

УДК 533.6.013.42:629.7.025.32:629.762.5
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-121-129

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

В.Н. АКИМОВ¹, Д.Н. ИВАНОВ^{1,2}, А.С. ОПАРИН^{1,2}, С.Г. ПАРАФЕСЬ²

¹Долгопрудненское научно-производственное предприятие, г. Долгопрудный, Россия

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия

Одной из актуальных задач проектирования современных высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ). Одним из возможных видов аэроупругой неустойчивости БЛА с САУ является потеря устойчивости в системе «руль – привод».

В интересах решения задач совместного проектирования конструкции БЛА и САУ с учетом требований аэроупругости разработана нелинейная модель исследования устойчивости системы «руль – привод». В качестве привода рассмотрен электропривод, который в настоящее время наиболее широко используется на высокоманевренных БЛА. Для современного электропривода характерны: широкая полоса пропускания и наличие подъемов частотной характеристики. Это обостряет проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, в том числе проблему обеспечения устойчивости системы «руль – привод».

В предлагаемой модели руль, совершающий изгибные и крутильные колебания в аэродинамическом потоке, является по сути нагружением привода. Для математического описания привода используются экспериментальные частотные характеристики изолированного рулевого привода, полученные для различных уровней управляющего сигнала, а динамический шарнирный момент, определяемый аэроупругими колебаниями руля в потоке, находится расчетным способом. Исследование устойчивости проводится частотным методом с использованием частотных характеристик разомкнутой системы «руль – привод».

Неоспоримым преимуществом предлагаемой модели является простота получения передаточной функции изолированного рулевого привода по управляющему сигналу. Эксперимент по ее определению представляет собой стандартный способ определения частотных характеристик рулевого привода в отличие от трудоемких экспериментов по определению динамической жесткости рулевого привода или передаточной функции привода при электромеханическом моделировании аэроупругого нагружения руля, также используемых в задачах исследования устойчивости системы «руль – привод».

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), руль, электропривод, аэроупругая устойчивость, система «руль – привод», нелинейная модель.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из важных проблем проектирования современных высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ) [1–7]. Аэроупругое взаимодействие БЛА с САУ можно представить в виде многосвязного контура, в котором две линии обратных связей: через податливость рулевого привода и через тракт управления. Такая структура указывает на возможные виды потери устойчивости: потеря устойчивости в системе «руль – привод» и потеря устойчивости в контуре «упругий ЛА – САУ».

Особенностью существующих математических моделей исследования устойчивости системы «руль – привод», как отмечалось в работе [8], 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 руля как агрегата силовой конструкции БЛА решается сложная оптимизационная задача с целью отыскания рациональной по массе, прочностным, жесткостным и технологическим 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. Вместе 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 оказывается неприемлемой при исследовании устойчивости системы «руль – привод».

Напротив, 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.

В работе [8] авторами настоящей статьи предложена модель исследования устойчивости системы «руль – привод», основанная на линеаризации механической характеристики привода. В качестве привода рассмотрен электропривод, который в настоящее время наиболее широко используется на маневренных БЛА. Для современного электропривода характерны: широкая полоса пропускания и наличие подъемов частотной характеристики. Это обостряет проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, в том числе проблему обеспечения устойчивости системы «руль – привод». 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».

Давая характеристику рассмотренной модели в работе [8] системы «руль – привод» отметим, что применение подобных линеаризованных динамических моделей для математического описания привода допустимо лишь на начальных этапах проектирования БЛА, т. к. они позволяют лишь приближенно учесть динамические свойства нелинейного рулевого привода. Ниже рассматривается нелинейная модель системы «руль – привод», в которой для математического описания привода используются экспериментальные частотные характеристики изолированного рулевого привода по управляющему сигналу, а динамический шарнирный момент, определяемый аэроупругими колебаниями руля в потоке, находится расчетным способом.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

В основу предлагаемой модели положена известная структурная схема [9, с. 322], справедливая для любого типа привода: пневматического, гидравлического и электрического (рис. 1). Ее отличительной особенностью является наличие моментной точки, где происходит суммирование всех моментов, действующих на подвижные части рулевого привода.

