

УДК 629.7

Обеспечение аэроупругой устойчивости маневренного беспилотного летательного аппарата на этапе эскизного проектирования

Неделин В. Г.^{1*}, Парафесь С. Г.^{2}**

¹*Долгопрудненское научно-производственное предприятие, ДНПП, Долгопрудный, пл.,
Собина, 1, 141700, Россия*

²*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

**e-mail: nedelinv@rambler.ru*

***e-mail: S.Parafes@mail.ru*

Аннотация

Рассмотрен итерационный подход к решению задачи обеспечения аэроупругой устойчивости маневренного беспилотного летательного аппарата на этапе эскизного проектирования; описаны модели и методы, предназначенные для решения данной задачи; приведен пример.

Ключевые слова

беспилотный летательный аппарат, конструкция, система автоматического управления, флаттер, аэроупругая устойчивость

Введение

Одной из важнейших проблем проектирования маневренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ) [1].

Аэроупругое взаимодействие БЛА с САУ можно представить в виде многосвязного контура, рис. 1, где приняты следующие обозначения:

w – внешнее воздействие (порыв ветра);

δ – полный угол отклонения руля;

$\delta_{шт}$ – угол отклонения руля, соответствующий перемещению штока рулевого привода;
 \mathbf{q} – вектор обобщенных координат;
 $\mathbf{R}(p)$ – передаточная функция к обобщенному вектору от порыва ветра;
 $\mathbf{S}(p)$ – передаточная функция к обобщенному вектору от руля;
 $m_{шт}^{\delta}(p)$ – доля коэффициента шарнирного момента, обусловленная отклонением руля;
 $\mathbf{M}_{шт}^q(p)$ – доля коэффициента шарнирного момента от обобщенных координат;
 $M_{шт}$ – полный динамический шарнирный момент руля;
 K – суммарная жесткость элементов рулевого тракта;
 $\mathbf{W}_{САУ}(p)$ – передаточная функция САУ.

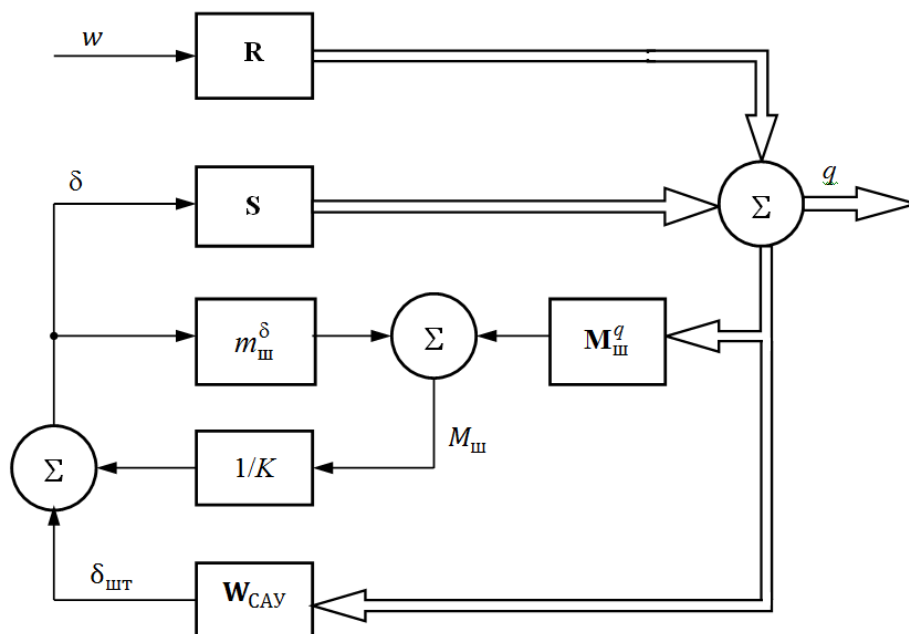


Рис. 1. Схема аэроупругого взаимодействия БЛА с САУ

В этом многосвязном контуре две линии обратных связей: через податливость рулевого привода и проводки управления $1/K$ и через тракт управления $\mathbf{W}_{САУ}(p)$. Такая структура указывает на возможные виды потери динамической устойчивости. Потеря устойчивости в системе «привод – руль» определяется контуром $m_{шт}^{\delta}(p) \rightarrow 1/K$, рулевые формы флаттера определяются контуром $\mathbf{M}_{шт}^q(p)\mathbf{S}(p) + m_{шт}^{\delta}(p) \rightarrow 1/K$, корпусные формы флаттера – поведением передаточной функции $\mathbf{S}(p)$ и, наконец, потеря устойчивости с САУ соответствует контуру $\mathbf{S}(p) \rightarrow \mathbf{W}_{САУ}(p)$.

Очевидно, что различные контуры могут оказывать друг на друга либо

стабилизирующее, либо дестабилизирующее влияние. Поэтому принципиально общая устойчивость должна находиться с учетом всех связей контура «упругий ЛА – САУ». Решить подобную задачу достаточно сложно. На практике ограничиваются исследованием устойчивости отдельных контуров, при этом справедливо полагается, что устойчивость многосвязного контура «упругий ЛА – САУ» будет обеспечена, если каждый из его контуров будет обладать необходимыми запасами устойчивости.

Возникающие вследствие влияния системы управления на устойчивость упругого ЛА в полете практические задачи: 1) предотвращение колебательной неустойчивости в многосвязном контуре «упругий ЛА – САУ»; 2) снижение уровня вынужденных колебаний при внешнем воздействии (порыве ветра). Вторая задача представляет существенный интерес для ЛА значительных размеров, прежде всего самолетов. Для маневренных БЛА влияние порывов ветра на колебания ЛА несущественно и в первом приближении им можно пренебречь.

Проблемы, связанные с обеспечением устойчивости многосвязного контура «упругий ЛА – САУ», следует решать, начиная с этапа эскизного проектирования. Выявление факта наличия колебаний в контуре лишь на завершающих этапах проектирования (при наземных и летних испытаниях) приводит к значительным дополнительным затратам средств и времени на проведение мероприятий по их устранению.

Наилучших результатов следует ожидать при совместном проектировании конструкции и САУ маневренного БЛА. В задаче совместного проектирования конструкции и САУ известными считаются:

- облик БЛА в виде аэробаллистических и массогеометрических параметров;
- конструктивно-технологическое членение планера БЛА и его внутренняя компоновка;
- структурная схема САУ;
- параметры расчетных режимов полета;
- требования, предъявляемые к конструкции (прочность, устойчивость и др.) и системе стабилизации (точность, быстродействие и др.);
- ограничения, налагаемые совместным функционированием конструкции и САУ (устойчивость многосвязного контура «упругий ЛА – САУ»).

Требуется получить согласованное решение по структуре и параметрам конструкции и системы стабилизации БЛА с учетом комплекса предъявляемых требований и ограничений.

С этих позиций разработан итерационный подход, включающий три стадии. Первая стадия – выбор структуры и основных параметров контура стабилизации САУ. Содержание

задач первой стадии и подходы к их решению подробно рассматривались нами в работе [2]. Вторая стадия – раздельное проектирование подсистем: конструкции БЛА и САУ (включая, систему стабилизации и рулевой привод) с целью получения наилучшего конструктивно-технологического решения (КТР) БЛА с позиций конструктивного и технологического совершенства, и САУ, рациональной с точки зрения законов управления и стабилизации БЛА, массы, габаритных размеров, стоимости. На этой стадии проектирование подсистем БЛА ведется традиционными, наиболее приемлемыми для них методами с соблюдением требований, сформулированных на первой стадии. Третья стадия – согласование структуры и параметров конструкции БЛА и САУ с целью удовлетворения требований безопасности летательного аппарата от флаттера и аэроупругой устойчивости с САУ.

