

На правах рукописи



Нагорнов Андрей Юрьевич

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ
БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

01.02.06. «Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры»

Автореферат диссертации
на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2020

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: **Парафесь Сергей Гаврилович**,
доктор технических наук, доцент.

Официальные оппоненты: **Аринчев Сергей Васильевич**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет) (МГТУ им. Н.Э. Баумана), г. Москва

Раков Дмитрий Леонидович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник Института машиноведения им. А.А. Благонравова Российской академии наук (ИМАШ РАН), г. Москва.

Ведущая организация: **«Акционерное общество Российская самолетостроительная корпорация «МиГ», г. Москва.**

Защита диссертации состоится «23» декабря 2020 г. в 16:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.05 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) и на сайте https://mai.ru/upload/iblock/aac/Dissertatsiya_Obespechenie-aerouprugoy-ustoychivosti-BLA-iz-KM_NagornovAYU.pdf

Автореферат разослан «__» _____ 2020 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.05

Федотенков Г.В.

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования

Одной из наиболее важных задач проектирования беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ).

Обостряют проблемы флаттера и аэроупругой устойчивости БЛА с САУ следующие обстоятельства: аэродинамические рули в настоящее время имеют относительно небольшую жесткость и являются, как правило, несбалансированными; потребное увеличение быстродействия современных приводов расширяет полосу пропускания привода и способствует увеличению его нагружения; применение привода электромеханического привода, характеризующегося пониженной жесткостью и повышенной инерционностью. Опасность возникновения аэроупругих колебаний возрастает с увеличением скоростного напора (числа M) и маневренных перегрузок. Негативно могут сказываться и мероприятия, связанные с оптимизацией массы конструкции БЛА ввиду снижения ее жесткости.

Следует отметить, что в конструкциях современных БЛА находят широкое применение композиционные материалы, обеспечивающих высокое массовое совершенство БЛА, а для БЛА военного применения, решающие еще и актуальную проблему малозаметности. Однако, существенный разброс механических характеристик, свойственный композиционным материалам, также обостряет проблемы аэро- и аэросервоупругости.

Конструктивно-компоновочной особенностью БЛА двухбалочной схемы является использование рулевых приводов электромеханического типа, которые крепятся непосредственно к крышкам лючков, которые, в свою очередь, закрепляются на обшивке крыла или стабилизаторов БЛА. Данная особенность БЛА, как правило, приводит к снижению парциальных частот органов управления, что, в свою очередь, вызывает взаимодействие низших упругих тонов конструкции планера БЛА с тонами колебаний органов управления.

С учетом активного развития авиастроения в области БЛА из композиционных материалов, а также особенностей схемы с двухбалочным оперением, исследование аэроупругой устойчивости БЛА данного типа является актуальной проблемой динамики и прочности летательных аппаратов.

Степень разработанности темы исследования

На текущий момент существует достаточно большое количество работ и исследований в области аэроупругой устойчивости летательных аппаратов (ЛА), в том числе и с САУ. Однако, отсутствуют всесторонние исследования аэроупругой устойчивости БЛА с двухбалочной схемой фюзеляжа как подкласса БЛА, с выделением особенностей именно двухбалочной схемы фюзеляжа. Кроме того, для перспективного развития авиастроения в области БЛА самолетного типа необходимы результаты исследований, отвечающие на вопросы о преимуществах и недостатках двухбалочной схемы фюзеляжа с позиций аэроупругости БЛА с САУ.

Цели и задачи исследования

Целью исследования является разработка математических моделей и проведение исследований, направленных на обеспечение аэроупругой устойчивости беспилотных летательных аппаратов из композиционных материалов.

Задачами исследования являются:

1. Разработка математических моделей аэроупругих колебаний прямого крыла большого удлинения с целью сравнения аэродинамических теорий и методов моделирования.
2. Разработка математической модели собственных колебаний БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов.
3. Разработка математических моделей аэроупругих колебаний применительно к БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов.
4. Исследование аэроупругой устойчивости БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов, включающее безрулевые и рулевые формы флаттера.

5. Исследование аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, включая выбор фильтров, направленных на подавление упругих тонов колебаний планера БЛА.
6. Разработка мер и рекомендаций по обеспечению безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости летательного аппарата с САУ применительно к БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов.

Методология и методы исследования

Методологическую основу исследования составили научные труды отечественных и зарубежных ученых в области аэро- и аэросервоупругости беспилотных летательных аппаратов.

Информационные источники научного исследования:

- научные источники в виде данных и сведений из книг, журнальных статей, научных докладов, материалов научно-технических конференций;
- официальные документы: положения и ГОСТ;
- результаты собственных расчетов и проведенных экспериментов.

Для построения упругой модели БЛА с двухбалочным оперением для расчета безрулевых форм флаттера применяется метод Ритца. Аппроксимирующие функции метода Ритца вычисляются из решения задачи о собственных колебаниях аппарата с помощью метода начальных параметров. При этом, многократно интегрируется система обыкновенных дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты 4 порядка. Для построения упругой модели БЛА с двухбалочным оперением для расчета рулевых форм флаттера применяется метод конечных элементов на базе программного комплекса NX Nastran. Для вычисления аэродинамических сил в МКЭ используется панельный метод нестационарной аэродинамики с особенностями типа диполей – метод дипольной решетки (Doublet-Lattice Method (DLM)).

Научная новизна

Разработаны математические модели аэроупругих колебаний БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов на основе метода Ритца и метода конечных элементов.

Получены новые результаты исследования безрулевых и рулевых форм флаттера БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов.

Предложен алгоритм выбора фильтров, направленных на подавление упругих тонов колебаний планера БЛА.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость работы заключается в разработке математических моделей аэроупругих колебаний БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов на основе метода Ритца и метода конечных элементов и получения новых результатов исследования безрулевых и рулевых форм флаттера БЛА данного типа.

Практическая значимость работы заключается в применении разработанных модели для определения критических скоростей флаттера БЛА с двухбалочным хвостовым оперением из композиционных материалов. По результатам исследования были разработаны рекомендации по улучшению конструкций планера БЛА для повышения критических скоростей рулевых форм флаттера и улучшению характеристик контура стабилизации САУ. Полученные в ходе исследования результаты позволили выработать общие рекомендации по обеспечению аэроупругой устойчивости БЛА двухбалочной схемы.

Обоснованность и достоверность результатов исследования определяется применением строгих и апробированных положений механики деформируемого твердого тела: механики слоистых композиционных материалов, динамики упругих конструкций, аэродинамики летательных аппаратов, теории тонкостенных подкрепленных оболочек. Также используются хорошо изученные методы теории автоматического управления, теории дифференциальных уравнений и вариационного исчисления. Достоверность полученных результатов обосновывается сопоставлением полученных результатов на тестовой модели крыла конечного размаха с применением различных методов получения уравнений аэроупругих колебаний. Численное моделирование произведено с использованием системы

MALTAB и программного комплекса Nx Nastran. Достоверность результатов оценивалась сопоставлением полученных решений с известными результатами исследований аэроупругости летательных аппаратов, а также сравнением результатов, полученных по методу Ритца и методу конечных элементов для безрулевых форм флаттера.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Математические модели аэроупругих колебаний БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов на основе метода Ритца и метода конечных элементов.
2. Новые результаты исследования безрулевых и рулевых форм флаттера БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов.
3. Алгоритм выбора фильтров, направленных на подавление упругих тонов колебаний планера БЛА.

Апробация работы. Основные положения и результаты работы докладывались на следующих конференциях: Междунар. науч.-техн. конф. «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», Москва, МГТУ ГА, 2018 г., Авиация и космонавтика – 2018, Москва, 2018 г., XXVII Междунар. науч.-техн. конф. «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», г. Алушта, 2018 г., а также опубликованы в двух рецензируемых научных изданиях из списка ВАК РФ.

Внедрение результатов исследования

Основные результаты, полученные в диссертации, внедрены в учебный процесс кафедры 602 и используются при проведении лекций и лабораторных работ по дисциплине «Инженерные методы проектирования конструкций летательных аппаратов», а также используются при исследовании аэроупругой устойчивости БЛА в АО «УЗГА».

