

1548968

На правах рукописи

Аринчев Сергей Васильевич

Чувствительность упругой динамической модели летательного аппарата
к вариациям массовых и жесткостных характеристик
в условиях неконсервативного нагружения

05.07.02-Проектирование и конструкция летательных аппаратов
01.02.06-Динамика и прочность машин, приборов и аппаратуры

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
доктора технических наук

Аринчев

Москва - 1995

РАБОТА ВЫПОЛНЕНА на кафедре М-2 (Динамика машин) Московско-
го Государственного Технического Университета имени Н.Э.Баумана.

ОФИЦИАЛЬНЫЕ ОППОНЕНТЫ:

доктор технических наук, профессор Минаев А.Ф.
доктор технических наук, профессор Светлицкий В.А.
доктор технических наук, профессор Цуриков Ю.А.

ВЕДУЩАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ:

НПО Машиностроения, г. Реутов, Моск зская область

ЗАЩИТА СОСТОИТСЯ 14 декабря 1995 г. в 14.30 на
заседании диссертационного совета при НПО Машиностроения
на в ауд. 617-м

Отзывы на автореферат
105007, Москва,
Государственный Технический Университет имени Н.Э.Баумана.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке
на.

АВТОРЕФЕРАТ

Ученый секретарь
диссертационного
совета № 053.02.04
к.т.н., доцент

1548968

Одним из важнейших принципов создания нового изделия является принцип единства его теоретической и экспериментальной обработки. Для теоретической обработки летательного аппарата необходима его упругая динамическая модель. В соответствии с пониманием В. И. Феодосьева расчетная схема содержит три основных элемента: схему деформирования материала, геометрическую схему и схему приложения нагрузок. Традиционно схему называют упругой динамической моделью изделия, если известны конкретные числовые значения массовых и жесткостных характеристик. Эти конкретные числовые значения выбирают из условия максимума соответствия расчетных динамических свойств и тех же величин, но полученных в результате стендовой обработки. После завершения данной процедуры идентификации, полученную упругую динамическую модель можно использовать и в других расчетах. В частности, для анализа случаев неконсервативного нагружения, например, аэродинамического или возмущений силы тяги жидкостного ракетного двигателя.

Важные результаты в области разработки упругих динамических моделей летательных аппаратов получены в промышленности А. В. Хромушкиным, Ю. А. Цуриковым, А. Ф. Минаевым, В. Н. Поповским, В. П. Шмаковым, Вяч. И. Никитенко, Д. К. Драгуном, В. В. Сапроновым, П. Я. Носатенко, О. В. Кузнецовым, Ю. М. Ватрухиным, А. И. Забегаевым, Е. В. Павловым и другими. Трудность в том, что на ранних стадиях проектирования летательных аппаратов массовые и жесткостные характеристики их упругих динамических схем всегда известны с большой степенью неопределенности. Главные причины здесь: 1) неоднозначность решения задачи идентификации по результатам испытаний; 2) значительный случайный разброс, главным образом жесткостей, особенно в случае использования композитных материалов. С другой стороны, эти вариации могут оказывать существенное влияние на динамические свойства конструкции корпуса. Ввиду этого на практике никогда не ограничиваются однократным просчетом по выбранной схеме, а всегда в том или ином объеме проводят параметрический анализ.

Актуальной технической задачей является исследование влияния вариаций на динамические и прочностные свойства конструкций в условиях неконсервативного нагружения. Важные результаты получены в этой области В. В. Болотным, К. С. Колесниковым, В. А. Светлицким, А. Г. Горшковым, В. Г. Буньковым, А. Ф. Минаевым, М. С. Галкиным, А. П. Сейраняном и другими авторами. Вместе с тем вопрос изучен не-



достаточно. Главным образом, во-первых, вследствие большого количества варьируемых параметров (как правило, более ста) для современных типовых упругих динамических схем. В этих условиях традиционные, хорошо известные методы параметрического анализа могут оказаться недостаточно эффективными, требуется разработка специального математического аппарата. Во-вторых, в случае неконсервативного нагружения могут иметь место специфические параметрические эффекты, которые как правило исключаются из рассмотрения. По этой причине в настоящей диссертации рассмотрена актуальная техническая проблема разработки метода многопараметрического и вероятностного анализ колебаний упругих динамических моделей конструкций летательных аппаратов в условиях неконсервативного нагружения.

Пыт расчетов показывает, что вариации значений масс и жесткостей, как правило, не превышают 30-40% номинальных значений, то есть в известном смысле они оказываются достаточно малыми. Именно этот примерный уровень вариаций позволяет использовать для параметрического анализа методы теории чувствительности.

В диссертации изучаются в основном балочные и стержневые многомассовые расчетные схемы. Эти типовые схемы, в частности, могут описывать как аэроупругие колебания слабооперенных изделий, так и продольные колебания жидкостной ракеты. Несмотря на существенную разницу в физике и конструктивном оформлении соответствующих динамических процессов, с математической точки зрения эти задачи - родственные: они могут быть сведены к задаче на собственные значения для действительной несимметричной матрицы. Поэтому в диссертации обе эти задачи рассматриваются с единых позиций. Кроме того показано, что разработанный метод может быть использован и для изделий с развитой несущей линейной постановке. Рассматриваются колебания в низкочастотной части спектра.