1. Учет требований безопасности от флаттера при разработке конструкции БЛА

Согласно предлагаемому подходу безопасность от флаттера должна быть обеспечена на этапе раздельного проектирования подсистем БЛА при решении задачи выбора рационального КТР планера БЛА, представляющей собой в общем случае задачу структурно-параметрического синтеза [3]. Для формирования связей и ограничений по аэроупругой устойчивости в этой задаче используется математическая модель аэроупругих колебаний БЛА на основе метода заданных форм; в качестве заданных форм рассматриваются n форм собственных колебаний конструкции в вакууме. Система дифференциальных уравнений, описывающая колебания конструкции БЛА в потоке (в двумерной задаче аэроупругости), имеет вид

$$\sum_{j=1}^n (m_{ij}\ddot{q}_j + h_{ii}\dot{q}_j + g_{ii}q_j + d_{ij}V\dot{q}_j + b_{ij}V^2q_j) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

где $m_{ij} = \iint_S m(x, z)\Psi_i(x, z)\Psi_j(x, z)dS$; $h_{ii} = \frac{v_i}{\pi\omega_i} g_{ii}$; $g_{ii} = m_{ii}\omega_i^2$;

$$b_{ij} = \frac{\rho}{2} \iint_S \mathbf{P} \left[\frac{\partial \Psi_i(x, z)}{\partial x} \right] \Psi_j(x, z) dS; \quad d_{ij} = \frac{\rho}{2} \iint_S \mathbf{P}[\Psi_i(x, z)] \Psi_j(x, z) dS;$$

m_{ij} , h_{ii} , g_{ii} – инерционные, конструкционного демпфирования и жесткостные коэффициенты; b_{ij} , d_{ij} – аэродинамические коэффициенты; $m(x, z)$, S , V – распределенная масса, характерная площадь и скорость БЛА; Ψ_i , v_i , ω_i – форма, логарифмический декремент и круговая частота i -го тона собственных колебаний БЛА; $\mathbf{P}[\]$ – в общем случае линейный интегральный (или интегродифференциальный) оператор по переменным координатам x , z и времени t .

Следует отметить, что наибольшую трудность при формировании математической

модели аэроупругих колебаний летательного аппарата представляет определение оператора $P[]$. Физически величина $P[]$ представляет собой местный перепад давления, отнесенный к скоростному напору. Решение нестационарной задачи для оператора $P[]$ в общем случае представляет значительные математические трудности. Ее формулировка и способ решения зависят от конфигурации БЛА в плане, диапазона рассматриваемых скоростей и от того, считается ли задача обтекания стационарной или нестационарной [4]. Для рассматриваемых БЛА – высокоскоростных атмосферных автоматических ЛА – при определении оператора $P[]$ наиболее часто используются гипотезы стационарности или гармоничности.

В матричной форме исходные уравнения (1) имеют вид

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{H}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{G}\mathbf{q} + \mathbf{D}V\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{B}V^2\mathbf{q} = 0, \quad (2)$$

Эквивалентная (2) система первого порядка

$$\dot{\mathbf{Y}} = \mathbf{A}\mathbf{Y}, \quad (3)$$

где

$$\mathbf{Y} = \begin{pmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \mathbf{q} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} -\mathbf{M}^{-1}(\mathbf{H} + \mathbf{D}V) & -\mathbf{M}^{-1}(\mathbf{G} + \mathbf{B}V^2) \\ \mathbf{E} & \mathbf{0} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Подставляя частное решение

$$\mathbf{Y} = \mathbf{U}e^{S_i t}, \quad (5)$$

получаем однородное алгебраическое уравнение

$$\mathbf{S}\mathbf{U} = \mathbf{A}\mathbf{U}, \quad (6)$$

где S_i . \mathbf{U}_i , $i = 1, 2, \dots, n$ – комплексные частоты и формы колебаний БЛА.

Для обеспечения безопасности от флаттера конструкции планера БЛА требуется, чтобы действительные части комплексных частот колебаний S_i , полученные в результате решения проблемы собственных значений системы (6), были отрицательными:

$$\text{Re}(S_i) < 0, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (7)$$

Построение расчетной модели связано с выбором наиболее важных форм движения. Для рассматриваемых БЛА таковыми являются изгибные и крутильные колебания рулей и изгибные колебания корпуса по первому и второму тонам. Колебания низших тонов крыльев можно учесть через изгибные колебания корпуса. Этой расчетной модели соответствует следующая расчетная схема: свободная балка – корпус (с крыльями) несет на себе другие балки – рули, упруго прикрепленные к корпусу; система уравнений (1) содержит четыре обобщенные координаты: q_1, q_2 – изгиб и кручение руля; q_3, q_4 – изгиб корпуса по первому и второму тону.

2. Учет требований аэроупругой устойчивости при согласовании структуры и параметров конструкции БЛА и системы стабилизации САУ

Рассмотрим теперь более подробно задачу согласования параметров КТР планера и САУ при учете требований аэроупругой устойчивости БЛА с САУ.

2.1. Учет требования устойчивости системы «руль – привод»

Содержание задачи. При исследовании аэроупругой устойчивости БЛА с САУ (см. рис. 1) оценивается устойчивость системы «руль – привод» и контура «упругий ЛА – САУ» для назначенных режимов полета. Сначала исследуется устойчивость системы «руль – привод» (рис. 2, стадия I). При этом считается, что решены задачи отдельного проектирования отдельных частей системы «руль – привод»: руля как агрегата силовой конструкции ЛА и привода как силового агрегата САУ.

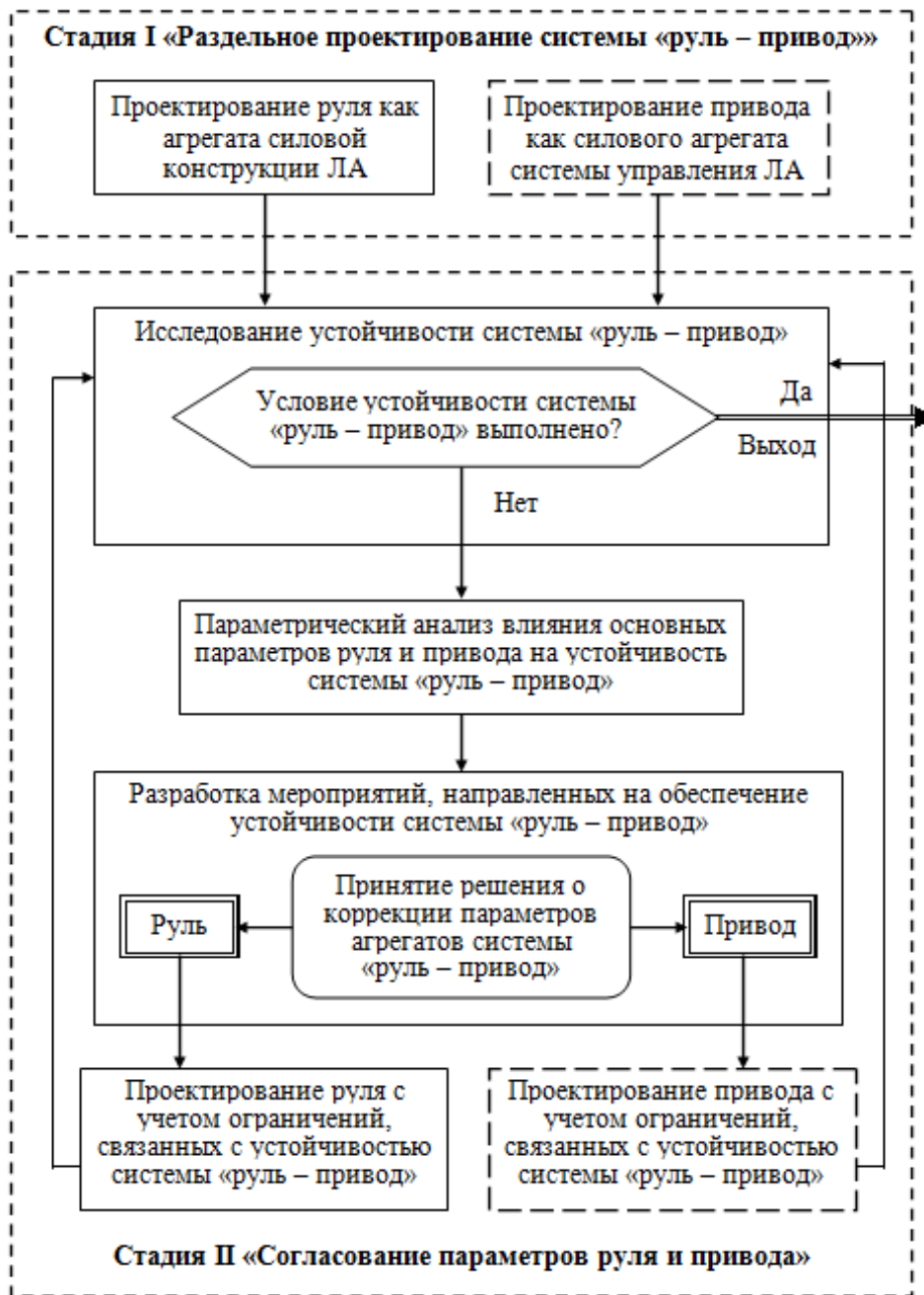


Рис. 2. Схема решения задачи согласования параметров руля и привода с целью обеспечения устойчивости системы «руль – привод»

Задача проектирования руля заключается в выборе рационального КТР, отвечающего требованиям прочности и аэроупругой устойчивости, минимальной массы и высокой технологичности. Подходы к ее решению подробно рассмотрены [3]. Задача проектирования рулевого привода состоит в определении рациональных параметров и характеристик привода, обеспечивающих требуемые динамические свойства (динамику и точность) при максимальной простоте и надежности и минимальных габаритных размерах и массе. Методики, математические модели и программные средства рационального проектирования

привода как силового агрегата САУ достаточно отработаны в настоящее время и изложены в соответствующей научно-технической литературе (см. например [5–7]).

