

УДК 533.6.013.42:629.7.025.3:629.762.5
DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-73-83

ОСОБЕННОСТИ ИССЛЕДОВАНИЙ АЭРОУПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ РУЛЕЙ

А.В. БЫКОВ¹, С.Г. ПАРАФЕСЬ², В.И. СМЫСЛОВ³

¹Государственное машиностроительное конструкторское бюро «Вымпел»
им. И.И. Торопова, г. Москва, Россия

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

³Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия

Проектирование современного летательного аппарата (ЛА) связано с необходимостью решения многих научно-технических задач. В их число входит предотвращение опасных автоколебаний в полете с учетом упругости конструкции. Эти задачи относятся к динамической аэроупругости, науке, в которой исследуется взаимодействие упругой конструкции (при ее колебаниях) с потоком воздуха. Рассматриваются маневренные беспилотные летательные аппараты (БЛА), которые принципиально не допускают применения без системы автоматического управления (САУ), поэтому ее наличие необходимо учитывать при исследовании колебаний упругой конструкции в полете. Влияние упругости конструкции БЛА на работу САУ в полете проявляется в возможности возникновения автоколебаний в контуре «упругий ЛА – САУ». Автоколебания приводят к нарушению нормальной работы бортовой аппаратуры или выходу ее из строя. Сложность данной задачи требует ее рассмотрения практически на всех этапах разработки БЛА, включая создание опытного образца и начало летных испытаний. Представлены расчетно-экспериментальные исследования характеристик упругих колебаний в полете БЛА крестообразной схемы. Особенности исследуемых БЛА (варианты модульной конструкции, нелинейности корпуса, рулей, САУ и другие) обусловлен значительный объем испытаний, являющихся основанием для расчетов. Электроприводы рулей имеют малое время непрерывной работы и низкий ресурс, в них входят редукторы с большим передаточным отношением и люфтами. С этим связана зависимость жесткости рулей на вращение от амплитуды и частоты, а также существенное увеличение суммарных моментов инерции. Приведена методика стендового эксперимента с получением данных для оценки границ флаттера и границ устойчивости контура «упругий ЛА – САУ». Рассмотрены вопросы доработки контура стабилизации БЛА, необходимой для его устойчивости на частотах упругих колебаний, а также дана оценка предельных циклов автоколебаний.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, крестообразная схема, руль, привод, аэроупругая устойчивость, флаттер, наземный эксперимент, автоколебания, предельный цикл.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема автоколебаний беспилотного летательного аппарата (БЛА) в полете является одной из наиболее важных в задачах динамической аэроупругости [1–11]. Влияние упругости конструкции БЛА на работу системы автоматического управления (САУ) в полете проявляется в возможности возникновения автоколебаний в контуре «упругий ЛА – САУ». Автоколебания приводят к нарушению нормальной работы бортовой аппаратуры или выходу ее из строя.

Сложность задачи требует ее рассмотрения практически на всех этапах разработки БЛА, вплоть до создания опытного образца и начала летных испытаний. Подходам к решению данной задачи применительно к особенностям частного вида БЛА крестообразной схемы и посвящена настоящая статья.

Исследования аэроупругих колебаний БЛА с электроприводом рулей начинаются с проведения предварительных расчетов по конструкторской документации, они дают, в частности, общие ориентиры для анализа флаттера. По мере изготовления образцов рулей появляется возможность

проведения первых испытаний по определению частот и форм консольно закрепленных рулей. Применение экспериментальных характеристик собственных колебаний, наряду с аэродинамическими коэффициентами, полученными на основании «статических» испытаний рулей в аэродинамических трубах, дают возможность уточнить, например, критические режимы флаттера. После изготовления соответствующих образцов рулевых приводов очень полезным является эксперимент по определению амплитудных и частотных характеристик электроприводов в составе неподвижно закрепленного приводного отсека. Это позволяет уточнить объем дальнейших испытаний и внести дополнительные коррективы в предварительные оценки границ флаттера.

Основной объем исследований реально начинается после изготовления опытного образца БЛА, вспомогательной аппаратуры и реализации необходимых доработок, обеспечивающих проведение стендовых испытаний. В процессе этого эксперимента проводятся наземные резонансные испытания и определение амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) и фазово-частотных характеристик (ФЧХ) звеньев контура «упругий ЛА – САУ». Полученные результаты позволяют провести корректирование расчетных моделей для исследования флаттера и оценки устойчивости «упругий ЛА – САУ».