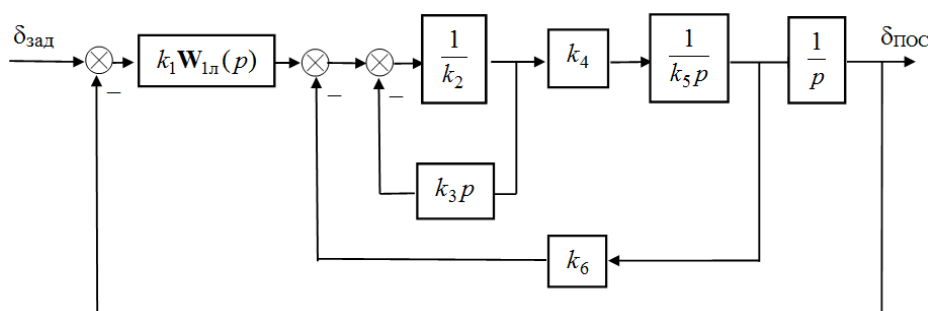


Рис. 1. Исходная структурная схема нелинейного рулевого привода
Fig. 1. The original structural scheme of the nonlinear actuator

В данной схеме: $\delta_{\text{зад}}$ – управляющий сигнал, подаваемый на вход в привод; k_1 – коэффициент усиления; $W_{1л}(p)$ – передаточная функция линейной части привода; $\delta_{\text{пос}}$ – выходной сигнал с потенциометра обратной связи; $k_2, \dots, k_6$ – коэффициенты, определяемые в зависимости от типа привода. Для электрического привода коэффициенты и параметры схемы, представленной на рис. 1, имеют следующий физический смысл [9]:

$k_2 = R_{\text{я}}$ – сопротивление обмотки якоря электродвигателя;

$k_3 = L_{\text{я}}$ – индуктивность обмотки якоря электродвигателя;

$k_4 = k_M$ – коэффициент пропорциональности между током в обмотке якоря и моментом, развиваемым электродвигателем;

$k_5 = J_{\text{п}}$ – момент инерции подвижных частей привода;

$k_6 = k_e$ – коэффициент пропорциональности между ЭДС электродвигателя и скоростью вращения вала двигателя;

$f = F = \frac{k_4 k_6}{k_2}$ – жесткость механической характеристики привода;

$T_M = \frac{k_5}{F} = \frac{k_5 k_2}{k_4 k_6}$ – механическая постоянная времени;

$T_{\text{я}} = \frac{k_3}{k_2}$ – постоянная времени, учитывающая «сжимаемость» рабочего тела;

$K = \frac{k_1}{k_6}$ – добротность привода.

Исходная структурная схема привода (рис. 1) с помощью элементарных преобразований может быть приведена к обобщенному виду, показанному на рис. 2,

где M – возмущающее воздействие;

$W_1(p)$ – передаточная функция от сигнала рассогласования Δ до момента, развиваемого приводом, $M_{\text{пр}}$:

$$W_1(p) = KW_{1л}(p) = \frac{f}{1 + T_{\text{я}} p};$$

$W_2(p)$ – передаточная функция от момента $\Delta M = M_{\text{пр}} - M$ до $\delta_{\text{пос}}$:

$$W_2(p) = \frac{1 + T_{\text{я}} p}{[J_{\text{п}} p(1 + T_{\text{я}} p) + f] p}.$$

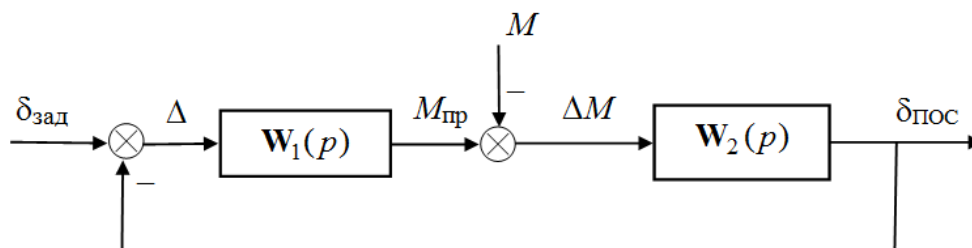


Рис. 2. Обобщенная структурная схема нелинейного рулевого привода

Fig. 2. The generalized structural scheme of the nonlinear actuator

В соответствии со структурной схемой, представленной на рис. 2, передаточная функция изолированного привода (с отсоединенным рулем) по управляющему сигналу $\mathbf{W}(p)$ равна

$$\mathbf{W}(p) = \frac{\delta_{\text{пос}}}{\delta_{\text{зад}}} \bigg|_{M=0} = \frac{\mathbf{W}_1(p)\mathbf{W}_2(p)}{1 + \mathbf{W}_1(p)\mathbf{W}_2(p)}.$$