В диссертации предложена следующая интерпретация неконсервативного нагружения. Система считается неконсервативной, если в перечне действующих сил есть такие, которые зависят от одних обобщенных координат, а работу совершают на вариациях других. С одной стороны, этот достаточно общий признак неконсервативности включает в себя аэродинамические нагрузки в задачах аэроупругости, а также возмущения силы тяги жидкостного двигателя в задаче

продольных колебаний жидкостной ракеты. С другой стороны, данный признак позволяет построить упрощенные неконсервативные динамические модели для аналитического изучения их основных осцилляционных свойств. В частности, в качестве такой упрощенной динамической модели в диссертации взята система с двумя степенями свободы, изображенная на рисунке 1. В ней имеется неконсервативная

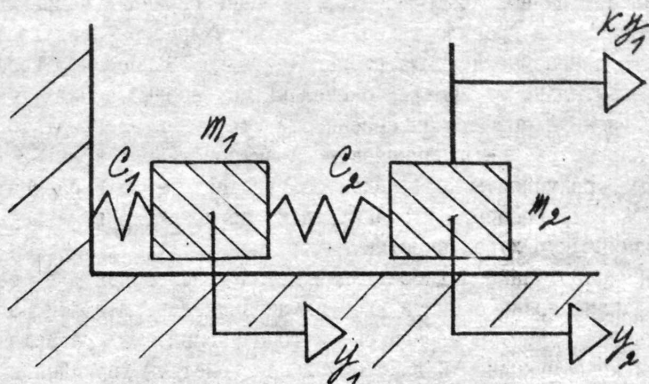


Рис. 1

Упругая динамическая модель с двумя степенями свободы.

нагрузка, которая пропорциональна смещению первого груза, но приложена ко второму грузу. Коэффициент пропорциональности нагрузки называется параметром неконсервативного нагружения. Он имеет смысл скоростного напора в задаче аэроупругости или параметра настройки расходной магистрали жидкостного тракта. Общий критерий неконсервативности нагружения исследован и сформулирован В.В. Болотным.

Математическое содержание понятия коэффициента чувствительности хорошо известно. Пусть α - вектор варьируемых массовых и жесткостных характеристик. Предположим, что собственные значения ω_j и собственные формы колебаний φ_j известны. Разложим их в ряд Тейлора по степеням вариаций:

(1)

$$\omega_j(\alpha) = \omega_j(0) + (\omega_j; \alpha) + \frac{1}{2}((\omega_j; \alpha); \alpha) \dots$$

$$y^{(2)}(\alpha) = y^{(2)}(0) + (y_{\alpha 2}^{(2)}; \alpha) + \frac{1}{2}((y_{\alpha\alpha 22}^{(2)}; \alpha); \alpha) \dots \quad (2)$$

В этом разложении запятые обозначают производные по векторному аргументу, скобки - скалярное произведение векторов. Коэффициенты этих разложений называются коэффициентами чувствительности. Метод решения задачи параметрического анализа сводится в диссертации к определению данных коэффициентов. Уровень вариаций в практических приложениях как правило таков, что в этих разложениях достаточно удержать слагаемые не выше второго порядка. Важно, что коэффициенты чувствительности имеют очевидный инженерный смысл. Они дают количественную оценку направленности и степени влияния того или иного параметра на динамическую характеристику. Если достаточно большую совокупность коэффициентов чувствительности рассматривать совместно, то говорят, что они задают иерархию влияния параметров на динамическую характеристику.

Разработанный в диссертации метод использован для согласования динамических свойств упругих динамических моделей изделий и динамических свойств элементов системы управления, размещенных на упругой конструкции. И действительно, системы управления современных летательных аппаратов крайне сложны. Их отработка идет параллельно с отработкой планера. По этой причине собственные значения и коэффициенты форм колебаний конструкции не могут быть произвольными, они должны удовлетворять заданным ограничениям.

Рассмотрим особенности предлагаемого метода. Из опыта разработки упругих динамических моделей аппаратов следует, что задача анализа чувствительности к колебаниям к вариациям параметров в условиях неконсервативного нагружения должна рассматриваться, как многопараметрическая. В диссертации показано, что вариации массовых и жесткостных характеристик, слабо влияющие на один тон колебаний, могут оказывать существенное влияние на другой тон. Что влияние на форму колебаний может быть локальным, в том числе на ее действительную и мнимую составляющие. Что с изменением параметра неконсервативного нагружения иерархия влияния вариаций может существенно измениться. С другой стороны, именно многопараметричность задачи потребовала разработки специального математического аппарата.

Особенность предлагаемого подхода заключается в том, что в

рассматриваемой постановке параметр неконсервативного нагружения принимает фиксированные докритические значения, он не зависит от вариаций масс и жесткостей. Количество работ в области теории чувствительности весьма велико. Наиболее известны работы Р.Томовича, М.Вукобратовича, Е.Н.Розенвассера, Р.М.Юсупова, J.Агоа, С.Сардани, Р.Мантегацца, Э.И.Григолюка, В.В.Кабанова, Ю.Г.Балакирева, В.Г.Бунькова, О.Н.Тешева и других авторов. Важный вклад в развитие общей теории чувствительности неконсервативных систем сделан А.П.Сейраняном. Однако, в данных работах традиционно принимается следующее допущение. При номинальных значениях параметров система находится на границе устойчивости (флаттера, дивергенции). При вариациях параметров она продолжает оставаться на этой самой границе. В настоящей диссертации использован другой подход: изменения параметров задаются не с целью отследить границу устойчивости, а для того, чтобы понять, каким образом они влияют на динамические характеристики изделия на заданном докритическом режиме полета с фиксированным значением параметра неконсервативного нагружения. Данный подход вытекает из практики разработки упругих динамических моделей летательных аппаратов.