Если общее уравнение колебаний БЛА в полете рассматривать в виде

$$C\ddot{\mathbf{q}} + H\dot{\mathbf{q}} + G\mathbf{q} + (v^2\mathbf{Bq} + v\mathbf{D}\dot{\mathbf{q}}) = 0 \quad (1)$$

(\mathbf{q} – обобщенная координата, \mathbf{C} , \mathbf{H} , \mathbf{D} , \mathbf{G} и \mathbf{B} – матрицы инерции, конструкционного и аэродинамического демпфирования, конструкционной и аэродинамической жесткости соответственно, v – скорость), то на стенде оно сводится к уравнению гармонических колебаний

$$C\ddot{\mathbf{q}} + H\dot{\mathbf{q}} + G\mathbf{q} + (v^2\mathbf{Bq} + v\mathbf{D}\dot{\mathbf{q}}) = \mathbf{A} \cos \omega t, \quad (2)$$

где \mathbf{A} – матрица, содержащая операторы САУ, и задача флаттера, как более частная, будет отличаться лишь нулевой правой частью, тогда как задача исследования устойчивости контура «упругий ЛА – САУ» содержит в правой части аналог возбуждения, зависящего от колебаний БЛА.

Практически первая задача (без правой части) решается поиском собственных значений – комплексных собственных частот колебаний, а вторая – частотным методом с использованием частотного годографа и критерия Найквиста [12]. Оба подхода имеют тождественную математическую модель конструкции и используют, как правило, одинаковую аэродинамическую теорию для записи аэродинамических операторов. Однако, в отличие от исследований для задачи флаттера, вариант частотного метода связан с дополнительными измерениями частотных характеристик – как минимум корпуса, а чаще также и части звеньев САУ. Ненулевая правая часть уравнения требует некоторого увеличения объема эксперимента. Более общий подход связан с расчетом колебаний в докритической области, например, по движению корней с изменением скоростного напора в «задаче флаттера» – с нулевой правой частью, а иногда, при исследовании автоколебаний с предельным циклом, и в закритической области. Построение частотного годографа при исследовании частотным методом требует не только определения колебаний на разных частотах, но и построения их семейства для разных режимов полета.

СТЕНДОВЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ

Для рассматриваемых БЛА наземные резонансные испытания основаны на традиционной идеологии [2, 12–13], когда уравнение (2) содержит в правой части вектор силы $\mathbf{F} \cos \omega t$ с 1–4 ненулевыми элементами. Испытания проводятся по известной схеме с электродинамическими (модальными) возбудителями в нескольких точках и использованием до 20–40 акселеро-

метров. БЛА подвешивается в двух точках на резиновых амортизаторах. При этом исключено взаимодействие тонов твердого тела на подвеске с частотами до 3–4 Гц и упругих, с низшими частотами 30–80 Гц. Измерения повторяются при разных ориентациях вокруг оси, число их вариантов составляет от 2 до 4-х, поскольку наличие гаргрота и различных вырезов в корпусе БЛА приводят к отличию изгибных жесткостей в разных направлениях.

Весь объем измерений корпуса БЛА повторяется для каждой его комплектации с модулями двигательной установки разного веса, учитывающими выгорание топлива (обычно число комплектаций равно трем).

Основной объем измерений сводится к определению синфазной (с силой гармонического возбуждения) и квадратурной (сдвинутой на четверть периода) составляющих основной гармоники синусоидального возбуждения на частотах первых тонов собственных колебаний. При этом вид осциллограмм колебаний, особенно на высших частотах, оказывается далеким от синусоидального. В дополнение к ним используется импульсное возбуждение, в первую очередь для предварительной оценки амплитудного спектра в исследуемом диапазоне частот.

Хотя большая часть измерений проводится с выключенными приводами (на стопоре), однако определение характеристик рулей требует включения приводов без подачи сигналов на входы. Продолжительность непрерывной работы с приводами, как правило, невелика и падает с ростом частоты, она может составлять до двух-трех десятков секунд. Это значительно увеличивает время измерения каждой частной характеристики, а тем самым и общее время испытаний, и заставляет оптимизировать, сокращать объем измерений с работающими приводами.

Результаты наземных резонансных испытаний используются для корректирования параметров расчетной динамической схемы конструкции БЛА. С ее помощью далее проводятся исполнительные, многопараметрические расчеты на флаттер.

ЭЛЕКТРОПРИВОД И ДОРАБОТКИ БЛА

В отличие от пневмо- или гидроприводов электропривод включает такой достаточно сложный механический агрегат, как редуктор. Его математическое описание не сводится к одному числу или одномассовой схеме. Конструктивное исполнение может быть разным, но в любом варианте коэффициент редукции большой, его значение составляет порядка 150–200. Наличие нелинейности амплитудной характеристики (из-за люфтов и трения) и ее зависимости от частоты вызывает необходимость измерения амплитудной характеристики на нескольких частотах, f , близких к резонансным частотам корпуса (рис. 1 [15]). На рис. 1: $\delta_{\text{вх}}/\delta_0$, $\delta_{\text{вых}}/\delta_0$ – относительные угловые сигналы на входе и выходе привода соответственно. По измеренным амплитудным характеристикам выбирается величина входного сигнала (для измерений частотных характеристик), соответствующего максимальному отношению выходной амплитуды колебаний к входной. Для измерения АЧХ и ФЧХ с малым влиянием люфта к входному сигналу привода добавляется иногда низкочастотная гармоническая составляющая.