Следующий этап проектирования системы «руль – привод» состоит в согласовании параметров и характеристик руля и привода с целью выполнения условия устойчивости привода в области частот упругих колебаний конструкции руля (рис. 2, стадия II). Исследование устойчивости проводится с помощью математических моделей системы «руль – привод», краткое описание которых приводится ниже. Если в результате исследования оказывается, что система «руль – привод» является неустойчивой (или не обладает требуемыми запасами устойчивости), то выполняется анализ влияния параметров (характеристик) руля и привода на устойчивость системы с целью определения их числовых значений, при которых система «руль – привод» обладает достаточными запасами устойчивости (при частотном критерии устойчивости это запасы по модулю и фазе).

На основании проведенного анализа вырабатываются наиболее эффективные мероприятия, направленные на обеспечение устойчивости системы «руль – привод». Эти мероприятия могут быть связаны с изменением массово-инерционных и жесткостных характеристик руля или коррекцией параметров и характеристик привода. В первом случае решается новая задача оптимального проектирования конструкции руля с учетом дополнительных ограничений, налагаемых требованием устойчивости системы «руль – привод», например, ограничениями на частоты собственных колебаний или величину центробежного момента инерции руля. Во втором случае необходимо вернуться к проектированию привода как силового агрегата САУ с тем, чтобы при сохранении потребных динамических свойств (динамики и точности) обеспечить его устойчивость на частотах упругих колебаний конструкции руля.

После выполнения намеченных мероприятий, связанных с коррекцией характеристик руля и/или параметров привода, следует повторно провести анализ устойчивости системы «руль – привод». Итерационный процесс совместного проектирования руля и привода продолжается до тех пор, пока не будут удовлетворены требования, предъявляемые к ним. Для руля – это требования статической прочности, статической и динамической аэроупругой устойчивости, устойчивости панелей и минимума массы; для привода – требования, связанные с обеспечением потребных динамических свойств при максимальной простоте и надежности и минимальных габаритных размерах и массе; для руля и привода – требование устойчивости системы «руль – привод».

Математические модели исследования устойчивости системы «руль – привод».
Модели исследования устойчивости системы «руль-привод» представлены линеаризованной

и нелинейной динамическими моделями. Отличительной особенностью этих моделей является универсальное описание динамики приводов различных типов (гидравлического, пневматического и электрического).

Система «руль – привод» состоит из жесткого руля, совершающего изгибные и крутильные колебания, и неподвижно закрепленного рулевого привода. Уравнения движения системы «руль – привод» имеют вид

$$\overline{\mathbf{M}}\ddot{\mathbf{q}} + \overline{\mathbf{H}}\dot{\mathbf{q}} + \overline{\mathbf{G}}\mathbf{q} + \overline{\mathbf{D}}V\dot{\mathbf{q}} + \overline{\mathbf{B}}V^2\mathbf{q} = \overline{\mathbf{P}}\delta_{\text{зад}}, \quad (8)$$

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

Рассматриваемая система обладает тремя степенями свободы: изгиб руля β , вращение руля δ_p и угловое смещение вала (штока) привода $\delta_{\text{шт}}$.

Матрицы и векторы, входящие в уравнение (8), имеют вид:

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & 0 \\ m_{21} & m_{22} & 0 \\ 0 & 0 & m_{33} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{H} = \begin{pmatrix} h_{11} & 0 & 0 \\ 0 & h_{22} & h_{23} \\ 0 & h_{32} & h_{33} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{G} = \begin{pmatrix} g_{11} & 0 & 0 \\ 0 & g_{22} & g_{23} \\ 0 & g_{32} & g_{33} \end{pmatrix}; \quad (9)$$

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

При этом ненулевые коэффициенты матриц (в случае руля с прямой осью вращения) определяются следующими выражениями:

инерционные коэффициенты

$$m_{11} = J_{xx}; \quad m_{12} = m_{21} = -J_{xz}; \quad m_{22} = J_{zz}; \quad m_{33} = J_{\text{п}}; \quad (10)$$

коэффициенты конструкционного демпфирования

$$h_{11} = h_{\beta}; \quad h_{22} = h_{\delta}; \quad h_{23} = h_{32} = -h_{\delta}; \quad h_{33} = h_{\delta} + f; \quad h_{\beta} = 2\nu_1 f_1 m_{11}; \quad h_{\delta} = 2\nu_2 f_2 m_{22}; \quad (11)$$

жесткостные коэффициенты

$$g_{11} = K_{\beta}; \quad g_{22} K_{\delta}; \quad g_{23} = g_{32} = -K_{\delta}; \quad g_{33} = K_{\delta} + K; \quad K_{\beta} = m_{11} \cdot (2\pi f_1)^2; \quad K_{\delta} = m_{22} \cdot (2\pi f_2)^2; \quad (12)$$

коэффициенты аэродинамического демпфирования

$$\begin{aligned}
d_{11} &= \frac{1}{2} \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{z_0+l} b z^2 dz; & d_{12} &= \frac{1}{2} \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 \bar{x}_m z dz; \\
d_{21} &= \frac{1}{2} \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) z dz; \\
d_{22} &= \frac{1}{2} \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{z_0+l} b^3 \bar{x}_m (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz + \frac{1}{2} \rho k_0 \int_{z_0}^{z_0+l} b^3 dz;
\end{aligned} \tag{13}$$

коэффициенты аэродинамической жесткости

$$b_{11} = 0; \quad b_{12} = -\frac{1}{2} \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{z_0+l} b z dz; \quad b_{21} = 0; \quad b_{22} = -\frac{1}{2} \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz. \tag{14}$$

В выражениях (10)–(14): 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 колебаний изгибных и крутильных колебаний руля; J_n, f, K – момент инерции подвижных частей, жесткость линеаризованной механической характеристики и статическая жесткость (добротность) привода, приведенные к оси вращения руля; ρ – плотность воздуха; c_y^δ – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля δ ; b, l – хорда и размах руля; $\bar{x}_0 = x_0/b$ – расстояние от носка руля до оси вращения, отнесенное к хорде руля; $\bar{x}_F = x_F/b$ – расстояние от носка руля до центра давления, отнесенное к хорде руля; z – расстояние до рассматриваемого хордового сечения руля; z_0 – расстояние от плоскости симметрии подшипника до бортовой хорды руля.

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

дозвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F - \frac{1}{2}, \quad k_0 = \frac{\pi}{8}; \tag{15}$$

сверхзвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F, \quad k_0 = \frac{1}{12} c_y^\delta. \tag{16}$$

Анализ устойчивости будем проводить частотным методом. Для этого найдем из системы уравнений (8) передаточную функцию нагруженного привода $\mathbf{W}_{пр}^n(p)$, определяющую связь между $\delta_{зад}$ и $\delta_{шт}$. Нагрузкой на привод является руль, совершающий изгибно-крутильные колебания в аэродинамическом потоке.

