

УДК 629.7

Выбор параметров контура стабилизации упругого маневренного беспилотного летательного аппарата

С.Г. Парафесь

Аннотация

Рассмотрена задача формирования контура стабилизации маневренного беспилотного летательного аппарата (БЛА) классов «воздух – поверхностей» и «воздух – воздух» с учетом требований аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ); описаны модели и методы, предназначенные для решения данной задачи; приведен пример; даны рекомендации по обеспечению аэроупругой устойчивости БЛА с САУ.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, конструкция, система автоматического управления, контур стабилизации, аэроупругая устойчивость

Введение

Опыт проектирования маневренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА), прежде всего, классов «поверхность – воздух» и «воздух – воздух», показывает, что актуальной проблемой является разработка методов, математических моделей и программного обеспечения для учета аэроупругих характеристик БЛА при формировании контура стабилизации. Влияние упругости конструкции маневренного БЛА на работу САУ в полете проявляется, прежде всего, в возможности возникновения автоколебаний в контуре «упругий ЛА – САУ» (точнее, «упругий ЛА – система стабилизации»). Это является недопустимым, так как автоколебания приводят к «забиванию» каналов САУ высокочастотными составляющими сигналов, что негативно влияет на управляемость БЛА, нарушая нормальный режим работы бортовой аппаратуры, и ведет к значительному снижению качества ее функционирования вплоть до выхода из строя. Опасность возникновения автоколебаний в контуре «упругий ЛА – САУ» возрастает с увеличением потолка скоростей и маневренных перегрузок ЛА, повышением быстродействия систем управления, а также вследствие применения рулевых приводов со сравнительно малой жесткостью и наличия значительных виброперегрузок от работающего двигателя.

Анализ современного состояния проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости ЛА с САУ показывает, что к настоящему времени хорошо разработаны методы исследования

аэроупругой устойчивости ЛА с САУ [1-6], когда параметры последних считаются известными. Анализ же работ в области совместного проектирования конструкции ЛА и САУ свидетельствует [7-12], что предлагаемые подходы пока еще далеки от решения полноразмерных задач.

Выбор структуры и основных параметров контура стабилизации САУ на этапе формирования облика БЛА

Как известно контур стабилизации образует система стабилизации, включающая собственно БЛА, обратные связи, вычислительные и исполнительные устройства. Следует отметить, что динамические свойства изолированного БЛА (без системы стабилизации) не обеспечивают наведение на цель с высокой точностью. Это объясняется недостаточным моментом аэродинамического демпфирования и большой зависимостью реализуемой перегрузки от статической устойчивости БЛА. Как следствие, реакция нестабилизированного статически устойчивого БЛА на входную команду управления представляет собой длительно незатухающий колебательный процесс с большими перерегулированиями (кривая 1, рис. 1). Такой процесс приводит к колебательной форме траектории полета БЛА и большим промахам. В связи с этим основное предназначение контура стабилизации – *улучшение качества реакции маневренного БЛА на команду управления*: увеличение быстродействия, уменьшение перерегулирования и времени затухания переходных процессов.

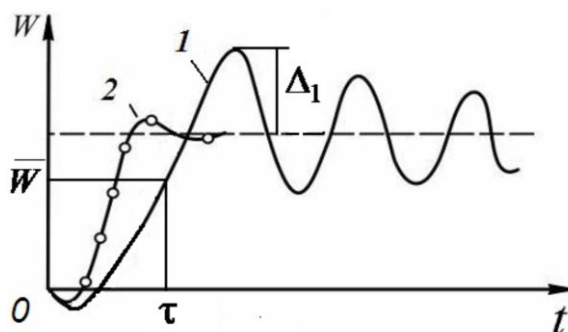


Рис.1. Реакция БЛА на скачкообразную входную команду управления

В общем случае при формировании контура стабилизации упругого БЛА следует рассматривать движение по всем трем каналам: тангажу, курсу и крену. Однако для большинства БЛА классов «поверхность – воздух» и «воздух – воздух» вследствие высокой жесткости их конструкции на кручение проблема возникновения автоколебаний в канале