Из данного уравнения следует, что

$$\mathbf{W}_1(p) = \frac{\mathbf{W}(p)}{\mathbf{W}_2(p)[1 - \mathbf{W}(p)]}.$$

Структурная схема нагруженного нелинейного привода (рис. 3) может быть получена из обобщенной схемы (рис. 2) с учетом выражения для $\mathbf{W}_1(p)$, если в качестве возмущающего воздействия рассматривать динамический шарнирный момент $M_{\text{ш}}$, действующий на подвижные части привода со стороны руля. Момент $M_{\text{ш}}$ обусловлен действием упругих, инерционных и аэродинамических сил, а также сил конструкционного и аэродинамического демпфирования.

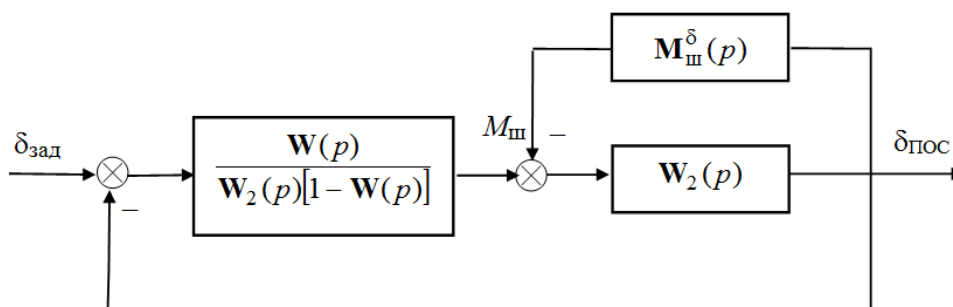


Рис. 3. Структурная схема привода, нагруженного рулем
Fig. 3. The structural scheme of the nonlinear actuator loaded with a control surface

Передаточная функция $\mathbf{M}_{\text{ш}}^{\delta}(p)$, как и в линеаризованной модели привода [8], представляет собой градиент динамического шарнирного момента и выражает нагружение привода рулем, совершающим изгибно-крутильные колебания в потоке:

$$\mathbf{M}_{\text{ш}}^{\delta}(p) = f_{33}^0(p) - \frac{f_{23}(p) f_{32}(p)}{\Phi(p)},$$

где

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

$$f_{11}(p) = m_{11}p^2 + (h_{11} + d_{11}V)p + g_{11};$$

$$f_{12}(p) = m_{12}p^2 + d_{12}Vp + b_{12}V^2; \quad f_{21}(p) = m_{21}p^2 + d_{21}Vp;$$

$$f_{22}(p) = m_{22}p^2 + (h_{22} + d_{22}V)p + (g_{22} + b_{22}V^2);$$

$$f_{23}(p) = h_{23}p + g_{23}; \quad f_{32}(p) = h_{32}p + g_{32}; \quad f_{33}^0(p) = h_{33}^0p + g_{33}^0;$$

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

$$h_{11} = h_{\beta}; \quad h_{22} = h_{33}^0 = h_{\delta}; \quad h_{23} = h_{32} = -h_{\delta}; \quad h_{\beta} = 2v_1 f_1 m_{11}; \quad h_{\delta} = 2v_2 f_2 m_{22};$$

$$g_{11} = K_{\beta}; \quad g_{22} = g_{33}^0 = K_{\delta}; \quad g_{23} = g_{32} = -K_{\delta}; \quad K_{\beta} = m_{11}(2\pi f_1)^2; \quad K_{\delta} = m_{22}(2\pi f_2)^2;$$

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

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

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

В приведенных выражениях: V – скорость потока; J_{xx}, J_{xz}, J_{zz} – моменты инерции руля; f_1, f_2 – собственные частоты изгибных и крутильных колебаний руля; v_1, v_2 – логарифмические декременты изгибных и крутильных колебаний руля; ρ – плотность воздуха; c_y^{δ} – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля δ ; b, l – хорда и размах руля; $\bar{x}_0 = x_0/b$ – расстояние от носка руля до оси вращения, отнесенное к хорде руля; $\bar{x}_F = x_F/b$ – расстояние от носка руля до аэродинамического фокуса, отнесенное к хорде руля; 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