Уравнения движения системы «руль – привод» (8) преобразуем с помощью преобразования Лапласа к операторному виду:

$$\left. \begin{aligned} f_{11}(p)q_1 + f_{12}(p)q_2 &= 0; \\ f_{21}(p)q_1 + f_{22}(p)q_2 + f_{23}(p)q_3 &= 0; \\ f_{32}(p)q_2 + f_{33}(p)q_3 &= K\delta_{\text{зад}}, \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

где

$$\begin{aligned} f_{11}(p) &= m_{11}p^2 + (h_{11} + d_{11}V)p + (g_{11} + b_{11}V^2); \\ f_{12}(p) &= m_{12}p^2 + d_{12}Vp + b_{12}V^2; \\ f_{21}(p) &= m_{21}p^2 + d_{21}Vp + b_{21}V^2; \\ f_{22}(p) &= m_{22}p^2 + (h_{22} + d_{22}V)p + (g_{22} + b_{22}V^2); \\ f_{23}(p) &= h_{23}p + g_{23}; \\ f_{32}(p) &= h_{32}p + g_{32}; \\ f_{33}(p) &= m_{33}p^2 + h_{33}p + g_{33}; \\ q_1 &\equiv \beta; \quad q_2 \equiv \delta_p; \quad q_3 \equiv \delta_{\text{шт}}. \end{aligned} \quad (18)$$

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

$$f_{33}(p) = (J_{\text{п}}p^2 + fp + K) + f_{33}^0(p), \quad (19)$$

где

$$f_{33}^0(p) = h_{\delta}p + K_{\delta}. \quad (20)$$

В рассматриваемой линеаризованной модели системы «руль – привод» передаточная функция нагруженного привода, найденная из системы уравнений (17) с учетом выражений (18)–(20), имеет вид

$$\mathbf{W}_{\text{пр}}^{\text{л}}(p) = \frac{\delta_{\text{шт}}}{\delta_{\text{зад}}} = \frac{K}{J_{\text{п}}p^2 + fp + K + \mathbf{m}_{\text{шт}}^{\delta}(p)}, \quad (21)$$

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

$$\mathbf{m}_{\text{шт}}^{\delta}(p) = f_{33}^0(p) - \frac{f_{23}(p)f_{32}(p)}{\Phi(p)}; \quad \Phi(p) = \frac{f_{11}(p)f_{22}(p) - f_{12}(p)f_{21}(p)}{f_{11}(p)}. \quad (22)$$

В нелинейной модели системы «руль – привод» передаточная функция нагруженного привода (приводится без вывода) имеет вид

$$\mathbf{W}_{\text{пр}}^{\text{н}}(p) = \frac{\delta_{\text{шт}}}{\delta_{\text{зад}}} = \mathbf{W}(p) \left\{ 1 + \mathbf{m}_{\text{шт}}^{\delta} \frac{(1 + T_i p)[1 - \mathbf{W}(p)]}{[J_{\text{п}}p(1 + T_i p) + f]p} \right\}^{-1}, \quad (23)$$

где $\mathbf{W}(p)$ – передаточная функция изолированного (с отсоединенным рулем) привода

(определяется в общем случае для различных уровней $\delta_{зад}$); T_i – постоянная времени, учитывающая «сжимаемость» рабочего тела.

Важно отметить, что параметры привода J_n, f, K, T_i , являются, по сути, паспортными данными привода, а передаточная функция $W(p)$ определяется на основе стандартного эксперимента по определению частотных характеристик привода.

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

$$A[W_p(i\omega)] = 1 \text{ или } 20 \lg A[W_p(i\omega)] = 0; \quad \varphi[W_p(i\omega)] = -180^\circ, \quad (24)$$

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» $W_p(p) = W_{пр}(p) / [1 - W_{пр}(p)]$, $p = i\omega$. В качестве $W_{пр}$ в линеаризованной модели рассматривается передаточная функция $W_{пр}^л(p)$, в нелинейной модели – $W_{пр}^н(p)$.

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

2.2. Учет требования устойчивости контура «упругий ЛА – САУ»

После решения задачи согласования параметров и характеристик руля и привода с целью обеспечения устойчивости системы «руль – привод» решается задача согласования параметров КТР ЛА и САУ с целью обеспечения устойчивости контура «упругий ЛА – САУ», рис. 3. При этом также считается, что решены задачи раздельного проектирования конструкции БЛА и САУ.

Содержание задачи. Исследование устойчивости проводится с помощью математической модели исследования устойчивости контура «упругий ЛА – САУ», описание которой дается ниже. Если в результате исследования оказывается, что контур «упругий ЛА – САУ» является неустойчивым или не обладает требуемыми запасами устойчивости, то проводится анализ влияния основных параметров и характеристик конструкции ЛА и САУ на устойчивость контура. На основании этого анализа определяются числовые значения параметров и характеристик конструкции ЛА и САУ, при которых контур «упругий ЛА – САУ» обладает достаточными запасами устойчивости.

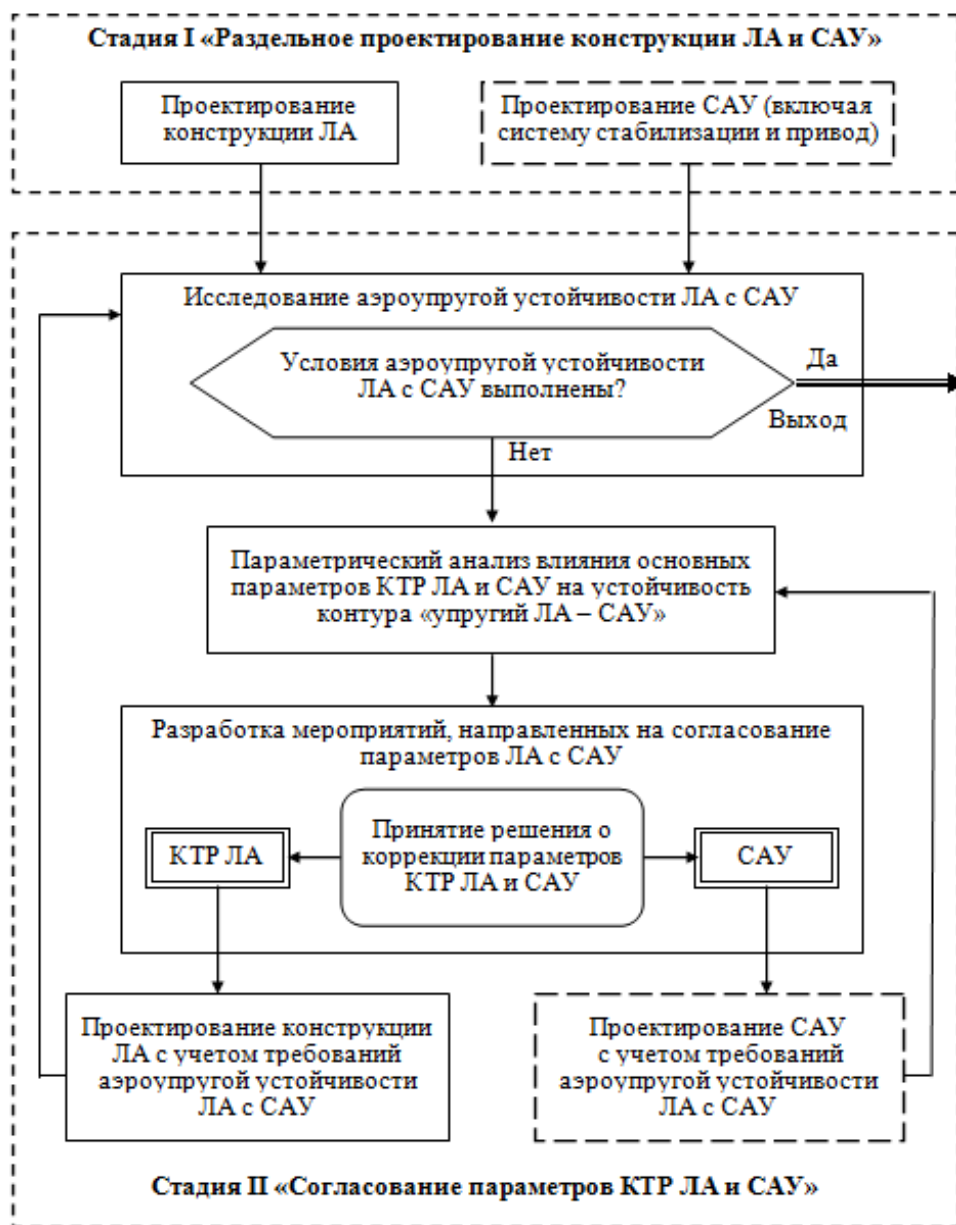


Рис. 3. Схема решения задачи согласования параметров КТР ЛА и САУ с целью обеспечения аэроупругой устойчивости ЛА с САУ

Данные мероприятия могут относиться как к конструкции ЛА, так и к элементам САУ: датчикам, усилительно-преобразовательному тракту и приводам, как исполнительным органам САУ. В первом случае корректируются массово-инерционные, демпфирующие и жесткостные свойства конструкции ЛА, во втором – параметры системы управления.

Для решения задачи проектирования конструкции БЛА с учетом ограничений, связанных с обеспечением устойчивости контура «упругий ЛА – САУ», разработан метод структурно-параметрической оптимизации, отличительной особенностью которого является

использование эталона аэроавтоупругой системы (упругого ЛА совместно с САУ) [3]. Эталон представляет собой оптимальное распределение масс и жесткостей в конструкции ЛА, скорректированное в угоду функциональным ограничениям, обусловленным взаимным влиянием конструкции и САУ. Данный метод реализует решение следующих задач:

1) формирование эталона конструкции ЛА в общем случае в результате решения многоуровневой задачи оптимизации с использованием системы математических моделей функционирования конструкции и набора статических и динамических эксплуатационных ограничений (прочность, устойчивость и др.);

2) трансформацию эталона конструкции ЛА в новый эталон – эталон аэроавтоупругой системы;

3) оптимизацию реальных конструктивно-технологических решений планера ЛА путем их идентификации с новым эталоном с последующим выбором рационального варианта КТР.