Оказалось, что анализ чувствительности колебаний к вариациям в условиях неконсервативного нагружения выявляет нарушение основного осцилляционного параметрического свойства. Из известной теоремы Релея ("о влиянии на частоты колебаний изменений масс и жесткостей") следует, что при определенных условиях с увеличением жесткости системы ее собственные частоты растут, с увеличением массы — уменьшаются. Назовем данный факт основным параметрическим свойством. В диссертации показано, что если параметр неконсервативного нагружения фиксирован, то основное параметрическое свойство в общем случае несправедливо. Так, для системы с двумя степенями свободы (рис.1) для единичных исходных данных на рисунке 2 даны графики аналитической зависимости коэффициентов чувствительности частот колебаний этой системы к вариациям коэффициента жесткости внешнего упругого элемента. Видно, что коэффициент чувствительности частоты первого тона становится отрицательным (область заштрихована). В этом как раз и проявляется нарушение основного параметрического свойства: если жесткость элемента увеличится, что частота первого тона уменьшится.

Особенность рассматриваемой задачи в том, что при сближении

собственных значений задачи коэффициенты чувствительности могут неограниченно расти по абсолютной величине. Это видно из рис. 2. Вместе с тем они одновременно являются коэффициентами разложений (1) и (2). Скорость сходимости этих разложений в данном случае может оказаться недостаточной. Однако, как показывают результаты расчетов, приведенных в диссертации, это приводит к ухудшению сходимости лишь в достаточно малом интервале значений параметра неконсервативного нагружения. Данный факт не умаляет практической значимости метода.

Указанное выше разложение динамических характеристик в ряды Тейлора по степени вариаций параметров и использовано для вероятностного анализа случайных разбросов собственных значений и коэффициентов форм. И действительно, достаточно короткие отрезки ряда

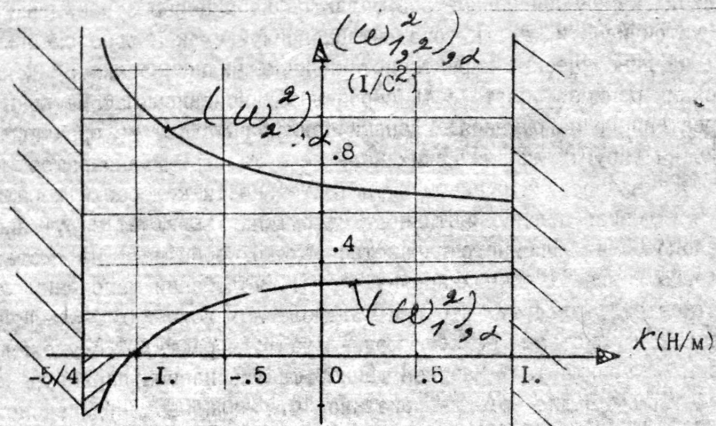


Рис. 2. Чувствительность частот колебаний к вариациям жесткости

Тейлора есть аналитические формулы для статистической обработки.

Основные расчетные гипотезы диссертации связаны с тем, что главным математическим объектом изучен в диссертации является функция (матрица) Грина резольвенты неоднородной краевой задачи чувствительности. Эта функция (матрица) зависит от координат расчетных точек конструкции летательного аппарата и спектрального параметра. Функция (матрица) Грина строится в виде разложения в

ряд по биортогональной системе собственных функций прямой и сопряженной задач. В диссертации показано, что эта система функций может быть неполной. Приняты следующие две расчетные гипотезы: 1) функция Грина (каждый элемент матрицы Грина) — аналитическая функция спектрального параметра на комплексной плоскости; 2) степень неполноты используемого разложения для низкочастотных колебаний достаточно мала и ею можно пренебречь. Обоснованию второго допущения посвящена Глава 3 диссертации.

В диссертации получены НОВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ:

- разработан метод многопараметрического и вероятностного анализа упругих динамических моделей конструкций летательных аппаратов в условиях неконсервативного нагружения. Метод позволяет с единых позиций рассматривать аэроупругие колебания летательных аппаратов, имеющих несущие и управляющие поверхности, а также колебания летательных аппаратов с жидкостным ракетным двигателем;
- в математическом отношении решение громоздкой системы неоднородных задач чувствительности неконсервативной системы к вариациям сведено к построению функции Грина;
- показано, что при анализе чувствительности низкочастотных неконсервативных колебаний летательных аппаратов степень неполноты биортогонального разложения функции Грина по базисам основной и сопряженной задач мала и ею можно пренебречь;
- рассмотрен эффект утраты неконсервативными колебательными системами некоторых фундаментальных осцилляционных свойств;

ПРАКТИЧЕСКАЯ ЗНАЧИМОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ:

- разработан метод многопараметрического и вероятностного анализа упругих динамических моделей конструкций летательных аппаратов в условиях неконсервативного нагружения. Метод прежде всего предназначен для согласования динамических свойств упругой конструкции летательного аппарата и динамических свойств размещенной на ней системы управления полетом;
- дано математическое описание эффекта утраты известных осцилляционных свойств летательных аппаратов на заданных режимах полета в условиях неконсервативного нагружения;
- проведен анализ чувствительности динамических свойств ряда изделий новой техники к вариациям параметров. Выработаны рекомендации

по внесению изменений в их промышленные упругие динамические схемы.

-разработанные пакеты прикладных программ внедрены на предприятиях НПО Машиностроение (г. Реутов, Московская область), НПО В.мил (г. Москва).

Структурно диссертация состоит из Введения, пяти глав, Выводов по работе и Списка литературы.

СОДЕРЖАНИЕ диссертации.

Во ВВЕДЕНИИ автор дает обзор научных направлений по теме диссертации, определяет место своей работы, дает краткую характеристику представленной рукописи. Дается общая постановка решаемой задачи, показана ее актуальность.

