

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;*
05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;
05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;
05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

УДК 533.6.013.42:629.7.025.32:629.762.5
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-54-66

**УЧЕТ ТРЕБОВАНИЙ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ
ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СИСТЕМЫ «РУЛЬ – ПРИВОД»
МАНЕВРЕННОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

В.Н. АКИМОВ¹, Д.Н. ИВАНОВ^{1,2}, А.Ю. НАГОРНОВ², С.Г. ПАРАФЕСЬ²

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

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

В статье предложена методика проектирования системы «руль – привод», направленная на обеспечение безопасности от флаттера органа управления – аэродинамического руля и устойчивости системы «руль – привод». Флаттер руля представляет собой динамическую форму потери аэроупругой устойчивости; потенциальная возможность возникновения колебаний в системе «руль – привод» связана с аэроупругим взаимодействием органа управления и привода в полете. Реализация данных требований в процессе разработки маневренного беспилотного летательного аппарата (БЛА) является необходимым условием создания аппарата, безопасного от аэроупругих явлений. Важным этапом проектирования аэроупругой системы «руль – привод» является согласованный выбор параметров подсистем: руля и привода, удовлетворяющих требованию устойчивости проектируемой системы. Для решения этой задачи предлагается итерационный метод, базирующийся на использовании линеаризованной или нелинейной моделей исследования устойчивости системы «руль – привод», разработанных авторами. Согласно данному методу решение задачи согласования параметров подсистем руля и привода предполагает несколько этапов. Сначала выполняется анализ устойчивости системы, и в случае ее неустойчивости (или отсутствия необходимых запасов устойчивости) разрабатываются эффективные меры, нацеленные на обеспечение устойчивости проектируемой системы. В зависимости от выбранных мер решаются новые задачи проектирования подсистем руля или привода, в которых дополнительно учитываются ограничения, налагаемые требованием устойчивости системы. Изложение основ методики проектирования аэроупругой системы «руль – привод» сопровождается примером согласования параметров аэродинамического руля и привода электромеханического типа, в котором устойчивость аэроупругой системы обеспечивается за счет коррекции характеристик конструкции руля.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), руль, привод, система «руль – привод», флаттер, аэроупругая устойчивость, совместное проектирование, методика.

ВВЕДЕНИЕ

Среди аэроупругих явлений, которые требуется рассмотреть при проектировании маневренного беспилотного летательного аппарата (БЛА), важное место занимают флаттер органов управления – аэродинамических рулей и потеря устойчивости системы «руль – привод» [1–6]. Флаттер представляет собой динамическую форму потери аэроупругой устойчивости, которая проявляется в быстром нарастании амплитуд колебаний, приводящих к разрушению элемента конструкции, подверженного флаттеру. Потеря устойчивости системы «руль – привод» связана

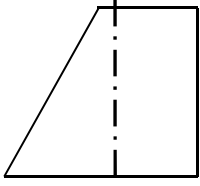
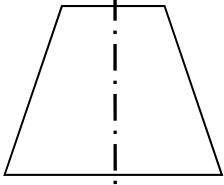
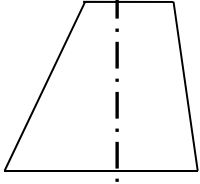
с аэроупругим взаимодействием органа управления и рулевого привода в полете: при определенных сочетаниях параметров аэродинамического нагружения, параметров и характеристик руля и привода в аэроупругой системе «руль – привод» могут иметь место колебательные процессы. Из-за присутствия в приводе, в том числе в механизме управления рулями, нелинейностей разного рода, колебания бывают обычно ограниченной амплитуды и не приводят, в отличие от флаттера, к разрушению конструкции руля. Однако наличие автоколебаний в системе обуславливает существенное снижение качества управления БЛА, что является недопустимым. Вероятность возникновения колебаний увеличивается с ростом скоростей и перегрузок БЛА, а также из-за широкого применения современных рулевых приводов, в первую очередь электрического типа, которые характеризуются высоким быстродействием и относительно низкой жесткостью.

КОМПОНЕНТЫ СИСТЕМЫ «РУЛЬ – ПРИВОД» МАНЕВРЕННОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Исследуемая система состоит из двух объектов: аэродинамического руля и рулевого привода. В качестве аэродинамических рулей маневренных БЛА применяются рули малого удлинения, как правило, имеющие шестигранный профиль и форму согласно табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Формы в плане аэродинамических рулей маневренных БЛА
Shapes of aerodynamic rudders of the maneuverable UAV

Вид	Описание
	<p>Форма руля в плане с прямоугольной задней кромкой</p>
	<p>Форма руля симметричной формы в плане (с равными углами стреловидности по передней и задней кромкам)</p>
	<p>Форма руля несимметричной формы в плане (с различными углами стреловидности по передней и задней кромкам)</p>

Условия применения маневренных БЛА рассматриваемых классов обуславливают необходимость делать рули складными. В качестве механизмов, обеспечивающих раскладку рулей в полете, используются, как правило, торсионы, реже – пружины. Характерный вид аэродинамического руля складной конструкции приведен на рис. 1.

Достоверно определить характеристики собственных колебаний, используемых в математических моделях исследования устойчивости системы «руль – привод», расчетным путем достаточно проблематично. Поэтому на практике используют экспериментальные методы определения частот, коэффициентов демпфирования и форм собственных колебаний складных рулей.