Поскольку определяющим на аэроупругую устойчивость ЛА с САУ является влияние характеристик собственных колебаний конструкции, в качестве дополнительных ограничений, налагаемых САУ, используются ограничения на характеристики собственных колебаний ЛА, прежде всего, частоты:

$$f_{l\min} \leq f_l \leq f_{l\max}, l = 1, 2, \dots, L^* \quad (25)$$

где f_l – частота l -го тона собственных колебаний ЛА; $f_{l\min}, f_{l\max}$ – границы диапазона изменения f_l ; L^* – число рассматриваемых частот собственных колебаний ЛА.

Корректировка параметров системы стабилизации САУ связана с оптимизацией расположения датчиков по длине корпуса БЛА, с коррекцией параметров или установкой новых фильтров, настроенных на подавление наиболее опасных тонов колебаний конструкции БЛА, с изменением частотных характеристик рулевых приводов.

После выполнения намеченных мероприятий, связанных с коррекцией параметров КТР ЛА или САУ, повторно проводится анализ устойчивости контура «упругий ЛА – САУ». Итерационный процесс совместного проектирования конструкции ЛА и САУ продолжается до тех пор, пока не будут удовлетворены все требования, предъявляемые к ним.

Математическая модель исследования устойчивости контура «упругий ЛА – САУ» базируется на расчетной модели аэроупругих колебаний ЛА. Система уравнений (1) содержит четыре обобщенные координаты: q_1, q_2 – изгиб и кручение руля; q_3, q_4 – изгиб корпуса по первому и второму тону:

$$\sum_{j=1}^4 (m_{ij}\ddot{q}_j + h_{ij}\dot{q}_j + g_{ij}q_j + d_{ij}V\dot{q}_j + b_{ij}V^2q_j) = 0, \quad i = 1, 2, 3, 4, \quad (26)$$

где m_{ij}, h_{ij}, g_{ij} – коэффициенты инерции, демпфирования и жесткости конструкции; d_{ij}, b_{ij} – аэродинамические коэффициенты демпфирования и жесткости.

Из системы уравнений (26) можно определить передаточную функцию от обобщенной координаты q_2 , представляющей отклонение руля δ , до любой компоненты q_i вектора обобщенных координат \mathbf{q} . Обозначим через $\overline{\mathbf{W}}_1(p)$ и $\overline{\mathbf{W}}_2(p)$ передаточные функции от δ до координат q_3 и q_4 соответственно. Тогда передаточные функции упругого БЛА в канале тангажа по угловой скорости и линейному ускорению в местах установки датчиков угловой скорости и линейного ускорения (ДУС и ДЛУ) будут иметь вид:

$$\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^V(p) \Big|_{x_{\text{ДУС}}} = \frac{\omega}{\delta} \Big|_{x_{\text{ДУС}}} = \psi'_1(x_{\text{ДУС}})p\overline{\mathbf{W}}_1(p) + \psi'_2(x_{\text{ДУС}})p\overline{\mathbf{W}}_2(p); \quad (27)$$

$$\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^V(p) \Big|_{x_{\text{ДЛУ}}} = \frac{W}{\delta} \Big|_{x_{\text{ДЛУ}}} = \psi_1(x_{\text{ДЛУ}})p^2\overline{\mathbf{W}}_1(p) + \psi_2(x_{\text{ДЛУ}})p^2\overline{\mathbf{W}}_2(p), \quad (28)$$

где $\psi'_1(x_{\text{ДУС}}), \psi'_2(x_{\text{ДУС}}), \psi_1(x_{\text{ДЛУ}}), \psi_2(x_{\text{ДЛУ}})$ – производные форм и формы прогибов оси корпуса в местах установки ДУС и ДЛУ при его изгибных деформациях по первому и второму тону, соответственно. Для получения полных передаточных функций БЛА $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^\omega(p)$ и $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^W(p)$ к передаточным функциям упругого БЛА (27), (28) следует добавить передаточные функции жесткого БЛА [2].

Анализ устойчивости контура «упругий ЛА – САУ» заключается в сопоставлении АЧХ и ФЧХ передаточной функции $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}(p)$ и обратной передаточной функции $\mathbf{W}_{\text{САУ}}^{-1}(p)$. Передаточная функция $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}(p)$ включает передаточные функции жесткого и упругого ЛА, а передаточная функция $\mathbf{W}_{\text{САУ}}(p)$ – передаточные функции датчиков, усилительно-преобразовательного тракта системы стабилизации и рулевого привода. В зависимости от исследуемого контура (демпфирования или стабилизации) в качестве $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}(p)$ рассматриваются $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^\omega(p)$ или $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^W(p)$, а в качестве $\mathbf{W}_{\text{САУ}}(p) - \mathbf{W}_{\text{САУ}}^\omega(p)$ или $\mathbf{W}_{\text{САУ}}^W(p)$.

3. Пример решения задачи согласования параметров КТР БЛА и САУ

С использованием предлагаемого итерационного подхода разработаны примеры решения задачи совместного проектирования конструкции и системы стабилизации САУ упругого БЛА, подтверждающие эффективность предлагаемых методов и достоверность получаемых результатов проектирования [3]. Кратко остановимся на одном примере.

Исходные данные. В качестве ЛА рассматривается гипотетический маневренный БЛА класса «воздух – воздух» нормальной аэродинамической схемы, имеющий аэродинамические органы управления – цельноповоротные рули, а в качестве системы стабилизации САУ – система стабилизации с обратными связями по угловой скорости и линейному ускорению, образующими соответственно контур демпфирования и контур стабилизации. Блок датчиков системы стабилизации, содержащий датчики угловой скорости и линейного ускорения (ДЛУ и ДЛУС), установлен *вблизи пучности упругой линии первого тона изгибных колебаний корпуса ЛА* (рис. 4,а).

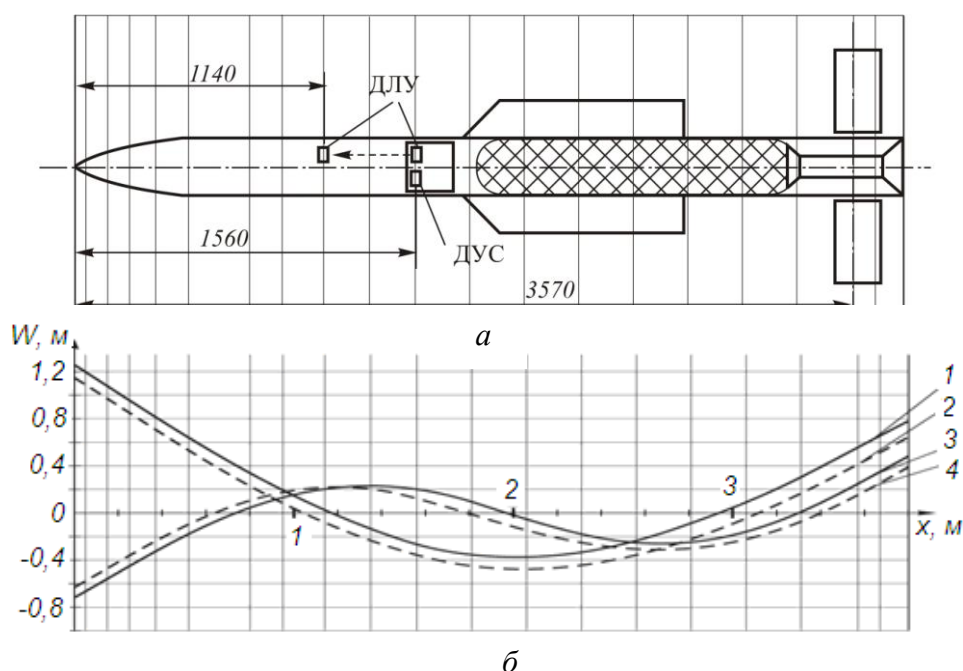


Рис. 4. Общий вид БЛА (а) и формы собственных изгибных колебаний БЛА (б)

Будем полагать, что задачи раздельного проектирования конструкции планера БЛА и САУ (системы стабилизации и привода как силового агрегата САУ) с учетом требований по аэроупругой устойчивости, предварительно сформулированных на этапе синтеза контура стабилизации БЛА [2], решены.