Здесь отмечается, что традиционный подход заключается в выделении, исходя из инженерного опыта расчетов, группы наиболее сильно влияющих параметров конструкции с последующей выработкой рекомендаций по выбору их значений. Однако особенность рассматриваемой задачи такова, что сделать предварительный выбор определяющей группы затруднительно, задача должна рассматриваться, как многопараметрическая с учетом всех параметров и анализа их иерархии. Это требует разработки специального математического аппарата. Суть предлагаемого в работе подхода заключается в построении функции (матрицы) Грина резольвенты неоднородного уравнения чувствительности. Таким образом, решение громоздкой, каскадной системы краевых задач чувствительности сведено к рассмотрению одного-единственного общего для них математического объекта.

Дан обзор основных работ в области теории чувствительности. Отмечается, что сфера применения этих методов, в частности для неконсервативных систем, постоянно и быстро растет. Вместе с тем, из поля зрения авторов выпадает актуальная в техническом отношении постановка задачи, в которой параметр неконсервативного нагружения фиксирован. Внимание авторов главным образом связано с параметрическим анализом осцилляционных свойств конструкции летательного аппарата в окрестности границы устойчивости. Вместе с тем, реальные изделия, как правило, не работают в окрестности границы устойчивости. Они работают внутри области устойчивости, где может иметь место утрата одних осцилляционных свойств и при-

обретение других.

Отмечается наличие различных подходов к спектральному анализу динамических систем. В диссертации рассмотрен начальный нижний отрезок спектра с несколькими дискретными, комплексными в общем случае, собственными значениями и частотами, не превышающими приблизительно 50-70 Гц.

Рассмотрены различные подходы к построению функции (матрицы) Грина краевой задачи. Специфичность задачи, рассмотренной в диссертации, заключается в том, что значение спектрального параметра должно быть равно собственному. В этой точке функция Грина имеет особенность. Использовано разложение в ряд по собственным функциям (векторам) основной и сопряженной задач.

Важным является вопрос исследования полноты и сходимости использованных разложений. Во Введении отмечается принципиальная важность результатов, полученных в этой области М. В. Келдышем, А. И. Маркушевичем, В. А. Садовничим, Е. П. Богомоловой, И. И. Воровичем, Ю. П. Красовским, В. П. Шаковым, С. Н. Дмитриевым и другими. В диссертации использован подход, учитывающий наличие у функции Грина неконсервативной задачи двух составляющих: так называемой "главной" и так называемой "правильной" частей.

Во Введении указывается на важность использования эффективной процедуры решения задачи на собственные значения для несимметричной действительной матрицы. Отмечается важность результатов, полученных в этой области В. Г. Буньковым, А. Ф. Минаевым и другими авторами. В диссертации для решения поставленной задачи использовался метод степенных итераций, метод Молера-Стьюарта, который является комплексным аналогом QZ-алгоритма, а также специально разработанный алгоритм уточнения собственных значений путем минимизации функционала на комплексной плоскости.

В диссертации разработана также методика вероятностного анализа случайного разброса собственных значений и коэффициентов форм. Во Введении отмечается эффективность известных методов вероятностного анализа, разработанных В. В. Болотиным, В. С. Пугачевым, В. А. Светлицким и многими другими авторами. Отмечается также научное направление, развитое В. Л. Гирко, связанное с определением предельных законов распределения случайного спектра по заданным законам распределения элементов случайных матриц достаточно высокого порядка.

В ПЕРВОЙ ГЛАВЕ диссертации рассмотрена математическая формулировка задачи многопараметрического анализа чувствительности колебаний динамических систем к вариациям массовых и жесткостных характеристик. Разрешающие соотношения записаны в интегральной форме. Важные результаты в построении эффективных методов анализа динамики конструкций летательных аппаратов на основе теории интегральных уравнений получены М. С. Галкиным, И. В. Ананьевым, А. И. Комаем и другими авторами. В диссертации показано, что данная теория позволяет строго обосновать условия разрешимости неоднородных уравнений чувствительности на основании известного дополнения к альтернативе Фредгольма. По этой причине в данной главе особое внимание уделяется изучению свойств ядра интегрального представления с учетом особенностей процедуры его вычисления. Рассмотрение проводится на примере случаев статического нагружения как модельных расчетных схем, так и типовой развернутой расчетной схемы реального летательного аппарата. Получен ряд вспомогательных соотношений. Поясняется инженерная интерпретация понятия чувствительности и его эффективность при проведении вероятностного анализа конструкции.

В Разделе 1.1 "Чувствительность колебаний динамической неконсервативной системы с двумя степенями свободы к вариациям жесткости" введена указанная ранее интерпретация неконсервативного нагружения. Данная интерпретация на примере упрощенной динамической системы с двумя степенями свободы позволила выявить и исследовать факт возможного нарушения основного параметрического свойства и некоторых других осцилляционных свойств. В последующих главах диссертации показано, что данный эффект имеет место в ряде важных случаев параметрического анализа динамики упругих динамических моделей систем в условиях неконсервативного нагружения.

В разделе 1.2 на примере задачи о собственных колебаниях балки вводится в рассмотрение неоднородное интегральное уравнение чувствительности со спектральным параметром, равным собственному значению. Неизвестными являются коэффициенты чувствительности частот собственных колебаний и функции чувствительности собственных форм. Формируется система уравнений чувствительности разных порядков, соответствующих выбранным параметрам и их комбинациям. Показано, что в конечном итоге решение сводится к изучению математического объекта, общего для всех уравнений - функции Грина

резольвенты. Система имеет общее и частное решения. Для построения выражения свободного слагаемого необходимо вычисление производных от ядра уравнения по параметру. Для удобства вычислений множество варьируемых параметров разбито на группы по типам.