В задачах динамики полета с частотами в единицы герц характеристики привода строго регламентированы разработчиком, поэтому они имеют малые отличия от одного экземпляра к другому. Однако на частотах упругих колебаний БЛА соответствующей регламентации нет, да и технически ее реализовать было бы крайне сложно. Поэтому АЧХ и ФЧХ электропривода на частотах упругих колебаний имеют значительный разброс, который определяется лишь экспериментально.

Для проведения рассматриваемых испытаний БЛА специально дорабатывается, в частности, обеспечивается автономная работа приводов без включения вычислителя САУ. В дополнение организуются разрывы контура с доступом к входам приводов для подачи внешних сигналов при измерении амплитудных характеристик, АЧХ и ФЧХ. Работа САУ модифицируется таким образом, чтобы оказалось возможным отключить интегрирующие цепи, работать в «за-

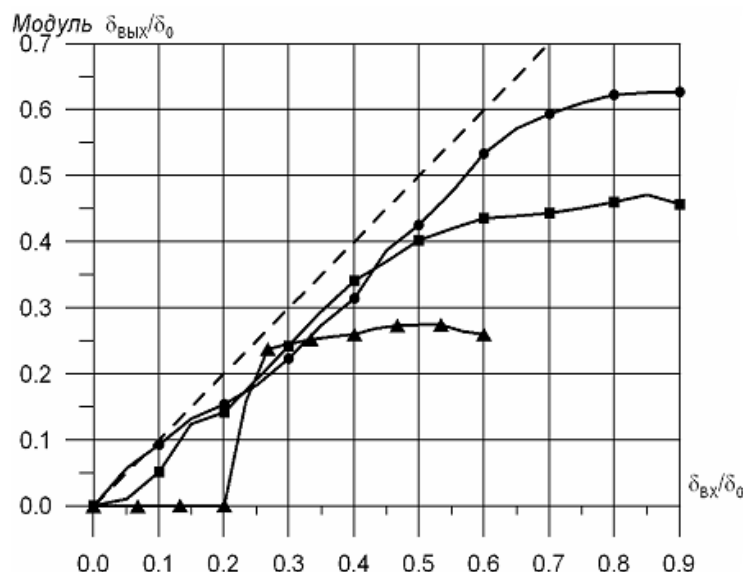


Рис. 1. Экспериментальная амплитудная характеристика электропривода:
 ● $-f = 30$ Гц, ■ $-f = 45$ Гц, ▲ $-f = 80$ Гц
Fig. 1. Experimental amplitude characteristic of the electric actuator:
 ● $-f = 30$ Hz, ■ $-f = 45$ Hz, ▲ $-f = 80$ Hz

мороженном» режиме полета с постоянными значениями скоростного напора и числа M , измерять сигналы датчиков САУ и подавать сигналы непосредственно на входы приводов.

КОНТУР СТАБИЛИЗАЦИИ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗВЕНЬЕВ

Пример типовой структуры контура стабилизации представлен на рис. 2. Он относится к каналу тангажа высокоманевренного БЛА с доработками, необходимыми для исследования аэроупругой устойчивости ЛА с САУ.

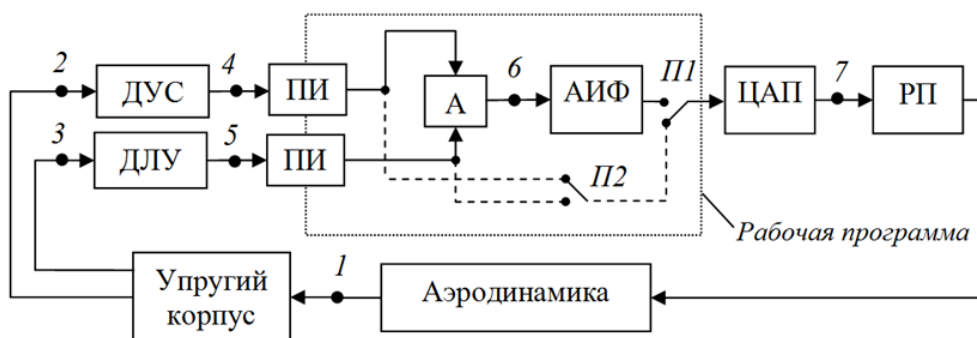


Рис. 2. Блок-схема контура стабилизации САУ
Fig. 2. The block diagram of stabilization loop of the ACS

Упругие колебания корпуса БЛА воспринимаются датчиками угловых скоростей и линейных ускорений, ДУС и ДЛУ, показания которых при помощи преобразователей интерфейса (ПИ) поступают в алгоритмическую часть системы стабилизации (А). Алгоритмическая часть содержит в себе структуру переменных коэффициентов (коэффициентов адаптации), зависящих от режима полета (M, q), и звеня интегрирования. Коэффициенты адаптации нужны для вычисления угла отклонения руля, необходимого для требуемых угловой скорости и линейного ускорения БЛА при различных высотах и скоростях полета. Сформированная в алгоритмиче-

ской части команда управления проходит через антиизгибный фильтр (АИФ) и поступает на цифроаналоговый преобразователь (ЦАП).

