

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени М.В. ЛОМОНОСОВА

На правах рукописи



Абдухакимов Фаррух Адхамович

Новые задачи флаттера авиационных конструкций

Специальность 1.1.9 Механика жидкости газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2023

Диссертация подготовлена на кафедре гидромеханики
механико-математического факультета МГУ имени М.В. Ломоносова

Научный руководитель: *доктор физико-математических наук, доцент
Веденеев Василий Владимирович*

Официальные оппоненты: *Лавит Игорь Михайлович, доктор физико-
математических наук, доцент, ФГБОУ
высшего образования «Тульский
государственный университет», кафедра
вычислительной механики и математики,
профессор*

*Темис Юрий Моисеевич, доктор технических
наук, профессор, академик РАЕН, Государ-
ственный научный центр РФ, ФАУ «ЦИАМ
имени П.И. Баранова», отдел
«Математическое моделирование и САПР
ГТД», начальник отдела*

*Лекомцев Сергей Владимирович, кандидат
физико-математических наук, Институт
механики сплошных сред УрО РАН,
лаборатория Механики функциональных
материалов, заведующий лабораторией*

Защита состоится 15 декабря 2023 г. в 16:00 часов на заседании
диссертационного совета МГУ.011.5 Московского государственного
университета имени М.В. Ломоносова по адресу: 119192, Москва,
Мичуринский проспект, дом 1, НИИ механики МГУ, кинозал.

Email: pelevina.daria@gmail.com

С диссертацией можно ознакомиться в отделе диссертаций научной
библиотеки МГУ имени М.В. Ломоносова (Ломоносовский просп., д. 27) и на
портале: <https://dissovet.msu.ru/dissertation/011.5/2750>.

Автореферат разослан «__» _____ 2023 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета МГУ.011.5
кандидат физико-математических наук



Д.А. Пелевина

Общая характеристика работы

Актуальность работы

Явление флаттера, то есть динамической неустойчивости упругой конструкции в потоке воздуха, встречается в различных системах: крыло самолета, панель обшивки, лопатка компрессора, лопасть несущего винта вертолета, мосты и т. д. (Пановко Я.Г., Губанова И.И., 1987). В настоящей работе исследуются такие явления, как панельный флаттер, флаттер лопаток компрессоров газотурбинных двигателей и флаттер лопастей несущей системы вертолета.

В первой задаче настоящей работы исследуется панельный флаттер — явление потери устойчивости и интенсивных вибраций панелей обшивок летательных аппаратов, возбуждающихся при взаимодействии с потоком воздуха при больших скоростях полета. Обычно панельный флаттер приводит не к немедленному разрушению летательного аппарата, а к накоплению усталостных повреждений панелей (Dowell E. H., 1974). Это может привести к ухудшению аэроупругих свойств летательного аппарата и даже к разрушению других его систем. Существует два типа панельного флаттера. Первый из них, связанный флаттер, обусловлен взаимодействием двух собственных мод колебания. Данный тип панельного флаттера детально изучен с применением поршневой теории. При втором типе, одномодовом флаттере, не происходит слияния собственных частот и существенного изменения формы колебания. Одномодовый флаттер возникает при малой сверхзвуковой скорости, где поршневая теория неприменима, и поэтому необходимо использовать более сложные аэродинамические модели. В литературе отсутствуют работы, в которых изучается геометрическая форма пластины и угол скольжения при малых сверхзвуковых скоростях. Кроме того, известно, что при больших сверхзвуковых скоростях ненулевой угол скольжения может привести к уменьшению критических скоростей флаттера. Поэтому исследование влияния геометрической формы пластины и угла скольжения на границы флаттера при малых сверхзвуковых скоростях является новым и актуальным.

Во второй задаче рассматривается флаттер лопаток (Fleeter S., 1979). Опасность этого явления заключается в быстром росте напряжений в лопатках, что может привести к их разрушению. Наиболее распространенный метод прогнозирования флаттера лопаток основан на обработке большого числа проведенных испытаний реальных двигателей. При этом используются различные эмпирические и упрощенные критерии возникновения флаттера. Такие критерии не могут оценить влияние конструктивных параметров, не входящих в число определяющих, на прогнозирование флаттера лопаток.

Другие известные методы, такие как прямое численное моделирование развития аэроупругих колебаний во времени и решение задачи на собственные частоты аэроупругой системы, требуют значительных вычислительных ресурсов. Таким образом, поскольку исследование влияния таких параметров, как величина радиального зазора, угла прикрытия/открытия входного направляющего аппарата, радиальной неравномерности потока и величина монтажного натяга в бандажных полках, на границы флаттера лопаток ранее не проводилось, то оно является новым и актуальным.

Третья задача посвящена флаттеру лопастей несущей системы вертолета, опасному явлению, которое может привести к его крушению (Миль М. и др., 1966). В отечественном вертолетостроении накоплен большой научный и практический опыт исследования флаттера лопастей несущей системы. При этом используются различные расчетные методы. Для одних из этих методов требуется уточнение аэродинамических моделей, например, для учета периодичности течения. Для других – необходимо совершенствование упругих моделей, например, для учета упругого взаимодействия лопастей и возможности возникновения флаттера по высшим модам. Поэтому является актуальной задача разработки математической модели и ее программной реализации, позволяющей выявить возникновение флаттера по высшим модам и изучить влияние периодичности течения и упругого взаимодействия лопастей через валы и систему тяг на границы флаттера.

Цели и задачи работы

1. Исследование с помощью теории потенциального течения устойчивости прямоугольной панели обшивки при малых сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях для различных углов скольжения.
2. Изучение с помощью энергетического метода одномодового флаттера пластин, имеющих форму параллелограмма и трапеции, при малых сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях.
3. Исследование влияния конструктивных параметров на границы флаттера лопаток компрессоров газотурбинных двигателей с помощью энергетического метода.
4. Разработка математической модели и ее реализации в виде программного обеспечения для исследования флаттера лопастей несущих винтов вертолета. Проведение аэроупругого анализа несущей системы вертолета.

Научная новизна

1. Исследовано влияние изменения угла скольжения на возникновение панельного флаттера при малых сверхзвуковых скоростях
2. Изучено влияние геометрической формы и размеров панелей обшивки на границы одномодового флаттера;
3. Проведен анализ того, какие конструктивные параметры влияют на прогнозирование флаттера лопаток существенно, а какие – незначительно;
4. Развита ранее разработанный метод численного расчета флаттера для учета изменения формы колебаний лопаток при движении бегущей волны по лопаточному венцу
5. Исследовано влияние упругого взаимодействия лопастей несущего винта на границы флаттера.

Теоретическая и практическая значимость

Результаты, полученные в работе, важны для развития знаний в области аэроупругости летательных аппаратов при малых сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях, а также знаний о динамическом поведении лопаток рабочих колес компрессоров и лопастей несущей системы вертолетов и механизмов возникновения флаттера. Практическая значимость работы состоит в том, что ее результаты могут быть использованы для построения эффективных методов прогнозирования и подавления флаттера. Это будет способствовать совершенствованию конструкций летательных аппаратов и повышению безопасности их полетов.

Методология и методы исследования.

Исследование влияния угла скольжения на границы флаттера при малых сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях проводится численно с помощью метода, основанного на теории потенциального течения и теории малых колебаний пластины в потоке. Задача на собственные значения решается методом Бубнова-Галеркина.

Для изучения влияния формы панели обшивки и конструктивных параметров газотурбинного двигателя на границы флаттера применяется энергетический метод. Расчет собственных форм и частот проводится методом конечных элементов; расчет неустановившегося обтекания колеблющейся конструкции – методом контрольных объемов.

Анализ аэроупругости несущей системы вертолета проводится с использованием метода конечных элементов. Численный метод предполагает расчет флаттера с учетом напряжено-деформированного состояния,

определенного в нелинейном статическом расчете, нагрузок, обусловленных колебанием лопасти, а также конструкционного демпфирования. Аэродинамические нагрузки определяются по квазистатической теории.

Положения, выносимые на защиту

1. Изменение угла скольжения приводит к нерегулярности границ флаттера и образованию дополнительных изолированных областей неустойчивости и устойчивости. Анализ флаттера только при нулевом угле скольжения не является достаточным.
2. При уменьшении геометрического угла скоса повышается аэроупругая устойчивость пластин в форме параллелограмма при трансзвуковых и малых сверхзвуковых скоростях потока. Границы одномодового флаттера для трапецевидных пластин близки к границам флаттера для прямоугольной пластины при различных геометрических углах скоса.
3. Значение монтажного натяга в бандажных полках рабочих лопаток компрессора газотурбинного двигателя существенно влияет на границу флаттера из-за изменения формы колебаний лопаток. Влияние таких параметров, как радиальный зазор между торцом лопатки и корпусом компрессора, угол прикрытия и открытия входного направляющего аппарата, радиальная неравномерность потока на входе в двигатель на границы флаттера несущественно. Из-за падения монтажного натяга в бандажных полках лопаток в процессе эксплуатации двигателя возможно возникновение флаттера лопаток, который отсутствовал при монтажном натяге в начале эксплуатации двигателя.
4. Упругое взаимодействие лопастей через валы приводит к изменению форм и частот колебаний. В свою очередь, изменение форм колебания лопастей может привести к изменению границ флаттера. Флаттер возникает на высших модах колебания, на которых он не может быть обнаружен с помощью упрощенных методов.

Достоверность результатов обусловлена использованием классических математических методов механики сплошных сред. Для численных расчетов использованы подходы, основанные на апробированных методах: методе конечных элементов и методе конечных объемов. Достоверность также обеспечена исследованием по каждому типу расчетов сходимости по пространственным сеткам и временному шагу, сравнением с решениями задачи другими методами и другими авторами, сравнением с экспериментальными данными.

Апробация работы. Результаты диссертации докладывались автором и обсуждались на семинаре НИИ механики МГУ по механике сплошных сред под руководством академика РАН А.Г. Куликовского, профессора В.П. Карликова, член-корр. РАН О.Э. Мельника, профессора А.Н. Осипцова. Постановки задач и результаты работы также обсуждались на семинаре Высшей школы теоретической механики Санкт-Петербургского политехнического университета под руководством члена-корреспондента РАН А.М. Кривцова.

Основные результаты работы были представлены на следующих конференциях: Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (XII Уфа 2019, XIII Санкт-Петербург 2023); Международная научно-практическая конференция имени Н. Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения» (Самара, 2023); Всероссийская конференция молодых учёных-механиков (Сочи 2018, 2021, 2022); Ломоносовские чтения (Москва 2016, 2018, 2019, 2020, 2021); VII Открытая Всероссийская (XIX научно-техническая) конференция по аэроакустике (Геленджик 2021); ASME Pressure Vessels & Piping, Virtual Conference (США 2021); Международная научно-техническая конференция «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (Самара 2021); XLIX International Summer School – Conference Advanced Problems in Mechanics (St. Petersburg 2021); XV Всероссийская школа-конференция для молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (Новосибирск 2021); XIX Всероссийская конференция "Современные проблемы аэрогидродинамики" (Сочи 2016, 2019); 45th European Rotorcraft Forum (Warsaw, Poland, 2019); International Scientific Conference on High Speed Turbomachines and Electrical Drives (HSTED) (Санкт-Петербург 2019); «Динамика, прочность, надежность авиационных газотурбинных двигателей», конференция посвященная 100-летию со дня рождения И. А. Биргера (Москва 2019); 9th International Symposium on Fluid-Structure Interactions, Flow-Sound Interactions, Flow-Induced Vibration & Noise (Toronto, Ontario, Canada 2018); IV Всероссийская научно-техническая конференция "Динамика и прочность конструкций аэрогидроупругих систем. Численные методы" (Москва 2017); Вопросы прикладной математики и проблема взаимодействия твёрдых тел с жидкой и газовой средой: Всероссийская конференция, посвящённая 85-летию И. А. Кийко (Москва 2017); Конференция-конкурс молодых ученых НИИ механики МГУ (Москва 2017); International Conference on Aerospace Technology, Communications and Energy Systems (ATCES 2017) (Samara 2017); Международный симпозиум «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и

сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (Калужская область, XXII 2016, XXIII 2017); First International Symposium on Flutter and its Applications (Tokyo, Япония 2016); XXVII Научно-Техническая Конференция по Аэродинамике (Московская область 2016);

Полученные в диссертации результаты содержатся в научно-квалификационной работе на тему: «Применение энергетического метода для решения задач флаттера конструкций в газовых потоках», которая была успешно защищена автором при окончании аспирантуры механико-математического факультета МГУ имени М.В. Ломоносова.

Публикации соискателя по теме диссертации

Результаты диссертации изложены в 10 работах, из них 5 статей опубликованы в изданиях, индексируемых в базах данных Web of Science, Scopus или RSCI.

Личный вклад автора. Автором было выведено выражение для возмущения давления при ненулевом угле скольжения и разработана программа для расчета границ флаттера пластины с учетом этого выражения, проведены численные исследования; был разработан метод для численного исследования границ одномодового флаттера пластин непрямоугольной формы с применением энергетического метода, были построены расчетные модели и проведены соответствующие численные расчеты. Кроме того, автор участвовал в усовершенствовании ранее разработанного метода прогнозирования флаттера лопаток для учета изменения формы колебаний лопаток при движении бегущей волны по лопаточному венцу; были построены модели для расчета установившегося и неустановившегося течения воздуха в исследуемом рабочем колесе компрессора и проведены численные исследования влияния конструктивных параметров на прогнозирование флаттера лопаток. Автор участвовал в разработке метода прогнозирования флаттера лопастей несущего винта вертолета и его программной реализации. Автором проведен аэропругий анализ несущей системы с помощью разработанного метода на нескольких режимах. В постановке задач, обсуждении результатов, в разработке методов прогнозирования флаттера и подготовке совместных научных публикаций принимал участие соавтор, научный руководитель Веденеев В.В. Другие соавторы, Колотников М.Е., Макаров П.В и Чепига С.А., принимали участие в постановке задачи, обсуждении результатов исследования флаттера лопаток. В разработке метода прогнозирования флаттера лопастей несущей

системы вертолета и обсуждении результатов исследования участвовали Жидяев К.А. и Бондарев В.О.

В работах [1, 3, 5] авторский вклад соискателя составляет 2/3, в работах [2, 4] авторский вклад соискателя составляет 1/4.

Объем и структура работы.

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и приложения. Полный объем диссертации составляет 152 страницы, включая 72 рисунка и 5 таблиц. Список литературы содержит 171 наименование.

Содержание работы

Во введении обосновывается актуальность исследований, проводимых в работе, формулируются цели, ставятся задачи диссертационной работы, излагается научная новизна, теоретическая и практическая значимость полученных результатов.

Глава 1 посвящена исследованию устойчивости серии прямоугольных пластин при различных углах скольжения.

В **разделе 1.1** дан обзор основных работ по панельному флаттеру.

В **разделе 1.2** приводится постановка задачи.

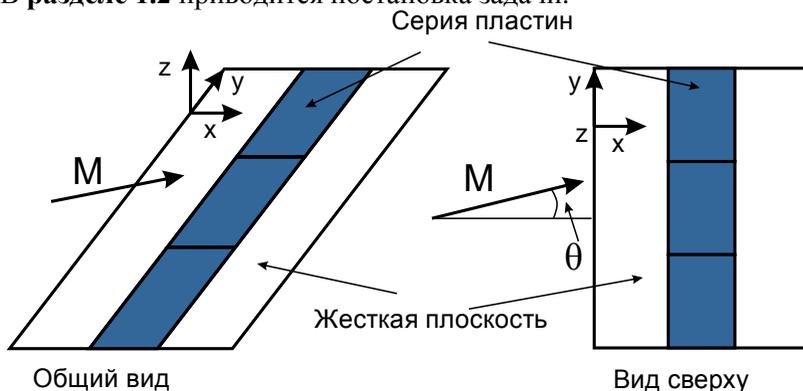


Рис. 1. Геометрия задачи

В линейной постановке исследуется устойчивость бесконечной серии тонких упругих прямоугольных пластин при ненулевом угле скольжения потока θ (Рис. 1). Каждая пластина шарнирно оперта по всем кромкам. Пластины обтекаются с одной стороны потоком невязкого совершенного газа. С другой стороны пластин задано постоянное давление, так что невозмущенное состояние пластин – плоское.

Используется линейная теория пластин Киргоффа-Лява (Reddy J. N., 2007). Растяжением срединной плоскости пластины пренебрегаем. Рассматривается адиабатическое движение газа. Предполагается, что невозмущенное течение – однородно. Массовыми силами пренебрежём. Изучается случай сверхзвуковой передней кромки, то есть выполнено условие: $M \cdot \cos(\theta) > 1$, где M – число Маха.

В разделе 1.3 описывается вывод уравнений движения газа и пластины в рамках рассматриваемой постановки задачи. Зададим систему координат ξ, η, z , связанную с потоком газа: ось ξ направим вдоль потока, а η – поперек него, z – перпендикулярно поверхности пластины. Также введем систему координат x, y, z , связанную с пластиной: оси x и y направлены вдоль соответствующих сторон пластины. В системе ξ, η, z , связанной с потоком (ось ξ направлена вдоль потока), система безразмерных уравнений имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} -\omega^2 \Phi - 2i\omega M \frac{\partial \Phi}{\partial \xi} + (M^2 - 1) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial \xi^2} - \frac{\partial^2 \Phi}{\partial \eta^2} - \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} = 0 \\ D\Delta^2 W(x, y) - \omega^2 W(x, y) - \mu \left(-i\omega + M \frac{\partial}{\partial \xi} \right) \Phi(\xi, \eta, 0) = 0 \\ \left(\frac{\partial \Phi}{\partial \xi}, \frac{\partial \Phi}{\partial \eta}, \frac{\partial \Phi}{\partial z} \right) \rightarrow 0 \text{ при } z \rightarrow +\infty \text{ вдоль характеристик } z = \frac{\xi - \xi_0}{\sqrt{M^2 - 1}} \\ \frac{\partial \Phi}{\partial z} \Big|_{z=0} = -i\omega W + M \frac{\partial W}{\partial \xi}; \quad x = x(\xi, \eta), y = y(\xi, \eta) \\ W(x, y) = \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} = 0, x = 0, L_x; \quad W(x, y) = \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} = 0, y = 0, L_y \end{array} \right.$$

где ω – круговая частота колебания, Φ – потенциал возмущения скорости, D – изгибная жесткость, W – прогиб пластины, μ – плотность воздуха, L_x – длина пластины, L_y – ширина пластины.

Решение системы относительно возмущения потенциала скорости ищется с помощью преобразования Лапласа и имеет вид (Майлс Дж. У., 1963):

$$\Phi(\xi, \eta, 0) = -\frac{1}{\pi} \iint_S \left(-i\omega W(\xi_1, \eta_1) + M \frac{\partial W(\xi_1, \eta_1)}{\partial \xi} \right) \times \\ \times \exp \left(\frac{i\omega M}{\beta^2} (\xi - \xi_1) \right) \frac{\cos \left(\frac{\omega}{\beta^2} \sqrt{(\xi - \xi_1)^2 - \beta^2 (\eta - \eta_1)^2} \right)}{\sqrt{(\xi - \xi_1)^2 - \beta^2 (\eta - \eta_1)^2}} d\xi_1 d\eta_1,$$

где $\beta = \sqrt{M^2 - 1}$, S – треугольник, который образуется при пересечении пластины и обратного конуса Маха с вершиной в точке (ξ, η) .

В разделе 1.4 выводится распределение возмущения давления из общего решения для потенциала возмущения скорости течения газа (в системе координат x, y, z):

$$\Pi(x, y) = \frac{\tilde{\Pi}_1(x)e^{i\lambda y} - \tilde{\Pi}_2(x)e^{-i\lambda y}}{2i} = \frac{\tilde{\Pi}_1(x, y) - \tilde{\Pi}_2(x, y)}{2i},$$

$$\tilde{\Pi}_{1,2}(x) = \frac{\mu M_x}{\beta_x} V_{1,2}(x) + \frac{\mu}{\beta_x^3} \int_0^x (i(\omega \mp \lambda M_y) J_{0,1,2}) V_{1,2}(x_1) e^{A_{1,2}(x-x_1)} dx_1 -$$

$$- \frac{\mu}{\beta_x^3} \int_0^x (M_x J_{1,1,2} \beta_x^2 B_{1,2}) V_{1,2}(x_1) e^{A_{1,2}(x-x_1)} dx_1$$

где $V_{1,2}(x) = \left(-i(\omega \mp \lambda M_y) W(x) + M_x \frac{\partial W(x)}{\partial x} \right)$, $\beta_x = \sqrt{M_x^2 - 1}$,

$J_{0,1,2} = J_0(B_{1,2}(x - x_1))$ и $J_1 = J_1(B_{1,2}(x - x_1))$ – функции Бесселя первого рода нулевого и первого порядка, $\lambda = \frac{\pi l}{L_y}$ – волновое число, $M_x = M \cos(\theta)$,

$$M_y = M \sin(\theta), \quad A_{1,2} = i \frac{1}{\beta_x^2} M_x (\omega \mp \lambda M_y), \quad B_{1,2} = \frac{1}{\beta_x^2} \sqrt{\lambda^2 \beta_x^2 + (\omega \mp \lambda M_y)^2}.$$

После подстановки полученного выражения для возмущения давления в уравнения движения пластины с учетом граничных условий шарнирного опирания, получаем интегро-дифференциальную задачу на собственные значения для нахождения собственных значений ω .

$$\begin{cases} D\Delta^2 W(x, y) - \omega^2 W(x, y) + \Pi(x, y) = 0 \\ W(x, y) = \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} = 0, x = 0, L_x \\ W(x, y) = \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} = 0, y = 0, L_y \end{cases}$$

В разделе 1.5 описывается численный метод, являющийся обобщением метода (Shitov, Vedeneev, 2017), разработанного ранее для нулевого угла скольжения. Суть метода в следующем. Интегро-дифференциальная задача на собственные значения решается численно с помощью процедуры Бубнова–Галеркин. Прогиб пластины выражается как суперпозиция форм колебаний пластины в вакууме. Это приводит к уравнению для комплексных собственных значений:

$$\det \left(K - \frac{L_x \omega^2}{2} E + P(\omega) \right) = 0,$$

где E — единичная матрица, K — диагональная матрица жесткости, отражающая свойства пластины, P — аэродинамическая матрица. Элементы матрицы жесткости и аэродинамической матрицы вычисляются как:

$$K_{kl} = \frac{L_x}{2} D \left(\left(\frac{k\pi}{L_x} \right)^4 + 2 \left(\frac{k\pi}{L_x} \right)^2 \left(\frac{l\pi}{L_y} \right)^2 + \left(\frac{l\pi}{L_y} \right)^4 \right),$$

$$p_{mn} = \frac{2}{L_y} \int_0^{L_x} \int_0^{L_y} \Pi(x, y, T_m, \omega) T_n(x, y) dx dy,$$

$$T_i = \sin \left(\frac{k\pi x}{L_x} \right) \sin \left(\frac{l\pi y}{L_y} \right), l = \left[\frac{i-1}{N_x} \right] + 1, k = i - N_x(l-1)$$

Частотное уравнение решается итерационным методом. Критерий флаттера – положительность мнимой части комплексного собственного значения.

Раздел 1.6 посвящен исследованию сходимости по параметрам численного метода. Определены значения численных параметров, достаточные для получения точных результатов.

В **разделе 1.7** получены границы неустойчивости при ненулевых углах скольжения. Проанализированы механизмы возникновения флаттера, их схожесть и отличия от случая нулевого угла скольжения.

Было проведено исследование панельного флаттера серии прямоугольных пластин различных размеров. Рассмотрены первая (1, 1) и вторая (2, 1) моды пластины. Численные расчеты проводились для угла скольжения $\theta = 0, 5, 10, 15, 20, 25$ и 30 градусов. Исследования проводились при M от 1,05 до 1,7; при каждом значении θ минимальное число Маха ограничивалось условием сверхзвуковой передней кромки ($M \cdot \cos(\theta) > 1$); в противном случае область интегрирования S становится бесконечной и решение уравнения для нестационарного потенциала теряет смысл.

При малых углах скольжения области флаттера по первой моде качественно близки к таковым при нулевом угле и состоят из одномодовых (А) и связанных областей флаттера (В), которые при больших L_y соединяются, а при меньших L_y разъединяются; при достаточно низких значениях L_y область одномодового флаттера сжимается в точку и исчезает (Рис. 2, а).

С увеличением угла скольжения увеличивается значение L_y , при котором исчезают одномодовые области флаттера, то есть панель в этом смысле стабилизируется. Увеличение угла скольжения также приводит к нерегулярности границы связанного флаттера и к образованию дополнительных областей неустойчивости (С, Рис. 2, б).

Границы флаттера по второй моде при малых углах скольжения также остаются качественно близкими к результатам при нулевом угле: для достаточно широких пластин имеется область одномодового флаттера (А) по второй моде, с уменьшением L_y область неустойчивости становится меньше и при определенном значении L_y она сжимается в точку и исчезает (Рис. 2, в).

С увеличением угла скольжения это значение L_y увеличивается и, как и для первой моды, появляются нерегулярные изолированные области неустойчивости (С, Рис. 2, г).

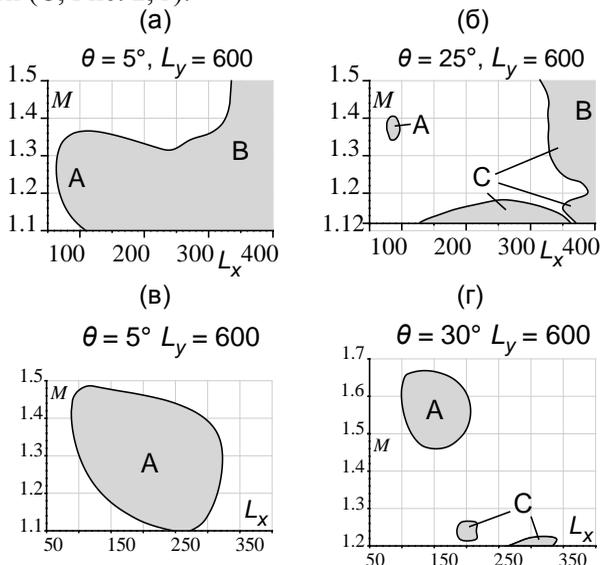


Рис. 2. Границы флаттера. Области неустойчивости заштрихованы серым цветом. Первая мода: а) $\theta = 5^\circ$, б) $\theta = 25^\circ$; вторая мода: в) $\theta = 5^\circ$, г) $\theta = 30^\circ$

По сравнению с нулевым углом новые области флаттера по первой и второй моде появляются из-за взаимодействия двух или более собственных поперечных мод пластины через аэродинамическую связь (Рис. 2, в, г). Благодаря взаимодействию нескольких мод, флаттерные колебания пластины имеют форму бегущей в поперечном направлении волны. Это отличается от колебаний при нулевом угле скольжения, изученных в работах (Shishaeva A. et al, 2015, 2018, 2022), где все взаимодействующие моды являются продольными, а их взаимодействие является чисто нелинейным эффектом.

С точки зрения практических аспектов настоящие результаты показывают, что анализ флаттера только при нулевом угле скольжения не является консервативным. Во-первых, скос потока приводит к смещению первичной области одномодового флаттера в сторону больших чисел Маха. Во-вторых, неожиданно появляются дополнительные области неустойчивости с нерегулярными границами при параметрах, весьма далеких от тех, где существовал флаттер при нулевом угле. Следовательно, случай потока с ненулевым углом скольжения следует рассматривать с осторожностью и включать его в расчетную модель флаттера, если типовой

полетный цикл летательного аппарата имеет значительную часть косо обтекания панелей.

В разделе 1.8 сформулированы основные результаты и выводы исследований.

В главе 2 с помощью энергетического метода изучается устойчивость пластин различной формы.

В разделе 2.1 приводится постановка задачи: в линейном приближении исследуется устойчивость тонкой упругой пластины, одна сторона которой обтекается однородным сверхзвуковым потоком идеального совершенного газа (Рис. 3).

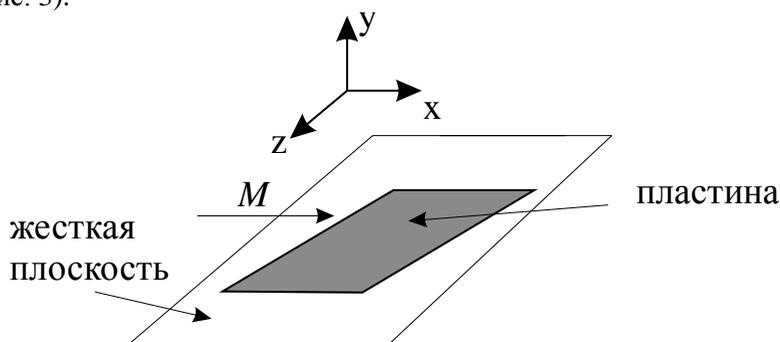


Рис. 3. Геометрическое описание задачи

Рассматриваются пластины, имеющие форму прямоугольника, трапеции и параллелограмма, шарнирно опертые по всем краям. Исследуется влияние угла скоса. Границы панельного флаттера исследуются для пластин различных размеров. При этом сравнение результатов численных расчетов проводится для пластин разной формы при одинаковой площади: $S = a \cdot b$, где a – линейный размер, отсчитываемый вдоль потока, b – линейный размер, отсчитываемый поперек потока.

В разделах 2.2 – 2.4 описывается энергетический метод исследования флаттера. Приводится вывод уравнения изменения энергии для общего случая линейно упругого тела и в случае тонкой упругой пластины; дается описание расчета собственных частот и форм и аэродинамического расчета.

Метод заключается в следующем. Будем предполагать, что влияние потока воздуха на собственные колебания конструкции незначительно. Тогда он может привести только к дополнительному аэродинамическому демпфированию (в случае устойчивости) или усилению (в случае флаттера) колебаний без изменения собственных форм и частот по сравнению с колебаниями в пустоте.

Уравнение изменения энергии E конструкции имеет вид:

$$\frac{dE(t)}{dt} = \int_S \mathbf{p}(x, y, z, t) \cdot \mathbf{v}(x, z, t) ds,$$

где \mathbf{v} – скорость движения точек конструкции, p – нестационарное составляющее давления. Тогда изменение энергии за период колебания определяется так:

$$\Delta E = U = \int_{t_0}^{T+t_0} \int_S \mathbf{p}(x, y, z, t) \cdot \mathbf{v}(x, z, t) ds dt,$$

где T – период колебаний, t_0 – начальный момент времени. Работа U сил давления на цикле колебаний вычисляется следующим образом. Проводится расчет нестационарного обтекания конструкции. Колебания конструкции задаются в виде перемещения соответствующей поверхности расчетной области (сопровождающегося деформацией расчетной сетки) по собственным модам в пустоте. В случае пластины задаваемое перемещение имеет вид:

$$w(x, z, t) = W(x, z) \cdot \sin(\omega t),$$

где $W(x, z)$ – собственная форма, ω – собственная круговая частота.

Колебание конструкции приводит к возмущению давления газа. Если спустя некоторое время после начала колебаний, отклик потока на гармоническое движение конструкции стал гармоническим, то расчет останавливается и вычисляется работа U , совершенная давлением газа на последнем периоде колебаний. Положительность работы будет критерием флаттера:

$$U > 0$$

Рассматриваются пластины с толщиной $h=0,001$ м. Свойства материала пластины соответствуют стали: модуль Юнга $E=2 \cdot 10^{11}$ Па, коэффициента Пуассона $\nu=0,3$, плотность материала пластины $\rho=7800$ кг/м³. Собственные формы и частоты прямоугольных пластин рассчитываются аналитически, а непрямоугольных пластин – численно в Abaqus методом конечных элементов. Были рассмотрены первая (1,1) и вторая (2, 1) моды колебания пластины.

Аэродинамический расчет проводится методом контрольных объемов в Ansys CFX. Размер расчетной области поперек потока и по высоте выбран так, чтобы возмущения потока после отражения от стенок не попадали на пластину, в результате чего обтекание пластины соответствует безграничному потоку. Внутри области решаются уравнения Навье–Стокса. На входе задаются скорость, давление и температура газа, соответствующие стандартной атмосфере на уровне моря. На выходе граничных условий не

ставится. На остальных стенках расчетной области (включая пластину) задается условие проскальзывания. Начальное условие – невозмущенное однородное течение во всей области.

В разделе 2.6 приведены результаты численного расчета границы однододового флаттера для пластин в форме прямоугольника, трапеции и параллелограмма. Результаты расчетов прямоугольной пластины верифицированы результатами расчета с использованием теории потенциального течения. Проведено исследование устойчивости пластин, имеющих форму пластин в форме трапеции и параллелограмма, шарнирно опертых по всем краям. Пластины были рассмотрены при различных значениях длины и угла скоса (50° , 70° для трапециевидной пластины и 80° , 70° , 66° , 65° , 60° для пластины в форме параллелограмма).

Сравнение результатов расчетов для пластин в форме трапеции с результатами расчета прямоугольных пластин показывает, что границы флаттера трапециевидных пластин при различных значениях угла скоса близки к границам флаттера прямоугольных пластин. Таким образом, можно заключить, что придание панелям обшивки летательного аппарата формы трапеции не является эффективным средством борьбы с однододовым флаттером.

Для пластин в форме параллелограмма наблюдается другая картина. При уменьшении значения угла скоса увеличивается различие между границами флаттера пластин в форме параллелограмма и прямоугольных пластин. Область однододового флаттера по первой моде уменьшается при уменьшении угла скоса, сжимается в точку и исчезает (Рис. 4, а). Области неустойчивости по второй моде уменьшаются и сдвигаются в сторону больших M . При этом появляется некоторая нерегулярность в границах флаттера (Рис. 4, б).

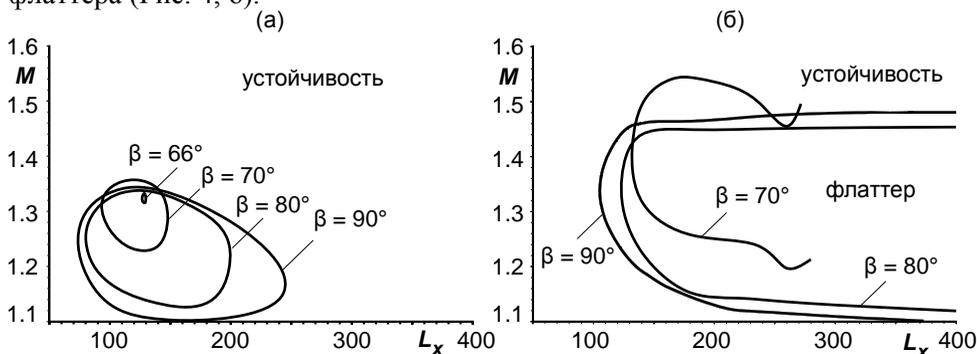


Рис. 4. Границы однододового флаттера по а) первой и б) второй моде для пластины в форме параллелограмма

Таким образом, учитывая, что в силу наименьшего демпфирования, наиболее легко возбуждаемая форма - первая, придание панелям обшивки летательного аппарата формы параллелограмма даже с незначительным углом скоса существенно повышает их аэроупругую устойчивость при трансзвуковых и малых сверхзвуковых скоростях.

В **разделе 2.7** даются обобщенные результаты и выводы.

В **главе 3** энергетический метод применяется для исследования влияния параметров конструкции и течения газа на прогнозирование флаттера лопаток компрессоров газотурбинных двигателей.

В **разделе 3.1** дан обзор основных работ по флаттеру лопаток компрессоров газотурбинных двигателей.

В **разделе 3.2** приводится постановка задачи: исследуется устойчивость лопаток рабочего колеса компрессора (Рис. 5) двухвального, то есть имеющего два вала с установленными каскадами компрессоров и турбин (ГОСТ 23851-79, 1980), газотурбинного двигателя.

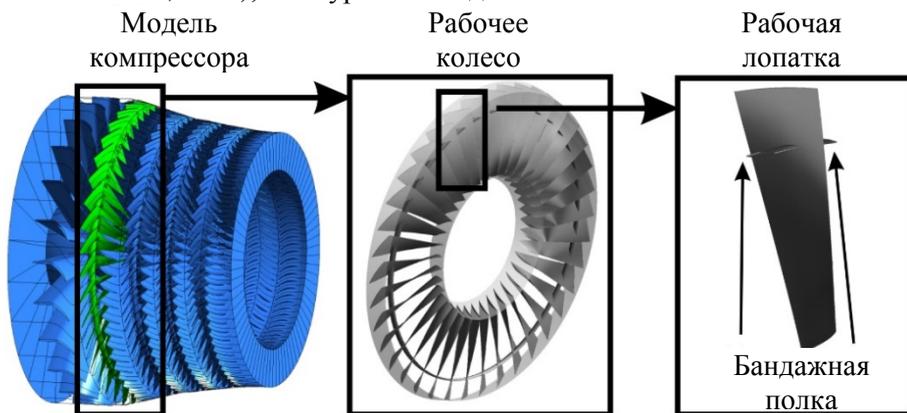


Рис. 5. Исследуемая модель компрессора

Исследуемый компрессор является компрессором низкого давления, соответственно представляет собой первый каскад газотурбинного двигателя, осуществляющий сжатие атмосферного воздуха и передачу в последующий каскад. Рассматривается рабочее колесо (подвижная, вращающаяся часть компрессора) с 37 бандажированными лопатками (Рис. 5).

Изучается влияние различных конструктивных и аэродинамических параметров на границы флаттера лопатки рабочего колеса компрессора. В качестве таких параметров рассматривается радиальный зазор между торцом лопатки и корпусом компрессора, угол прикрытия и открытия входного направляющего аппарата. Кроме того, изучается влияние радиальной неравномерности потока на входе в двигатель. Также исследуется влияние

величины монтажного натяга в бандажных полках. Исследования проводятся на двух режимах, на первом из которых при испытаниях двигателя в термобарокамере был диагностирован флаттер, а на втором – было зафиксировано его отсутствие.

В разделе 3.3 описывается метод прогнозирования флаттера, являющийся развитием ранее разработанного метода (Веденеев В.В. и др. 2011, Vedeneev V.V. et al, 2015): предполагается, что влияние потока воздуха на собственные колебания лопаток незначительно и может привести только к дополнительному демпфированию (в случае устойчивости) или усилению (в случае флаттера) колебаний без изменения собственных форм и частот по сравнению с колебаниями в пустоте.

Предварительно методом конечных элементов проводится численный расчет собственных частот и форм колебаний упругой системы диск – лопатки – бандажные связи выбранной ступени компрессора при действии центробежных сил и температурных нагрузок. Рассчитанные формы интерполируются с помощью разработанной программы (Веденеев В.В. и др. 2011, Vedeneev V.V. et al, 2015) полиномами Лагранжа 10-й степени, которые служат для передачи собственных форм в аэродинамический расчет. Для определения параметров течения газа на входе и выходе исследуемой ступени проводится газодинамический расчет установившегося течения воздуха во всем компрессоре. Далее проводится расчет установившегося течения воздуха для выбранной ступени (геометрическая модель течения газа состоит из трех последовательно идущих межлопаточных каналов одного рабочего колеса), результаты которого используются в качестве начальных условий для нестационарного аэродинамического расчета течения воздуха в выбранной ступени.

При численном расчете нестационарного обтекания на поверхности лопатки задаётся перемещение границы расчетной области в виде собственного колебания колеса (бегущей волны) с заданным числом узловых диаметров:

$$w(x, y, z, t) = A \cdot (L_1(x, z) \cdot \sin(\omega t - \varphi) - L_2(x, z) \cdot \cos(\omega t - \varphi)),$$

где w – перемещение границы расчетной области, A и ω – амплитуда и круговая частота колеблющейся лопатки, $L_1(x, z)$, $L_2(x, z)$ – функции, интерполирующие собственные формы колебания, соответствующие пучности и узлу системы «диск-лопатки-бандажные связи», $\varphi = k \alpha$ – сдвиг фазы, $k = 0$ для центральной лопатки, $k = \pm 1$ для боковых лопаток. Соответственно, для моделирования бегущей по рабочему колесу волны на боковых лопатках задано запаздывание $\omega \cdot t - \varphi$ или опережение $\omega \cdot t + \varphi$ фазы по отношению к средней лопатке.

В работах (Веденеев В.В. и др. 2011, Vedeneev V.V. et al, 2015) рассматривалось перемещение только в пучности диска ($L_2=0$), то есть не учитывалось изменение формы колебания при движении волны по диску. В настоящей работе это изменение формы колебания учитывается.

В результате нестационарного обтекания системы колеблющихся лопаток вычисляется работа, совершённая нестационарным давлением над центральной лопаткой за один период колебаний:

$$W = \int_{t_0}^{t_0+T} \int_S p(x, y, z, t) \cdot \mathbf{n}(x, y, z, t) \mathbf{v}(x, y, z, t) ds dt,$$

где $T=1/f$ – период колебаний лопатки, $f = \omega/(2\pi)$ – собственная физическая частота, S – поверхность лопатки, p – давление, \mathbf{n} – нормаль к поверхности лопатки, \mathbf{v} – скорость точек лопатки, t_0 – начальный момент времени.

Критерием флаттера служит положительность работы:

$$W > 0$$

В разделе 3.4 определены собственные частоты и формы колебания лопаток рассматриваемой ступени компрессора.

В разделе 3.5 описывается аэродинамический расчет. Для расчёта течения воздуха используется программный комплекс конечно-объемного анализа Ansys CFX. Решаются уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу, с моделью турбулентности k- ω . В качестве граничных условий на входе и выходе каждого межлопаточного канала задаются параметры течения, полученные из расчета установившегося течения воздуха во всем компрессоре. А именно, распределение в неподвижной системе координат полного давления, температуры торможения, направления вектора скорости и турбулентных параметров на входе в межлопаточный канал и распределение статического давления на выходе из него. На твёрдых поверхностях (лопатке, ступице и корпусе) ставится условие прилипания. На внешних боковых границах модели задается условие циклической симметрии. Начальные условия задаются из расчета установившегося течения воздуха в трехлопаточной модели. При нестационарном расчете моделируется три периода колебаний лопаток. На каждом периоде колебания лопатки делается 100 шагов по времени. Расчет проводится до достижения среднеквадратичной невязки (RMS) 10^{-5} . На поверхности каждой лопатки задаётся перемещение границы расчетной области в виде собственного колебания колеса.

В разделе 3.6 определены границы флаттера при различных конфигурациях. Показаны, какие параметры существенно влияют на расчет флаттера, а какие незначительно.

Для второго и третьего семейства собственных форм колебаний бандажированного рабочего колеса первой ступени компрессора низкого давления определена работа сил давления при различных конструктивных параметрах. Амплитуда колебания во всех расчетах задавалась так, чтобы максимальное перемещение в лопатке составило 0,001 м. Монтажный натяг в основной серии расчётов равен 0,54 мм.

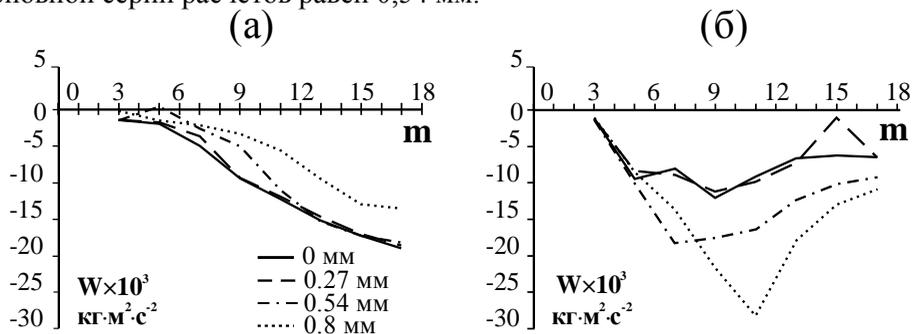


Рис. 6. Зависимость работы сил давления от числа узловых диаметров при различных значениях монтажного натяга: (а) второе семейство форм колебаний, (б) третье семейство форм колебаний

Получено, что результаты совпадают с экспериментом как в факте прогнозирования флаттера, так и в устойчивости. Показано, что влияние таких параметров, как величина радиального зазора, угла прикрытия/открытия входного направляющего аппарата, радиальной неравномерности потока незначительно влияют на определение границ флаттера лопаток.

Сравнение результатов численного расчета при отсутствии натяга и при натяге 0.27 мм, 0.54 мм и 0.8 мм показало, что величина монтажного натяга существенно влияет на результаты расчета флаттера вследствие изменения формы колебания лопатки (Рис. 6). Так как монтажный натяг в бандажных полках лопаток падает при эксплуатации двигателя, а поведение границ флаттера нетривиально, то на этапе проектирования необходимо учитывать влияние натяга и проводить соответствующие расчеты.

Выводы исследования приведены в **разделе 3.7**.

Глава 4 посвящена исследованию флаттера лопастей несущей системы вертолета.

В **разделе 4.1** дан обзор основных работ по флаттеру лопасти несущей системы вертолета

В **разделе 4.2** приводится постановка задачи: исследуется устойчивость лопасти несущего винта пассажирского вертолета (Рис. 7). Рассматривается двухвинтовая соосная схема вертолета.

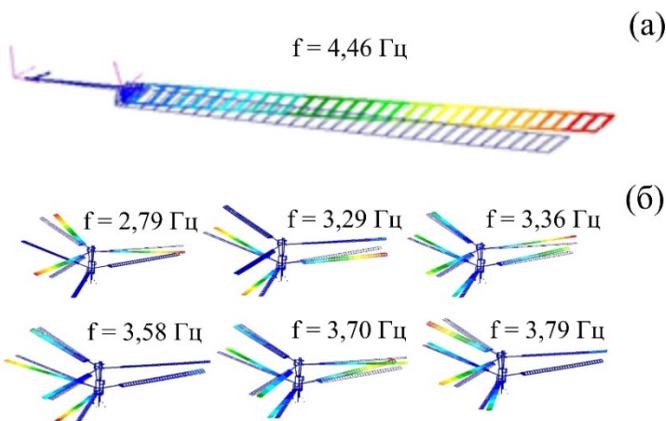


Рис. 7. Первые изгибные формы в плоскости вращения:
а) отдельная лопасть, б) несущая система

Исследуются три режима горизонтального полета и режим висения. На режиме висения скорость несущего винта относительно невозмущенного течения воздуха и угол между плоскостью вращения винта и направлением потока равны нулю. Предполагается, что поток воздуха однороден на бесконечности, но при этом учитывается изменение форм колебания лопастей в потоке. Границы флаттера определяются с учетом центробежных и аэродинамических нагрузок, а также конструкционного демпфирования.

В разделе 4.3 описан метод расчета флаттера лопастей в трехмерной постановке, который состоит в следующем. Вычисление границ флаттера проводится с использованием метода конечных элементов и квазистационарных аэродинамических нагрузок, определенных по результатам продувок профилей поперечного сечения лопасти. На первом шаге итерационно определяется среднее напряженно-деформированное состояние лопасти в трёхмерной постановке с учётом геометрической нелинейности при действии центробежной и усредненной за период вращения аэродинамической силы, то есть решается задача статической аэроупругости. С учетом рассчитанного состояния лопасти проводится уменьшение степеней свободы (редуцирование) ее конечно-элементной модели. Альтернативно может использоваться балочная модель лопасти, эквивалентная трёхмерной модели. На основе рассчитанного статического состояния лопасти создается расчетная модель всей несущей системы вертолета. Исследование устойчивости проводится в двух постановках: с учетом совершаемых лопастью маховых колебаний и без их учета.

Численный расчет флаттера без учета маховых колебаний проводится для статического напряженно-деформированного состояния лопасти, и стационарного состояния потока воздуха, параметры которого соответствуют средним значениям параметров реального периодически колеблющегося потока. Исследуется устойчивость малых колебаний лопасти, для чего колебания считаются геометрически линейными (малые деформации), а аэродинамические силы F линеаризовываются как функции обобщенных скоростей (V) и обобщенных координат (U), в качестве которых выбираются перемещения и угол поворота поперечного сечения: $F = B_a V + K_a U$, а сила Кориолиса F_c – как функция скорости профиля сечения: $F_c = B_c V$.

Таким образом, для прогнозирования флаттера решается задача на определение комплексных собственных значений (зависимость от времени принята в виде $U = \phi e^{pt}$) полученной связанной линейной аэроупругой системы.

$$[p^2 M + p\tilde{B} + \tilde{K}]\phi = 0,$$

где $p = \alpha + i\omega$ – комплексное собственное значение, ϕ – собственный вектор, $\tilde{B} = B - B_a - B_c$, $\tilde{K} = K - K_a$, B и K – конструкционные матрицы демпфирования, B_a и K_a – аэродинамические матрицы демпфирования, B_c – кориолисова матрица демпфирования. Вещественная часть вычисленных собственных значений отвечает за рост ($\alpha > 0$) или затухание ($\alpha < 0$) каждого колебания. Критерием флаттера является наличие хотя бы одного растущего со временем собственного движения лопасти.

Численный расчет флаттера с учётом маховых колебаний лопасти проводится с помощью теории Флоке (Демидович Б.П., 1967), поскольку невозмущённое состояние, исследуемое на устойчивость, является периодически зависящим от времени. А именно, решается серия задач о развитии малого возмущения лопасти за один период вращения, после чего составляется матрица монодромии. Комплексные собственные значения этой матрицы — мультипликаторы Флоке. Критерием флаттера является наличие хотя бы одного мультипликатора, лежащего вне единичного круга.

Для расчета нагрузок и проведения расчетов, а также для формирования общей модели несущей системы разработано программное обеспечение.

В разделе 4.4 приводятся результаты численных расчетов. Рассмотрены четыре режима. Показаны параметры, при которых возникает неустойчивость лопастей несущей системы или наблюдается их устойчивость. Приведены рекомендации по подавлению флаттера.

Получено, что упругое взаимодействие лопастей через валы и систему тяг приводит к изменению форм и частот колебания лопастей. В свою

очередь, изменение форм колебания может привести к изменению границ флаттера. При заданных параметрах режимов обнаружена возможность возникновения флаттера по 3 и 4 формам колебаний лопастей (вторая и третья изгибная форма в плоскости тяги, с частотами 17 и 23 Гц, соответственно. Для исключения флаттера необходимо повышение конструкционного демпфирования лопастей по этим формам колебаний. Кроме того, отстройка от флаттера возможна с помощью установки противофлаттерных грузов для изменения массовых и жесткостных характеристик лопасти.

В разделе 4.5 кратко резюмируются результаты и выводы.

Основные результаты и выводы диссертации

1. В линейном приближении с помощью теории потенциального течения исследована устойчивость серии прямоугольных пластин при ненулевом угле скольжения. Определены границы флаттера при малых сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях. Показано, что изменение угла скольжения приводит к нерегулярности границ флаттера и образованию дополнительных изолированных областей неустойчивости и устойчивости. Обоснована важность расчета панельного флаттера летательного аппарата при ненулевых углах скольжения, так как флаттер в таком случае может возникать при параметрах, на которых панель устойчива при нулевом угле.
2. Изучено влияние формы панели на границы флаттера при трансзвуковых и малых сверхзвуковых скоростях с использованием энергетического метода. Показано, что границы одномодового флаттера трапециевидных панелей незначительно меняются при изменении угла скоса. Получено, что придание панелям обшивок летательного аппарата формы параллелограмма стабилизирует панель и может быть эффективным методом подавления одномодового флаттера.
3. Разработанный ранее метод численного расчета флаттера лопаток развит для учета изменения формы колебаний лопаток при движении бегущей волны по лопаточному венцу, которое имеет место в колебаниях реальных конструкций из-за взаимодействия колебаний лопаток с диском. Исследовано влияние конструктивных параметров на прогнозирование флаттера лопаток компрессора. Определено, что величина монтажного натяга существенно влияет на результат расчёта флаттера из-за изменения формы колебаний лопаток, в то время как величина радиального зазора, угол прикрытия/открытия входного направляющего аппарата и радиальная неравномерность потока незначительно влияют на границы флаттера.

4. Разработана математическая модель и программное обеспечение для расчета флаттера несущей системы вертолета в трехмерной постановке. Показано, что взаимодействие лопастей через упругие валы и систему тяг оказывает существенное влияние при аэроупругом анализе несущей системы вертолета.

Основные публикации автора по теме диссертации:

Статьи в рецензируемых научных изданиях, индексируемых в базах данных Web of Science, Scopus, RSCI

1. Abdukhakimov F.A., Vedeneev V.V. Effect of Yaw Angle on Flutter of Rectangular Plates at Low Supersonic Speeds // *AIAA Journal*. – 2022. – V. 60, № 7. – P. 4256 – 4266. – DOI: 10.2514/1.J061441. (2 п.л. / авторский вклад 1,33 п.л.). WoS IF – 2,5, Scopus, WoS.
2. Абдухакимов Ф.А., Веденеев В.В., Колотников М.Е., Макаров П.В. Численное исследование влияния конструктивных параметров на прогнозирование флаттера лопаток // *Проблемы машиностроения и надёжности машин*. – 2019. – № 2. – с. 17 – 26.
Перевод: Abdukhakimov F.A., Vedeneev V.V., Kolotnikov M.E., Makarov P.V. Numerical investigation of the effect of design parameters on the blade flutter prediction // *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*. – 2019. – V. 48. – № 2. – P. 111 – 118. – DOI: 10.3103/S105261881902002X. (1,5 п.л. / авторский вклад 0,375 п.л.). SJR IF – 0,850, Scopus.
3. Abdukhakimov F., Vedeneev V. Investigation of a flutter of structures in gas flows with using energy method // *Journal of Physics: Conf. Series*. – 2018. – V. 1129. – P.012001. – DOI: 10.1088/1742-6596/1129/1/012001. (1,5 п.л. / авторский вклад 1 п.л.). SJR IF – 0,21, Scopus.
4. Vedeneev V.V., Kolotnikov M.E., Mossakovskii P.A., Kostyreva L.A., Abdukhakimov F.A., Makarov P.V., Pyhalov A.A., Dudaev M.A. A comprehensive solution of the problems of ensuring the strength of gas turbine engine compressor at the design stage // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. – 2018. – V. 302. – P. 012079. – DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012079. (0,75 п.л. / авторский вклад 0,1875 п.л.). SJR IF – 0,19, Scopus.
5. Абдухакимов Ф.А., Веденеев В.В. Исследование одномодового флаттера пластин различной формы при малой сверхзвуковой скорости // *Ученые записки ЦАГИ*. – 2017. – Т. 48. – № 1. – с. 86 – 98. – DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2017020523. (0,65 п.л. / авторский вклад 0,433 п.л.). РИНЦ IF- 0,18, RSCI.