Помимо складных рулей для маневренных БЛА характерно применение электромеханических рулевых приводов, обладающих высокими динамическими и выгодными массогабаритными характеристиками. Функциональная схема электромеханического привода представлена на рис. 2. Привод электромеханического типа состоит из приводного электродвигателя (ЭД), тахогенератора (ТГ), редуктора (Р), датчика положения выходной оси (ДП), усилителя мощности (УМ) и цифрового микроконтроллерного регулятора (ЦМР).

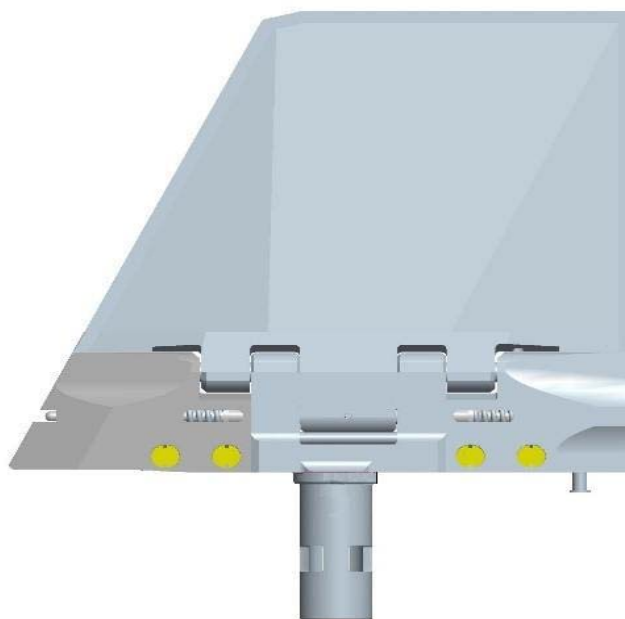


Рис. 1. Внешний вид руля маневренного БЛА
Fig. 1. Appearance of the maneuverable UAV rudder

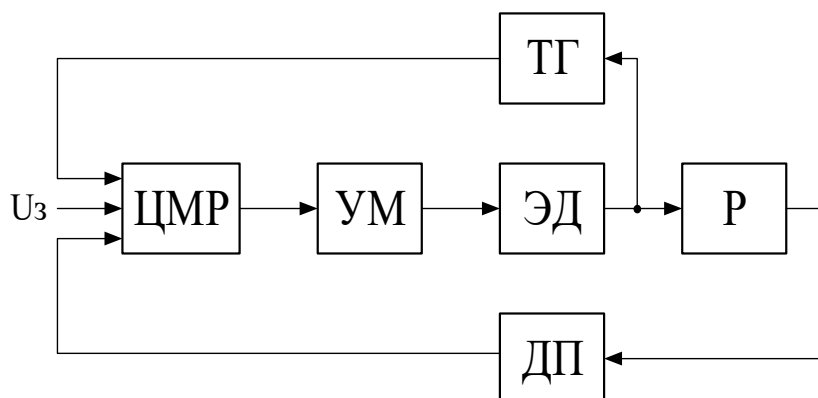


Рис. 2. Функциональная схема рулевого привода электромеханического типа
Fig. 2. Functional scheme of the electromechanical drive

Наиболее распространенными типами редукторов привода электромеханического типа являются зубчатый, шарико-винтовой, ролико-винтовой и волновой редуктор. В качестве примера приведем возможную кинематическую схему зубчатого редуктора с планетарной передачей (рис. 3).

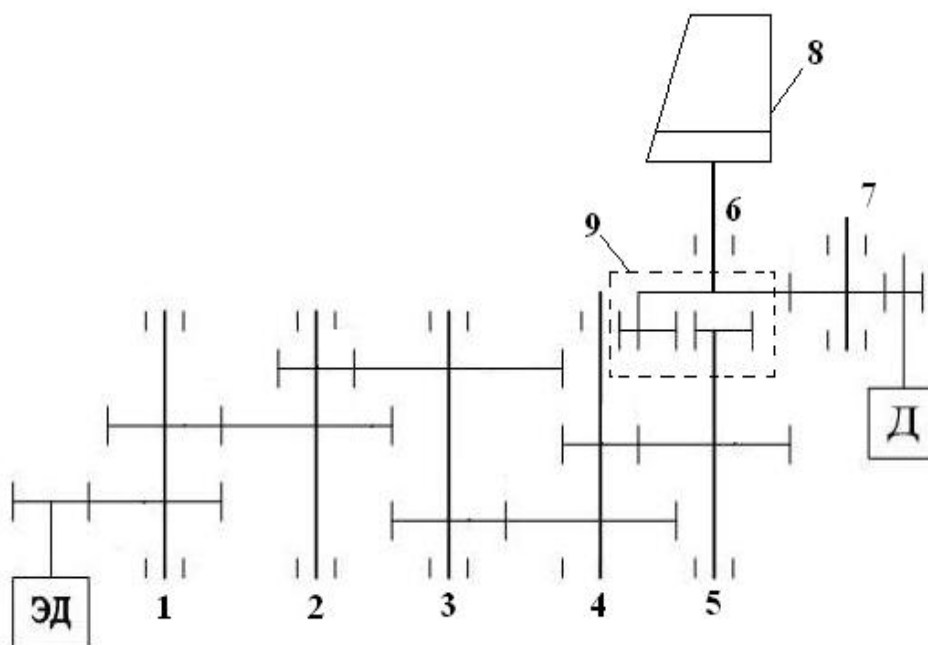


Рис. 3. Кинематическая схема зубчатого редуктора:

1...7 – порядковый номер ступени редуктора; 8 – аэродинамический руль; 9 – планетарная передача (водило – вал аэродинамического руля); ЭД – приводной электродвигатель;

Д – датчик угла поворота выходного звена резистивного типа

Fig. 3. The kinematic scheme of the reduction gear unit:

1...7 – sequence number of the gear stage; 8 – aerodynamic rudder; 9 – planetary gear (driver – aerodynamic rudder shaft); ED – the drive motor;

D – the resistive type rotation angle sensor of the output link

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РУЛЯ И ПРИВОДА С ЦЕЛЬЮ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ

Первая задача – обеспечение безопасности от флаттера – связана с проектированием работоспособной конструкции руля, отвечающей требованиям высокой технологичности и минимальной массы. Центральное место здесь занимает оптимизация конструкции органа управления – аэродинамического руля по критерию минимума массы; при этом определяющими требованиями при выборе конструктивно-силовой схемы (КСС) руля и ее параметров наряду с прочностью является именно безопасность от флаттера [7, 8]. Второй задаче – обеспечению устойчивости системы «руль – привод» – предшествует проектирование привода как исполнительного агрегата системы управления. Требования, предъявляемые к рулевому приводу на этом этапе: необходимые динамические свойства и точность отработки команд управления, высокая надежность, минимальные габаритные размеры и масса привода. Модели и методики, предназначенные для проектирования привода как исполнительного агрегата системы управления, на сегодня отработаны в достаточной мере (см., например, [9, 10]). Указанные задачи разработки руля и привода решаются на стадии отдельного проектирования подсистем; далее следует стадия согласования параметров проектируемых подсистем: руля и привода (рис. 4).

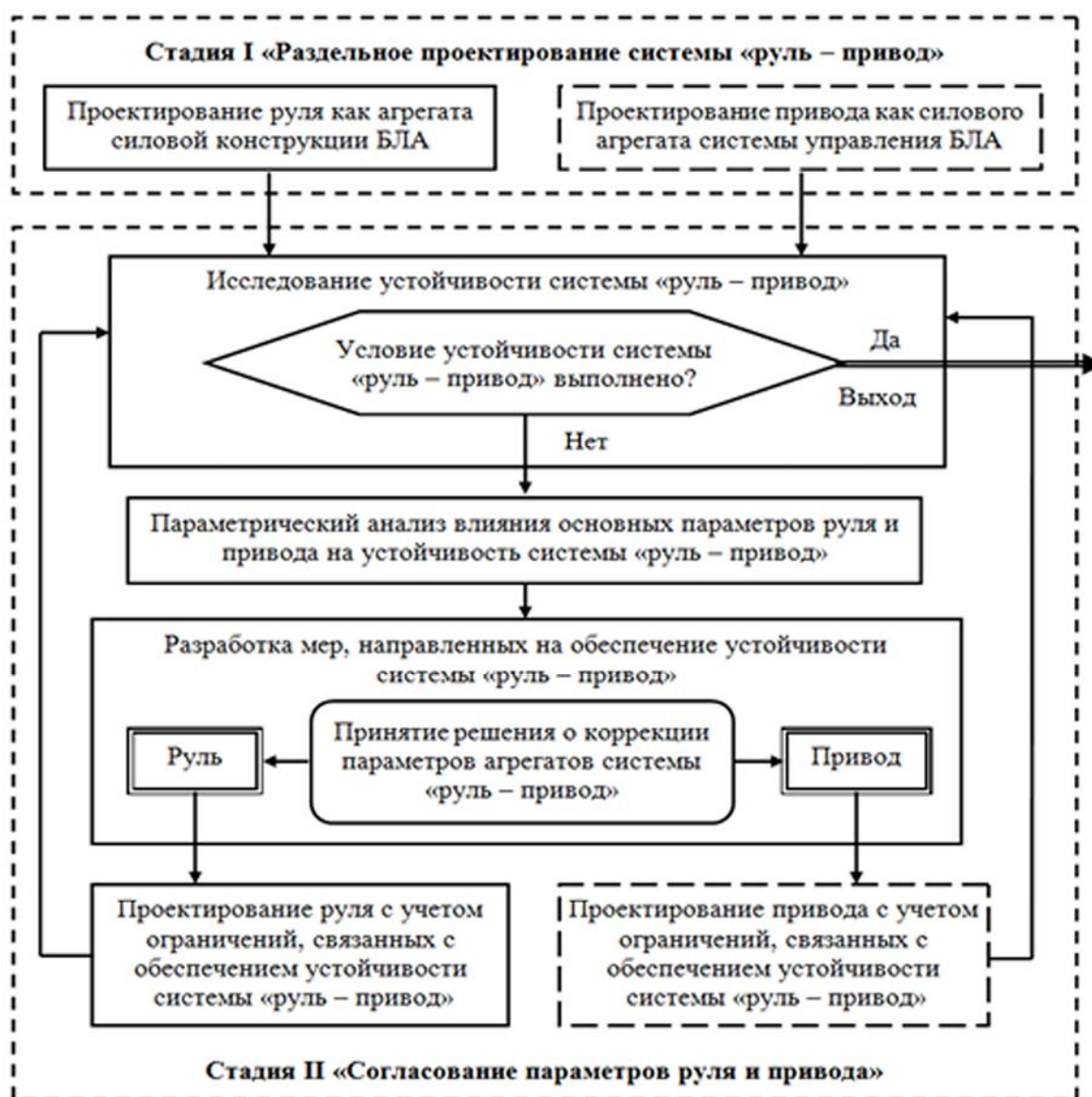


Рис. 4. Схема процесса проектирования руля и привода с целью обеспечения требований аэроупругой устойчивости