В рабочую программу бортового вычислительного устройства вводят логические переключатели *П1* и *П2*. С их помощью измеряются экспериментальные частотные характеристики ДУС (от точки 2 до точки 4) или ДЛУ (от точки 3 до точки 5) в обход структуры переменных коэффициентов и антиизгибного фильтра.

Для расчетов запасов устойчивости применяется частотный метод с использованием расчетных и экспериментальных исходных данных – АЧХ и ФЧХ элементов контура. Передаточная функция полного разомкнутого контура выражается в виде

$$W(p) = W_K(p)W_{ДУС}(p)W_{Ц}(p)W_A(p)W_{Ф}(p)W_{Ц}(p)W_{РП}(p)K_a, \quad (3)$$

куда входят передаточные функции: $W_{ДУС}(p)$ – корпуса, от силы на органах управления (руля) до угловой скорости в сечении установки ДУС; $W_{Ц}(p)$ – ДУС, от точки 2 до точки 4; $W_A(p)$ – преобразователя интерфейса и алгоритмической части; $W_{Ф}(p)$ – корректирующего фильтра; $W_{Ц}(p)$ – ЦАП (звена запаздывания) и $W_{РП}(p)$ – рулевого привода (РП). Наибольшее влияние на запасы аэроупругой устойчивости БЛА с САУ оказывает контур по угловой скорости (контур демпфирования). В выражении (3) коэффициент аэродинамической силы при отклонении руля $K_a = C_y^{\delta} S q$, где $C_y^{\delta}(M)$ – производная коэффициента подъемной силы руля по углу, S – площадь, q – скоростной напор.

Нелинейные звенья заменяются их линейным эквивалентом. Наиболее опасные режимы полета определяются вблизи максимумов произведения K_a на коэффициент адаптации.

Экспериментальные частотные характеристики от точки 1 до точки 7 соответствуют передаточной функции

$$W_F(p) = W_{ДУС}(p)W_{Ц}(p). \quad (4)$$

В этом случае передаточная функция полного разомкнутого контура имеет вид

$$W(p) = W_F(p)W_A(p)W_{Ф}(p)W_{РП}(p). \quad (5)$$

В случае, когда фильтры антиизгибных колебаний реализуются как часть рабочей программы, они описываются дискретными уравнениями с коэффициентами, рассчитанными по непрерывной модели (например, с числителем и знаменателем 2-го порядка).

Для расчета частотных характеристик конструкции БЛА (на базе математической модели, скорректированной по данным резонансных испытаний) определяется контрольная характеристика. Таковой является зависимость угловой скорости или линейного ускорения корпуса в сечении САУ от силы возбуждения в сечении оси вращения рулей. Она позволяет уточнить демпфирование корпуса.

При вертикальном возбуждении, в плоскости тангажа θ , при колебаниях строго в этой плоскости, все выходы должны быть одинаковы, в действительности этого нет. Колебания корпуса происходят в двух плоскостях (тангажа θ и рысканья ψ) и даже по крену γ , что вызвано несимметрией конструкции БЛА.

В том варианте, когда регистрируются непосредственно четыре входных сигнала приводов с признаком цепи ДУС или ДЛУ, необходима процедура формирования алгебраической суммы четырех сигналов с соответствующими знаками. Это вызвано недоступностью значений частотных характеристик θ , ψ или γ , находящихся в программе вычислителя. Далее эти значения частотных характеристик для получения АЧХ и ФЧХ от силы до отклонения руля необходимо умножить на одну из соответствующих пар частотных характеристик привода или на усредненные частотные характеристики по всем приводам.

ОЦЕНКА УСТОЙЧИВОСТИ И ПРЕДЕЛЬНЫЕ ЦИКЛЫ

Область применения БЛА имеет качественно известный вид в координатах «число M – высота H », рис. 3. Правая граница соответствует максимальному скоростному напору, левая – возможным начальным условиям, нижняя горизонталь выше $H = 0$. Для флаттера интересны практически две области: дозвуковой вблизи $M = 1$ и сверхзвуковой вблизи максимального скоростного напора.

Для оценки границы устойчивости контура «упругий ЛА – САУ» важен максимум критерия, зависящего от $K(q, M)$ – коэффициентов адаптации:

$$\max [qSK(q, M, C_y^\delta)]. \quad (6)$$

Его экстремум может не лежать на линии максимальных скоростных напоров. В случае зависимости от двух переменных – это 3D-график (рис. 4). В случае разных законов для цепей ДУС и ДЛУ необходима оценка более значимой из этих двух цепей.

Для выбранного режима (числа M и скоростного напора) с учетом независимости каналов САУ необходимы частотные характеристики части контура от силы F на корпусе БЛА (в сечении оси вращения рулей) до δ_p (отклонения руля в качестве выходной величины) либо в виде отношения δ_p/F .