Объем и структура диссертации

Результаты исследований изложены на 117 страницах машинописного текста, включающих 39 рисунков и 27 таблиц. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы в количестве 80 ссылок.

Основное содержание работы

Во введении сформулирована проблема исследования, обозначена ее актуальность, определены цель работы и круг решаемых задач, отмечены научная новизна и практическая значимость работы, сформулированы положения, выносимые на защиту.

В первой главе дан анализ состояния проблемы в области исследования флаттера и аэросервоупругости применительно БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов. Дан анализ причин и обстоятельств, обостряющих проблемы флаттера и аэроупругой устойчивости БЛА с САУ. Отмечено, что обеспечение устойчивости контура «упругий БЛА – САУ», как и безопасности от флаттера, является одним из обязательных требований, которые необходимо учитывать при разработке БЛА. Представлен краткий обзор работ отечественных и зарубежных ученых в области исследования флаттера и аэроупругой устойчивости ЛА с системой управления.

Приведено описание объекта и предмета исследования. Исследуемый БЛА имеет двухбалочный фюзеляж, в которой хвостовое оперение крепиться на двух балках непосредственно к крылу аппарата (рисунок 1). Такое конструктивное решение позволяет оптимизировать использование полезной нагрузки в объеме фюзеляжа ЛА и применять силовую установку (СУ) с толкающим винтом. При этом расстояние оперения до центра тяжести БЛА может быть достаточно большим, с целью снизить влияние возмущенного потока воздуха от СУ и увеличить аэродинамические моменты относительно центра тяжести ЛА. В этом случае оперение по своей площади и массе получается значительно меньшим чем по классической нормальной самолетной схеме. Однако, с точки зрения аэроупругой устойчивости такое

решение может привести к небольшим критическим скоростям флаттера, так как колебания колебания оперения на хвостовых балках связаны с крылом и приращение местных углов атаки горизонтального оперения может привести к приращению местных углов атаки на крыле.

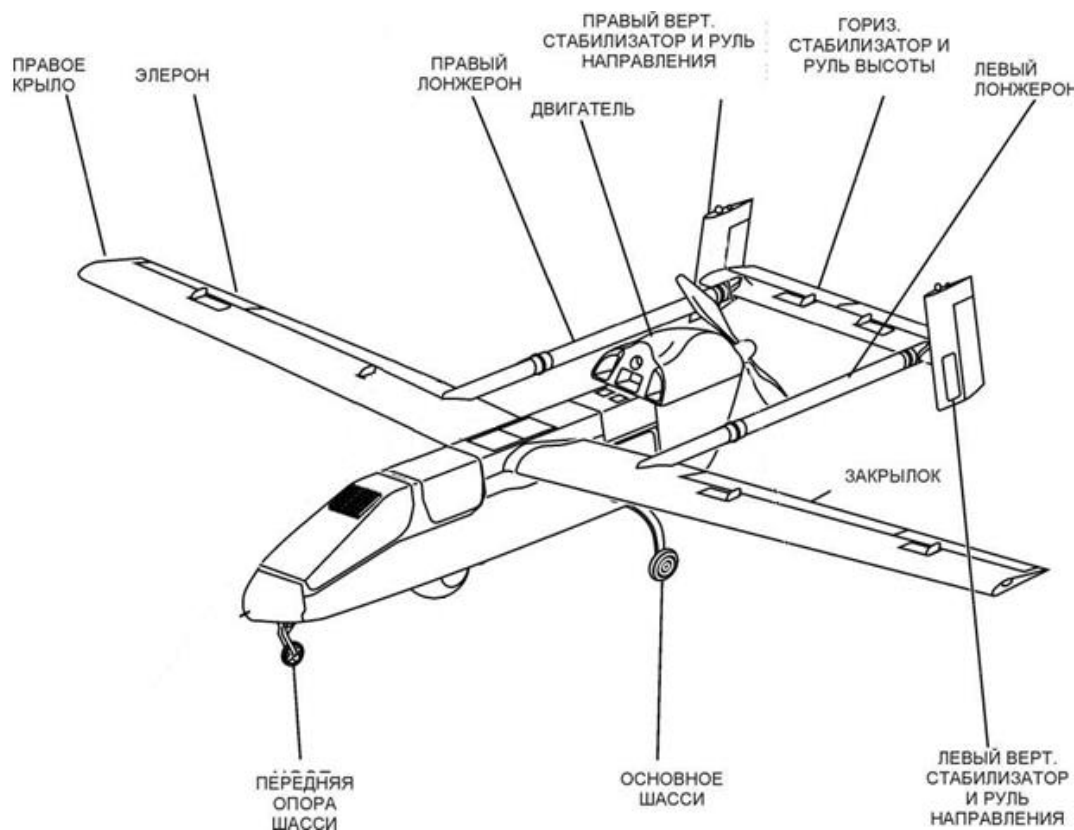


Рисунок 1 – БЛА с двухбалочным хвостовым оперением

Завершается первая глава постановкой задачи исследования.

Во второй главе рассмотрены методы составления уравнений аэроупругих колебаний летательного аппарата при использовании балочной расчетной схемы. Приведены способы вычисления жесткостных характеристик планера БЛА с учетом заданной структуры пакетов слоистых композиционных материалов, в том числе с учетом местных податливостей конструкции. На рисунке 2 представлено распределение балочных жесткостей, отнесенных к площади крыла, в плоскости наименьшей жесткости композиционного крыла, рассчитанное с помощью вычисления интегралов по контуру в расчетных сечениях и рассчитанное по детальной КЭМ крыла. Разница в значениях EI_x меняется от сечения к сечению и составляет от 0,1% до 31,4%. Такой разброс значений объясняется наличием местных податливостей,

учтенных в КЭМ крыла (лючки и узлы навески органов управления), деформацией сдвига и наличием узла крепления хвостовой балки.

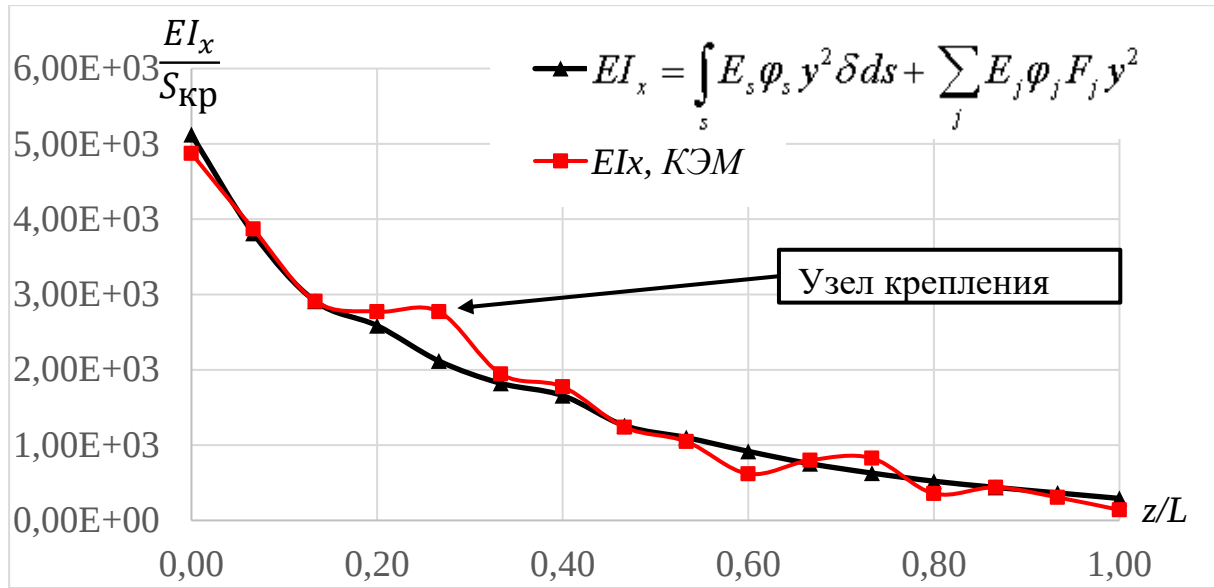


Рисунок 2 – Распределение изгибной жёсткости по размаху крыла

Распределение масс в балочной модели учитывается заданием погонных масс отсеков и сосредоточенных масс грузов, таких как: полезная нагрузка, силовая установка, антенны и т.д.

Исследовано влияние нестационарности набегающего потока воздуха и конечности размаха крыла на критические скорости флаттера. На рисунке 3 показаны первые четыре годографа скорости на комплексной плоскости $\lambda = \alpha + i\omega$, полученные по методу Ритца для аэродинамических нагрузок, рассчитанных по квазистационарной аэродинамической теории (рисунок 3а) и по нестационарной (гармоничности) аэродинамической теории (рисунок 3б) с гипотезой плоского обтекания при параметре скорости $V=[0...200]$ м/с. На рисунке 4 показаны первые четыре годографа скорости на комплексной плоскости $\lambda = \alpha + i\omega$, полученные с помощью МКЭ для аэродинамических нагрузок, рассчитанных по панельному методу с источниками типа диполей (DLM) при $V=[0...275]$ м/с. В таблице 1 представлены результаты расчета критической скорости флаттера $V_{кр}$ с помощью рассмотренных моделей.

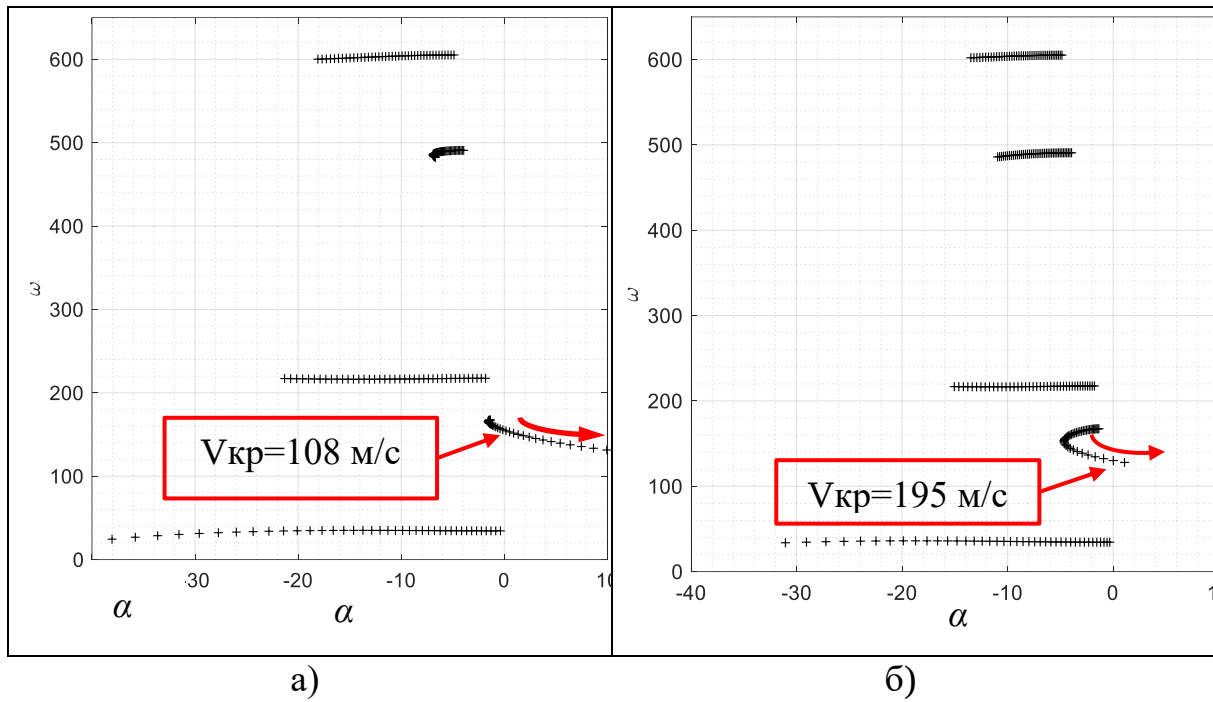


Рисунок 3 – Годографы скорости на комплексной плоскости частоты λ

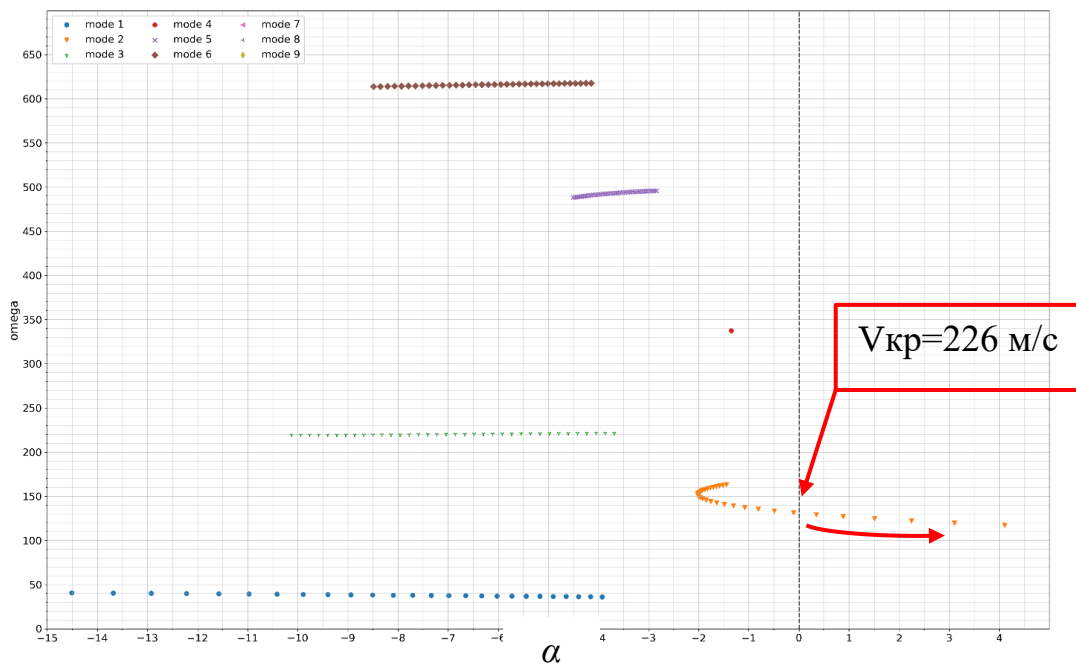


Рисунок 4 – Годографы критической скорости на комплексной плоскости частоты λ , рассчитанные по МКЭ

Таблица 1 – Значения критической скорости флаттера крыла

<i>Метод</i>	$V_{кр}, \text{м/с}$
Ритца, квазистационарная аэродинамика	108
Ритца, нестационарная аэродинамика	195
МКЭ, DLM	226

Для составления уравнений аэроупругих колебаний БЛА из ПКМ для расчета безрулевых форм флаттера воспользуемся методом Ритца. Расчетная схема аппарата показана на рисунке 5. Для простоты будем рассматривать перемещения упругой конструкции только из плоскости Oxz .

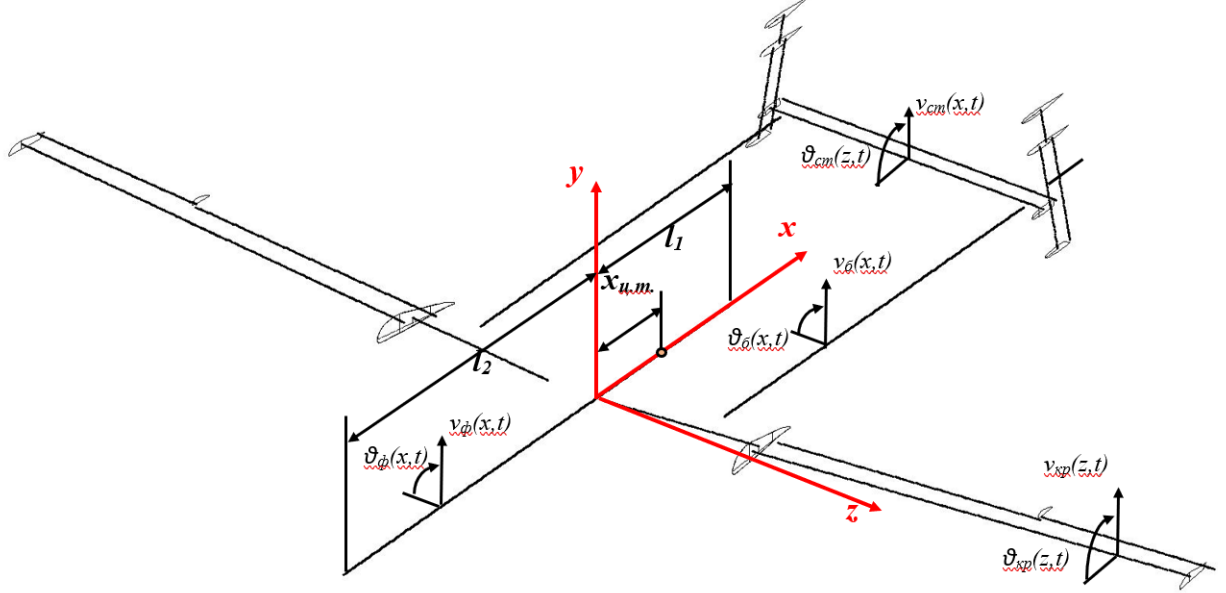


Рисунок 5 – Расчетная схема БЛА по методу Ритца

Кинетическая энергия аппарата является суммой кинетических энергий каждого его агрегата:

$$T = T_{\phi} + 2(T_{кр} + T_{\bar{o}} + T_{cm}) \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} T_{\phi} &= \frac{1}{2} \int_{-l_2}^{l_1} m_{\phi} \dot{v}_{\phi}^2 dx, \quad T_{кр} = \frac{1}{2} \int_0^{l_{кр}} (m_{кр} \dot{v}_{кр}^2 - 2m_{кр} \sigma_{кр} \dot{v}_{кр} \dot{\theta}_{кр} + J_{кр} \dot{\theta}_{кр}^2) dx, \\ T_{\bar{o}} &= \frac{1}{2} \int_0^{l_{\bar{o}}} (m_{\bar{o}} \dot{v}_{\bar{o}}^2 + J_{\bar{o}} \dot{\theta}_{\bar{o}}^2) dx + \frac{1}{2} J_{\kappa} \dot{\theta}_{\bar{o}}^2(l_{\bar{o}}), \\ T_{cm} &= \frac{1}{2} \int_0^{l_{cm}} (m_{cm} \dot{v}_{cm}^2 - 2m_{cm} \sigma_{cm} \dot{v}_{cm} \dot{\theta}_{cm} + J_{cm} \dot{\theta}_{cm}^2) dx + \\ &+ \frac{1}{2} (m_{\kappa} \dot{v}_{cm}^2(l_{cm}) + J_{\kappa} \dot{\theta}_{cm}^2(l_{cm})), \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь m_{ϕ} , $m_{кр}$, $m_{\bar{o}}$, m_{cm} , m_{κ} – погонные массы фюзеляжа, крыла, хвостовой балки, половины стабилизатора, масса киля соответственно; $J_{кр}$, $J_{\bar{o}}$, $J_{кр}$, J_{cm} , J_{κ} – погонные массовые моменты инерции относительно осей жесткости

крыла, хвостовой балки, половины стабилизатора, суммарный массовый момент инерции киля соответственно; $\sigma_{кр}$, $\sigma_{см}$, – расстояния от ц.т. сечений крыла, стабилизатора соответственно до их осей жесткости.

Потенциальная энергия упругого БЛА:

$$\Pi = \Pi_{\phi} + 2(\Pi_{кр} + \Pi_{\delta} + \Pi_{см}), \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} \Pi_{\phi} &= \frac{1}{2} \int_{-l_2}^{l_1} EI_{\phi} v_{\phi}''^2 dx, \quad \Pi_{кр} = \frac{1}{2} \int_0^{l_{кр}} (EI_{кр} v_{кр}''^2 + GJ_{кр} g_{\delta}'^2) dz, \\ \Pi_{\delta} &= \frac{1}{2} \int_0^{l_{\delta}} (EI_{\delta} v_{\delta}''^2 + GJ_{\delta} g_{\delta}'^2) dx, \quad \Pi_{см} = \frac{1}{2} \int_0^{l_{см}} (EI_{см} v_{см}''^2 + GJ_{см} g_{см}'^2) dz, \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь EI_{ϕ} , $EI_{кр}$, EI_{δ} , $EI_{см}$ – жесткости на изгиб фюзеляжа, крыла, хвостовой балки, половины стабилизатора, киля соответственно; GJ_{ϕ} , $GJ_{кр}$, GJ_{δ} , $GJ_{см}$ – жесткости на кручение фюзеляжа, крыла, хвостовой балки, половины стабилизатора.

Для составления уравнений возмущенного используется уравнение Лагранжа второго рода:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial \Pi}{\partial q_i} = Q_i, \quad (5)$$

где T , Π – кинетическая и потенциальная энергии системы, q_i – обобщенные координаты, Q_i – обобщенные силы.

Воспользуемся методом Ритца. Представим перемещения агрегатов БЛА в виде следующий рядов:

$$\begin{aligned} v_{\phi}(x, t) &= \sum_{i=0}^N \xi_i^{\phi}(x) q_i(t); \quad v_{кр}(z, t) = \sum_{i=0}^N f_i^{кр}(z) q_i(t); \\ v_{\delta}(x, t) &= \sum_{i=0}^N \xi_i^{\delta}(x) q_i(t); \quad v_{см}(z, t) = \sum_{i=0}^N f_i^{см}(z) q_i(t); \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} g_{кр}(z, t) &= \sum_{i=0}^N \varphi_i^{кр}(z) q_i(t); \quad g_{\delta}(x, t) = \sum_{i=0}^N \varphi_i^{\delta}(x) q_i(t); \\ g_{см}(z, t) &= \sum_{i=0}^N \varphi_i^{см}(z) q_i(t); \end{aligned} \quad (7)$$

Каждый из рядов в (6), (7) должен представлять собой полную систему функций, удовлетворяющую кинематическим граничным условиям. Тогда выражения (1), (4) примут вид:

$$T = \frac{1}{2} \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^N m_{ij} \dot{q}_i \dot{q}_j; \quad \Pi = \frac{1}{2} \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^N k_{ij} q_i q_j, \quad (8)$$

где

$$\begin{aligned} m_{ij} = & 2 \left(\int_0^{l_{kp}} (m_{kp} f_i f_j - 2m_{kp} \sigma_{kp} f_i \varphi_i + J_{kp} \varphi_i \varphi_j) dz + \right. \\ & + \int_0^{l_{cm}} (m_{cm} f_i f_j - 2m_{cm} \sigma_{cm} f_i \varphi_i + J_{cm} \varphi_i \varphi_j) dz + \\ & + \int_0^{l_{\phi}} (m_{\phi} \xi_i \xi_j + J_{\phi} \varphi_i \varphi_j) dx \left. + \int_0^{l_{cm}} (m_{cm} \xi_i \xi_j) dz \right. \\ k_{ii} = & 2 \left(\int_0^{l_{kp}} (EI_{kp} f_i''^2 + GJ_{kp} \varphi_i'^2) dz + \int_0^{l_{cm}} (EI_{cm} f_i''^2 + GJ_{cm} \varphi_i'^2) dz + \right. \\ & + \int_0^{l_{\phi}} (EI_{\phi} \xi_i'^2 + GJ_{\phi} \varphi_i'^2) dx \left. + \int_0^{l_{\phi}} (EI_{\phi} \xi_i''^2 + GJ_{\phi} \varphi_i'^2) dx \right. \end{aligned} \quad (9)$$

Элементарная работа аэродинамических сил:

$$\delta A_i = 2 \left(\int_0^{l_{kp}} (Y_{kp}(z) \delta v_i + M_{kp}(z) \delta \vartheta_i) dz + \int_0^{l_{cm}} (Y_{cm}(z) \delta v_i + M_{cm}(z) \delta \vartheta_i) dz + \int_{-l_2}^{l_1} Y_{\phi}(z) \delta v_i dx \right) \quad (10)$$

Выражение для обобщенных сил:

$$\begin{aligned} Q_i = & 2 \left(\int_0^{l_{kp}} (Y_{kp}(z) f_i + M_{kp}(z) \varphi_i) dz + \right. \\ & \left. \int_0^{l_{cm}} (Y_{cm}(z) f_i + M_{cm}(z) \varphi_i) dz + \int_{-l_2}^{l_1} Y_{\phi}(z) \xi_i dx \right. \end{aligned} \quad (11)$$

Введя обозначения

$$Q_i = - \sum_{j=0}^N (d_{ij} \dot{q}_j + b_{ij} q_j), \quad (12)$$

и подставляя в (5) с учетом (9), получим уравнения возмущенного движения БЛА:

$$\sum_{j=0}^N (m_{ij}\ddot{q}_j + d_{ij}\dot{q}_j + b_{ij}q_j + k_{ij}q_j) = 0, \quad i=0,1,2,\dots,N. \quad (13)$$

Или, в матричном виде:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{D}\dot{\mathbf{q}} + (\mathbf{B} + \mathbf{K})\mathbf{q} = \mathbf{0}, \quad (14)$$

где $\mathbf{q} = (q_0 \quad q_1 \quad \dots \quad q_N)^T$.

Далее уравнение (14) к виду и для анализа устойчивости колебаний решается задача о собственных значениях.

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{r}} + \mathbf{C}\mathbf{r} = \mathbf{R}, \quad (15)$$

где

$$\mathbf{r} = \begin{pmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \mathbf{q} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{M}} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{E} \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{D}} & \bar{\mathbf{B}} + \bar{\mathbf{K}} \\ -\mathbf{E} & \mathbf{0} \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Подставляя частное решение

$$\mathbf{Y} = \mathbf{Z}e^{\lambda t}$$

в (15), получаем однородное алгебраическое матричное уравнение

$$[\lambda \mathbf{A} + \mathbf{C}]\mathbf{V} = \mathbf{0}, \quad (17)$$

собственные значения λ которого – комплексные частоты

$$\lambda_j = \alpha_j + i\omega_j, \quad j=1, 2, \dots, n, \quad (18)$$

где α_j и ω_j – коэффициенты затухания и круговые частоты колебаний.

Величины α_j определяют устойчивость решения. Для асимптотической устойчивости системы необходимо и достаточно, чтобы все коэффициенты затухания были отрицательными:

$$\alpha_j < 0, \quad j=1, 2, \dots, n. \quad (19)$$

Для расчета координатных функций БЛА с двухбалочным фюзеляжем, входящих в (6), (7), предлагается использовать метод начальных параметров в дифференциальной форме. Краевая задача о собственных колебаниях системы перекрестных балок может быть сведена к задаче Коши с начальными параметрами:

$$\frac{d}{dz} \mathbf{X}_k = \mathbf{A}_k \mathbf{X}_k, k=1,2...10, \quad (20)$$

где $\mathbf{A}$ – матрица искомых параметров, $\mathbf{X}$ – вектор переменных.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{11} & \dots & a_{1,2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{2n,1} & \dots & \dots & a_{2n,2n} \end{bmatrix}, \mathbf{X} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_{2n} \end{bmatrix}. \quad (21)$$

Для k -ой балки, работающей на изгиб и кручение:

$$\mathbf{A}_k = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/EI_k & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \omega^2 m_k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/GI_p \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega^2 J_k & 0 \end{bmatrix}, \quad (22)$$

$$\mathbf{X}_k = \left[f(z) \quad \frac{df(z)}{dz} \quad EI \frac{d^2 f(z)}{dz^2} \quad EI \frac{d^3 f(z)}{dz^3} \quad \varphi(z) \quad \frac{d\varphi(z)}{dz} \right]^T. \quad (23)$$

Система дифференциальных уравнений (20) численно интегрируется «вперед» при начальных параметрах:

$$\mathbf{X}_{ij}(0) = 1 \text{ при } i = j, \mathbf{X}_{ij}(0) = 0 \text{ при } i \neq j. \quad (24)$$

Общее решение уравнения является суммой линейно независимых решений, из которых, используя граничные условия на стыках балок и свободных краях, составляется система линейных алгебраических уравнений (число уравнений для рассматриваемой задачи – 60). Затем, вычисляется определитель D полученной системы, который может быть равен нулю только при таких параметрах ω , которые соответствуют собственной частоте рассматриваемой задачи $\omega = \omega_s$. Последовательно перебирая значения ω в матрицах $\mathbf{A}_k$ и интегрируя (20) методом Рунге-Кутты при начальных параметрах (24) можно получить зависимость определителя СЛАУ от частоты $D = D(\omega)$, после чего можно определить собственные частоты ω_s системы.

После подстановки ω_s в СЛАУ можно найти собственные формы исследуемого БЛА. На рисунке 6 представлен пример симметричной собственной формы колебаний аппарата с двухбалочным оперением, рассчитанные по методу начальных параметров.

После решения задачи (20) найденные собственные формы подставляются в систему уравнений, полученную с помощью метода Ритца (13). Меняя параметр скорости V , можно определить границу аэроупругой устойчивости.

Проведем расчеты безрулевого флаттера беспилотного летательного аппарата из композиционных материалов по изложенной методике. Для упрощения вычислений будем испробовать квазистационарную аэродинамическую теорию. Также учтем конструкционное демпфирование:

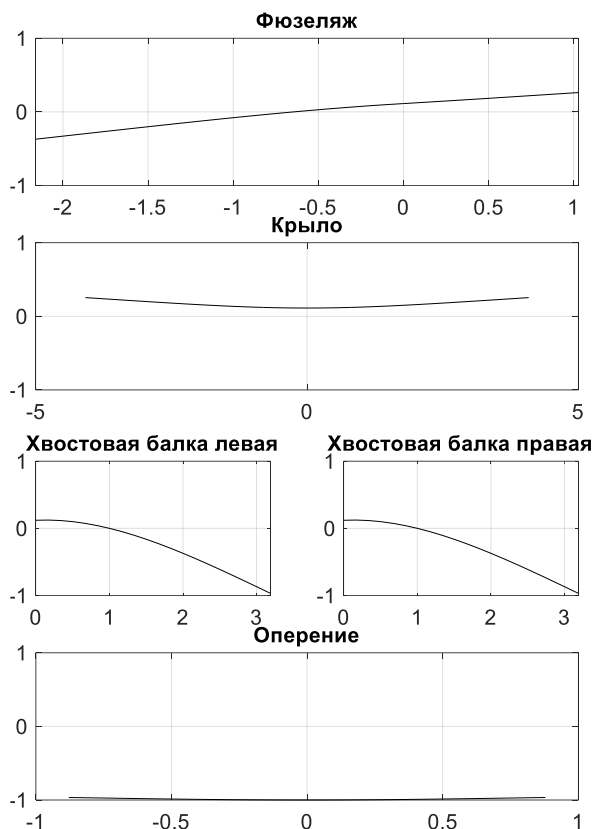


Рисунок 6 – Пример симметричной собственной формы колебаний

$$D_{ii}^0 = \frac{\delta M_{ii}}{\pi \sqrt{\frac{K_{ii}}{M_{ii}}}}, \quad (25)$$

где $\delta = 0,05$ – логарифмические декремент колебаний.

Таблица 2 – Значения критической скорости в зависимости от изгибной жесткости хвостовых балок

EIb , %	$V_{кр} / V_{доп}$
50	1,57
75	1,59
100	1,64
125	1,70
150	1,82

Из полученных результатов (таблица 2) можно сделать вывод, что у исследуемого БЛА с двухбалочным оперением существует достаточный запас по критической скорости флаттера для большого диапазона жесткостей хвостовых балок. В целом, для БЛА рассматриваемой конструкции безрулевые формы флаттера не являются опасными.

Проведем расчеты рулевых форм флаттера с применением МКЭ на базе программного комплекса NX Nanstran. При этом учтем в конструкции планера БЛА податливости узлов крепления агрегатов, которые оцениваются по статическим расчетам детальных конечно-элементных моделей аппарата. Органы управления полагаются упругими и моделируются элементами «СВЕАМ». Органы управления крепятся к агрегатам планера с помощью жестких конечных элементов «RBE2», моделирующих узлы навески, и конечных элементов «CELAS2», моделирующих статические жесткости приводов. На рисунке 7 представлена конечно-элементная модель БЛА. На рисунке 8 представлена аэродинамическая модель БЛА.

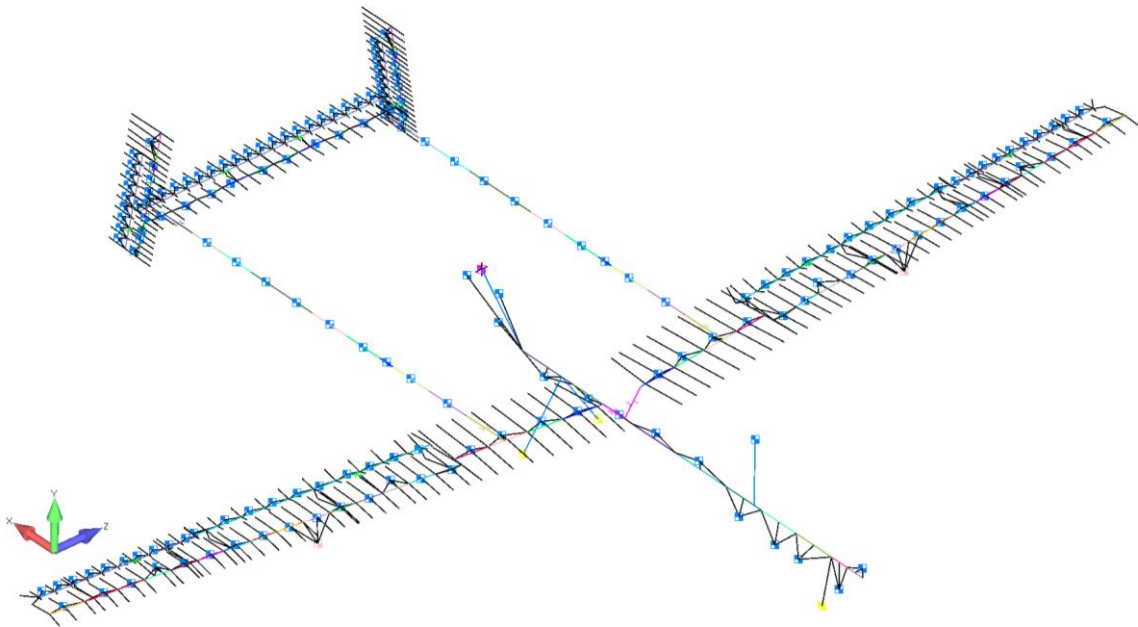


Рисунок 7 – КЭМ БЛА двухбалочной схемы

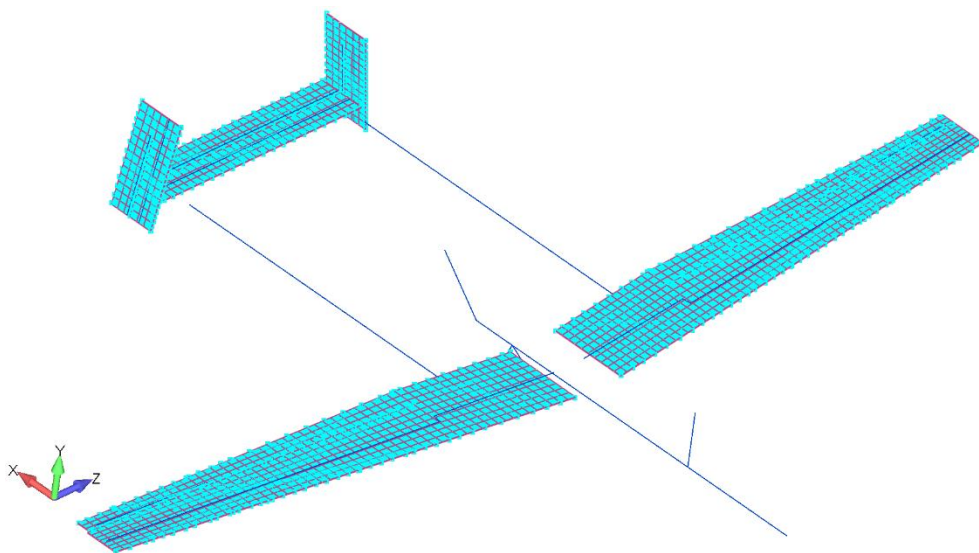


Рисунок 8 – Аэродинамическая модель БЛА

В таблице 3 представлены основные модальные характеристики исследуемого БЛА – собственные частоты, отнесенные к частоте вертикального изгиба крыла 1 тона, ψ .

Таблица 3 – Основные собственные частоты БЛА

<i>№ тона</i>	<i>Частота ψ</i>	<i>Форма</i>
симметричный спектр		
1	0,49	Вертикальный изгиб хвоста 1 тона
2	1,00	Вертикальный изгиб крыла 1 тона
3	2,37	Горизонтальный изгиб крыла 1 тона
4	2,59	Вертикальный изгиб стабилизатора 1 тона
5	3,15	Вертикальный изгиб хвоста 2 тона
6	4,03	Вертикальный изгиб крыла 2 тона
антисимметричный спектр		
1	0,56	Вертикальный изгиб хвоста 1 тона
2	0,91	Горизонтальный изгиб хвоста 1 тона
3	1,40	Горизонтальный изгиб крыла 1 тона
4	2,23	Вертикальный изгиб крыла 1 тона
5	3,45	Вертикальный изгиб хвоста 2 тона
6	5,00	Вертикальный изгиб крыла 2 тона

Расчет безрулевых форм флаттера БЛА двухбалочной схемы показал достаточные запасы по критической скорости флаттера.

Для получения зависимости критической скорости флаттера от парциальных вращательных частот органов управления в конечно-элементной модели варьировались жесткости элементов «CELAS2», моделирующих приводы соответствующих органов управления. Жесткость системы «руль-привод» вычислялась по формуле:

$$k_{np} = 4\pi^2 f_{вр}^2 J_{вр}, \quad (26)$$

где $f_{вр}$ – парциальная вращательная циклическая частота органа управления, Гц, $J_{вр}$ – массовый момент инерции органа управления относительно его оси вращения. В результате исследования рулевых форм флаттера получены зависимости критической скорости флаттера от собственной вращательной частоты органов управления $f_{вр}$, которые показывают наличие зон аэроупругой неустойчивости в некотором диапазоне параметра $f_{вр}$. В качестве примера, приведены результаты для флаттера закрылков (рисунок 9, 10).

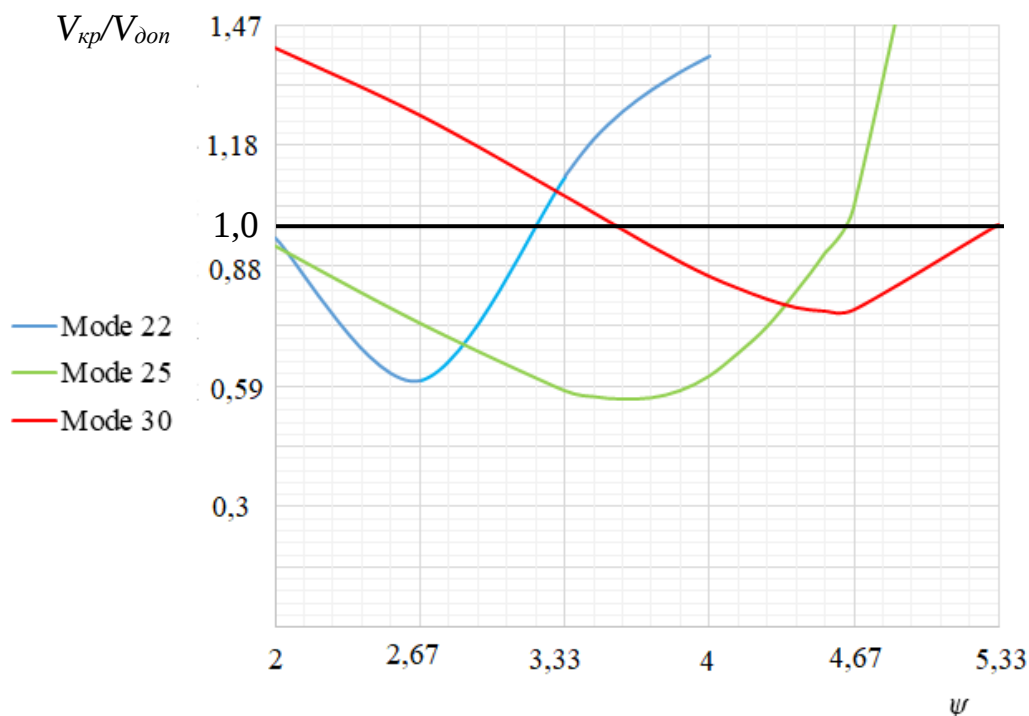


Рисунок 9 – Зависимость отношения критической скорости флаттера $V_{кр}$ к допустимой скорости БЛА $V_{дон}$ от отношения вращательной частоты закрылков $f_{вр}$ к частоте вертикального изгиба крыла 1 тона

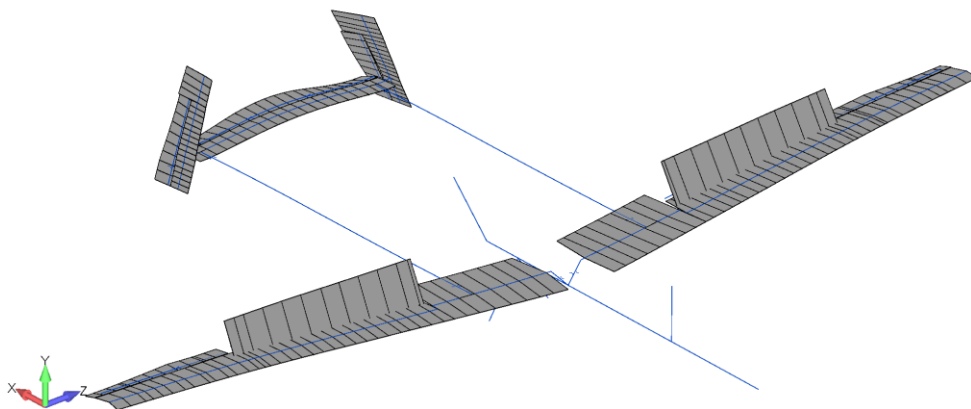
V: 1
C: 2

Рисунок 10 – Пример формы флаттера закрылков (Mode 25)

Третья глава посвящена вопросам, связанным с реализацией требований аэросервоупругости при проектировании БЛА. В рассматриваемой работе структура и параметры САУ, включая бортовую систему стабилизации и ее исполнительные органы – рулевые привода электромеханического типа, идентичные для всех органов управления, считаются известными. Заданными также являются параметры расчетных режимов полета. Ставится задача провести исследование аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, включая выбор фильтров, направленных на подавление упругих колебаний (ФУК) планера БЛА рассматриваемого типа.

Предлагается следующий алгоритм выбора параметров фильтров:

1. Исследование начинается с расчета передаточных функций БЛА, для определения которых используются представленные ранее модели аэроупругих колебаний БЛА.
2. В соответствии со структурной схемой системы стабилизации рассматриваемого БЛА исследуется устойчивость контура «упругий БЛА – САУ».
3. Передаточные функции упругого БЛА, полученные на основе многостепенных моделей, представляются в виде отдельных звеньев второго порядка, аппроксимирующих локальные резонансные пики.
4. Выбираются параметры ФУК, предназначенные для амплитудного подавления резонансов на частотах упругих колебаний БЛА.

В диссертации проведено исследование устойчивости БЛА двухбалочной схемы с САУ. Рассчитаны передаточные функции БЛА в каналах тангажа (рисунок 11), который оказался наиболее критичным с точки зрения аэроупругой устойчивости БЛА с САУ.

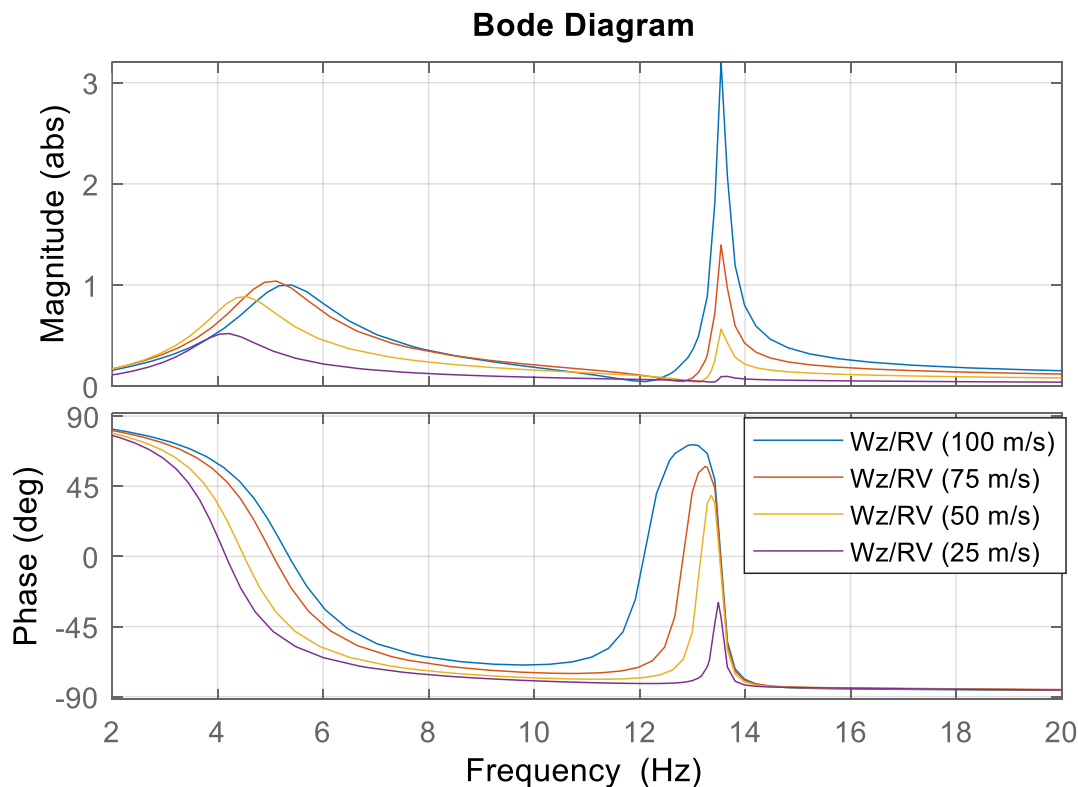


Рисунок 11 – АФЧХ передаточной функции БЛА в канале тангажа по угловой скорости ω_z от угла отклонения руля высоты δ_{RV} для различных режимов полета

Исследование устойчивости разомкнутого контура канала тангада упругого БЛА показало отсутствие амплитудных запасов для некоторых режимов полета. Передаточные функции упругого БЛА были представлены в виде отдельных звеньев второго порядка, передаточные функции которых и их параметры представлены в диссертации. С целью обеспечения устойчивости системы стабилизации на частотах упругих колебаний БЛА в ее состав введены специальные фильтры для амплитудного подавления на этих частотах с передаточной функцией:

$$W_{\text{ФУК}} = k \frac{1 + 2\xi_1 T_1 p + T_1^2 p^2}{1 + 2\xi_2 T_2 p + T_2^2 p^2}.$$

Отношение постоянных времени фильтра 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. Фильтры настраиваются на частоту подавления конкретных тонов колебаний БЛА.

Параметры подобранного ФУК для подавления упругих колебаний на резонансных частотах в канале тангажа представлены в таблице 4 и на рисунке 12.

Таблица 4 – Параметры ФУК в канале тангажа

ФУК	Резонанс, Гц	k	T_1	ξ_1	T_2	ξ_2
№1	4,16-5,24	1	0,0399	0,15	0,0399	0,4
№2	13,53	1	0,0117493	0,15	0,0117493	1

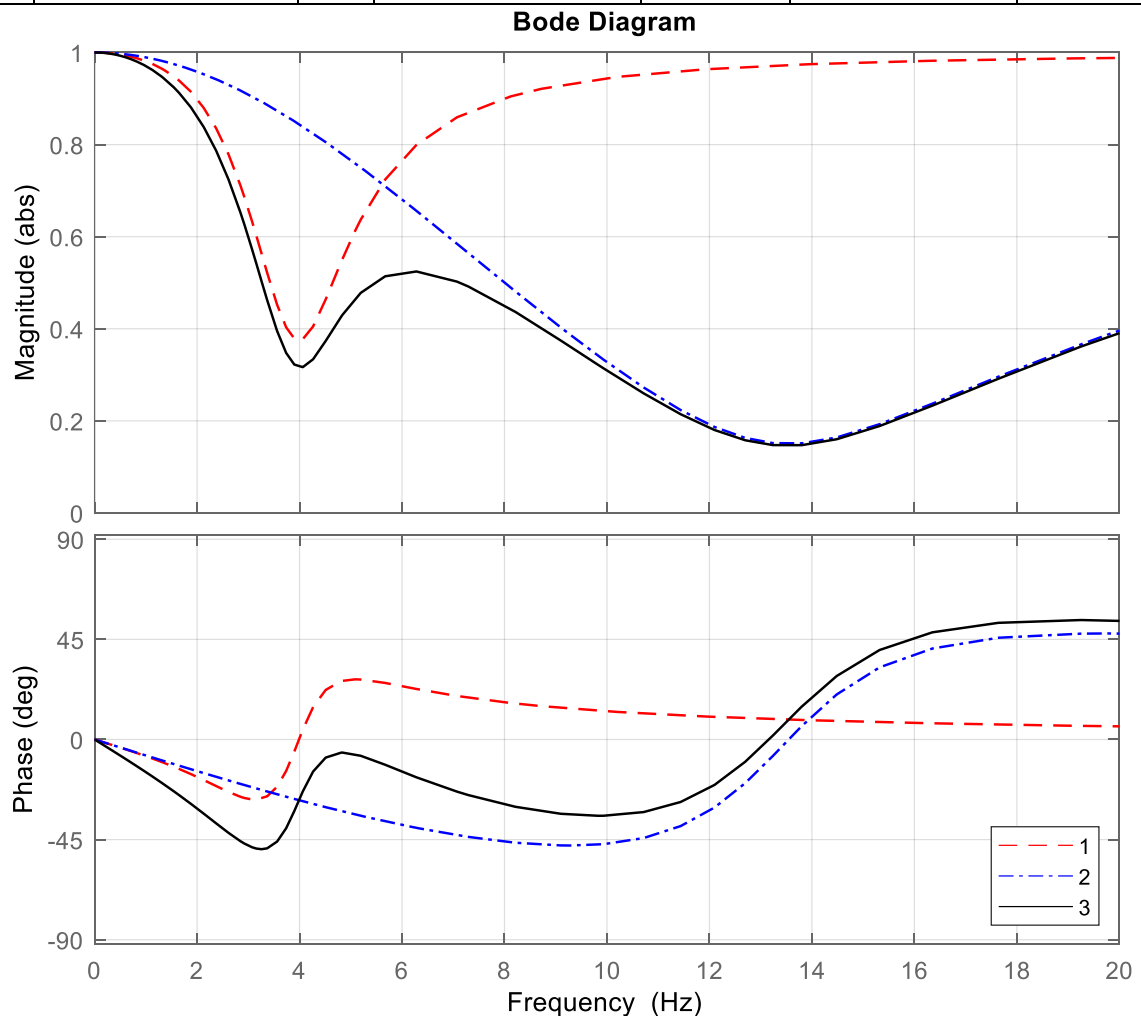


Рисунок 12 – Амплитудно-фазово-частотная характеристика (АФЧХ)

ФУК: 1 – №1; 2 – №2; 3 – суммарная

Таким образом за счет выбора параметров ФУК решена задача обеспечения устойчивости канала руля высоты (канала тангажа) системы стабилизации САУ рассматриваемого БЛА двухбалочной схемы из композиционного материала во всем диапазоне частот и режимов полета.

В заключении диссертационной работы перечислены основные результаты.

Основные результаты диссертационной работы

1. Разработаны математические модели аэроупругих колебаний прямого крыла большого удлинения на основе метода Ритца и метода конечных элементов. Аэродинамические силы в первой модели рассчитывались по квазистационарной и нестационарной (гармоничности) с использованием гипотезу плоского обтекания. Аэродинамические силы во второй модели определялись с применением панельного метода с особенностями типа диполей. Анализ критических скоростей флаттера, полученных по данным моделям, показал, что учет конечности размаха крыла и нестационарности потока дает наибольшее значение скорости флаттера.
2. Разработана математическая модель собственных колебаний с использованием метода начальных параметров применительно к БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов.
3. Разработаны математические модели аэроупругих колебаний БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов на основе метода Ритца и метода конечных элементов. Первая модель использовалась для расчетов безрулевых форм флаттера с целью исследований влияния распределение жесткостных и массово-инерционных характеристик планера БЛА на критические скорости флаттера. Вторая модель применялась для параметрических исследований флаттера органов управления.
4. Проведены комплексные исследования аэроупругой устойчивости БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов, включающее безрулевые и рулевые формы флаттера. Выявлено, что несмотря на то, что

приращение местных углов атаки оперения вызывает приращение местных углов атаки на крыле вследствие связи оперения с крылом посредством упругих хвостовых балок, критические скорости безрулевого флаттера значительно превышают максимальную допустимую скорость летательных аппаратов подобного класса. Результаты исследования показали, что для БЛА данного типа критичными являются рулевые формы флаттера, которые могут возникать при скоростях существенно ниже максимально допустимых.

5. Выполнено исследование аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, включая расчет передаточных функций упругого летательного аппарата, исследование устойчивости с известной системой стабилизации САУ, а также выбор фильтров, направленных на подавление упругих тонов колебаний планера БЛА.
6. Разработаны меры и рекомендации по обеспечению безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости летательного аппарата с САУ применительно к БЛА двухбалочной схемы из композиционных материалов.

СПИСОК ОПУБЛИКОВАННЫХ РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи рецензируемых научных изданиях из списка ВАК РФ:

1. *В.Н. Акимов, Д.Н. Иванов, А.Ю. Нагорнов, С.Г. Парафесь* Учет требований аэроупругой устойчивости при проектировании системы «руль – привод» маневренного беспилотного летательного аппарата // Научный вестник МГТУ ГА. 2019;22(4):54-66, 2019 DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-54-66.
2. *А.Ю. Нагорнов* Флаттер беспилотного летательного аппарата из композиционных материалов с двухбалочным оперением// Труды МАИ, выпуск №113, 19 с. DOI: 10.34759/trd-2020-113-19.

Прочие публикации по тематике диссертационной работы:

1. *А.Ю. Нагорнов, С.Г. Парафесь.* Обеспечение безопасности от флаттера беспилотных летательных аппаратов, Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов. – М.: ИД Академии Жуковского, 2018. С.229.
2. *А.Ю. Нагорнов, С.Г. Парафесь.* Особенности математической модели аэроупругих колебаний беспилотного летательного аппарата двухбалочной схемы из композиционных материалов, Авиация и космонавтика – 2018, Тезисы 17-ой Международной конференции, г. Москва, 19-23 ноября 2018 г., С.323-324.
3. *А.Ю. Нагорнов, С.Г. Парафесь.* К выбору методов исследования аэроупругой устойчивости беспилотного летательного аппарата, Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации, сб. тр. XXVII Междунар. науч.-техн. конф., 14 –20 сентября 2018 г., г. Алушта, Изд-во ФГБОУ ВО «ТГТУ», 2018, С.163–164.