Fig. 4. The scheme of rudder and drive designing for the purpose of ensuring requirements of the aeroelastic stability

Будем полагать далее, что указанные выше задачи отдельного проектирования подсистем руля и привода решены. Рассмотрим более подробно задачу согласованного выбора параметров подсистем, удовлетворяющих требованию устойчивости системы «руль – привод».

СОГЛАСОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ РУЛЯ И ПРИВОДА В ИНТЕРЕСАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ АЭРОУПРУГОЙ СИСТЕМЫ

Стадия согласования параметров подсистем с целью обеспечения устойчивости проектируемой системы (рис. 4, стадия II), начинается с анализа устойчивости системы, для которого применяются линеаризованная или нелинейная модели исследования устойчивости, разработанные авторами. Данные модели описывают аэроупругое взаимодействие орга-

на управления – аэродинамического руля и рулевого привода и позволяют сделать вывод об устойчивости привода во всем диапазоне частот, включая частоты упругих колебаний руля. Выбор той или иной модели зависит от наличия информации по частотным характеристикам рулевого привода.

В линеаризованной и нелинейной моделях передаточная функция нагруженного привода от углового сигнала, подаваемого на его вход, δ до углового смещения выходного вала привода $\delta_{\text{шт}}$ имеет соответственно вид [8]

$$\mathbf{W}_{\text{пр}}^{\text{л}}(p) = \frac{\delta_{\text{шт}}}{\delta} = \frac{K}{J_{\text{п}}p^2 + fp + K + \mathbf{M}_{\text{ш}}^{\delta}(p)}; \quad (1)$$

$$\mathbf{W}_{\text{пр}}^{\text{н}}(p) = \frac{\delta_{\text{шт}}}{\delta} = \frac{\mathbf{W}(p)}{1 + \mathbf{M}_{\text{ш}}^{\delta}(p) \frac{(1 + T_{\text{я}}p)[1 - \mathbf{W}(p)]}{[J_{\text{п}}p(1 + T_{\text{я}}p) + f]p}}, \quad (2)$$

где K – добротность привода; $J_{\text{п}}$ – момент инерции подвижных частей привода; f – крутизна линеаризованной механической характеристики привода; $T_{\text{я}}$ – постоянная времени (для электропривода $T_{\text{я}} = L_{\text{я}}/R_{\text{я}}$, где $L_{\text{я}}, R_{\text{я}}$ – индуктивность и сопротивление обмотки якоря электродвигателя); $\mathbf{W}(p)$ – передаточная функция изолированного (с отсоединенным рулем) привода. Так как рулевой привод является нелинейной системой, то передаточную функцию $\mathbf{W}(p)$ следует определять для нескольких уровней входного сигнала δ . Параметры привода $K, J_{\text{п}}, f$ должны быть приведены к оси вращения руля.

Комплексный коэффициент $\mathbf{M}_{\text{ш}}^{\delta}(p)$ – градиент динамического шарнирного момента, действующего на привод со стороны руля. В рассматриваемой задаче исследования устойчивости проектируемой системы динамический шарнирный момент по своей сути представляет нагружение привода рулем, который совершает колебания в воздушном потоке. Комплексный коэффициент $\mathbf{M}_{\text{ш}}^{\delta}(p)$ зависит от массово-инерционных, жесткостных и демпфирующих свойств конструкции руля, а также от аэродинамических сил, возникающих при колебаниях руля, которые, в свою очередь, зависят от режима полета БЛА: скорости V и высоты H (плотности воздуха ρ) [8]:

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

где

$$\Phi(p) = \frac{f_{11}(p)f_{22}(p) - f_{12}(p)f_{21}(p)}{f_{11}(p)}; \quad (4)$$

$$\begin{aligned} f_{11}(p) &= m_{11}p^2 + (h_{11} + d_{11}V)p + g_{11}; & f_{12}(p) &= m_{12}p^2 + d_{12}Vp + b_{12}V^2; \\ f_{21}(p) &= m_{21}p^2 + d_{21}Vp; & f_{22}(p) &= m_{22}p^2 + (h_{22} + d_{22}V)p + (g_{22} + b_{22}V^2); \\ f_{23}(p) &= h_{23}p + g_{23}; & f_{32}(p) &= h_{32}p + g_{32}; & f_{33}^0(p) &= h_{33}^0p + g_{33}^0. \end{aligned} \quad (5)$$

Параметры, входящие в выражения для комплексных коэффициентов $f_{ij}(p)$, $i, j = 1, 2, 3$ (5) представляют собой:

– инерционные коэффициенты, которые определяются через массовые моменты инерции руля J_{xx}, J_{xz}, J_{zz} и подвижных частей привода $J_{п}$:

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

– жесткостные коэффициенты, которые находятся через собственные частоты f_i изгибных ($i = 1$) и крутильных ($i = 2$) колебаний руля:

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

– коэффициенты конструкционного демпфирования, определяемые в том числе через логарифмические декременты ν_i изгибных ($i = 1$) и крутильных ($i = 2$) собственных колебаний руля:

$$h_{11} = h_{\beta}; \quad h_{22} = h_{33}^0 = h_{\delta}; \quad h_{23} = h_{32} = -h_{\delta}; \quad h_{\beta} = 2\nu_1 f_1 m_{11}; \quad h_{\delta} = 2\nu_2 f_2 m_{22};$$

– аэродинамические коэффициенты, которые находятся интегрированием распределенных аэродинамических сил по размаху руля (координата z):

$$\begin{aligned} d_{11} &= \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b z^2 dz; \quad d_{12} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 \bar{x}_m z dz; \\ d_{21} &= \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) z dz; \quad d_{22} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^3 \bar{x}_m (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz + \frac{1}{2} \rho k_0 \int_{z_0}^{z_0+l} b^3 dz; \\ b_{12} &= -\frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b z dz; \quad b_{22} = -\frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz; \\ \bar{x}_0 &= x_0/b; \quad \bar{x}_F = x_F/b; \\ \bar{x}_m &= \bar{x}_0 - \bar{x}_F - \frac{1}{2}, \quad k_0 = \frac{\pi}{8} \quad (\text{в случае дозвукового потока}); \\ \bar{x}_m &= \bar{x}_0 - \bar{x}_F, \quad k_0 = \frac{1}{12} c_y^{\delta} \quad (\text{в случае сверхзвукового потока}), \end{aligned}$$

где c_y^{δ} – производная коэффициента нормальной аэродинамической силы по углу отклонения руля δ ; x_0, x_F – координаты оси вращения руля и аэродинамического фокуса соответственно; z_0 – расстояние от места закрепления в корпусе рулевого отсека руля до его бортовой хорды; b, l – хорда и размах руля.

Параметры c_y^{δ} и \bar{x}_F определяются расчетным методом или экспериментально.

Передачная функция разомкнутой системы, по которой оценивается устойчивость исходной замкнутой системы «руль – привод», имеет вид

$$W_p(p) = \frac{W_{пр}(p)}{1 - W_{пр}(p)}$$

Граница устойчивости исследуемой системы определяется условиями

$$A[W_p(i\omega)] = 1; \quad \varphi[W_p(i\omega)] = -180^\circ,$$

где $A[W_p(i\omega)]$, $\varphi[W_p(i\omega)]$ – амплитудная и фазовая частотные характеристики $W_p(p)$. В качестве $W_{пр}(p)$ в линеаризованной модели принимается $W_{пр}^л(p)$, выражение (1), в нелинейной модели – $W_{пр}^н(p)$, выражение (2). При этом устойчивость исследуемой системы должна обеспечиваться с запасами по модулю $\Delta A \geq 2$ или по фазе $\Delta\varphi \geq 60^\circ$.

Используя одну из представленных выше моделей, можно сделать вывод об устойчивости аэроупругой системы. В случае неустойчивости проектируемой системы (или недостаточных запасах устойчивости), в соответствии со схемой (рис. 4, стадия II), далее:

– анализируется влияние параметров подсистем аэроупругой системы руля и привода на устойчивость системы. Цель данного исследования – выявить параметры подсистем, оказывающие наиболее существенное влияние на устойчивость проектируемой системы и найти числовые значения данных параметров, при которых обеспечиваются требуемые запасы устойчивости;

– в соответствии с результатами предыдущего шага вырабатываются меры, нацеленные на обеспечение устойчивости проектируемой системы, которая может быть достигнута за счет коррекции параметров подсистем руля или привода. Реализация мер предполагает решение новых задач проектирования подсистем, которые учитывают дополнительные ограничения, обусловленные требованием устойчивости проектируемой системы. Эти задачи связаны с коррекцией параметров руля и/или привода при сохранении достигнутого уровня функциональных свойств и характеристик подсистем. Ниже решается задача обеспечения устойчивости проектируемой аэроупругой системы за счет коррекции собственных частот колебаний руля. Рассмотрение задач проектирования привода (на схеме 4 отмечены пунктиром) выходит за рамки настоящей работы;

– после того, как намеченные меры будут реализованы, повторно выполняется анализ устойчивости проектируемой аэроупругой системы.

Процесс согласования параметров подсистем завершается при удовлетворении всех требований, предъявляемых к рулю и приводу, включая устойчивость аэроупругой системы.

ПРИМЕР РЕШЕНИЯ РАССМАТРИВАЕМОЙ ЗАДАЧИ

Компонентами проектируемой аэроупругой системы являются: цельноповоротный аэродинамический руль прямоугольной формы в плане с ромбовидным профилем и привод электромеханического типа с параметрами (приведенными к оси вращения руля): $K = 1,1 \cdot 10^4$ Н·м/рад, $J_{II} = 0,072$ кг·м², $f = 9$ Н·м·с. Параметры расчетного режима: высота полета БЛА $H = 2,5$ км (плотность воздуха $\rho = 0,96$ кг/м³, скорость звука $a = 330$ м/с), число Маха $M = 4,4$ ($c_y^\delta = 0,016$ 1/°, $x_F = 0,106$ м). Конструктивно-силовая схема (КСС) руля (исходного, руля с нервюрами) представлена на рис. 5, а его параметры – в табл. 2.

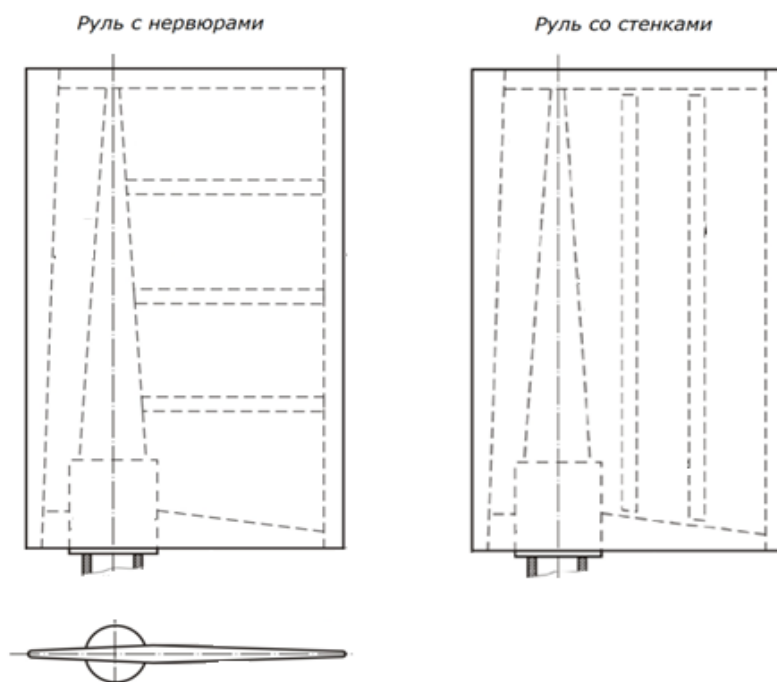


Рис. 5. Конструктивно-силовые схемы рулей
Fig. 5. Constructive-force schemes of rudders

Таблица 2
Table 2

Параметры руля
Rudder parameters

Параметр руля	Исходный руль	Модифицированный руль
$b, \text{м}$	0,212	0,212
$l, \text{м}$	0,340	0,340
$x_0, \text{м}$	0,060	0,060
$z_0, \text{м}$	0,005	0,005
$J_{xx}, \text{кг} \cdot \text{м}^2$	0,120	0,1350
$J_{zz}, \text{кг} \cdot \text{м}^2$	0,007	0,0085
$J_{xz}, \text{кг} \cdot \text{м}^2$	-0,0015	-0,0005
$f_1, \text{Гц}$	80	97
$f_2, \text{Гц}$	265	285
ν_1	0,05	0,05
ν_2	0,05	0,05

Решение задачи согласования параметров подсистем руля и электропривода – начинается с анализа устойчивости проектируемой системы, который показывает отсутствие требуемых запасов устойчивости: в частности, не обеспечивается нормативный запас по фазе в 60° ($\Delta\varphi_1 < 60^\circ$, рис. 6, кривые 1). В результате проведенных далее параметрических исследований

выявлено существенное влияние частоты собственных изгибных колебаний f_1 . Минимальная частота $f_{1\min}$, при которой система имеет требуемые запасы устойчивости ($\Delta\varphi_2 \geq 60^\circ$), равна 97 Гц (рис. 6, кривые 2).

Далее решена новая задача проектирования конструкции руля, в которой наряду с функциональными требованиями прочности и безопасности от флаттера учтено дополнительное ограничение на частоту f_1 . Рассматривались две конструктивно-силовые схемы руля, отличающиеся только силовым набором, предназначенным в первую очередь для подкрепления обшивки: КСС-1, представляющая исходный руль («руль с нервюрами»), и альтернативная схема – КСС-2 («руль со стенками»), рис. 5. Нервюры и стенки выполнены из идентичного профиля. Нервюры образуют поперечный, а стенки – продольный силовой набор. Применение этих наборов в конструкции руля позволяет обеспечить требование устойчивости панелей, образованных обшивкой и силовыми элементами, и не допустить потерю устойчивости.

Анализ результатов проектирования показал, что руль со стенками (КСС-2) рациональнее руля с нервюрами (КСС-1) по критерию минимума массы (при выполнении условий прочности и безопасности от флаттера, а также ограничения на частоту собственных изгибных колебаний f_1). Физически это можно объяснить тем, что стенки, как элементы продольного силового набора, обеспечивают большую жесткость руля в направлении изгиба, тогда как нервюры, как элементы поперечного силового набора, – в направлении кручения руля.