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

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

Структурная схема (рис. 3) представляет собой математическое описание в операторной форме нелинейной динамической модели системы «руль – привод». Из этой схемы путем элементарных структурных преобразований можно получить окончательное выражение для передаточной функции нагруженного рулем нелинейного рулевого привода

$$W_{\text{пр}}(p) = \frac{\delta_{\text{пос}}}{\delta_{\text{зад}}} = \frac{W(p)}{1 + M_{\text{ш}}^{\delta}(p) \frac{(1 + T_{\text{я}} p)[1 - W(p)]}{[J_{\pi} p(1 + T_{\text{я}} p) + f] p}}. \quad (1)$$

Условие, определяющее границу устойчивости системы «руль – привод», согласно частотному критерию Найквиста ($W_p(p) = -1$), имеет вид

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

где $A[W_p(i\omega)]$, $\varphi[W_p(i\omega)]$ – амплитудная частотная характеристика (АЧХ) и фазовая частотная характеристика (ФЧХ) передаточной функции разомкнутой системы «руль – привод» $W_p(p) = W_{np}(p)/[1 - W_{np}(p)]$, $p = i\omega$. Согласно теории автоматического регулирования система должна обладать запасами устойчивости по модулю $\Delta A \geq 2$ ($\Delta A_{dq} \geq 6$ Дб) или по фазе $\Delta \varphi \geq 60^\circ$.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Неоспоримым преимуществом предлагаемой модели является простота получения передаточной функции $W(p)$. Эксперимент по ее определению представляет собой стандартный способ определения частотных характеристик рулевого привода в отличие от трудоемких экспериментов по определению динамической жесткости рулевого привода или передаточной функции привода при электромеханическом моделировании аэроупругого нагружения руля [10–12], также используемых в задачах исследования устойчивости системы «руль – привод». В силу нелинейности рулевого привода передаточная функция $W(p)$ определяется в общем случае для различных уровней управляющего сигнала δ .

Покажем, что линеаризованная модель системы «руль – привод» [8] представляет собой частный случай рассматриваемой нелинейной модели. Нелинейная модель системы «руль – привод» может быть сведена к линеаризованной модели системы при следующих допущениях:

1) передаточная функция изолированного привода по управляющему сигналу имеет линейный вид

$$W(p) = \frac{K}{J_{\pi} p^2 + fp + K};$$

2) не учитывается «сжимаемость» рабочего тела привода, представленная в нелинейной модели системы «руль – привод» постоянной времени T_{π} ($T_{\pi} = 0$).

При выполнении этих допущений передаточная функция нагруженного рулем нелинейного рулевого привода примет вид

$$W_{np}(p) = \frac{K}{J_{\pi} p^2 + fp + K + M_{\pi}^{\delta}(p)},$$

соответствующий передаточной функции нагруженного привода в линеаризованной модели системы «руль – привод» [8].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В интересах совместного проектирования конструкции планера и САУ маневренного БЛА с учетом требований аэроупругости разработана нелинейная модель исследования устойчивости системы «руль – привод». В качестве привода рассмотрен электропривод, для которого проблемы обеспечения устойчивости системы «руль – привод» стоят особенно остро.

В предлагаемой модели руль, совершающий изгибные и крутильные колебания в аэродинамическом потоке, является по сути нагружением привода. Для математического описания привода используются экспериментальные частотные характеристики изолированного рулевого привода по управляющему сигналу, а динамический шарнирный момент, определяемый аэроупругими колебаниями руля в потоке, находится расчетным способом. Исследование устойчивости проводится частотным методом с использованием частотных характеристик разомкнутой системы «руль – привод».

Достоинством разработанной модели является простота получения передаточной функции изолированного рулевого привода по управляющему сигналу. Эксперимент по ее определению представляет собой стандартный способ определения частотных характеристик привода в отличие от трудоемких экспериментов по определению динамической жесткости рулевого привода или передаточной функции привода при электромеханическом моделировании аэроупругого нагружения руля, также широко используемых в задачах исследования устойчивости системы «руль – привод».