В разделе 1.3. получена формула вычисления производной матрицы податливости по вариации жесткости "внешнего" упругого элемента. Предложен способ, позволяющий выполнить такое дифференцирование в случае, когда элементы матрицы заданы в числовой форме. Способ основан на представлении внешнего упругого элемента с учетом вариации его жесткости в виде эквивалентного параллельного соединения упругих элементов. В рассматриваемой формуле использована модификация матрицы податливости, у которой все строки нулевые, кроме одной с номером, соответствующим номеру расчетной точки, в которой крепится упругий элемент.

В разделе 1.4. предложенным способом получена формула для вычисления производной матрицы податливости, заданной в числовой форме, по вариации жесткости "внутреннего" упругого элемента. В формуле использована модификация исходной матрицы податливости, у которой комбинируются две строки с номерами расчетных точек конструкции, в которых крепится упругий элемент.

В разделе 1.5. предложенным способом получена производная матрицы податливости, заданной в числовой форме, по вариации изгибной жесткости участка балочной конструкции. В формуле использована модификация исходной матрицы податливости в которой комбинируются четыре строки, соответствующие рассматриваемому участку.

В разделе 1.6 на примере параметрического анализа статического изгиба упрощенной балочной модели с характерной расчетной схемой рассматриваются вопросы инженерной интерпретации результатов анализа чувствительности, установления иерархии влияния параметров, а также анализа скорости сходимости разложения статического прогиба в ряд Тейлора по вариациям параметров. Установлена высокая скорость сходимости данного разложения, что позволяет ограничиться удержанием в нем слагаемых не выше второго порядка.

В разделе 1.7. дана математическая формулировка задачи вероятностного анализа конструкции летательного аппарата. Показано, что если коэффициенты чувствительности системы известны, то достаточно короткий отрезок ряда Тейлора представляет собой компактную аналитическую формулу для последующей статистической обрабо-

ки. Приведены результаты численного эксперимента для задачи статического нагружения упрощенной балочной модели, рассмотренной в разделе 1.6.

В разделе 1.8 рассмотрена задача анализа чувствительности статического нагружения модели с кусочно-линейной силовой характеристикой опоры для упрощенной балочной модели раздела 1.6. Показано, что решение может быть сведено к стыковке результатов анализа чувствительности для различных комбинаций участков кусочно-линейной аппроксимации нелинейностей. Условие переключения с одного участка силовой характеристики на другой также зависит от вариаций параметров. Поэтому в интервале значений вариаций параметра между истинной точкой переключения и ее аппроксимацией сходимость разложения в ряд Тейлора нарушается, вне этого интервала — устанавливается. Интервал отсутствия сходимости достаточно мал по сравнению со всей областью изменения вариации.

В разделе 1.9, на основании изложенного выше подхода приведены результаты анализа чувствительности квазистатического нагружения летательного аппарата кориолисовыми силами при движении внутри контейнера. Внутренний упругий элемент имеет нелинейную силовую характеристику типа "люфт". Дан характерный пример установления многопараметрической иерархии влияния вариаций массовых и жесткостных характеристик. Проведен вероятностный анализ и анализ сходимости использованных разложений. Расчет подтвердил достоверность использованных исходных гипотез и предположений.

Во ВТОРОЙ ГЛАВЕ изложен разработанный в диссертации метод анализа чувствительности к собственным колебаниям балочных конструкций летательных аппаратов к вариациям массовых и жесткостных характеристик. Автор исходит из того, что анализ чувствительности коэффициентов форм колебаний (в заданной нормировке) не менее важен, чем анализ чувствительности частот. И действительно, для обеспечения необходимых условий работы приборного оборудования, размещенного на упругой конструкции летательного аппарата, важна не только частота, но и амплитуда вибраций аппарата в месте установки прибора. Вместе с тем, именно анализ чувствительности форм колебаний доставляет особые математические трудности.

В разделе 2.1 сформулировано условие разрешимости уравнения чувствительности колебаний. Уравнение записано в интегральной

форме. Особенности сравнения в том, что с одной стороны оно неоднородно, а с другой — значение спектрального параметра равно собственному. Условие разрешимости сформулировано, как известное дополнение к альтернативе Фредгольма. Условие разрешимости позволило записать формулы для определения коэффициентов чувствительности частот. В разделе рассмотрен вопрос инженерной интерпретации анализа чувствительности частот колебаний, установления иерархии влияния параметров. Показано, что для заданного уровня вариаций в разложении собственной частоты в ряд Тейлора достаточно удержать слагаемые не выше второго порядка.

В разделе 2.2 рассмотрен вопрос построения матрицы резольвентного ядра. Данная матрица строится в виде разложения в ряд по собственным формам. Использована процедура последовательных подстановок. Принята гипотеза, что элементы матрицы — аналитические функции спектрального параметра на комплексной плоскости. Дана оценка скорости сходимости разложения.

В разделе 2.3 изложена методика исключения особенности матрицы резольвентного ядра путем его модификации. Проведен анализ сходимости процедуры последовательных подстановок. Проведено исследование сходимости разложения функции Грина резольвенты для элементарных балочных конструкций с различными краевыми условиями.

В разделе 2.4. рассмотрена процедура построения общего решения неоднородного уравнения чувствительности. Общее решение строится из условия сохранения нормировки формы при вариациях параметров. На характерной балочной упругой динамической модели исследована скорость сходимости разложения коэффициентов форм в ряд Тейлора по вариациям. Оказалось, что в этом разложении достаточно удержать слагаемые не выше второго порядка.

В разделе 2.5. приведены результаты численного эксперимента, которые показали эффективность предложенной процедуры вероятностного анализа случайного разброса частот и коэффициентов форм.