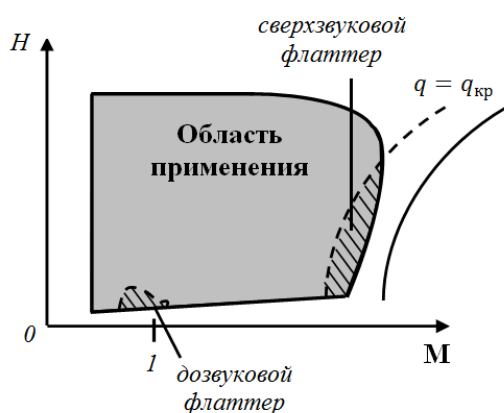


Рис. 3. «Область применения» БЛА и возможные области флаттера
Fig. 3. “The field of use” of UAV and possible flutter areas

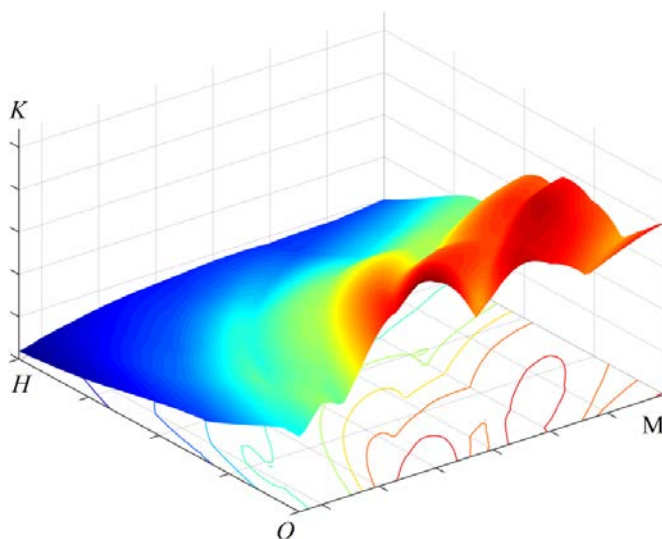


Рис. 4. Величина произведения $qSK(q, M, C_y^\delta)$ в «области применения» БЛА
Fig. 4. The value of the product $qSK(q, M, C_y^\delta)$ in “the field of use” of UAV

Если в процессе измерения были установлены коэффициенты адаптации K_{ω_i} и K_{n_i} , а их значения для рассматриваемого режима – K_ω и K_n , то в частотные характеристики на входах приводов необходимо ввести поправочные множители. С их введением можно суммировать частотные характеристики вычислителя для получения управляющих сигналов θ , ψ или γ с последующим умножением на частотные характеристики привода.

Тогда для АЧХ и ФЧХ полного разомкнутого контура остается иметь лишь аэродинамическое соотношение для оценки силы F^A на один руль

$$F^A = C_y^\delta(M)qS \quad (7)$$

и просуммировать силу от всех рулей с проекцией на плоскость рассматриваемого канала. В таком случае, например, для канала тангажа крестокрылого БЛА, выполненного по схеме «+», суммарная сила от рулей будет $2F^A$, а крестокрылого БЛА, выполненного по схеме «х», – $4F^A / \sqrt{2}$. Граница устойчивости определяется соотношением для частотных характеристик:

$$\operatorname{Re}(\bar{\theta} K^D F^A) = 1; \operatorname{Im}(\bar{\theta} K^D F^A) = 0, \quad (8)$$

где $\bar{\theta}$ – частотная характеристика от силы на корпусе до отклонения руля.

Простейшая квазилинейная оценка амплитуд предельных циклов следует из заданного ограничения величины угловой скорости руля в вычислителе САУ, $(\dot{\delta}_p)_{\max}$. Если ω_0 – расчетная частота автоколебаний по критерию (8), то амплитуда колебаний руля составит, очевидно,

$$\delta_0 = (\dot{\delta}_p)_{\max} / \omega_0. \quad (9)$$

Поскольку при стендовых измерениях получено $K^{Bn} = n_y / F$, то перегрузка корпуса в сечении датчиков САУ – амплитуда предельного цикла составит (индексы «0» относятся к автоколебаниям)

$$(n_y)_0 = (K^{Bn})_0 (F^A)_0 \delta_0. \quad (10)$$

Устойчивость предельного цикла определяет, например, вид модуля амплитудной характеристики разомкнутого контура K на частоте автоколебаний. Для наглядности эта зависимость приведена на рис. 5 со стрелками увеличения и уменьшения амплитуды. Можно видеть, что имеется неустойчивый предельный цикл, с наименьшей амплитудой. Кроме того, существует устойчивый предельный цикл при наличии ограничений, превышающих неустойчивый пре-

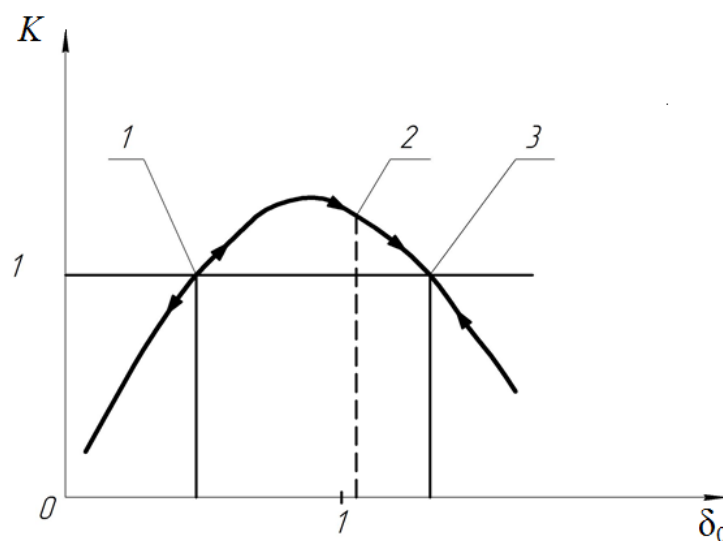


Рис. 5. Предельные циклы автоколебаний:

1 – неустойчивый; 2 – устойчивый при ограничениях; 3 – устойчивый при отсутствии ограничений

Fig. 5. Limit cycles of self-oscillations:

1 – unstable; 2 – stable under restrictions; 3 – stable in the absence of restrictions

дельный цикл, соответствующий точке 1 (рис. 5). При отсутствии ограничений установившиеся автоколебания происходят на уровне, соответствующем точке 3, т. е. с наибольшей из двух амплитуд, на которых имеет место условие границы устойчивости ($K = 1$) [14].

В случае малых запасов устойчивости необходимо уточнение рассмотренных расчетно-экспериментальных оценок. Оно может проводиться в нескольких направлениях. Одно из первых – аэродинамическое. Поскольку производная $C_y^\delta(M)$ через F^A входит множителем в выражение для границы устойчивости (8), ее уточнение крайне важно, например, с помощью экспериментальных оценок по данным стационарных испытаний в аэродинамических трубах или расчетами с варьированием граничных условий для уточнения влияния интерференции, либо иначе. Влияние на границу устойчивости может оказать учет аэродинамических воздействий на корпус, в первую очередь его носовую часть, а также учет сил аэродинамического демпфирования.

Учет разброса характеристик электроприводов связан с получением данных по нескольким приводным отсекам, с четырьмя приводами в каждом, что, однако, не всегда возможно.

Взаимовлияние каналов, вызванное указанной ранее несимметрией упруго-массовых характеристик корпуса [15], может в ряде случаев получить весомые поправки. Один из вариантов учета взаимовлияния, основанный на линейной комбинации экспериментальных частотных характеристик разных каналов, приведен в работе [16]. Другой вариант может сводиться к рассмотрению пространственной задачи, колебаний в плоскости под углом к плоскостям управления, то есть к одновременным колебаниям в двух каналах. Традиционно задача устойчивости многоконтурной системы сводится к поочередному рассмотрению каждого разомкнутого контура и его замыканию.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены расчетно-экспериментальные исследования характеристик упругих колебаний в полете, связанные с особенностями беспилотных летательных аппаратов крестообразной схемы. Особенности рассматриваемых БЛА (большим числом вариантов модульной конструкции, нелинейностями корпуса и САУ и другими) обусловлен значительный объем испытаний, являющихся основанием для расчетов. Электроприводы рулей характеризуются малым временем непрерывной работы и незначительным ресурсом, а также наличием редукторов, имеющих большие передаточные отношения и люфты.

Приведена методика стендового эксперимента с получением данных для оценки границ флаттера и границ устойчивости контура «упругий ЛА – САУ», рассмотрены необходимые для проведения экспериментальных исследований доработки контура стабилизации. Применительно к рассматриваемому виду беспилотных летательных аппаратов дана расчетно-экспериментальная оценка автоколебаний и предельных циклов системы «упругий ЛА – САУ».

Общая методика исследований аэроупругой устойчивости включает определение характеристик собственных колебаний конструкции БЛА вне потока, разработку специальной программной части САУ, измерение частотных характеристик его звеньев и расчетный анализ с использованием частотных критериев устойчивости. Эта методика обеспечивает получение данных, необходимых для предотвращения опасных автоколебаний БЛА в полете.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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.
2. Парафесь С.Г., Смыслов В.И. Методы и средства обеспечения аэроупругой устойчивости беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2013. 176 с.