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., 2010. 654 с.
2. **Парафесь С.Г., Туркин И.К.** Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2016. 183 с.
3. **Livne E.** Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction. *Journal of Aircraft*, 1999, Vol. 36, no. 1, pp. 122–145.
4. **Karpel M.** Procedures and Models for Aeroservoelastic Analysis and Design. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics (ZAMM)*, 2001, Vol. 81, no. 9, pp. 579–592.
5. **Gold P., Karpel M.** Reduced-Size Aeroservoelastic Modeling and Limit-Cycle Oscillation Simulations with Structurally non-Linear Actuators. *Journal of Aircraft*, 2008, Vol. 45, no. 2, pp. 471–477.
6. **Hammerand D.C., Gariffo J.M., Roughen K.M.** Efficient Creation of Aeroservoelastic Models Using Interpolated Aerodynamics Models. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 4–7 April 2011, Denver, Colorado. AIAA 2011-1770. 25 p.
7. **Danowsky B.P., Thompson P.M., Farhat C., Lieu T., Harris C., Lechniak J.** A Complete Aeroservoelastic Model: Incorporation of Oscillation-Reduction-Control into a High-Order CFD/FEM Fighter Aircraft Model. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 10–13 August 2009, Chicago, Illinois. AIAA 2009-5708. 14 p.
8. **Парафесь С.Г., Иванов Д.Н., Опарин А.С.** Модель исследования устойчивости системы «руль – привод» маневренного беспилотного летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 225. С. 143–150.
9. Динамика следящих приводов / Б.И. Петров, В.А. Полковников, Л.В. Рабинович и др.; под ред. Л.В. Рабиновича. М.: Машиностроение, 1982. 496 с.
10. **Карклэ П.Г., Смыслов В.И.** Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. М.: Техносфера, 2017. 155 с.
11. Методы исследования характеристик электрического рулевого привода беспилотного летательного аппарата в задачах аэроупругости / А.В. Быков, Г.В. Кондрашев, С.Г. Парафесь, И.К. Туркин // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 34–39.
12. **Zeng J., Kingsbury D., Ritz E., Chen P.-Ch., Lee D.-H., Mignolet M.** GVT-Based ground flutter test without wind tunnel. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 2011. Denver, Colorado, USA, 4–7 April 2011, Vol. 5, pp. 3553–3569.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Акимов Владимир Николаевич, доктор технических наук, заместитель генерального директора по науке – главный конструктор Долгопрудненского научно-производственного предприятия, mail@dnnp.biz.

Иванов Дмитрий Николаевич, начальник отдела испытаний Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), ivanov_dn_07@mail.ru.

Опарин Андрей Сергеевич, начальник конструкторской бригады Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), andy.oparin@gmail.com.

Парафесь Сергей Гаврилович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «авиационно-ракетные системы» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), s.parafes@mail.ru.

NONLINEAR MODEL OF STABILITY STUDY OF SYSTEM "SURFACE CONTROL – ACTUATOR" OF MANEUVERABLE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Vladimir N. Akimov¹, Dmitry N. Ivanov^{1,2}, Andrei S. Oparin^{1,2}, Sergey G. Parafes²

¹ *Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Russia*

² *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

ABSTRACT

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 system "surface control – actuator".

A nonlinear model for the study of the stability of the system "surface control – actuator" is designed for solving problems of joint design of airframe and ACS with the requirements of aeroelasticity. The electric actuator is currently the most widely used on highly maneuverable UAV. The wide bandwidth and the availability of frequency characteristic lifts are typical for the modern electric actuator. This exacerbates the problem of providing aeroelastic stability of the UAV with ACS, including the problem of ensuring the stability of the system "surface control – actuator". In proposed model the surface control, performing bending-torsion oscillations in aerodynamic flow, in fact, is the loading for the actuator. Experimental frequency characteristics of the isolated actuator, obtained for different levels of the control signal, are used for the mathematical description of the actuator, then, as dynamic hinge moment, which is determined by aeroelastic vibrations of the surface control in the air flow, is calculated. Investigation of the stability of the system "surface control – actuator" is carried out by frequency method using frequency characteristics of the open-loop system.

The undeniable advantage of the proposed model is the simplicity of obtaining the transfer functions of the isolated actuator. The experiment by its definition is a standard method of determining frequency characteristics of the actuator in contrast to time-consuming experiments for determining the dynamic stiffness of the actuator (with the surface control) or the transfer function of the actuator using electromechanical simulation of aeroelastic loading of the surface control, that also used in research stability problems of the system "surface control – actuator".

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), surface control, electric actuator, aeroelastic stability, system "surface control – actuator", nonlinear model.

REFERENCES

1. *Bespilotnye letatel'nye apparaty. Osnovy ustrojstva i funktsionirovaniya* [Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of a 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. by I.S. Golubev and I.K. Turkin. Moscow, 2010, 654 p. (in Russian)

2. **Parafes' S.G., Turkin I.K.** *Aktual'nye zadachi aehrouprugosti i dinamiki konstruktсий vysokomanevrennykh bespilotnykh letatel'nykh apparatov* [Actual problems of aeroelasticity and dynamics of highly maneuverable unmanned aerial vehicles structures]. Moscow, MAI Publishing House, 2016, 183 p. (in Russian)
3. **Livne E.** Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction. *Journal of Aircraft*, 1999, Vol. 36, no. 1, pp. 122–145.
4. **Karpel M.** Procedures and Models for Aeroservoelastic Analysis and Design. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics (ZAMM)*, 2001, Vol. 81, no. 9, pp. 579–592.
5. **Gold P., Karpel M.** Reduced-Size Aeroservoelastic Modeling and Limit-Cycle Oscillation Simulations with Structurally non-Linear Actuators. *Journal of Aircraft*, 2008, Vol. 45, no. 2, pp. 471–477.
6. **Hammerand D.C., Gariffo J.M., Roughen K.M.** Efficient Creation of Aeroservoelastic Models Using Interpolated Aerodynamics Models. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 4–7 April 2011, Denver, Colorado. AIAA 2011-1770. 25 p.
7. **Danowsky B.P., Thompson P.M., Farhat C., Lieu T., Harris C., Lechniak J.** A Complete Aeroservoelastic Model: Incorporation of Oscillation-Reduction-Control into a High-Order CFD/FEM Fighter Aircraft Model. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 10–13 August 2009, Chicago, Illinois. AIAA 2009-5708. 14 p.
8. **Parafes' S.G., Ivanov D.N., Opari zn A.S.** *Model' issledovaniya ustoychivosti sistemy "rul'-privod" manevrennogo bespilotnogo letatel'nogo apparata* [Model of stability study of rudder actuator system of maneuverable unmanned aerial vehicle]. *Scientific Bulletin of Moscow State Technical University of Civil Aviation*, 2016, no. 225, pp. 143–150. (in Russian)
9. *Dinamika sledyashhih privodov* [Dynamics of servo drives] / B.I. Petrov, V.A. Polkovnikov, L.V. Rabinovich and others. Ed. by L.V. Rabinovich. M., Mechanical Engineering, 1982, 496 p. (in Russian)
10. **Karkleh P.G., Smyslov V.I.** *Modal'nye ispytaniya letatel'nykh apparatov i vosproizvedenie silovykh vozdeystviy* [Aircraft modal testing and the reproduction of force impacts]. M., Technosphaera, 2017, 155 p. (in Russian)
11. **Bykov A.V., Kondrashev G.V., Parafes' S.G., Turkin I.K.** *Metody issledovaniya harakteristik elektricheskogo rulevogo privoda bespilotnogo letatel'nogo apparata v zadachah aerouprugosti* [Methods for investigating the unmanned aerial vehicle electric actuator performance in aeroelasticity tasks]. *Russian Aeronautics*, 2016, no. 3, pp. 33–39.
12. **Zeng J., Kingsbury D., Ritz E., Chen P.-Ch., Lee D.-H., Mignolet M.** GVT-Based ground flutter test without wind tunnel. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 2011. Denver, Colorado, USA, 4–7 April 2011, Vol. 5, pp. 3553–3569.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir N. Akimov, Doctor of Technical Sciences, Deputy Director General for Science – Design Manager, Dolgoprudny Research and Production Enterprise, mail@dnnp.biz.

Dmitry N. Ivanov, Head of Test Department of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of Moscow Aviation Institute (National Research University), ivanov_dn_07@mail.ru.

Andrei S. Oparin, Head of Design Team of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of Moscow Aviation Institute (National Research University), andy.oparin@gmail.com.

Sergey G. Parafes', Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Aviation & Rocket Systems Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), s.parafes@mail.ru.

Поступила в редакцию 30.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 30.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017