В разделе 2.6. диссертации на основе изложенного выше подхода приведены некоторые характерные результаты анализа чувствительности собственных колебаний развернутой типовой упругой динамической модели слабооперенного летательного аппарата к вариациям массовых и жесткостных характеристик. Исследована скорость сходимости разложений. Показана необходимость проведения анализа чувствительности, как многопараметрического.

Известно, что при разработке упругой динамической модели летательного аппарата использование гипотезы изотропии материала модели может привести в расчеты частот и форм собственных колебаний существенные погрешности, соизмеримые с уровнем их возможного случайного разброса. По этой причине в разделе 2.7 диссертации рассмотрено влияние поперечного сдвига на чувствительность частот и форм колебаний к вариациям массовых и жесткостных характеристик. Оказалось, что учет поперечного сдвига заметно снижает чувствительность колебаний к вариациям. В данной постановке чувствительность к вариациям самих сдвиговых жесткостей пренебрежимо мала и ею можно пренебречь.

В диссертации мечается, что процедура анализа чувствительности колебаний неконсервативных систем во многом аналогична рассмотренной в предыдущей главе процедуре для консервативных систем. Однако имеют место и существенные отличия. Прежде всего это связано с особенностями построения функции Грина резольвенты. Частотная матрица системы становится несимметричной, собственные формы перестают быть ортогональными. Данные вопросы, а также вопросы анализа полноты и сходимости использованных разложений рассмотрены в ТРЕТЬЕЙ ГЛАВЕ работы.

В диссертации использована следующая интерпретация понятий сходимости и полноты используемых разложений. Предположим, что в рассматриваемом разложении фиксирован способ получения его коэффициентов. Результатом анализа сходимости (скорости сходимости) является ответ на традиционный инженерный вопрос: сколько членов разложения нужно взять, чтобы аппроксимация была достаточно точной? При анализе полноты исследуется предел, к которому стремится частичная сумма ряда при неограниченном увеличении числа членов. Разложение по системе функций считается неполным, если данный предел не совпадает с аппроксимируемой функцией. Величина данной невязки называется в диссертации степенью неполноты разложения.

В разделе 3.1. мотивируется необходимость так называемого структурного подхода для построения функции Грина резольвенты неконсервативных систем. Дело в том, что, использованная во второй главе, процедура последовательных подстановок для неконсервативных систем перестает сходиться. Целесообразно представить функцию Грина в виде суммы так называемой "главной" и так называемой

"правильной" части" резольвенты. Главная часть строится по известной теореме М.В.Келдыш в виде разложения по биортогональной системе собственных функций основной и сопряженной задач. Данное разложение выгодно отличается от разложения по формам собственных колебаний (в отсутствие неконсервативного нагружения, тем, что дает одинарную сумму ряда для функции двух переменных и аналитические выражения для коэффициентов разложения.

В разделе 3.2 показано, что вопрос о наличии "правильной" части решается неоднозначно: она может оказаться тождественно равной нулю и может быть отличной от нуля. Необходим специальный критерий наличия "правильной" части. Методом А.И.Маркушевича задача построения критерия сведена к задаче априорной оценки роста функции Грина, как аналитической функции спектрального параметра на комплексной плоскости.

В разделе 3.3. рассмотрено содержание общетеоретического графоаналитического критерия, предложенного Е.П.Богомоловой, для установления факта полноты разложения по системе собственных функций несамосопряженной краевой задачи и тем самым отсутствия (или наличия) "правильной" части. Суть критерия в том, что на комплексной плоскости строятся два многоугольника (характеристический многоугольник индикаторная диаграмма), которые накладываются друг на друга

В разделе 3.4. с помощью графоаналитического критерия дан пример установления факта полноты системы собственных функций и отсутствия "правильной" части в инженерной задаче о колебаниях балки с постоянными погонными характеристиками в условиях неконсервативного нагружения.

В разделе 3.5. даны результаты тестирования графоаналитического критерия путем вспомогательной аналитической оценки роста функции Грина резольвенты, как аналитической функции спектрального параметра на комплексной плоскости.

В разделе 3.6. рассмотрена методика использования графоаналитического критерия для анализа полноты системы собственных функций задачи с переменными погонными характеристиками.

В разделе 3.7. рассмотрены два варианта краевой задачи о продольных неконсервативных колебаниях стержня. Показано, что система собственных функций является неполной. Однако для низкочастотных колебаний степень неполноты оказывается достаточно ма-

лой, фактом наличия "правильной" части можно пренебречь.

В разделе 3.8. проведено исследование степени неполноты разложения матрицы ядра резольвенты для многомассовой системы в условиях неконсервативного нагружения. Получена оценка степени неполноты разложения в указанном ранее смысле.

В ЧЕТВЕРТОЙ ГЛАВЕ рассмотрены особенности использования разработанного в диссертации метода для анализа чувствительности аэроупругих колебаний слабосвязанных летательных аппаратов, а также аппаратов с развитыми несущими поверхностями, к вариациям массовых и жесткостных характеристик.

В разделе 4.1. сформулированы принятые допущения и гипотезы. Рассмотрены дискретные расчетные схемы. Конструкция считается состоящей из балок и панелей. Если аппарат является слабооперенным, то для анализа динамики конструкции в потоке использована балочная расчетная модель. Рассмотрено сверхзвуковое обтекание. Распределенная аэродинамическая нагрузка сосредотачивается в расчетных точках. Считается, что значение скоростного напора фиксировано и не зависит от вариаций параметров. В данном разделе также содержатся основные разрешающие соотношения метода.

