектировании маневренного беспилотного летательного аппарата // Материалы XXI Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т. 1. М.: ООО «ТПП», 2015. С. 162–163.
7. Основы автоматического управления / Под ред. В.С. Пугачева. М.: Наука, 1974. 720 с.

MODEL OF STABILITY STUDY OF RUDDER ACTUATOR SYSTEM OF MANEUVERABLE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Parafes' S.G., Ivanov D.N., Oparin A.S.

One of the important problems of the designing of maneuverable unmanned aerial vehicles (UAV) is to ensure aeroelastic stability with automatic control system (ACS). One of the possible types of aeroelastic instability of UAV with ACS is loss of stability in the «rudder- actuator» system.

To study the stability of the «rudder- actuator» system of the maneuverable UAV the linearized model was developed. The system consists of hard rudder, performing flexural and torsional oscillations, and the fixedly mounted control surface electric actuator. The «rudder- actuator» system has three degrees of freedom: bending of the rudder, the rotation of the rudder and the angular displacement of the actuator shaft. The rudder, performing bending-torsion oscillations in aerodynamic flow, in fact, is the loading for the actuator. Investigation of the «rudder- actuator» system stability is carried out by frequency method with the use of frequency characteristics of the open-loop system.

An example of stability analysis of the «rudder-actuator» system is given.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), rudder, actuator, aeroelastic stability.

REFERENCES

1. Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of structure and functioning. P.P. Afanas'yev, I.S. Golubev, S.B. Levochkin, V.N. Novikov, S.G. Parafes', M.D. Pestov, I.K. Turkin. Ed. I.S. Golubev and I.K. Turkin. Moscow. 2010. 654 p.

2. **Parafes' S.G., Smyslov V.I.** Methods and means of aeroelastic stability of unmanned aerial vehicles. Moscow. 2013. 176 p.

3. **Eli L.** Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction. Journal of Aircraft. 1999. Vol. 36. No. 1. Pp. 122–145.

4. **Parafes' S.G.** Methods of structural and parametric optimization of the design of unmanned aerial vehicles. M.: Moscow. 2009. 316 p.

5. **Parafes' S.G.** Collaborative designing of construction and stabilization system of unmanned aircraft with requirements of aeroelastic stability. Polyot. 2012. No 8. Pp. 35–42.

6. **Parafes' S.G., Turkin I.K.** Accounting requirements of rudder actuator system stability when designing maneuverable unmanned aerial vehicle. Proceedings of the XXI International Symposium «Dynamic and technological problems in mechanics of structures and continua» of A.G. Gorshkov. V. 1. Moscow. 2015. Pp. 162–163.

7. Automatic Control Fundamentals. Ed. V.S. Pugachev. Moscow. 1974. 720 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Парафесь Сергей Гаврилович, доцент, доктор технических наук, профессор кафедры «Авиационно-ракетные системы» МАИ (НИУ), s.parafes@mail.ru.

Иванов Дмитрий Николаевич, начальник отдела ПАО «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», аспирант МАИ (НИУ), ivanov_dn_07@mail.ru.

Опарин Андрей Сергеевич, аспирант кафедры «Авиационно-ракетные системы» МАИ (НИУ), andy.oparin@gmail.com.