Параметры нового, модифицированного руля (руля со стенками) представлены в табл. 2 (полужирным шрифтом выделены параметры модифицированного руля, изменившиеся по сравнению с исходным рулем). Проведенный далее анализ устойчивости аэроупругой системы с модифицированным рулем показал наличие нормативных запасов устойчивости.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложена методика проектирования руля и привода маневренного БЛА, нацеленная на выполнение требований аэроупругой устойчивости. Реализация данных требований достигается решением двух задач. Первая из них, традиционная задача динамической аэроупругости, состоит в проектировании безопасного от флаттера руля; вторая – задача аэросервоупругости – заключается в разработке системы «руль – привод», устойчивой во всем диапазоне частот, включая частоты упругих колебаний конструкции руля. Потенциальная возможность появления колебаний в этой системе связана с аэроупругим взаимодействием руля и привода в полете. Вследствие нелинейностей, присущих рулевому приводу, колебания имеют ограниченную амплитуду и не приводят, в отличие от флаттера, к разрушению конструкции руля. Однако присутствие автоколебаний в системе «руль – привод» ведет к значительному снижению качества управления БЛА, что является неприемлемым.

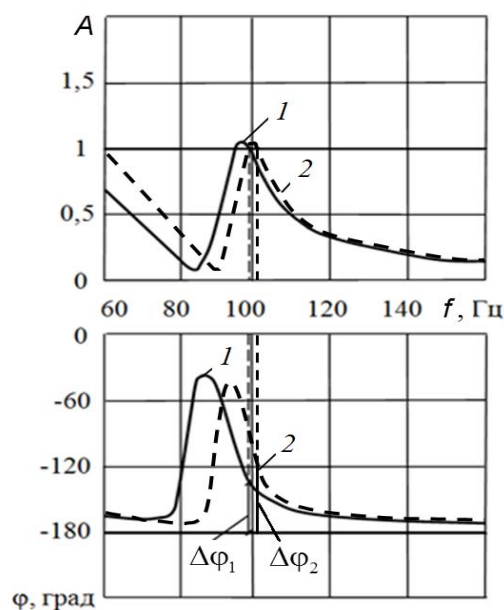


Рис. 6. Амплитудные и фазовые частотные характеристики передаточной функции разомкнутой системы «руль – привод»: 1 – $f_1 = 80$ Гц; 2 – $f_1 = 97$ Гц
Fig. 6. Amplitude and phase frequency characteristics of the transmission function of the open-loop "rudder – drive" system: 1 – $f_1 = 80$ Hz; 2 – $f_1 = 97$ Hz

Важным этапом проектирования аэроупругой системы «руль – привод» является согласованный выбор параметров подсистем руля и привода, удовлетворяющих требованию устойчивости проектируемой системы. Для решения данной задачи предлагается итерационный метод, который предполагает использование линейризованной или нелинейной моделей исследования устойчивости системы «руль – привод», разработанных авторами. Данные модели описывают аэроупругое взаимодействие органа управления – аэродинамического руля и рулевого привода и позволяют сделать вывод об устойчивости привода во всем диапазоне частот, включая частоты упругих колебаний руля. Выбор той или иной модели зависит от наличия информации по частотным характеристикам рулевого привода. В соответствии с предлагаемым методом согласование параметров подсистем руля и привода содержит этап исследования устойчивости аэроупругой системы и в случае неустойчивости (или отсутствия необходимых запасов устойчивости) разработку эффективных мер, нацеленных на обеспечение устойчивости проектируемой системы. В зависимости от выбранных мер решаются новые задачи проектирования подсистем руля или привода, в которых дополнительно учитываются ограничения, налагаемые требованием устойчивости системы.

Изложение основ методики проектирования аэроупругой системы «руль – привод» пояснено примером согласования параметров аэродинамического руля и привода электромеханического типа, в котором устойчивость аэроупругой системы обеспечивается за счет коррекции характеристик конструкции руля.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Gupta K.K., Bach C.** Systems identification approach for a computational-fluid-dynamics-based aeroelastic analysis // *AIAA Journal*. 2007. Vol. 45, № 12. Pp. 2820–2827.
2. **Balas G.J., Moreno C., Seiler P.J.** Robust aeroservoelastic control utilizing physics-based aerodynamic sensing // *AIAA Guidance, navigation, and control conference*, 13–16 August 2012, Minneapolis, Minnesota. 2012. AIAA 2012–4897.
3. **Haghighat S., Martins J.R.R.A., Liu H.H.T.** Aeroservoelastic design optimization of a flexible wing // *Journal of Aircraft*. 2012. Vol. 49, № 2. Pp. 432–443.
4. **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.
5. **Nalci M.O., Kayran A.** Aeroservoelastic modeling and analysis of a missile control surface with a nonlinear electromechanical actuator // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA AVIATION Forum*, 16–20 June 2014, Atlanta, Georgia. 2014. AIAA 2014–2055. DOI:10.2514/6.2014-2055
6. **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. 2018. DOI:10.2514/6.2018-2837
7. **Парафесь С.Г.** Методы структурно-параметрической оптимизации конструкции беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. 316 с.
8. **Парафесь С.Г., Смыслов В.И.** Проектирование конструкции и САУ БПЛА с учетом аэроупругости: постановка и методы решения задачи. М.: Техносфера, 2018. 181 с.
9. **Герашенко А.Н., Постников В.А., Самсонович С.Л.** Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов. М.: Изд-во МАИ, 2010. 548 с.
10. **Полковников В.А.** Предельные динамические возможности следящих приводов летательных аппаратов. Основные теории. Анализ и синтез: учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2015. 318 с.

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 испытательного центра Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий, аспирант МАИ, ivanov_dn_07@mail.ru.