3. **Алферов С.Ф.** Опыт использования частотного метода в исследованиях аэроупругости / В.И. Довбищук, В.Н. Поповский, В.Н. Смирнов // Труды ЦАГИ. 2014. Вып. 2738. С. 225–244.
4. **Danowsky В.Р.** A Complete Aeroservoelastic Model: Incorporation of Oscillation-Reduction-Control into a High-Order CFD/FEM Fighter Aircraft Model / P.M. Thompson, C. Farhat, T. Lieu, C. Harris, J. Lechniak // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 10–13 August 2009, Chicago, Illinois. AIAA 2009–5708. 14 p.
5. **Gold P., Karpel M.** Reduced-Size Aeroservoelastic Modeling and Limit-Cycle Oscillation Simulations with Structurally non-Linear Actuators // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45, No. 2. pp. 471–477.
6. **Hammerand D.C., Gariffo J.M., Roughen K.M.** Efficient Creation of Aeroservoelastic Models Using Interpolated Aerodynamics Models // 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 4–7 April 2011, Denver, Colorado. AIAA 2011–1770. 25 p.
7. **Karpel M.** Procedures and Models for Aeroservoelastic Analysis and Design // Journal of Applied Mathematics and Mechanics (ZAMM). 2001. Vol. 81, No. 9. pp. 579–592.
8. **Lind R., Brenner M.** Robust Aeroservoelastic Stability Analysis Flight Test Applications. London: Springer, 1999, 210 p.
9. **Livne E.** Future of Airplane Aeroelasticity // Journal of Aircraft. Vol. 40, No. 6. 2003. pp. 1086–1092.
10. **Livne E.** Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction // Journal of Aircraft. 1999. Vol. 36, No. 1. pp. 122–145.
11. **Quackenbush T.R.** Modeling Tools for Real Time Aeroservoelastic Simulation with Nonlinear Aerodynamics / J.D., Jr. Keller, A.H. Boschitsch, G.R. Whitehouse, R.M., Jr. McKillip // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 10–13 August 2009, Chicago, Illinois. AIAA 2009–6142. 18 p.
12. **Хейлен В., Ламменс С., Сас П.** Модальный анализ: теория и испытания. М.: Новатест, 2010. 319 с. Перевод изд.: Heylen W., Lammens S., Sas P. Modal Analysis. Theory and Testing. KUL Press, Leuven, Belgium, 1997.
13. **Ewins D.J.** Modal testing: theory, practice and application. Baldock, England: Research Studies Press, 2000. 564 p.
14. **Теодорчик К.Ф.** Автоколебательные системы. М.: Гос. изд-во технико-теоретической лит-ры, 1952. 272 с.
15. **Bykov A.V., Smyslov V.I.** Investigation of maneuverable missile flutter considering principal planes of oscillations. 149 Report IF-149. Presented at the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Seattle, United States, June 21–25, 2009. 9 p.
16. **Нарижный А.Г., Смыслов В.И., Сычев С.И.** Исследование аэроупругой устойчивости летательного аппарата крестообразной схемы // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. XLIV, № 6. С. 116–134.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Быков Артем Владимирович, начальник отдела Государственного машиностроительного конструкторского бюро «Вымпел» им. И.И.Торопова, a.bikov@mail.ru.

Парафесь Сергей Гаврилович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), s.parafes@mail.ru.

Смыслов Всеволод Игоревич, доктор технических наук, главный научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института им. профессора Н.Е. Жуковского, smysl@mail.ru.

RESEARCH FEATURES OF AEROELASTIC OSCILLATIONS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES WITH ELECTRIC ACTUATOR OF RUDDERS

Artyom V. Bykov¹, Sergei G. Parafes², Vsevolod I. Smyslov³

¹ State Machine Building Design Bureau "Vympel", Moscow, Russia

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

³ Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

Designing a modern flight vehicle is associated with the need to solve many scientific and technical problems. These tasks include the prevention of insecure self-oscillations in flight, taking into account the elasticity of the structure. These problems relate to dynamic aeroelasticity, a science that examines the interaction of an elastic structure (at its oscillation) with an air flow. Maneuverable unmanned aerial vehicles (UAVs) are considered. Since UAVs are essentially not used without an automatic control system (ACS), its presence must be taken into account when considering the vibrations of an elastic structure in flight. The influence of the elasticity of UAV design on the operation of ACS in flight is manifested in the possibility of self-oscillations in the loop "elastic UAV – ACS". Self-oscillations lead to disruption of normal operation of the onboard equipment or its failure. The complexity of the problem requires its consideration at almost all stages of UAV's development, including the creation of a prototype and testing. The computational and experimental studies of the characteristics of elastic oscillations in the UAV flight of the cross-shaped scheme are considered. The features of these UAVs (options with a modular design, the nonlinearity of the airframe, rudders, ACS, and others) due to a significant amount of testing that is the basis for the calculations. Electric actuators have a small continuous operation time, and resource use, there are gearboxes with a large gear ratio and backlashes. This determines the dependence of the rotation rigidity of the rudders on the amplitude and frequency, as well as a significant increase in the total moments of inertia. The technique of bench experiment with obtaining data to assess the boundaries of the flutter and the boundaries of the stability of the loop "elastic UAV – ACS" is given. The questions of improvement of the stabilization system of UAV required for the study of its stability at frequencies of elastic oscillations are considered, as well as the evaluation of the limiting cycles of self-oscillations is given.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), cross-shaped scheme, rudder, actuator, aeroelastic stability, flutter, laboratory experiment, self-oscillation, limit cycle.