В разделе 4.2 приведены результаты анализа сходимости разложений ядра в ряд по биортогональной системе собственных функций (векторов) основной и сопряженной задач. Оказалось, что скорость разложения достаточно высока. Она замедляется с приближением значения скоростного напора к границе устойчивости. Данное разложение оказалось достаточно эффективным, если параметр неконсервативного нагружения (скоростной напор) не превышает по величине приблизительно 90-95% критического значения. Исследовано явление нарушения основного параметрического свойства.

В разделе 4.3. приведены результаты численного эксперимента, из которых следует высокая эффективность предложенного метода для вероятностного анализа случайного разброса собственных значений и коэффициентов форм колебаний системы в условиях сверхзвукового аэродинамического обтекания. Оказалось, что с увеличением значения скоростного напора по мере его приближения к критическому значению функции плотности вероятности случайного разброса динамических характеристик приобретают существенную асимметрию.

В разделе 4.4. диссертации разработан алгоритм уточнения ре-

шения частной задачи на собственные значения для действительной несимметричной матрицы. Минимум уточняется из условия минимума функционала на комплексной плоскости собственных значений. Минимум отыскивается методом "деформируемого многогранника". Показано, что в окрестности границы устойчивости разрешающий функционал приобретает топологию "прямого сильно вытянутого оврага".

В разделе 4.5 на примере неконсервативной динамической системы с двумя степенями свободы показано, что чувствительность частот колебаний к вариации параметра может неограниченно расти в окрестности дивергенции.

В разделе 4.6 рассмотрена прикладная задача анализа параметрической чувствительности аэроупругих колебаний развернутой типовой упругой динамической модели слабооперенного летательного аппарата, подверженного дивергенции. Рассматривался ряд фиксированных значений скоростного напора. Оказалось, что с приближением к режиму статической неустойчивости коэффициенты чувствительности могут неограниченно расти и менять знак, что приводит к утрате основного параметрического свойства. С ростом значения скоростного напора иерархия влияния параметров существенно изменяется. С ростом скоростного напора определяющее значение приобретают вариации параметров тех конструктивных элементов, которые как раз и подвержены потере устойчивости в той или иной форме.

В разделе 4.7 рассмотрена прикладная задача анализа параметрической чувствительности аэроупругих колебаний того же аппарата, но уже подверженного флаттеру, вследствие изменения некоторых исходных данных расчета. Рассматривается ряд фиксированных значений скоростного напора. Отмечается факт сближения комплексных форм колебаний пары взаимодействующих тонов. Имеет место нарушение основного параметрического свойства.

В разделе 4.8 рассмотрена задача анализа параметрической чувствительности частот и коэффициентов демпфирования аэроупругих колебаний типовой модели летательного аппарата с развитой несущей поверхностью. Имеет место нарушение основного параметрического свойства. Дан анализ скорости сходимости разложения динамических характеристик в ряд Тейлора по вариациям. Проведено исследование зависимости коэффициентов чувствительности от величины скоростного напора.

В ПЯТОЙ ГЛ. ВЕ разработанный в диссертации метод многопараметрического и вероятностного анализа использован для расчета чувствительности продольных колебаний летательного аппарата с жидкостным ракетным двигателем и типовой упругой динамической схемой к вариациям массовых и жесткостных характеристик.

В разделе 5.1 на примере динамической системы с двумя степенями свободы (см. рис. 1), моделирующей продольные колебания летательного аппарата, исследованы условия неограниченного роста чувствительности с приближением к границе устойчивости, а также условия утраты основного параметрического свойства. Оказалось, что данные эффекты имеют место, если рабочая точка на плоскости значений массы топлива и параметра настройки жидкостного тракта лежит вне области положительной определенности частотной матрицы системы и пересекает границу динамической устойчивости.

В разделе 5.2 дано используемое в диссертации математическое описание оператора жидкостного тракта для типовой развернутой упругой динамической модели летательного аппарата, сформулированы основные допущения расчета. Отмечается большой вклад, внесенный в теорию и практику разработки летательных аппаратов с жидкостным ракетным двигателем Б. Ф. Гликманом, К. С. Колесниковым, М. С. Натанзоном, В. П. Шаковым, Ю. А. Цуриковым и другими авторами. В работе рассматриваются низкочастотные колебания, по этой причине для вывода разрешающих соотношений использован метод сосредоточенных параметров. Аппарат моделируется системой неоднородных стержней, соединенных упругими связями. С помощью упругих элементов к стержням крепятся сосредоточенные массы, которые моделируют колебания топлива в баках. Рассмотрен вариант верхнего расположения бака окислителя, когда вкладом жидкостного тракта горючего в формирование неконсервативного нагружения можно пренебречь. Для описания работы шнеко-центробежного насоса использована модель В. В. Пилипенко. Результирующие матричные соотношения записаны в отклонениях в линеаризованной форме.

В разделе 5.3 приведены характерные результаты вероятностного анализа трубок случайного разброса собственных значений рассмотренной типовой упругой динамической модели летательного аппарата. Система является отстроенной от режима динамической неустойчивости, однако не очень сильно. Поэтому определяющими оказались вариации параметров тех конструктивных элементов, которые

принимали непосредственное участие в формировании неконсервативного нагружения. При решении данной задачи нарушений основного параметрического свойства не наблюдалось: коэффициенты чувствительности частот к вариациям жесткостей оставались положительно определенными, к вариациям масс - отрицательно определенными. Оказалось, что толщина "трубки" случайного разброса может быть резко переменной, что обусловлено степенью близости и характером взаимодействия соседних тонов.