Нагорнов Андрей Юрьевич, аспирант кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий МАИ, andrey-nagornov@mail.ru.

Парафесь Сергей Гаврилович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий МАИ, s.parafes@mail.ru.

MANEUVERABLE UNMANNED AERIAL VEHICLE "RUDDER – DRIVE" SYSTEM DESIGN FOR AEROELASTIC STABILITY

Vladimir N. Akimov¹, Dmitry N. Ivanov^{1,2}, Andrey Yu. Nagornov²,
Sergey G. Parafes²

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

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

ABSTRACT

The article considers the technique of designing a "rudder – drive" system aimed at ensuring safety from flutter of the flight control that is the aerodynamic rudder and the "rudder-drive" system stability. The rudder flutter represents a dynamic form of aeroelastic stability loss; the potential possibility of oscillation onset in the "rudder – drive" system is associated with the aeroelastic interaction of the control surface and drive in flight. The implementation of these requirements when designing a maneuverable unmanned aerial vehicle (UAV) is an important condition for the UAV creation that is safe from aeroelastic phenomena. An important stage of designing the aeroelastic "rudder – drive" system is the coordinated choice of the subsystems parameters: a rudder and a drive meeting the requirement of the designed system stability. To solve this problem, an iterative method based on the use of the linearized or nonlinear models of the "rudder-drive" system stability research developed by the authors is proposed. According to this method, the problem solution of the rudder – drive subsystems parameters coordination supposes several stages. Initially the analysis of the "rudder – drive" system stability is carried out. In case of its instability (or lack of necessary stability reserves), the effective measures to ensure the designed system stability are developed. Depending on the selected measures the new tasks of designing the rudder-drive subsystems where the limits imposed by the requirement of the system stability are additionally taken into account. Presenting the methodology basics of designing the aeroelastic "rudder-drive" system is accompanied by the example of coordination of the aerodynamic rudder, the electrical and mechanical type drive parameters in which stability of the aeroelastic system is provided by means of the correction of the rudder design characteristics.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), rudder, drive, "rudder – drive" system, flutter, aeroelastic stability, joint designing, technique.

REFERENCES

1. **Gupta, K.K. and Bach, C.** (2007). *Systems identification approach for a computational-fluid-dynamics-based aeroelastic analysis*. AIAA Journal, vol. 45, no. 12, pp. 2820–2827.
2. **Balas, G.J., Moreno, C. and Seiler, P.J.** (2012). *Robust aeroservoelastic control utilizing physics-based aerodynamic sensing*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 13–16 August 2012, Minneapolis, Minnesota. AIAA 2012–4897.

3. **Haghighat, S., Martins, J.R.R.A. and Liu, H.H.T.** (2012). *Aeroservoelastic design optimization of a flexible wing*. Journal of Aircraft, vol. 49, no. 2, pp. 432–443.
4. **Luber, W.** (2012). *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.
5. **Nalci, M.O. and Kayran, A.** (2014). *Aeroservoelastic modeling and analysis of a missile control surface with a nonlinear electromechanical actuator*. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA AVIATION Forum, 16–20 June 2014, Atlanta, Georgia. AIAA 2014–2055. DOI:10.2514/6.2014-2055
6. **Stanford, B.** (2018). *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
7. **Parafes', S.G.** (2009). *Metody strukturno-parametricheskoy optimizatsii konstruksii bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Methods of structural and parametric optimization of unmanned aerial vehicles design]. Moscow: Izd-vo MAI-PRINT, 316 p. (in Russian)
8. **Parafes', S.G. and Smyslov, V.I.** (2018). *Proyektirovaniye konstruksii i SAU BPLA s uchetom aerouprugosti: postanovka i metody resheniya zadachi* [Design of the construction and ACS of UAV taking into account aeroelasticity: formulation and methods of solving the problem]. Moscow: Tekhnosfera, 181 p. (in Russian)
9. **Gerashchenko, A.N., Postnikov, V.A. and Samsonovich, S.L.** (2010). *Pnevmaticheskiye, gidravlicheskiye i elektricheskiye privody letatelnykh apparatov na osnove volnovykh ispolnitelnykh mekhanizmov* [Pneumatic, hydraulic and electric drives of aerial vehicles based on wave actuators]. Moscow: Izd-vo MAI, 548 p. (in Russian)
10. **Polkovnikov, V.A.** (2015). *Predelnyye dinamicheskiye vozmozhnosti sledyashchikh privodov letatelnykh apparatov. Osnovnyye teorii. Analiz i sintez* [Limit dynamic capabilities of servo drives of aerial vehicles. The basic theories. The analysis and synthesis]. *Uchebnoye posobiye* [Training manual]. Moscow: Izd-vo MAI, 318 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir N. Akimov, Doctor of Technical Sciences, Deputy General Director for Science – Chief Designer, Dolgoprudny Research and Production Enterprise, mail@dnpn.biz.

Dmitry N. Ivanov, Head of the Testing Center, Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of the Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), ivanov_dn_07@mail.ru.

Andrey Yu. Nagornov, Postgraduate Student of the Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), andrey-nagornov@mail.ru.

Sergey G. Parafes', Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), s.parafes@mail.ru.

Поступила в редакцию 16.04.2019
Принята в печать 23.07.2019

Received 16.04.2019
Accepted for publication 23.07.2019