БЛА имеет следующие характеристики собственных изгибных колебаний (рис. 4,б); БЛА с топливом (массой 273 кг): 1-й тон – частота 33,3 Гц, форма – кривая 1; 2-й тон – частота 80,3 Гц, форма – кривая 3; БЛА без топлива (массой 185 кг): 1-й тон – частота 39,5 Гц, форма – кривая 2; 2-й тон – частота 96,7 Гц, форма – кривая 4. Логарифмические декременты изгибных колебаний БЛА в обоих случаях принимались равными по 0,05.

Анализировались два расчетных режима: начало автономного полета БЛА (соответствует БЛА с топливом), режим №1 ($q = 0,327$ МПа) и конец активного участка

полета БЛА (соответствует БЛА без топлива), режим №2 ($q = q_{\max} = 1,012$ МПа).

Руль, полученный в результате решения задачи структурно-параметрической оптимизации по условиям прочности, устойчивости панелей, аэроупругой устойчивости и минимума массы, представлен на рис. 5.

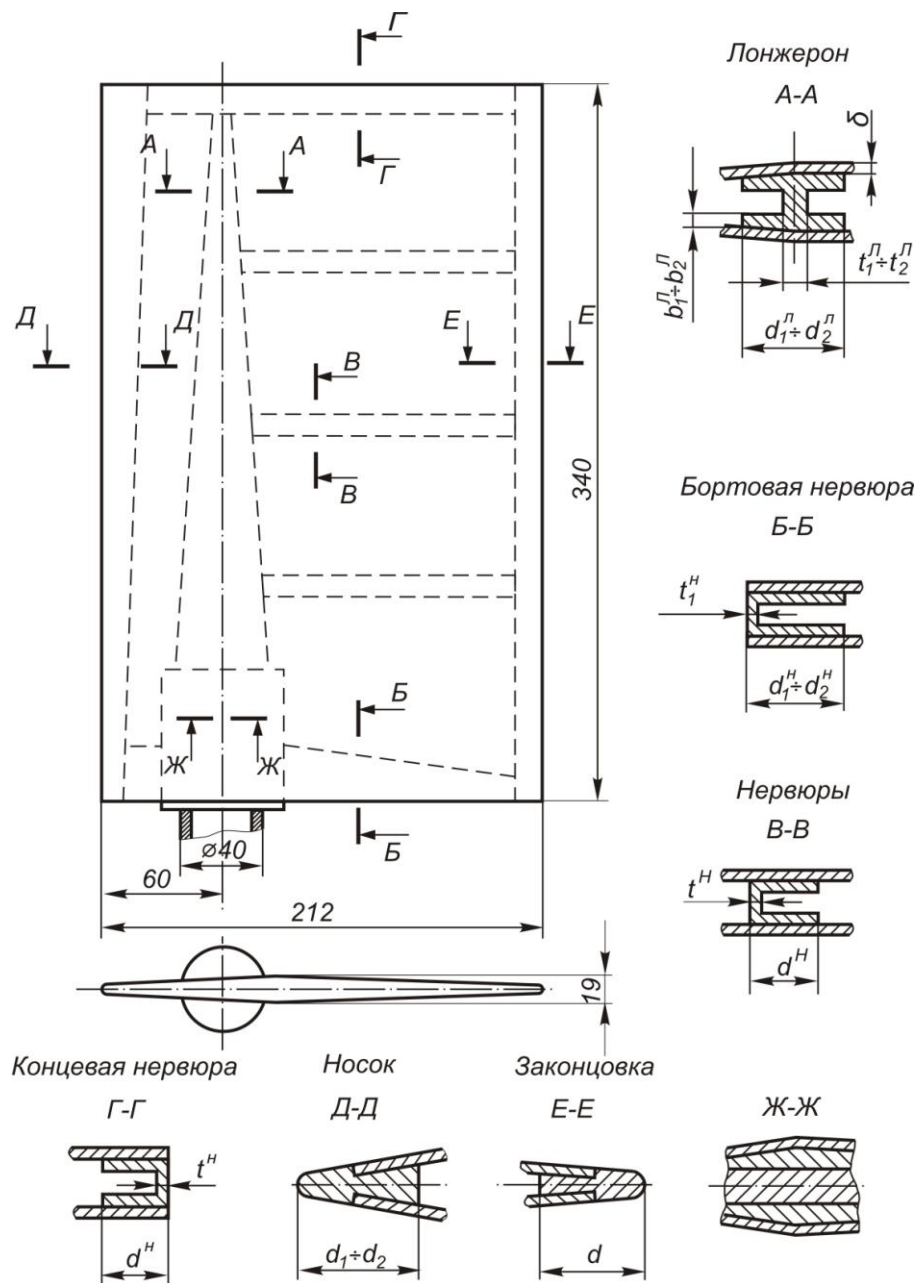


Рис. 5. Руль с нервюрами

Силовой каркас руля изготовлен из легированной стали 30ХГСА, обшивка – из титанового сплава ОТ4. Обшивка и силовой каркас соединены с помощью точечной сварки. Конструктивные параметры руля $X_{opt i}$ приведены в табл. 1 (* отмечены параметры, которые варировались в задаче оптимизации). Масса руля равна 2,204 кг; собственная частота

изгибных колебаний руля f_1 равна 80 Гц. Далее будем называть его *рулем с нервюрами*.

Конструктивные параметры руля с нервюрами

Таблица 1

| Название конструктивного параметра X_i | Обозначение X_i на чертеже руля (рис. 5) | $X_{opt i}$, мм |
|--|---|---------------------|
| Толщина обшивки | δ^* | 2,5 |
| Толщина полки лонжерона: у узла поворота | $b_1^{Л*}$ | 1 |
| на конце | $b_2^Л$ | 1 |
| Ширина полки лонжерона: у узла поворота | $d_1^{Л*}$ | 8 |
| на конце | $d_2^Л$ | 5 |
| Толщина стенки лонжерона: у узла поворота | $t_1^Л$ | 2 |
| на конце | $t_2^Л$ | 2 |
| Ширина полки «правой» бортовой нервюры: у узла поворота | d_1^{H*} | 12 |
| на конце | d_2^H | 12 |
| Ширина полки «левой» бортовой нервюры | d_1^{H*} | 12 |
| Толщина профиля бортовой нервюры | t_1^{H*} | 1 |
| Ширина полки нервюр | d^{H*} | 12 |
| Толщина профиля нервюр | t^{H*} | 1 |
| Ширина носка: у бортовой нервюры | d_1^* | 12 |
| на конце | d_2^* | 12 |
| Ширина законцовки | d | 12 |
| Масса руля, кг | | 2,204 |

На БЛА используется привод электрического типа, который имеет следующие характеристики, приведенные к оси вращения руля:

- момент подвижных частей $J_{\pi} = 0,072 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$;
- жесткость линеаризованной механической характеристики $f = 9 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$;
- статическая жесткость $K = 1,1 \times 10^4 \text{ Н}\cdot\text{м}/\text{рад}$.

Согласование параметров КТР руля и привода. Согласно предлагаемому итерационному подходу к обеспечению аэроупругой устойчивости БЛА с САУ вначале решается задача согласования параметров КТР руля и привода. Анализ устойчивости системы «руль – привод» показал, что данная система не обладает достаточными запасами устойчивости, а именно, не обеспечивается запас по фазе в 60° ($\Delta\varphi_1 < 60^\circ$, рис. 6, кривые 1).

Далее проведен анализ влияния характеристик руля на устойчивость системы «руль – привод», в результате которого установлено существенное влияние частоты изгибных колебаний руля f_l . Путем параметрических исследований найдено значение минимальной частоты изгибных колебаний $f_{l\min} = 97$ Гц, при которой системы «руль – привод» обладает достаточными запасами устойчивости: $\Delta\varphi_2 > 60^\circ$ (рис. 6, кривые 2).

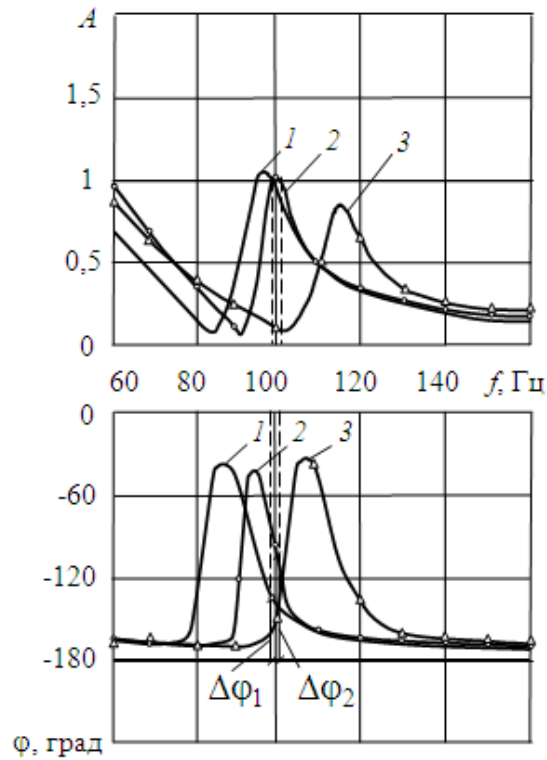


Рис. 6. Результаты исследования устойчивости системы «руль – привод»:

$$1 - f_l = 80 \text{ Гц}; 2 - f_l = 97 \text{ Гц}; 3 - f_l = 107 \text{ Гц}$$

В соответствии со схемой, представленной на рис. 2, далее решается задача выбора КТР руля с учетом дополнительного ограничения на частоту изгибных колебаний руля f_l .

Наряду с рулем с нервюрами в число рассматриваемых альтернативных вариантов КТР, включен *руль со стенками*, представленный на рис. 7. Руль со стенками аналогичен по конструкционным материалам и технологическому решению рулю с нервюрами.

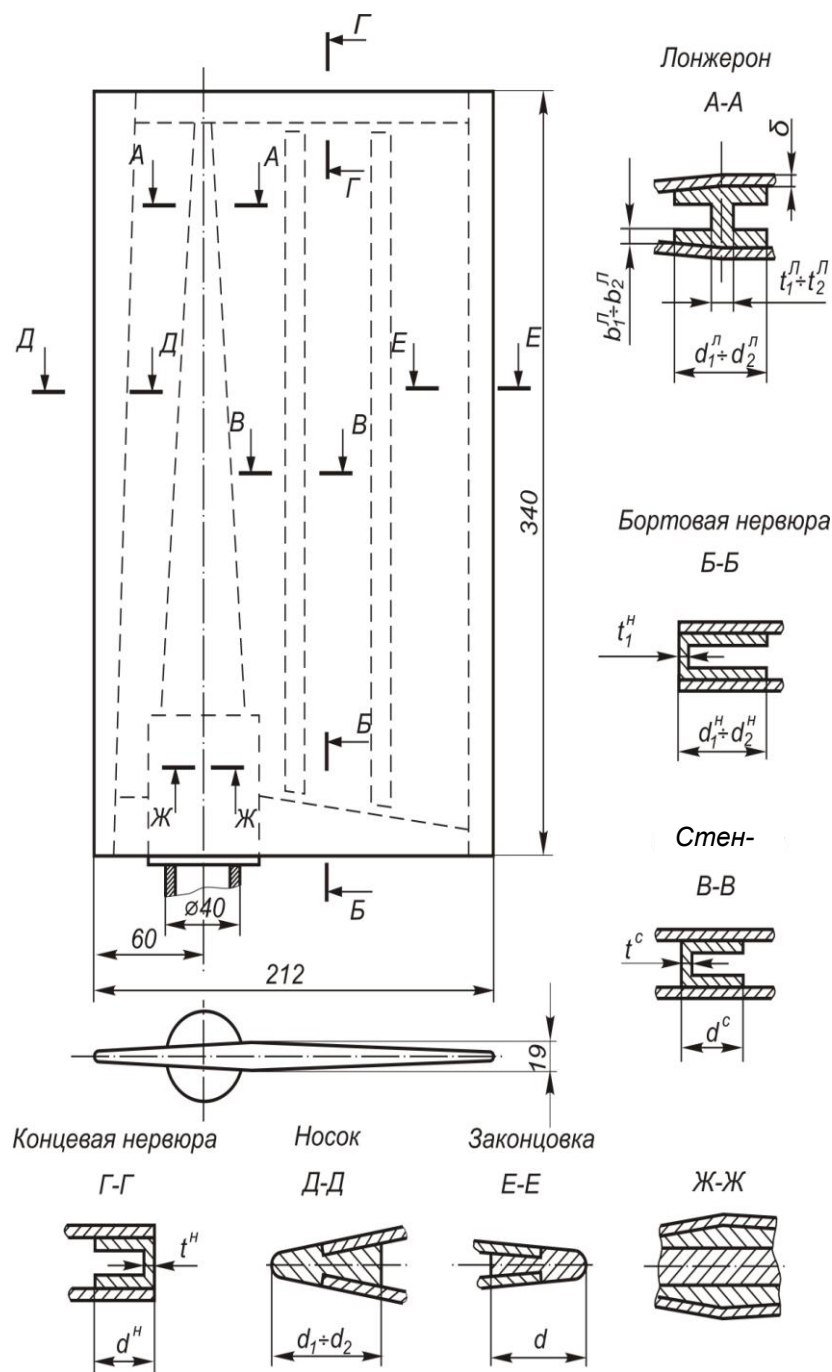


Рис. 7. Руль со стенками

Анализ результатов решения задач структурно-параметрической оптимизации показал, что КТР руля со стенками более рационально с точки зрения удовлетворения ограничения на частоту изгибных колебаний руля, чем КТР руля с нервюрами. Заметим, что стенки, равно как и нервюры, необходимы в КТР для удовлетворения требования устойчивости панелей руля. Результаты решения данной задачи параметрической оптимизации руля со стенками в виде параметров X_{21} представлены в табл. 2. Масса руля M_{p2} равна 2,895 кг. Для сравнения в табл. 2 приведены также результаты решения задачи

параметрической оптимизации руля со стенками по условиям прочности и аэроупругой устойчивости без учета дополнительного ограничения на частоту собственных колебаний в виде параметров X_{II} . Масса руля M_{pl} равна 2,266 кг.

Конструктивные параметры вариантов рулей со стенками

Таблица 2

| Название конструктивного параметра X_i | Обозначение X_i на чертеже руля (рис. 7) | Конструктивно-технологическое ограничение, мм | | X_{1i} , мм | X_{2i} , мм | X_{3i} , мм |
|--|--|---|--------------|---------------|---------------|---------------|
| | | $X_{i \min}$ | $X_{i \max}$ | | | |
| Толщина обшивки | δ^* | 1 | 4 | 2,5 | 1 | 1 |
| Толщина полки лонжерона: у узла поворота на конце | b_1^{J*} | 1 | 5 | 1 | 5 | 5 |
| | b_2^J | – | – | 1 | 1 | 1 |
| Ширина полки лонжерона: у узла поворота на конце | d_1^{J*} | 5 | 60 | 5 | 60 | 60 |
| | d_2^J | – | – | 5 | 5 | 5 |
| Толщина стенки лонжерона: у узла поворота на конце | t_1^J | – | – | 2 | 2 | 2 |
| | t_2^J | – | – | 2 | 2 | 2 |
| Ширина полки «правой» бортовой нервюры: у узла поворота на конце | d_1^{H*} | 12 | 60 | 12 | 12 | 12 |
| | d_2^H | – | – | 12 | 12 | 12 |
| Ширина полки «левой» бортовой нервюры | d_1^{H*} | 12 | 60 | 12 | 12 | 12 |
| Толщина профиля бортовой нервюры | t_1^H | 1 | 5 | 1 | 1 | 1 |
| Ширина полки концевой нервюры | d^H | – | – | 12 | 12 | 12 |
| Толщина профиля концевой нервюры | t^H | – | – | 1 | 1 | 1 |
| Ширина носка: у бортовой нервюры на конце | d_1^* | 12 | 57 | 12 | 12 | 12 |
| | d_2^* | 12 | 57 | 12 | 54 | 54 |
| Ширина законцовки | d | – | – | 12 | 12 | 12 |
| Ширина полки стенок | d^{C*} | 12 | 40 | 12 | 12 | 20 |
| Толщина полки стенок | t^{C*} | 1 | 4 | 1 | 1 | 2 |
| | | | | | | |
| Масса руля, кг | | | | 2,266 | 2,895 | 3,066 |

Повторный анализ устойчивости системы «руль – привод» с новыми массово-инерционными и жесткостными характеристиками руля показал, что система обладает достаточными запасами устойчивости.

Таким образом, в результате решения задачи согласования параметров руля и

привода, получено рациональное КТР руля, отвечающее как требованиям прочности и аэроупругой устойчивости, так и требованию устойчивости системы «руль – привод».

Согласование параметров КТР БЛА и САУ. Следующим этапом решения задачи согласования параметров конструкции и САУ является согласование параметров КТР БЛА и САУ с учетом требований аэроупругой устойчивости.

Первоначально контур «упругий ЛА – САУ» оказался неустойчивым: на обоих расчетных режимах запасы устойчивости отсутствовали в контуре стабилизации (на частоте 1-го тона изгибных колебаний корпуса БЛА), о чем свидетельствует пересечение АЧХ передаточных функций $W_{\text{ЛА}}^W(p)$ (кривая 1) и $W_{\text{САУ}}^{W^{-1}}(p)$ (кривая 2) на рис. 8,а (режим №1), а на режиме №2 – и в контуре демпфирования (на частоте 2-го тона), т.к. имеет место пересечение АЧХ передаточных функций $W_{\text{ЛА}}^{\omega}(p)$ (кривая 1) и $W_{\text{САУ}}^{\omega^{-1}}(p)$ (кривая 2) на рис. 8,б.¹

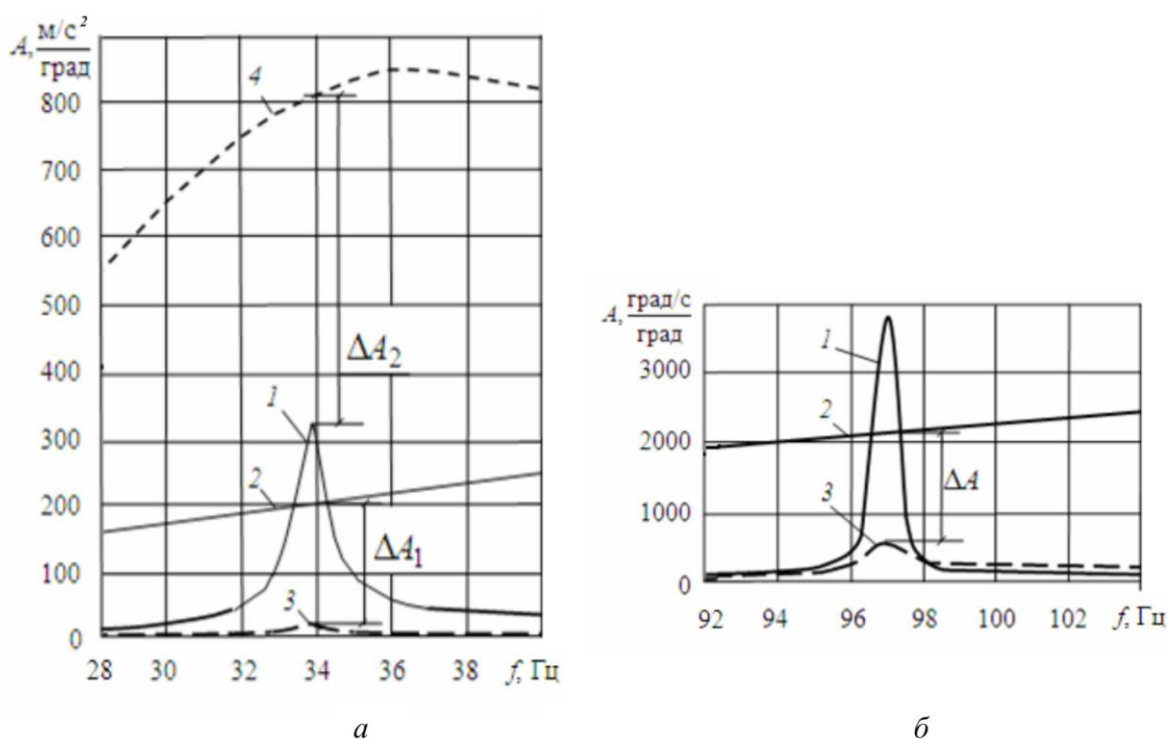


Рис. 8. К исследованию эффективности мероприятий, направленных на обеспечение устойчивости контура «упругий ЛА – САУ»:
а – контур стабилизации; *б* – контур демпфирования

¹ Как и в работе [2] ограничимся рассмотрением только амплитудных частотных характеристик упругого БЛА и системы стабилизации, т.к. в ниже будем использовать только амплитудные способы обеспечения устойчивости контуров системы стабилизации.

Как отмечалось в работе [2], с целью обеспечения устойчивости контура стабилизации (на режимах №1 и №2) реализованы следующие меры: *размещение ДЛУ вблизи узла упругой линии 1-го тона изгибных колебаний корпуса ЛА и установка фильтра изгибных колебаний, настроенного на амплитудное подавление сигнала на частоте 1-го тона*. При этом в первом случае обеспечение устойчивости достигнуто (рис. 8,а) за счет существенного снижения модуля передаточной функции $W_{ЛА}^W(p)$ (кривая 3), а во втором – за счет снижения модуля $W_{САУ}^W(p)$ (и соответственно повышения модуля $W_{САУ}^{W^{-1}}(p)$ (кривая 4)).

При выработке мер, направленных на обеспечение устойчивости контура демпфирования на режиме №2, принималось во внимание, что значительный подъем модуля $W_{ЛА}^o(p)$ (кривая 1, рис. 8,б) вызван близостью частот собственных изгибных колебаний корпуса по 2-му тону и изгибных колебаний руля (96,7 и 97 Гц, соответственно), что и привело к резонансному усилению амплитуды на этой частоте. Поэтому в качестве меры обеспечения устойчивости принималась *доработка конструкции руля с целью повышения его частоты изгибных колебаний (до 107 Гц)*. Далее была решена новая задача параметрической оптимизации конструкции руля (по условиям прочности, аэроупругой устойчивости и устойчивости панелей) с дополнительным ограничением на частоту собственных изгибных колебаний руля ($f_1 \geq 107$ Гц). Результаты решения данной задачи в виде параметров руля со стенками X_{3i} представлены в табл. 2. Масса руля M_{P3} равна 3,066 кг.

Анализ устойчивости системы «руль – привод» показал, что данная система обладает достаточными запасами устойчивости (см. рис. 6, кривые 3). То же самое можно сказать и в отношении контура «упругий ЛА – САУ»: обеспечение устойчивости в контуре демпфирования достигнуто за счет существенного снижения модуля передаточной функции упругого ЛА с модифицированным рулем $\bar{W}_{ЛА}^o(p)$ (кривая 3, рис. 8,б).

Основные выводы и рекомендации

1. Предложен итерационный подход к решению задачи обеспечения аэроупругой устойчивости маневренного БЛА на этапе эскизного проектирования, в интересах реализации которого разработаны:

– математические модели исследования устойчивости системы «руль – привод» и контура «упругий ЛА – САУ»;

– методы согласования параметров конструктивно-технологических решений БЛА и параметров САУ (рулевого привода и системы стабилизации) с целью обеспечения требований аэроупругой устойчивости БЛА.

2. Разработан пример решения задачи согласования параметров конструкции и САУ маневренного БЛА с учетом требований аэроупругой устойчивости, иллюстрирующий возможные рекомендации по обеспечению аэроупругой устойчивости БЛА с САУ.

Библиографический список

1. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / *П.П.Афанасьев, И.С. Голубев, С.Б. Левочкин, В.Н. Новиков, С.Г. Парафесь, М.Д. Пестов, И.К. Туркин*. Под ред. *И.С. Голубева* и *И.К. Туркина*. – М.: МАИ, 2010. – 654 с.

2. *Парафесь С.Г.* Выбор параметров контура стабилизации упругого маневренного беспилотного летательного аппарата // *Электронный журнал «Труды МАИ»*, выпуск № 49, 2011.

3. *Парафесь С.Г.* Методы структурно-параметрической оптимизации конструкции беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. – 316 с.

4. Строительная механика летательных аппаратов / *И.Ф. Образцов, Л.А. Булычев, В.В. Васильев* и др. Под ред. *И.Ф. Образцова*. – М.: Машиностроение, 1986. – 536 с.

5. Гидравлические приводы летательных аппаратов / *Н.С. Гамынин, В.И. Карев, А.М. Потапов, А.М. Селиванов*. Под ред. *В.И. Карева*. – М.: Машиностроение, 1992. – 368 с.

6. Пневмопривод систем управления летательных аппаратов / *В.А. Чащин, О.Г. Камладзе, А.Б. Кондратьев* и др. Под ред. *В.А. Чащина*. – М.: Машиностроение, 1987. – 248 с.

7. Электропривод летательных аппаратов / *В.А. Полковников, Б.И. Петров, Б.Н. Попов* и др. Под ред. *В.А. Полковникова*. – М.: Машиностроение, 1990. – 352 с.