крена стоит не так остро, как аналогичная проблема в каналах тангажа и курса. Поэтому ограничимся рассмотрением идентичных для осесимметричного БЛА каналов тангажа и курса. Пренебрегая подъемной силой на рулях по сравнению с подъемной силой ЛА ввиду ее малости, запишем для осесимметричного БЛА (без учета кориолисова ускорения, возникающего при вращении аппарата от воздействия истекающей реактивной струи маршевого двигателя) передаточные функции жесткого ЛА как объекта управления в канале тангажа по угловой скорости ω и линейному ускорению W (в местах установки датчика угловой скорости (ДУС) и датчика линейных ускорений (ДЛУ)) [13]:

$$\mathbf{W}_\omega(p)|_{x_{\text{ДУС}}} = \frac{\omega}{\delta} \Big|_{x_{\text{ДУС}}} = \mp k_p \frac{1 + T_{1c}p}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2}; \quad (1)$$

$$\mathbf{W}_W(p)|_{x_{\text{ДЛУ}}} = \frac{W}{\delta} \Big|_{x_{\text{ДЛУ}}} = \mp V k_p \frac{1}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2}, \quad (2)$$

где $k_p = \frac{a_3 a_4}{a_2 + a_1 a_4}$; $T_{1c} = \frac{1}{a_4}$; $\xi_p = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}$; $T_p = \frac{1}{\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}$; $a_1 = -\frac{m_z^{\omega_z} q S L^2}{V I_z}$;

$$a_2 = -\frac{c_y^\alpha (\bar{x}_m - \bar{x}_d) q S L}{I_z}; \quad a_3 = \mp \frac{c_y^\delta (\bar{x}_m - \bar{x}_p) q S L}{I_z}; \quad a_4 = \frac{c_y^\alpha q S}{mV} + \frac{P}{mV}; \quad p = i\omega;$$

V , q – скорость и скоростной напор ЛА; $m_z^{\omega_z}$ – производная коэффициента момента демпфирования; c_y^α – производная коэффициента подъемной силы ЛА по углу атаки α ; c_y^δ – производная коэффициента подъемной силы рулей по углу отклонения руля δ ; P – тяга двигателя; $\bar{x}_m, \bar{x}_d, \bar{x}_p$ – координаты центра масс, центра давления и оси вращения руля, отнесенные к длине ЛА L ; m , I_z , S – масса, момент инерции и характерная площадь ЛА. В приведенных выражениях знак «минус» соответствует нормальной аэродинамической схеме, знак «плюс» – аэродинамической схеме «утка».

Полные передаточные функции БЛА включают передаточные функции жесткого и упругого ЛА (последние, как правило, носят приближенный характер и учитывают только упругие колебания корпуса по первому и второму тону).

На современных БЛА классов «поверхность – воздух» и «воздух – воздух» применяются системы стабилизации по каналу тангажа (курса) с одной (по угловой скорости) и двумя (по угловой скорости и линейному ускорению) обратными связями. Система стабилизации с двумя обратными связями (рис. 2) является наиболее распространенной и используется для стабилизации ЛА, как статически устойчивых, так и статически неустойчивых. Контур, образованный обратной связью по ω , называют обычно *контуром*

демпфирования, а контур с обратной связью по W – контуром стабилизации.

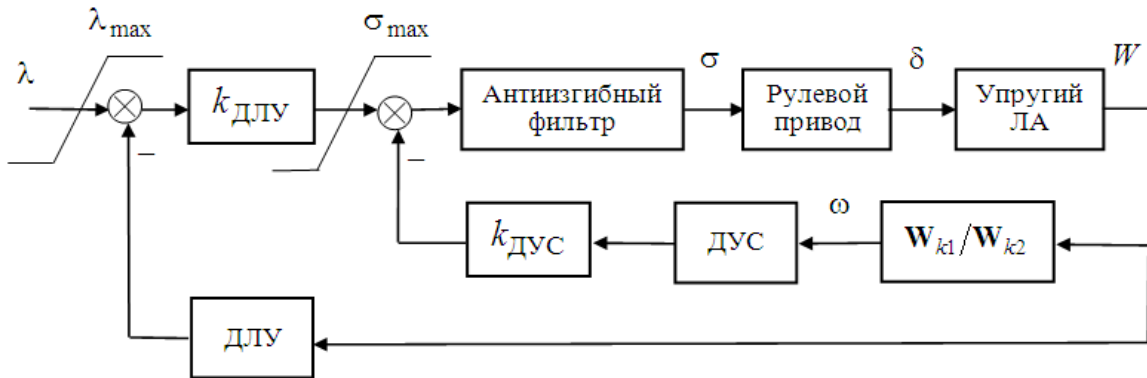


Рис. 2. Структурная схема системы стабилизации поперечного движения ЛА:

λ – входная команда управления; σ – сигнал на входе в рулевой привод;

λ_{\max} , σ_{\max} – ограничения λ , σ ; $k_{\text{ДУС}}$, $k_{\text{ДЛУ}}$ – коэффициенты усиления по цепям ДУС и ДЛУ;

$$\mathbf{W}_{k1}(p)/\mathbf{W}_{k2}(p) = \omega/W = (1 + T_{1c}p)/V$$

На частотах, характеризующих траекторное движение БЛА и определяющих его динамические свойства как звена контура управления и точность наведения, передаточная функция замкнутой системы стабилизации (рис.1) может быть представлена в виде колебательного звена с коэффициентом усиления $k_{\text{ст}}$, показателем демпфирования $\xi_{\text{ст}}$ и постоянной времени $T_{\text{ст}}$:

$$\mathbf{W}_{\text{ст}}(p) = \frac{W}{\lambda} = \frac{k_{\text{ст}}}{1 + 2\xi_{\text{ст}}T_{\text{ст}}p + T_{\text{ст}}^2p^2};$$

$$k_{\text{ст}} = \frac{Va_3a_4k_{\text{ДЛУ}}}{Va_3a_4k_{\text{ДЛУ}} + a_2}; \quad \omega_{\text{ст}} = \frac{1}{T_{\text{ст}}} = \sqrt{Va_3a_4k_{\text{ДЛУ}} + a_2}; \quad \xi_{\text{ст}} = \frac{a_3k_{\text{ДУС}}}{2\omega_{\text{ст}}}.$$

Собственная частота $\omega_{\text{ст}}$ и показатель демпфирования $\xi_{\text{ст}}$ замкнутой системы стабилизации однозначно определяют ее время реакции τ и величину выброса Δ_1 на скачкообразную команду управления (см. рис. 2) (параметры переходного процесса τ , Δ_1 задаются в Техническом задании на разработку БЛА [13, 14]).

Анализ системы стабилизации показывает, что, выбирая коэффициенты $k_{\text{ДУС}}$ и $k_{\text{ДЛУ}}$, можно влиять на параметры передаточной функции $\mathbf{W}_{\text{ст}}(p)$, переходного процесса (кривая 2, рис. 1) и тем самым на динамические свойства БЛА, улучшая их. При этом следует учитывать, что эти коэффициенты, являясь звеньями замкнутой системы стабилизации, оказывают

влияние и на ее устойчивость. Следовательно, значения коэффициентов $k_{дус}$ и $k_{длу}$ должны выбираться из условия обеспечения потребных динамических свойств БЛА с системой стабилизации и требований устойчивости самой системы стабилизации.

В целях обеспечения устойчивости системы стабилизации на частотах упругих колебаний корпуса БЛА в ее состав вводят специальный фильтр для амплитудного подавления на этих частотах. Наиболее часто используют фильтр с передаточной функцией

$$Y_{\text{АИФ}}(p) = (1 + 2\xi_1 T_1 p + T_1^2 p^2) / (1 + 2\xi_2 T_2 p + T_2^2 p^2).$$

Отношение постоянных времени T_2/T_1 обычно находится в пределах от 0,5 до 2, коэффициенты демпфирования ξ_1 – от 0 до 0,2 и ξ_2 – от 0,3 до 1. Антиизгибный фильтр настраивают на частоту подавления первого, а при необходимости – второго тона изгибных колебаний корпуса БЛА.

Выбранные на этапе формирования облика БЛА параметры контура стабилизации являются опорными и должны быть реализованы далее при отдельном проектировании конструкции аппарата и системы стабилизации на этапах эскизного и рабочего проектирования БЛА. Целями проектирования на данных этапах являются получение конструктивно-технологического решения (КТР) БЛА, наилучшим образом отвечающего требованиям конструктивного и технологического совершенства, а также САУ, рациональной с точки зрения законов управления и стабилизации ЛА, массы, габаритных размеров, стоимости [13]. После реализации этих целей окончательно решается задача согласования структуры и параметров конструкции и системы стабилизации БЛА с целью удовлетворения требований аэроупругой устойчивости ЛА с САУ.

Согласование структуры и параметров конструкции БЛА и системы стабилизации САУ

Математическая модель исследования устойчивости контура «упругий ЛА – САУ» базируется на расчетной модели аэроупругих колебаний ЛА. Построение расчетной модели связано с выбором наиболее важных форм движения. Для маневренных БЛА таковыми являются изгибные и крутильные колебания рулей и изгибные колебания корпуса по первому и второму тонам. Колебания низших тонов крыльев учитываются 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 (составленная по методу заданных форм с учетом выбранных форм колебаний) при этом имеет вид [15]:

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

где m_{ij} , h_{ii} , g_{ii} – коэффициенты инерции, демпфирования и жесткости конструкции; d_{ij} , b_{ij} – аэродинамические коэффициенты демпфирования и жесткости. Обобщенные координаты q_j соответствуют следующим формам движения: q_1 , q_2 – изгиб и кручение руля; q_3 , q_4 – изгиб корпуса по первому и второму тону.

Из системы уравнений (3) 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 (в месте установки ДУС) и линейному ускорению (в месте установки ДЛУ) будут иметь вид:

$$\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^Y(p) \Big|_{x_{\text{ДУС}}} = \frac{\omega}{\delta} \Big|_{x_{\text{ДУС}}} = \psi'_1(x_{\text{ДУС}})p\overline{\mathbf{W}}_1(p) + \psi'_2(x_{\text{ДУС}})p\overline{\mathbf{W}}_2(p); \quad (4)$$

$$\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^Y(p) \Big|_{x_{\text{ДЛУ}}} = \frac{W}{\delta} \Big|_{x_{\text{ДЛУ}}} = \psi_1(x_{\text{ДЛУ}})p^2\overline{\mathbf{W}}_1(p) + \psi_2(x_{\text{ДЛУ}})p^2\overline{\mathbf{W}}_2(p), \quad (5)$$

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 ЛА $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^\omega(p)$ и $\mathbf{W}_{\text{ЛА}}^W(p)$ к передаточным функциям упругого ЛА (4), (5) следует добавить передаточные функции жесткого ЛА (1), (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 $\mathbf{W}_{\text{САУ}}^W(p)$.

Для решения задачи согласования параметров конструктивно-технологического решения БЛА и системы стабилизации САУ предлагается *итерационный метод* решения рассматриваемой задачи, который состоит в следующем. На первом этапе исследуется

аэроупругое взаимодействие ЛА и САУ. В случае невыполнения требований аэроупругой устойчивости вырабатываются мероприятия, направленные на их обеспечение. Эти мероприятия могут относиться как к конструкции БЛА, так и к системе стабилизации. В первом случае корректируются массово-инерционные, демпфирующие и жесткостные свойства конструкции БЛА, во втором – параметры системы стабилизации. В зависимости от выбранных мероприятий, решаются задачи рационального проектирования либо конструкции ЛА, либо системы стабилизации САУ.

Для решения задачи рационального проектирования конструкции БЛА с учетом ограничений, налагаемых САУ, разработан метод структурно-параметрической оптимизации, отличительной особенностью которого является использование эталона аэроавтоупругой системы (упругого ЛА совместно с САУ) [16]. 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 совместным функционированием упругого БЛА и САУ, используются ограничения на характеристики собственных колебаний ЛА, прежде всего частоты: $f_{l\min} \leq f_l \leq f_{l\max}$, $l=1,2,\dots,L^*$ (f_l – частота l -го тона собственных колебаний ЛА; $f_{l\min}$, $f_{l\max}$ – границы диапазона изменения f_l ; L^* – число рассматриваемых частот).