REFERENCES

1. **Ishmuratov, F.Z., Karkle, P.G. and Popovski, V.N.** (1998). *Opyt i issledovaniya CAGI v oblasti aehrouprugosti letatel'nyh apparatov* [Experience and research of TsAGI in the field of aeroelasticity of flight vehicles]. *Trudy TsAGI* [Proceedings TsAGI], issue 2631, pp. 103–113 (in Russian).
2. **Parafes', S.G. and Smyslov, V.I.** (2013). *Metodi i sredstva obespecheniya aehrouprugoi ustoychivosti bespilotnih letatel'nyh apparatov* [Methods and means of aeroelastic stability of unmanned aerial vehicles]. Moscow: Izd-vo MAI, 176 p. (in Russian)
3. **Alferov, S.F., Dovbishchuk, V.I., Popovskij, V.N. and Smirnov, V.N.** (2014). *Opyt ispol'zovaniya chastotnogo metoda v issledovaniyah aehroservouprugosti* [Experience of using the frequency method in studies of aeroservoelasticity]. *Trudy TsAGI* [Proceedings TsAGI], issue 2738, pp. 225–244. (in Russian)
4. **Danowsky, B.P., Thompson, P.M., Farhat, C., Lieu, T., Harris, C. and Lechniak, J.** (2009). *A Complete Aeroservoelastic Model: Incorporation of Oscillation-Reduction-Control into a High-Order CFD/FEM Fighter Aircraft Model*. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 10–13 August 2009, Chicago, Illinois. AIAA 2009–5708, 14 p.
5. **Gold, P. and Karpel, M.** (2008). *Reduced-Size Aeroservoelastic Modeling and Limit-Cycle Oscillation Simulations with Structurally non-Linear Actuators*. *Journal of Aircraft*, vol. 45, no. 2, pp. 471–477.

6. **Hammerand, D.C., Gariffo, J.M. and Roughen, K.M.** (2011). *Efficient Creation of Aeroservoelastic Models Using Interpolated Aerodynamics Models*. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 4–7 April 2011, Denver, Colorado. AIAA 2011–1770, 25 p.
7. **Karpel, M.** (2001). *Procedures and Models for Aeroservoelastic Analysis and Design*. Journal of Applied Mathematics and Mechanics (ZAMM), vol. 81, no. 9, pp. 579–592.
8. **Lind, R. and Brenner, M.** (1999). *Robust Aeroservoelastic Stability Analysis Flight Test Applications*. London: Springer, 210 p.
9. **Livne, E.** (2003). *Future of Airplane Aeroelasticity*. Journal of Aircraft, vol. 40, no. 6, pp. 1086–1092.
10. **Livne, E.** (1999). *Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction*. Journal of Aircraft, vol. 36, no. 1, pp. 122–145.
11. **Quackenbush, T.R., Keller, J.D., Jr., Boschitsch, A.H., Whitehouse, G.R. and McKilip, R.M., Jr.** (2009). *Modeling Tools for Real Time Aeroservoelastic Simulation with Nonlinear Aerodynamics*. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 10–13 August 2009, Chicago, Illinois. AIAA 2009–6142, 18 p.
12. **Heylen, W., Lammens, S. and Sas, P.** (1997). *Modal Analysis. Theory and Testing*. KUL Press, Leuven, Belgium.
13. **Ewins, D.J.** (2000). *Modal testing: theory, practice and application*. Baldock, England: Research Studies Press, 564 p.
14. **Teodorchik, K.F.** (1952). *Avtokolebatel'nye sistemy* [Self-oscillating systems]. Moscow: Gosudarstvennoe izdatel'stvo tekhniko-teoreticheskoy literatury [State publishing house of technical and theoretical literature], 272 p. (in Russian)
15. **Bykov, A.V. and Smyslov, V.I.** (2009). *Investigation of maneuverable missile flutter considering principal planes of oscillations*. 149 Report IF-149. Presented at the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Seattle, United States, June 21–25, 9 p.
16. **Narizhny, A.G., Smyslov, V.I. and Sychev, V.I.** (2013). *Aeroelastic stability research of a crossshaped flying vehicle*. TsAGI Science Journal, vol. 44, iss. 6, pp. 885–909. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Artyom V. Bykov, Head of Department of State Machine Building Design Bureau "Vympel", a.bikov@mail.ru.

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

Vsevolod I. Smyslov, Doctor of Technical Sciences, Chief Research Officer of Aeroelasticity Chair, Central Aerohydrodynamic Institute, smysl@mail.ru.

Поступила в редакцию 06.04.2018
Принята в печать 17.07.2018

Received 06.04.2018
Accepted for publication 17.07.2018