ВЫВОДЫ диссертации:

1. В диссертации рассмотрена актуальная техническая задача разработки метода многопараметрического и вероятностного анализа упругих динамических моделей конструкции летательных аппаратов в условиях неконсервативного нагружения. Основой метода является исследование чувствительности колебаний модели корпуса изделия к вариациям массовых и жесткостных характеристик.
2. Метод позволяет с единых позиций рассматривать аэроупругие колебания летательных аппаратов с несущими и управляющими поверхностями, а также продольные колебания аппарата с жестким двигателем. Эти задачи являются родственными в математическом отношении, так как сводятся к решению общей задачи на собственные значения для действительной несимметричной матрицы.
3. В диссертации обоснована необходимость многопараметрического подхода к решению проблемы. Это обусловлено трудностью выбора группы определяющих параметров упругой динамической модели конструкции летательного аппарата.
4. В математическом отношении проблема сведена к решению системы неоднородных уравнений чувствительности. Решение найдено путем построения матрицы Грина, единой для всех уравнений системы.
5. Функция Грина строится в виде разложения в ряд по биортогональной системе собственных функций основной и сопряженной задач. В диссертации показано, что степень неполноты такого разложения мала и ею можно пренебречь.
6. В диссертации принято, что параметр неконсервативного нагружения летательного аппарата фиксирован и не зависит от вариаций массовых и жесткостных характеристик. Это допущение позволило выявить эффект возможной утраты неконсервативными колебательными системами некоторых основных осцилляционных свойств.

7. В диссертации разработана методика вероятностного анализа случайных разбросов собственных значений и форм колебаний неконсервативной модели. Эффективность данной методики и достоверность полученных результатов подтверждены численными экспериментами.

8. Предложенный метод позволил провести параметрический и вероятностный анализ ряда конкретных изделий. Результаты исследований использованы для выработки рекомендаций по внесению изменений в упругую динамическую модель конструкции изделия для согласования ее собственных значений и форм колебаний с требованиями, предъявляемыми системой управления полетом аппарата.

9. На основании предложенного метода автором разработан ряд пакетов прикладных программ. Данные программы используются на предприятиях НПО Машиностроение (г. Реутов Московской области) и НПО Вмепел (г. Москва) в качестве рабочего инструмента при создании изделий новой техники. Результаты диссертации внедрены в учебный процесс кафедры М-2 (Динамика машин) факультета Специального Машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана.

ВКЛАД АВТОРА В ПРОВЕДЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ.

Результаты и выводы диссертации получены автором лично. Во всех необходимых случаях в диссертации содержатся ссылки на результаты, полученные другими авторами.

Результаты диссертации докладывались на Всесоюзной научно-технической конференции к 150-летию МВТУ им. Н.Э. Баумана "Научно-технический прогресс в машиностроении и приборостроении" (Москва, 1980 г.), на 12-х Гагаринских Чтениях (Москва, 1982 г.), 2-й Всесоюзной конференции "Современные проблемы строительной механики и прочности статических аппаратов" (Куйбышевский авиационный институт им. С.П. Королева, 1986 г.), на Всесоюзном семинаре по проектированию и производству систем, посвященному 50-летию факультета Машиностроение (МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1988 г.), на Всесоюзной конференции "Крупногабаритные космические конструкции" (Севастополь, 1990 г.), на Всесоюзной конференции с международным участием стран-членов СЭВ "Применение статистических методов в производстве и управлении" (Пермский Государственный Университет, 1990 г.), на Межвузовской научно-технической конференции "Динамика, прочность и надежность машин, приборов и конструкций" (МГТУ

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ ОПУБЛИКОВАНЫ в следующих трудах автора по теме диссертации:

1. Аринчев С.В., Тушев О.Н. Выбор допусков на параметры САУ из условия минимума ее стоимости // Известия ВУЗов. Приборостроение. -1977. -N 4. -Т. 20. -С. 4 -45.
2. Аринчев С.В., Тушев О.Н. Определение оптимальной амортизации из условия максимума надежности // Известия ВУЗов. Машиностроение. -1980. -N 5. -С. 37-40.
3. Аринчев С.В., Тушев О.Н. Критерий параметрической оптимизации механических систем из условия максимума надежности // Всесоюзная научно-техническая конференция к 150-летию МВТУ им. Н. Э. Баумана. Научно-технический прогресс в машиностроении и приборостроении: Тезисы докладов. -Москва, 1980. -С. 32-33.
4. Аринчев С.В., Тушев О.Н. К задаче оптимальной амортизации упругих конструкций // Известия ВУЗов. Машиностроение. -1981. -N 9. -С. 89-93.
5. Аринчев С.В., Тушев О.Н. Построение целевых функционалов для оптимизации стохастических систем // Известия ВУЗов. Машиностроение. -1982. -N 7. -С. 44-47.
6. Аринчев С.В. Анализ собственных колебаний балок со случайными параметрами // Известия ВУЗов. Машиностроение. -1982. -N 9. -С. 32-37.
7. Аринчев С.В., Беляев А.В., Зарубин Б.М. Об одной задаче оптимизации балочных систем со случайными параметрами // Депонированные научные работы. Естественные и точные науки, техника. Ежемесячный библиографический указатель. -М.: ВИНТИ, 1983. - N 9(143). -С. 32. -Порядковый N 413. -Депонировано 04.05.83 г. -N2412-83 Деп., -14 с.
8. Аринчев С.В., Тушев О.Н. К задаче оптимизации параметров конструкции ЛА заданной надежности // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации 1982 г.: Тезисы докладов. -М.: Наука, 1984. -С. 169.
9. Аринчев С.В., Быстров В.В. Об одной концепции надежности при оптимизации летательных аппаратов // Известия ВУЗов. Авиационная техника. -1985. -N 4. -С. 7-12.
10. Аринчев С.В., Быстров В.В. К задаче оптимальной доработки

случайных колебательных систем // Известия ВУЗов. