

ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ «РУЛЬ—ПРИВОД» С УЧЕТОМ ИЗГИБНО-КРУТИЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ РУЛЯ

Акимов В.Н.^{1*}, Грызгин С.В.^{1**}, Парафесь С.Г.^{2***}

¹ Долгопрудненское научно-производственное предприятие (ДНПП),
пл. Собина, 1, Долгопрудный, Московская область, 141700, Россия

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия

* e-mail: mail@dnnp.biz

** e-mail: gryzzin@mail.ru

*** e-mail: s.parafes@mail.ru

Статья поступила в редакцию 25.05.2020

Рассмотрена задача исследования устойчивости системы «руль—привод» с учетом аэроупругих характеристик руля высокоманевренного беспилотного летательного аппарата (БЛА). Для аэродинамического руля с заданными массогабаритными характеристиками для сверхзвукового режима полета БЛА получен градиент динамического шарнирного момента, характеризующий нагрузку контура привода рулем, совершающим изгибно-крутильные колебания в аэродинамическом потоке. В качестве инструмента исследования использована нелинейная математическая модель рулевого привода с цифровым микроконтроллерным регулятором. Приведены результаты исследования системы «руль—привод» высокоманевренного БЛА, основанные на сравнении частотных характеристик и сигналов отработки на выходе изолированного рулевого привода с постоянной нагрузкой и на выходе привода, нагруженного рулем, совершающим колебания в области частот упругих колебаний конструкции. Основными результатами исследования являются полученные коэффициенты передаточной функции динамического шарнирного момента, а также частотные характеристики системы «руль—привод» для рассматриваемого режима полета БЛА.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), система стабилизации, руль, электропривод, динамический шарнирный момент, аэроупругая устойчивость, система «руль—привод», нелинейная модель.

Введение

При проектировании высокоманевренного БЛА одной из актуальных задач является обеспечение требований аэроупругой устойчивости, которые включают безопасность от флаттера и устойчивость упругого летательного аппарата с системой управления в полете. Применительно к беспилотным летательным аппаратам второе требование (аэросервоупругости) связано с обеспечением устойчивости контура «аэроупругий БЛА — система стабилизации» в целом и системы «руль—привод» в частности. Для решения данных задач к рулевому приводу предъявляются требования по ограничению полосы пропускания, а также уровня усиления и обеспечению необходимого фазового запаздывания в строго определенной полосе частот [1, 2], что, в свою очередь, усложняет проблему обеспечения устойчивости

системы стабилизации БЛА и системы «руль—привод».

Методы исследования флаттера летательных аппаратов различных классов на сегодняшний день хорошо отработаны, им посвящено огромное количество работ, в числе которых [3—6]. Среди исследований, отражающих вопросы проектирования летательных аппаратов с учетом требований аэросервоупругости, отметим работы [7—16]. В данных работах объектом исследования является аэроупругий летательный аппарат совместно с системой управления. Вопросам исследования системы «руль—привод» как аэросервоупругой системы посвящено значительно меньше работ ([17—19] и некоторые другие). Это говорит о том, что формирование подходов к исследованию системы «руль—привод» в рамках решения

задач проектирования данной системы с учетом требований аэросервоупругости является актуальной научной проблемой.

При проектировании контура привода [20] как исполнительного устройства системы стабилизации его динамика может описываться достаточно сложной системой нелинейных дифференциальных уравнений. В то время как руль обычно характеризуется моментом инерции относительно оси вращения и шарнирным моментом, зависящим от угла отклонения и действия статических аэродинамических сил, без учета статического и динамического поведения конструкции руля, которое, в свою очередь, также описывается сложными нелинейными дифференциальными уравнениями, решаемыми численными методами. В связи с этим при исследовании устойчивости системы стабилизации БЛА возникает задача исследования возможности использования проектируемого привода как исполнительного устройства контура стабилизации в области частот упругих колебаний конструкции руля. В работах [7, 18, 21] отмечены особенности отдельного проектирования конструкции руля и привода, а также основные проблемы, возникающие при исследовании устойчивости системы «руль—привод».

В интересах обеспечения устойчивости системы стабилизации БЛА с учетом требований аэросервоупругости проведено исследование системы «руль—привод». В качестве привода рассмотрен электропривод с цифровым микроконтроллерным регулятором [22], который в настоящее время используется в составе системы стабилизации высокоманевренного БЛА. Основной целью исследования являлось проведение проверочных расчетов для наиболее опасного с точки зрения потери аэроупругой устойчивости в системе «руль—привод» режима полета БЛА. Новыми научными результатами являются полученные коэффициенты передаточной функции динамического шарнирного момента, а также частотные характеристики системы «руль—привод» для рассматриваемого режима полета БЛА.

Методика исследования

Передаточная функция $M_{ш}^{\delta}(p)$ представляет собой градиент динамического шарнирного момента и выражает нагрузку контура привода рулем, совершающим изгибно-крутильные колебания в аэродинамическом потоке [7, 21]:

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

где

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

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

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

$$f_{21}(p) = m_{21}p^2 + d_{21}Vp;$$

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

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

$$f_{33}^0(p) = h_{33}^0p + g_{33}^0;$$

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

$$h_{11} = h_{\beta}; \quad h_{22} = h_{33}^0 = h_{\delta}; \quad h_{23} = h_{32} = -h_{\delta};$$

$$h_{\beta} = 2v_1 f_1 m_{11}; \quad h_{\delta} = 2v_2 f_2 m_{22};$$

$$g_{11} = K_{\beta}; \quad g_{22} = g_{33}^0 = K_{\delta}; \quad g_{23} = g_{32} = -K_{\delta};$$

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

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

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

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

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

Выражения для комплексных коэффициентов $f_{ij}(p)$, записанные через указанные параметры, раскрываются ниже при описании исследуемой системы «руль—привод». Входящие в них параметры имеют следующий смысл: 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 —

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

Рассмотрим участок полета высокоманевренного БЛА в сверхзвуковом потоке. Логарифмические декременты изгибных и крутильных колебаний руля примем минимальными, равными 0,05.

Собственные частоты изгибных и крутильных колебаний руля определены расчетно-экспериментальным способом — $f_1 = 125$ Гц и $f_2 = 155$ Гц. Инерционные характеристики руля также определяются расчетно-экспериментальным способом (рис. 1).

Моменты инерции $J_{1-1}, J_{2-2}, J_{3-3}, J_{4-4}$ относительно осей, проходящих через центр тяжести, определяются по формуле

$$J_{i-i} = \frac{G \cdot \left(\frac{a_i}{2}\right)^2 \cdot T_i^2}{4 \cdot \pi^2 \cdot L}, \quad \text{кг} \cdot \text{м}^2, \quad (1)$$

где G — вес руля, Н; a — расстояние между нитями подвеса, м; L — длина нитей подвеса, м; T — период колебаний руля, с.

Моменты инерции J_{xx}, J_{zz}, J_{xz} относительно осей OX и OZ (последняя совпадает с осью вращения руля, см. рис. 1) определяются по формулам

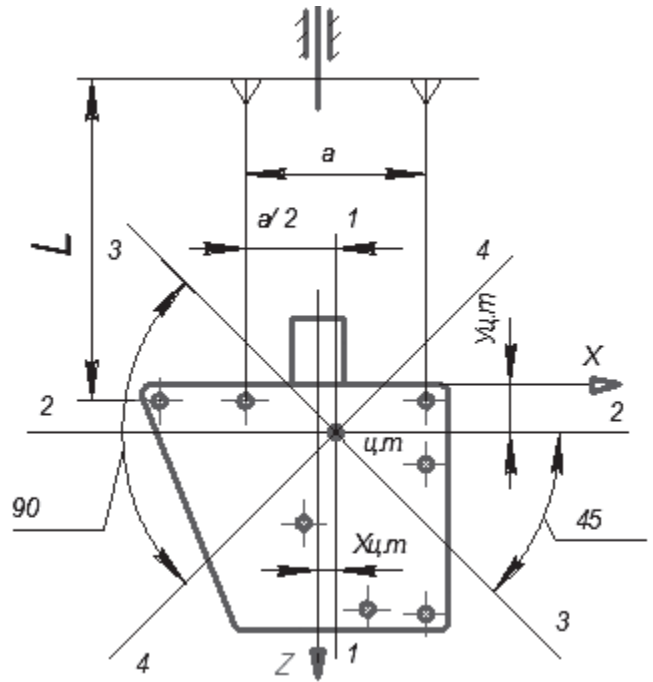


Рис. 1. Схема экспериментального определения моментов инерции руля

$$J_{xx} = J_{2-2} + mz^2; \quad J_{zz} = J_{1-1} + mx^2;$$

$$J_{xz} = \frac{J_{3-3} - J_{4-4}}{2} + mxz. \quad (2)$$

Здесь m — масса руля, кг; x — расстояние между осями OZ и 1-1, м; z — расстояние между осями OX и 2-2, м.

После экспериментально-расчетных работ инерционные коэффициенты имеют следующие значения:

$$J_{xx} = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; \quad J_{xz} = 0,0075 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$J_{zz} = 0,008 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Остальные значения параметров получены по данным радиотелеметрических измерений (РТИ) при натурных испытаниях БЛА.

Согласно методам и методикам, приведенным в [7, 21], вычислим коэффициенты, используемые для получения $\mathbf{M}_{ш}^\delta(p)$.

Инерционные коэффициенты:

$$m_{11} = J_{xx} = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$m_{12} = m_{21} = -J_{xz} = -0,0075 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$m_{22} = J_{zz} = 0,008 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

коэффициенты конструкционного демпфирования:

$$h_{\beta} = 2\nu_1 f_1 J_{xx} = 2 \cdot 0,05 \cdot 125 \cdot 0,125 = 1,56 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с};$$

$$h_{\delta} = 2\nu_2 f_2 J_{zz} = 2 \cdot 0,05 \cdot 155 \cdot 0,008 = 0,124 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с};$$

$$h_{11} = 1,56 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}; \quad h_{22} = h_{33}^0 = 0,124 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с};$$

$$h_{23} = h_{32} = -0,124 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с};$$

жесткостные коэффициенты:

$$K_{\beta} = J_{xx} (2\pi f_1)^2 = 0,125 \cdot 616850 = 77106 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}^2;$$

$$K_{\delta} = J_{zz} (2\pi f_2)^2 = 0,008 \cdot 948469 = 7588 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}^2;$$

$$g_{11} = 77106 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}^2; \quad g_{22} = g_{33}^0 = 7588 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}^2;$$

$$g_{23} = g_{32} = -7588 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}^2;$$

коэффициенты аэродинамического демпфирования:

$$d_{11} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b z^2 dz = 6,48 \cdot 10^{-4} \text{ кг} \cdot \text{м};$$

$$d_{12} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 \bar{x}_m z dz = -4,9 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{м};$$

$$d_{21} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) z dz = -4,9 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{м};$$

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

$$+ \frac{1}{2} \rho k_0 \int_{z_0}^{z_0+l} b^3 dz = 1,024 \cdot 10^{-5} \text{ кг} \cdot \text{м};$$

коэффициенты аэродинамической жесткости:

$$b_{12} = -\frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b z dz = -1,2 \cdot 10^{-3} \text{ кг};$$

$$b_{22} = -\frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz = 1,2 \cdot 10^{-5} \text{ кг}.$$

В результате подстановки значений коэффициентов получим:

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

$$= 0,125 p^2 + 2,45 p + 77106;$$

$$f_{12}(p) = m_{12} p^2 + d_{12} V p + b_{12} V^2 =$$

$$= -0,0075 p^2 - 0,007 p - 2269;$$

$$f_{21}(p) = m_{21} p^2 + d_{21} V p = -0,0075 p^2 - 0,007 p;$$

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

$$= 0,008 p^2 + 0,138 p + 7611;$$

$$f_{23}(p) = h_{23} p + g_{23} = -0,124 p - 7588;$$

$$f_{32}(p) = h_{32} p + g_{32} = -0,124 p - 7588;$$

$$f_{33}^0(p) = h_{33}^0 p + g_{33}^0 = 0,124 p + 7588;$$

$$f_{23}(p) f_{32}(p) = (h_{23} p + g_{23}) \cdot (h_{32} p + g_{32}) =$$

$$= 0,01538 p^2 + 1882 p + 57577744.$$

Таким образом, после подстановок полученных выражений и действий с многочленами передаточная функция градиента динамического шарнирного момента примет вид:

$$\mathbf{M}_{\text{ш}}^{\delta}(p) = f_{33}^0(p) - \frac{f_{23}(p) f_{32}(p)}{\Phi(p)} = f_{33}^0(p) - \frac{f_{11}(p) f_{23}(p) f_{32}(p)}{f_{11}(p) f_{22}(p) - f_{12}(p) f_{21}(p)} = \quad (3)$$

$$= \frac{0,047 p^5 + 2,86 \cdot 10^3 p^4 + 9,42 \cdot 10^4 p^3 + 1,82 \cdot 10^9 p^2 + 3,48 \cdot 10^9 p + 5,38 \cdot 10^{12}}{3775 p^4 + 146980 p^3 + 6206174204 p^2 + 11708678 \cdot 10^4 p + 2347415064 \cdot 10^6}.$$

Амплитудно-фазочастотные характеристики (АФЧХ) полученной передаточной функции $\mathbf{M}_{\text{ш}}^{\delta}(p)$ приведены на рис. 2. Видно, что в рассматриваемом

режиме полета руль представляет собой колебательную динамическую систему, имеющую резонансные пики на частотах $f_1 = 125 \text{ Гц}$

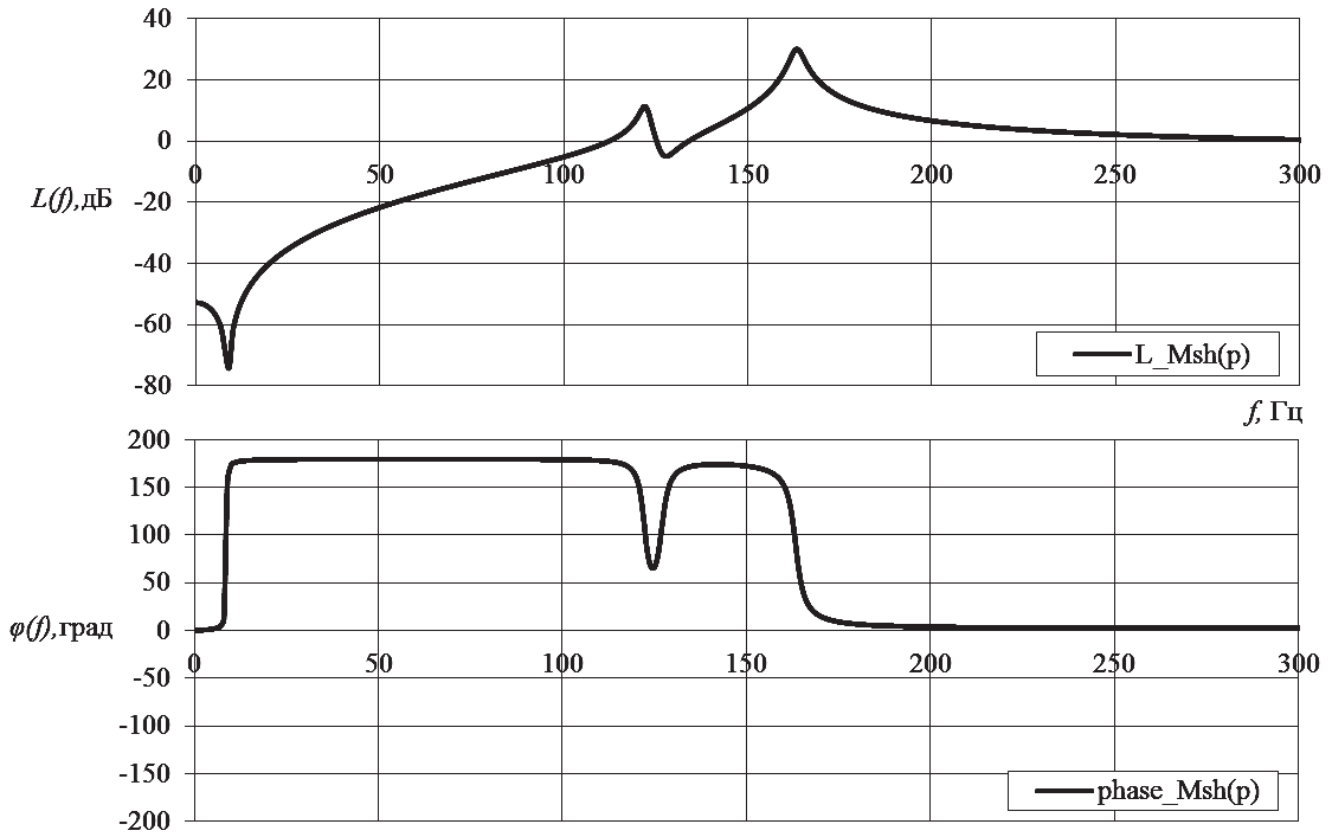


Рис. 2. АФЧХ передаточной функции $M_{ш}^{\delta}(p)$

и $f_2 = 155$ Гц. При этом подъемы амплитудно-частотной характеристики на частотах f_1 и f_2 достигают +10 дБ и +30 дБ соответственно, что является причиной появления дополнительной инерционной составляющей нагрузки на вал электродвигателя привода.

Для оценки влияния нагрузки контура привода рулем, совершающим изгибно-крутильные колебания в потоке, было проведено математическое моделирование на полной нелинейной модели привода. Функциональная схема модели привода [22] приведена на рис. 3.

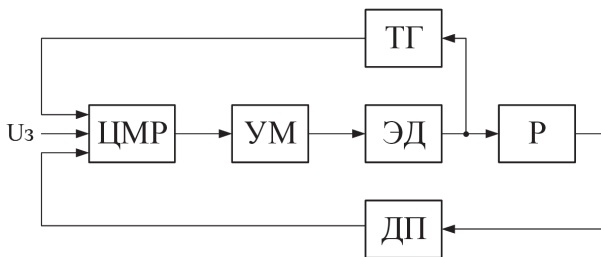


Рис. 3. Функциональная схема модели привода: U_3 — сигнал задания; ЦМР — цифровой микроконтроллерный регулятор; УМ — усилитель мощности; ТГ — тахогенератор; ЭД — исполнительный электродвигатель; ДП — датчик положения выходной оси; Р — редуктор

Рассмотрим подробнее модель редуктора [22], в которой описание динамики процессов представлено системой дифференциальных уравнений:

$$\left\{ \begin{aligned} \varphi_3(t) &= \begin{cases} \frac{\varphi_{дв}(t)}{i_p} - \varphi_H(t) - \frac{\alpha_3}{2}, & \left| \frac{\varphi_{дв}(t)}{i_p} - \varphi_H(t) \right| \geq \frac{\alpha_3}{2}, \\ 0, & \left| \frac{\varphi_{дв}(t)}{i_p} - \varphi_H(t) \right| < \frac{\alpha_3}{2}; \end{cases} \\ M_H(t) &= C \cdot \varphi_3(t) + K_{вт}^{\Omega} \cdot \frac{d\varphi_3(t)}{dt}; \\ M_{ст}^H(t) &= \begin{cases} M_{ст}^1(t) = M_{ст}^2 + 0,1 \cdot |M_H(t)| \\ M_H(t), \Omega_H(t) = 0, |M_H(t)| \leq M_{ст}^1(t), \\ M_{ст}^1(t) \cdot \text{sign}(M_H(t)), \Omega_H(t) = 0, \\ |M_H(t)| > M_{ст}^1(t), \\ M_{ст}^1(t) \cdot \text{sign}(\Omega_H(t)), \Omega_H(t) \neq 0; \end{cases} \\ M_H(t) - M_{ст}^H(t) - K_{вт}^H \cdot \Omega_H(t) - K_{ш} \cdot \varphi_H(t) - \\ -M_{вн}(t) &= J_H \cdot \frac{d}{dt} \Omega_H(t). \end{aligned} \right. \quad (4)$$

Здесь φ_H — угол поворота выходной оси; φ_3 — угол «закрутки» вала нагрузки относительно вала двигателя с учетом люфта; α_3 — величина люфта; C — жесткость механической передачи; $K_{\text{вт}}^\Omega$ — коэффициент вязкого трения, отражающий потери в механической передаче; $M_{\text{ст}}^H$ — момент сухого трения нагрузки; $K_{\text{вт}}^H$ — коэффициент вязкого трения нагрузки; Ω_H — частота вращения вала выходной оси; $K_{\text{ш}}$ — коэффициент шарнирного момента; $M_{\text{вн}}$ — внешний момент нагрузки; J_H — момент инерции нагрузки; $M_{\text{ст}}^2$ — постоянная составляющая момента сухого трения на валу нагрузки; i_p — передаточное число редуктора.

Структурная схема модели редуктора, соответствующая системе уравнений (4), приведена на рис. 4.

Как видно из системы уравнений (4), основная связь моментов нагрузки с углом поворота выходной оси описывается уравнением

$$M_H(t) - M_{\text{ст}}^H(t) - K_{\text{вт}}^H \cdot \Omega_H(t) - K_{\text{ш}} \cdot \varphi_H(t) - M_{\text{вн}}(t) = J_H \cdot \frac{d}{dt} \Omega_H(t).$$

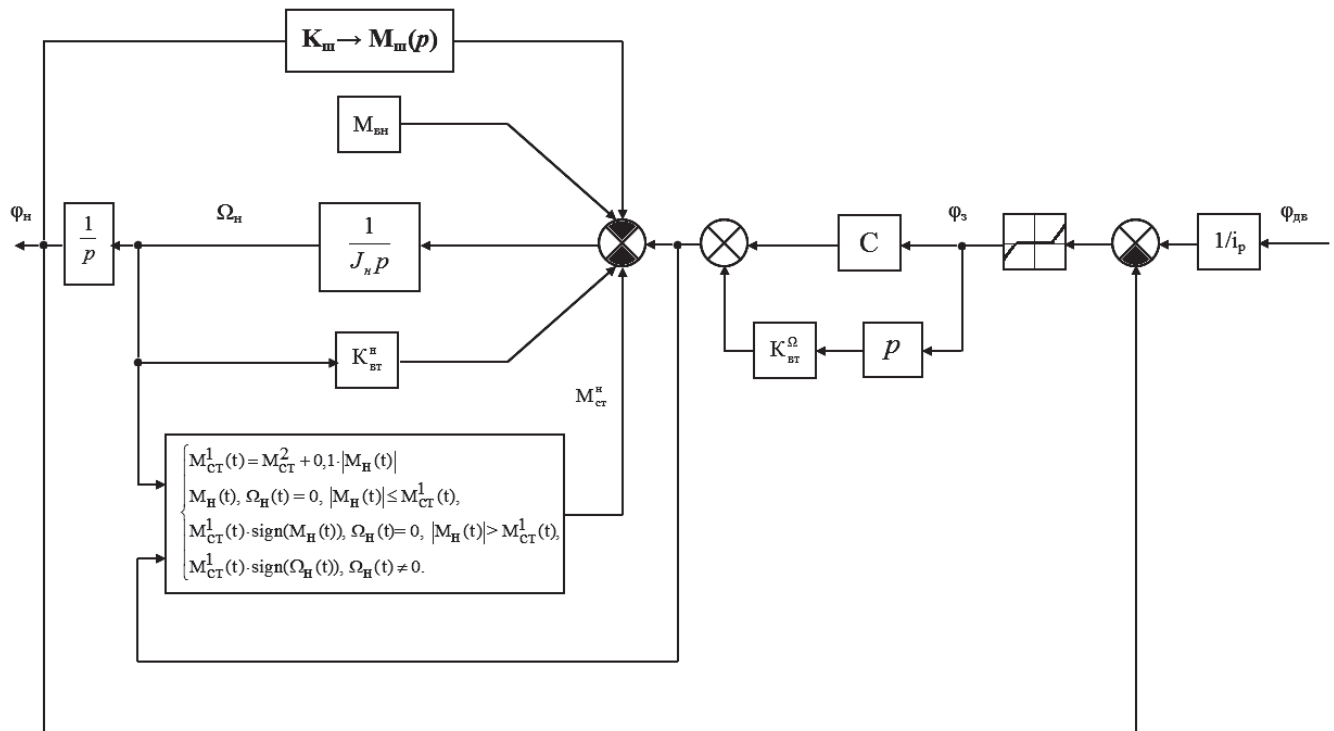


Рис. 4. Структурная схема модели редуктора

Вследствие этого для учета нагрузки привода рулем, совершающим изгибно-крутильные колебания в потоке, необходимо в модели редуктора заменить безынерционный коэффициент шарнирного момента $K_{\text{ш}}$ на передаточную функцию $M_{\text{ш}}^\delta(p)$.

Результаты исследования

Моделирование процессов в системе «руль—привод» проводилось при подаче на вход модели привода входных сигналов $\delta_{\text{вх}} = 1^\circ, 3^\circ$, так как на режимах отработки малых сигналов управления существенные нелинейности контура привода оказывают наибольшее влияние на его динамические характеристики [2, 7, 18, 20].

В ходе моделирования произведено сравнение переходных процессов и АФЧХ модели привода при использовании в модели редуктора $K_{\text{ш}}$ и $M_{\text{ш}}^\delta(p)$. Переходные процессы и АФЧХ, полученные на модели привода для входных сигналов $\delta_{\text{вх}} = 1^\circ, 3^\circ$ в полосе частот 1—200 Гц, приведены на рис. 5 и 6. На рис. 5 представлены функции переходного процесса при отработке $\delta_{\text{вх}}$ (кривые 1) для $K_{\text{ш}}$ (кривые 2) и $M_{\text{ш}}^\delta(p)$ (кривые 3) для $\delta_{\text{вх}} = 1^\circ$ (рис. 5,а) и $\delta_{\text{вх}} = 3^\circ$ (рис. 5,б) соответ-

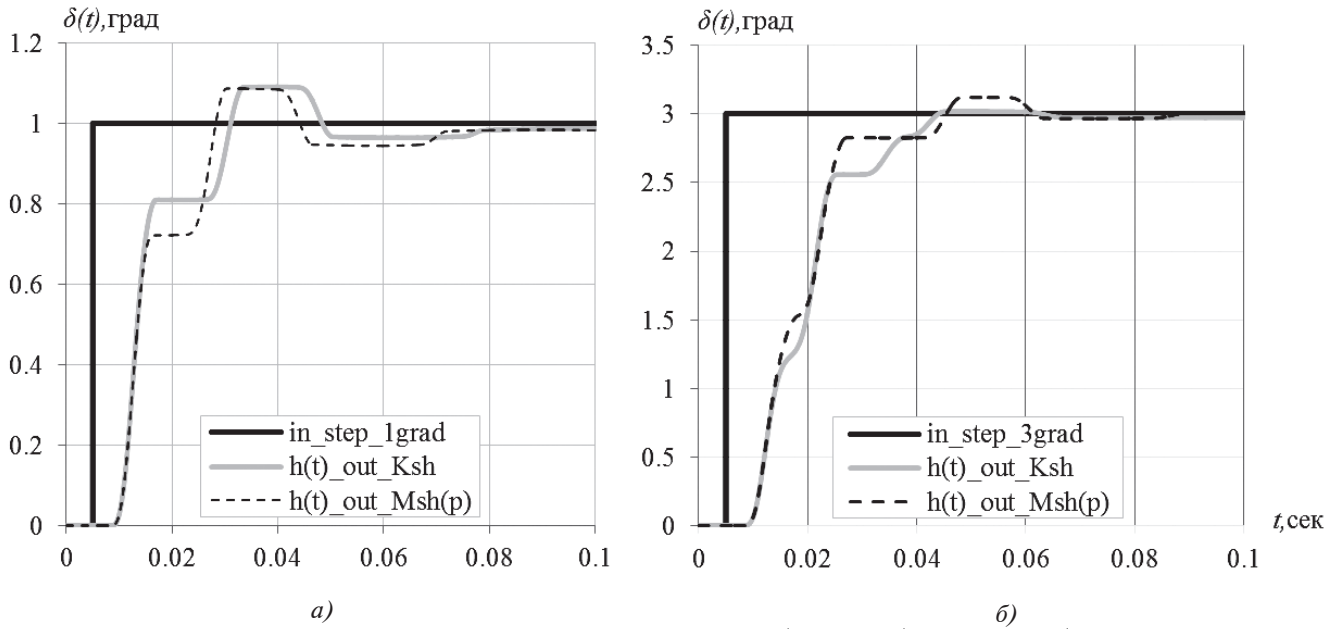


Рис. 5. Моделирование отработки ступенчатых входных сигналов $\delta_{вх}$: а — $\delta_{вх} = 1^\circ$; б — $\delta_{вх} = 3^\circ$

ственно. На рис. 6,а представлены АФЧХ на выходе модели привода при отработке $\delta_{вх} = 1^\circ$ для $K_{ш}$ (кривые 1) и $M_{ш}^\delta(p)$ (кривые 2), а на рис. 6,б — при отработке $\delta_{вх} = 3^\circ$ для $K_{ш}$ (кривые 1) и $M_{ш}^\delta(p)$ (кривые 2).

Как видно из рис. 6, при учете аэроупругой нагрузки и замене $K_{ш}$ на $M_{ш}^\delta(p)$ основные отличия в частотных характеристиках присутствуют на частотах изгибных и крутильных колебаний руля $f_1 = 125$ Гц и $f_2 = 155$ Гц.

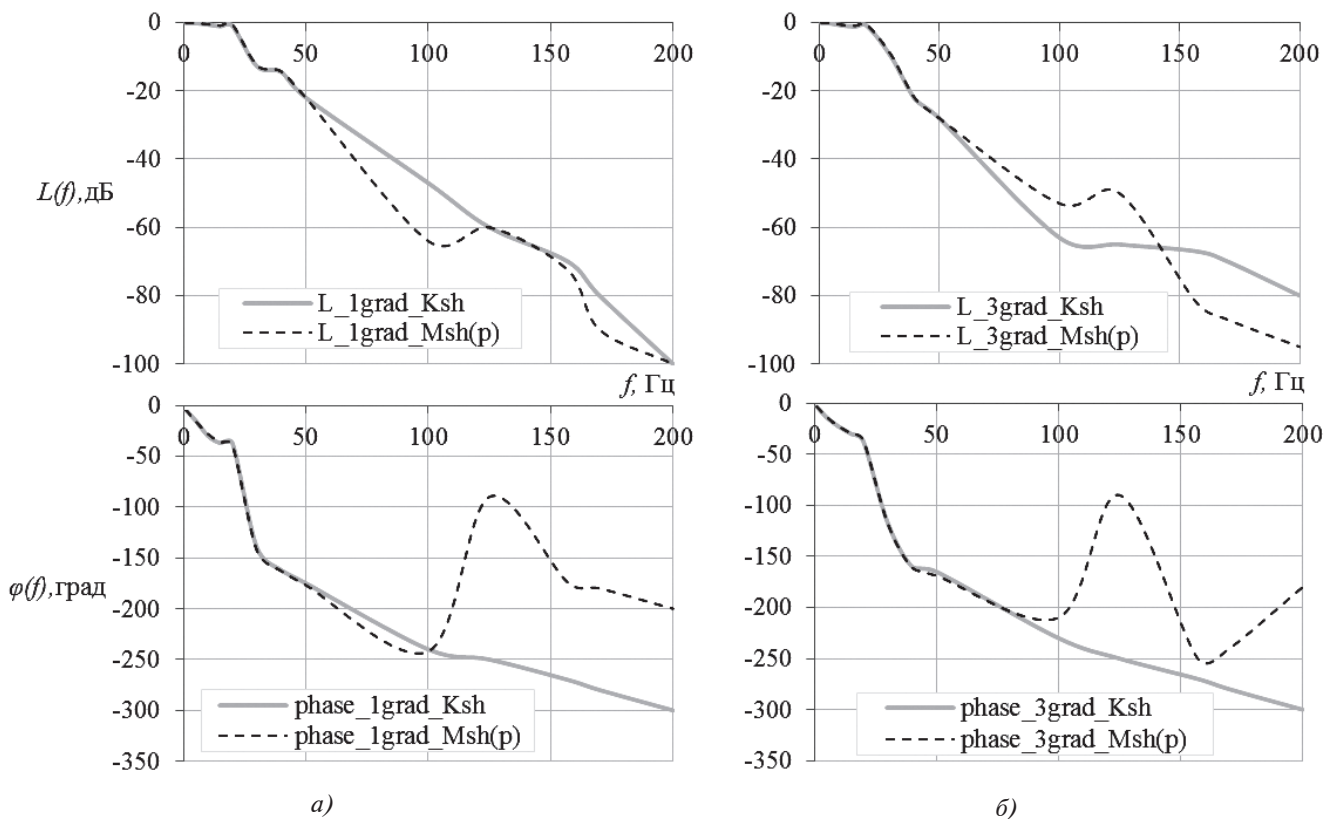


Рис. 6. АФЧХ модели привода для входных сигналов $\delta_{вх}$ в полосе частот 1–200 Гц: а — $\delta_{вх} = 1^\circ$; б — $\delta_{вх} = 3^\circ$

Для большей наглядности рассмотрим подробнее те же АФЧХ модели привода в полосе частот 1—50 Гц, так как данная полоса частот характеризует функционирование привода в его полосе пропускания и в области частот 1-го тона изгибных колебаний корпуса БЛА (37—50 Гц). АФЧХ модели привода для входных сигналов $\delta_{вх} = 1^\circ, 3^\circ$ в полосе частот 1—50 Гц приведены на рис. 7, а и 7, б соответственно.

пневматического и электрического) и позволяющая проводить комплексные исследования устойчивости системы «руль—привод».

В интересах обеспечения устойчивости системы стабилизации БЛА с учетом требований аэроупругости проведено исследование системы «руль—привод». В качестве привода рассмотрен электропривод с цифровым микроконтроллерным регулятором, который в настоящее время используется в составе системы стабилизации высоко-

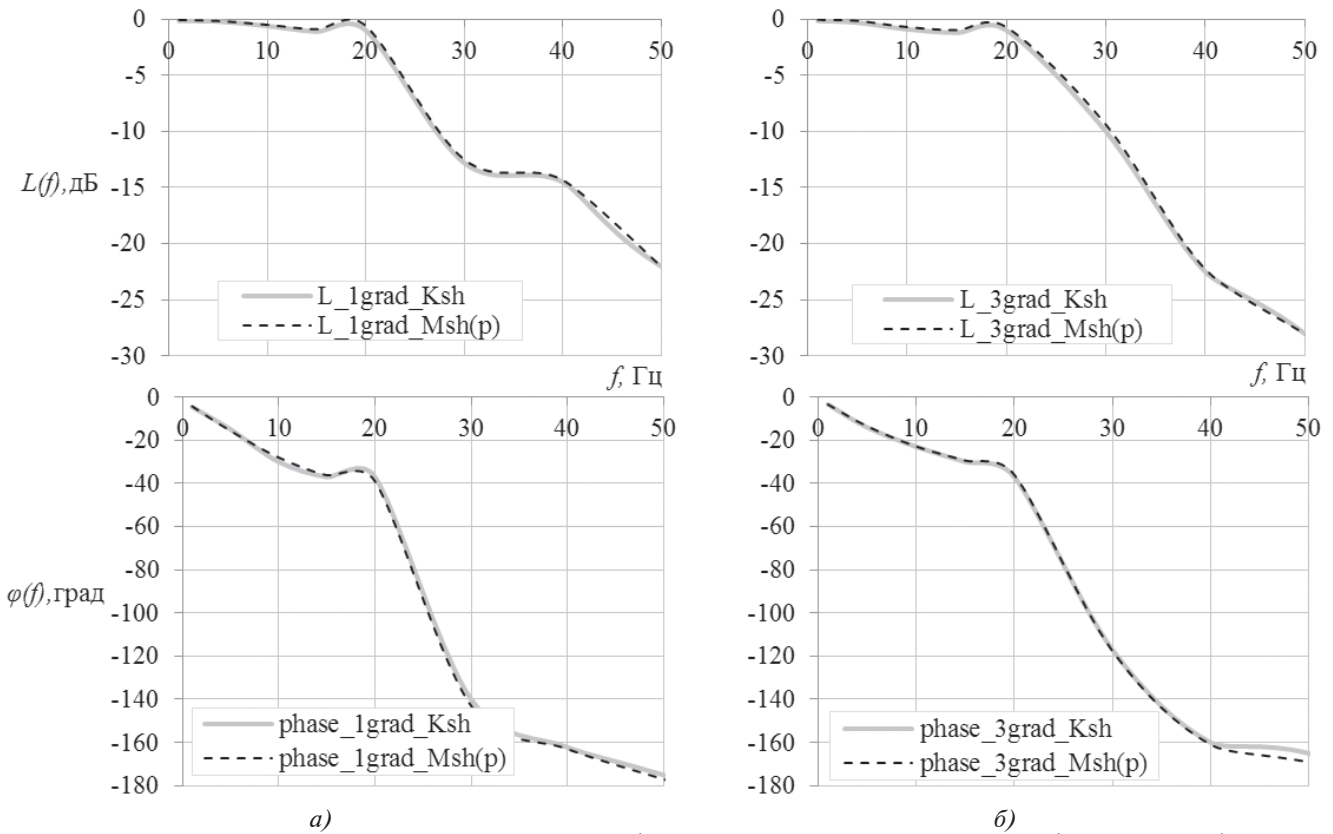


Рис. 7. АФЧХ модели привода для входных сигналов $\delta_{вх}$ в полосе частот 1—50 Гц: а — $\delta_{вх} = 1^\circ$; б — $\delta_{вх} = 3^\circ$

Из рис. 5—7 видно, что для исследуемой системы «руль—привод» появление дополнительной инерционной составляющей нагрузки на вал электродвигателя из-за руля, совершающего изгибно-крутильные колебания в аэродинамическом потоке, практически не влияет на динамические характеристики привода в его полосе пропускания и в области частот 1-го тона изгибных колебаний корпуса БЛА.

Выводы

В процессе исследования использована методика формирования передаточной функции градиента динамического шарнирного момента, в равной степени подходящая для описания динамики привода любого типа (гидравлического,

маневренного БЛА. Для заданных массогабаритных характеристик аэродинамического руля получены коэффициенты передаточной функции динамического шарнирного момента, а также частотные характеристики системы «руль—привод» для рассматриваемого режима полета.

Результаты исследования системы «руль—привод» позволяют сделать вывод, что рассматриваемый привод, нагруженный рулем, совершающим колебания в области частот упругих колебаний конструкции, может использоваться в составе системы стабилизации БЛА.

Вследствие инвариантности по отношению к типу привода и виду аэродинамического потока (до- и сверхзвуковому) использованная методика и полученные результаты также могут применять-

ся при исследовании актуальных задач по обеспечению устойчивости систем стабилизации БЛА различных классов и типов с учетом требований аэроупругости.

Библиографический список

1. Мизрохи В.Я. Проектирование управления зенитных ракет. — М.: Экслибрис-Пресс, 2010. — 251 с.
2. Акимов В.Н., Уласевич В.П., Грызин С.В. Сравнение различных типов рулевых приводов для БЛА средней дальности // Вестник воздушно-космической обороны. 2017. Т. 16. № 4. С. 23-28.
3. Лю Дэ Гуан. Анализ флаттера бескрылой ракеты // Вестник Московского авиационного института. 2004. Т. 11. № 1. С. 7-11.
4. Быков А.В. Средства расчетно-экспериментальных исследований аэроупругой устойчивости высокоманевренных ракет // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 1. С. 65-74.
5. Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З. Влияние квазистатических деформаций на характеристики аэроупругости самолета с крылом большого удлинения // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 14-25.
6. Кузьмина С.И., Ишмуратов Ф.З., Поповский В.Н., Карась О.В. Анализ динамической реакции и эффективности системы подавления флаттера магистрального самолета в трансзвуковом режиме полета // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 108-121. DOI: 10.34759/vst-2020-1-108-121
7. Парафесь С.Г., Смыслов В.И. Проектирование конструкции и САУ БПЛА с учетом аэроупругости: постановка и методы решения задачи. — М.: Техносфера, 2018. — 181 с.
8. 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. DOI: 10.1002/1521-4001(200109)81:9<579::AID-ZAMM579>3.0.CO;2-Z
9. Gupta K.K., Bach C. Systems Identification Approach for a Computational-Fluid-Dynamics-Based Aeroelastic Analysis // AIAA Journal. 2007. Vol. 45. No. 12, pp. 2820-2827. DOI: 10.2514/1.28647
10. 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. DOI: 10.2514/6.2009-5708
11. 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. DOI: 10.2514/6.2011-1770
12. Luber W. Aeroservoelastic Flight Control Design for a Military Combat Aircraft Weapon System // 28th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS (23-28 September, 2012, Brisbane, Australia). URL: https://www.icas.org/icas_archive/icas2012/papers/669.pdf
13. Haghghat S., Martins J.R.R.A., Liu H.H.T. Aeroservoelastic design optimization of a flexible wing // Journal of Aircraft. 2012. Vol. 49. No. 2, pp. 432-443. DOI: 10.2514/1.C031344
14. Broughton-Venner J., Wynn A., Palacios R. Aeroservoelastic Optimisation of Aerofoils with Compliant Flaps via Reparameterization and Variable Selection // AIAA Journal. 2017. Vol. 56. No. 3. DOI: 10.2514/1.J056141.
15. Stanford B. Aeroservoelastic Optimization under Stochastic Gust Constraints // Applied Aerodynamics Conference, AIAA AVIATION Forum (25-29 June 2018, Hyatt Regency, Atlanta, Georgia). AIAA 2018-2837. DOI: 10.2514/6.2018-2837
16. Stanford B.K. Gradient-Based Aeroservoelastic Optimization with Static Output Feedback // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2019. Vol. 42. No. 10, pp. 2314-2318. DOI: 10.2514/1.G004373
17. Nalci M.O., Kayran A. Aeroservoelastic Modeling and Analysis of a Missile Control Surface With a Nonlinear Electromechanical Actuator // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (16-20 June 2014, Atlanta, GA). AIAA 2014-2055. DOI: 10.2514/6.2014-2055
18. Быков А.В., Парафесь С.Г., Смыслов В.И. Особенности исследований аэроупругих колебаний беспилотных летательных аппаратов с электроприводом рулей // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 4. С. 73-83. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-73-83
19. Парафесь С.Г., Туркин И.К. Об одном подходе к проектированию системы «руль — привод» с учетом требований аэроупругой устойчивости // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 1. С. 71-77.
20. Полковников В.А. Предельные динамические возможности следящих приводов летательных аппаратов. Основы теории: анализ и синтез: Учеб. пособие для вузов. — М.: Изд-во МАИ, 2015. — 318 с.
21. 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(3). С. 143-150.
22. Попов А.И., Гончаров А.С. Адаптивная система прямого цифрового управления следящего рулевого электропривода автономных объектов // Электротехнические комплексы и системы управления. 2011. № 1. С. 37-41.

STUDYING THE “RUDDER-DRIVE” SYSTEM WITH ACCOUNTING FOR THE RUDDER FLEXURAL-AND-TORSIONAL VIBRATIONS

Akimov V.N.^{1*}, Gryzin S.V.^{1**}, Parafes' S.G.^{2***}

¹ Dolgoprudny Research and Production Enterprise,
1, Sobina sq., Dolgoprudny, Moscow Region, 141700, Russia

² Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

* e-mail: mail@dnp.biz

** e-mail: gryzzin@mail.ru

*** e-mail: s.parafes@mail.ru

Abstract

When designing modern highly maneuverable unmanned aerial vehicles (UAVs), one of the most urgent tasks is studying aeroelastic stability of the rudder-drive system, since the stability loss in the above-appointed system can lead to the general instability of the UAV stabilization system, which is unallowable. To ensure stability of the “aeroelastic UAV–stabilization system” circuit, the requirements on bandwidth and gain level, as well as necessary phase lag in the strictly defined frequency band are being imposed on the rudder drive. All this, in its turn, complicates the problem of ensuring stability of both the UAV stabilization system and the rudder-drive system.

The article presents the results of studying the aeroelastic stability of the rudder-drive system of the highly maneuverable UAV studying. They are based on the frequency characteristics and processed signals comparison at the output of the isolated drive with constant load, and at the output of the drive loaded with the rudder that oscillates within the frequency range of the structure elastic vibrations. The electric drive with digital microcontroller regulator, being employed at present as a part of stabilization system of the highly maneuverable UAV was considered as a drive. A hinge moment gradient, characterizing the drive loading by the rudder performing flexural-and-torsional vibrations in the supersonic aerodynamic flow, was obtained. Nonlinear mathematical model of the rudder drive with digital microcontroller regulator was used as a research tool.

The main results of the study are the transfer function coefficients of the dynamic hinge moment, and obtained frequency responses of the “rudder-drive” system for the UAV flight mode under consideration. The results of the “rudder-drive” system studying allow concluding that that the considered drive, being loaded by the rudder, vibrating within the

range of the structure elastic vibrations, can be used as a part of the UAV stabilizing system.

The considered in the article technique for the transfer function of the dynamic hinge moment forming is invariant relative to the drive type and aerodynamic flow kind (sub- or supersonic). In this regard, the results of the studies obtained by its application can be employed while solving the variety of the problems on the stability ensuring of the stabilization systems of various UAV classes with regard for aeroelasticity.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV), stabilization system, rudder, electric drive, dynamic hinge moment, aeroelastic stability, rudder-drive system, nonlinear model.

References

1. Mizrokhi V.Ya. *Proektirovanie upravleniya zenitnykh raket* (Anti-aircraft missiles control designing), Moscow, Ekslibris-Press, 2010, 251 p.
2. Akimov V.N., Ulasevich V.P., Gryzin S.V. *Vestnik vozdushno-kosmicheskoi oborony*, 2017, vol. 16, no. 4, pp. 23-28.
3. Lyu De Guan. *Aerospace MAI Journal*, 2004, vol. 11, no. 1, pp. 7-11.
4. Bykov A.V. Means for computational and experimental investigations of aeroelastic stability of highly-maneuverable missiles. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 1, pp. 65-74.
5. Bezuevskii A.V., Ishmuratov F.Z. Quasi-static deformations effect on aeroelasticity characteristics of an aircraft with high aspect ratio wing. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 14-25.
6. Kuz'mina S.I., Ishmuratov F.Z., Popovskii V.N., Karas' O.V. Analysis of dynamic response and flutter suppression system effectiveness of a long-haul aircraft in transonic flight mode. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 108-121. DOI: 10.34759/vst-2020-1-108-121
7. Parafes' S.G., Smyslov V.I. *Proektirovanie konstruktsii i SAU BPLA s uchetom aerouprugosti: postanovka i*

- metody resheniya zadachi* (Design of UAV design and ACS with consideration of aeroelasticity: statement and methods of solving the problem), Moscow, Tekhnosfera, 2018, 181 p.
8. 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. DOI: 10.1002/1521-4001(200109)81:9<579:AID-ZAMM579>3.0.CO;2-Z
 9. Gupta K.K., Bach C. Systems Identification Approach for a Computational-Fluid-Dynamics-Based Aeroelastic Analysis. *AIAA Journal*, 2007, vol. 45, no. 12, pp. 2820-2827. DOI: 10.2514/1.28647
 10. 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. DOI: 10.2514/6.2009-5708
 11. 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. DOI: 10.2514/6.2011-1770
 12. Luber W. Aeroservoelastic Flight Control Design for a Military Combat Aircraft Weapon System. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS (23-28 September, 2012, Brisbane, Australia)*. URL: https://www.icas.org/icas_archive/icas2012/papers/669.pdf
 13. Haghighat S., Martins J.R.R.A., Liu H.H.T. Aeroservoelastic design optimization of a flexible wing. *Journal of Aircraft*, 2012, vol. 49, no. 2, pp. 432-443. DOI: 10.2514/1.C031344
 14. Broughton-Venner J., Wynn A., Palacios R. Aeroservoelastic Optimisation of Aerofoils with Compliant Flaps via Reparameterization and Variable Selection. *AIAA Journal*, 2017, vol. 56, no. 3. DOI: 10.2514/1.J056141.
 15. Stanford B. Aeroservoelastic Optimization under Stochastic Gust Constraints. *Applied Aerodynamics Conference, AIAA AVIATION Forum (25-29 June 2018, Hyatt Regency, Atlanta, Georgia)*. AIAA 2018-2837. DOI: 10.2514/6.2018-2837
 16. Stanford B.K. Gradient-Based Aeroservoelastic Optimization with Static Output Feedback. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, vol. 42, no. 10, pp. 2314-2318. DOI: 10.2514/1.G004373
 17. Nalci M.O., Kayran A. Aeroservoelastic Modeling and Analysis of a Missile Control Surface With a Nonlinear Electromechanical Actuator. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (16-20 June 2014, Atlanta, GA)*. AIAA 2014-2055. DOI: 10.2514/6.2014-2055
 18. Bykov A.V., Parafes' S.G., Smyslov V.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2018, vol. 21, no. 4, pp. 73-83. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-73-83
 19. Parafes' S.G., Turkin I.K. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2020, no. 1, pp. 71-77.
 20. Polkovnikov V.A. *Predel'nye dinamicheskie vozmozhnosti sledyashchikh privodov letatel'nykh apparatov. Osnovy teorii: analiz i sintez* (Ultimate dynamic capabilities of aircraft tracking drives. Fundamentals of theory: analysis and synthesis), Moscow, MAI, 2015, 318 p.
 21. Parafes' S.G., Ivanov D.N., Oparin A.S. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2016, no. 225(3), pp. 143-150.
 22. Popov A.I., Goncharov A.S. *Elektrotekhnicheskie komplekсы i sistemy upravleniya*, 2011, no. 1, pp. 37-41.