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.

Рассмотренные задачи, связанные с корректировкой КТР планера БЛА (или его отдельных агрегатов) и/или параметров системы стабилизации решаются на втором этапе согласования параметров конструкции ЛА и системы стабилизации САУ, после чего повторно исследуется аэроупругая устойчивость ЛА с САУ. Итерационный процесс проектирования заканчивается, когда требования аэроупругой устойчивости будут удовлетворены (как правило, для этого требуется всего несколько итераций).

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. Кратко остановимся на одном примере [15].

В качестве ЛА рассматривался гипотетический маневренный БЛА класса «воздух – воздух» нормальной аэродинамической схемы, имеющий аэродинамические органы управления – цельноповоротные рули (рис. 3,а), а в качестве системы стабилизации САУ – система стабилизации, представленная на рис.2. Блок датчиков системы стабилизации ДУС и ДЛУ установлен вблизи пучности упругой линии первого тона изгибных колебаний корпуса ЛА (рис. 3).

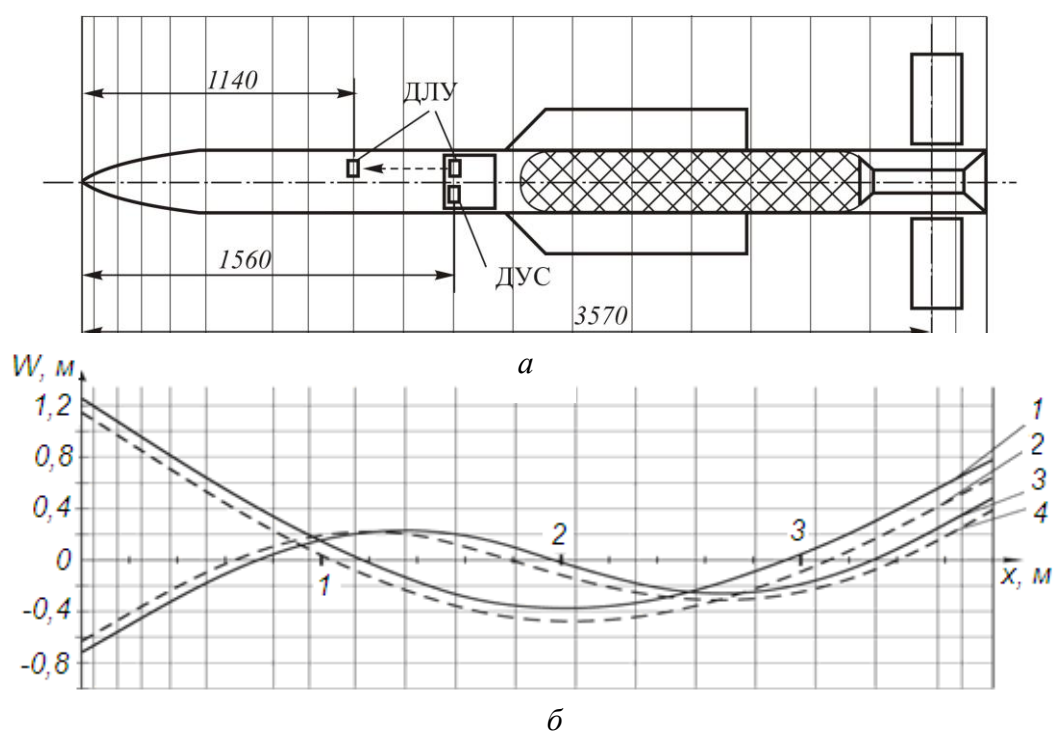


Рис. 3. Общий вид БЛА (а) и формы собственных изгибных колебаний БЛА (б)

БЛА имеет следующие характеристики собственных изгибных колебаний (рис. 3,б); БЛА с топливом (массой 273 кг): 1-й тон – частота 33,3 Гц, форма – кривая 1; 2-й тон – ча-

стота 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). Контур «упругий ЛА – САУ» первоначально оказался не устойчивым: на обоих 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. 4,а (режим №1), а на режиме №2 – и в контуре демпфирования (на частоте 2-го тона), о чем свидетельствует пересечение АЧХ передаточных функций $W_{\text{ЛА}}^{\omega}(p)$ (кривая 1) и $W_{\text{САУ}}^{\omega^{-1}}(p)$ (кривая 2) на рис. 4,б.¹

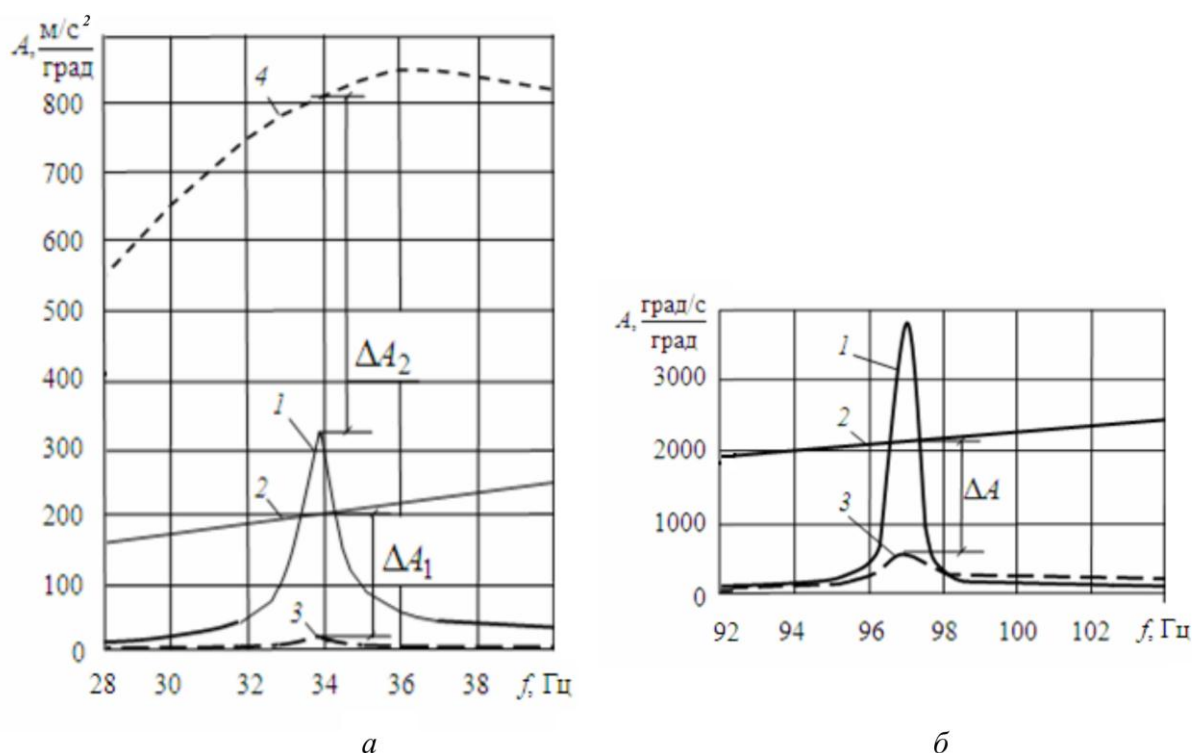


Рис. 4. К исследованию эффективности мероприятий, направленных на обеспечение устойчивости контура «упругий ЛА – САУ»:
a – контур стабилизации; *б* – контур демпфирования

¹ Ограничимся рассмотрением только амплитудных частотных характеристик упругого БЛА и системы стабилизации, т.к. в данном примере будем использовать только амплитудные способы обеспечения устойчивости контуров системы стабилизации.

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. 4,а) за счет существенного снижения модуля передаточной функции $W_{ЛА}^W(p)$ (кривая 3), а во втором – за счет снижения модуля передаточной функции $W_{САУ}^W(p)$ (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 $W_{ЛА}^{\omega}(p)$ (кривая 1, рис. 4,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 структурно-параметрической оптимизации конструкции руля (по условиям прочности, аэроупругой устойчивости и устойчивости панелей) с дополнительным ограничением на частоту собственных изгибных колебаний руля. Результатом явился переход от первоначально рационального КТР руля (наборной конструкции с нервюрами) к новому КТР (наборной конструкции со стенками), как более эффективно удовлетворяющему всему комплексу предъявляемых функциональных ограничений. В итоге обеспечение устойчивости в контуре демпфирования было достигнуто за счет существенного снижения модуля передаточной функции упругого ЛА с модифицированным рулем $\overline{W}_{ЛА}^{\omega}(p)$ (кривая 3, рис. 4,б).

Основные выводы и рекомендации

1. Предложены методы решения задачи согласованного выбора структуры и основных параметров контура стабилизации САУ в процессе разработки маневренного БЛА.
2. Разработан пример решения задачи согласования параметров конструкции и САУ упругого БЛА.
3. На основе полученных результатов решения задачи согласования параметров КТР планера БЛА и системы стабилизации даны конкретные рекомендации по обеспечению аэроупругой устойчивости маневренного БЛА с САУ.

Библиографический список

1. Колесников К.С., Сухов В.Н. Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления. – М.: Машиностроение, 1974. – 268 с.
2. Введение в аэроавтоупругость / С.М. Белоцерковский, Ю.А. Кочетков, А.А. Красовский, В.В. Новицкий. Под ред. С.М. Белоцерковского. – М.: Наука, 1980. – 384 с.
3. Кашин Г.М. Проблемы аэроавтоупругости при проектировании современных летательных аппаратов / Упругий летательный аппарат в исследованиях аэроавтоупругости. – М.: ЦИПКК МАП, 1990. – 68 с.
4. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. – М.: Физматлит, 1995. – 736 с.
5. Ишмуратов Ф.З., Поповский В.Н. Объединенная математическая модель летательного аппарата с системой управления для исследования аэроупругого взаимодействия // ТВФ. 1997. Т. LXXI. № 2. С. 24 – 30.
6. Ишмуратов Ф.З., Карклэ П.Г., Поповский В.Н. Опыт и исследования ЦАГИ в области аэроупругости летательных аппаратов // Труды ЦАГИ. 1998. Вып. 2631. С. 103 – 113.
7. Ласт Р.В., Шмит Л.А. Синтез конструкций с одновременным выбором закона управления // Аэрокосмическая техника. 1988. № 10. С. 88 – 100.
8. Цайлер Т.А., Вайсхаар Т.А. Комплексный подход к проектированию несущих поверхностей с учетом аэроавтоупругости // Аэрокосмическая техника. 1988. № 12. С. 50 – 59.
9. Маннинг Р.А., Шмит Л.А. Синтез конструкции одновременно с системой управления при ограничениях на характеристики переходных процессов // Аэрокосмическая техника. 1991. № 1. С. 42 – 52.
10. Kubica F., Livet T. Flight Control Law Synthesis for a Flexible Aircraft. In: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Scottsdale, AZ, Aug. 1-3, 1994. Technical Papers. – Washington, DC, AIAA, 1994, pp. 775 – 783.
11. Tsujioka K., Kajiwara I., Nagamatsu A. Integrated Optimum Design of Structure and H^∞ Control System // AIAA Journal, Vol. 34, No. 1, 1996, pp. 159 – 165.
12. Eli L. Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction // Journal of Aircraft, 1999, Vol. 36, No. 1, pp. 122 – 145.
13. 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.
14. Проектирование зенитных управляемых ракет / Под ред. И.С. Голубева и В.Г.

Светлова: Учебник для вузов. 2-е изд. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 732с.

15. *Парафесь С.Г.* Метод структурно-параметрической оптимизации конструкции летательного аппарата с учетом системы управления // Вестник МАИ. 2001. Т. 8. № 2. С. 3 – 10.

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

Сведения об авторе:

Парафесь Сергей Гаврилович, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., доцент.

125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, т.р. (0499)158-43-41, м.т. 916-786-68-74.

E-mail: S.Parafes@mail.ru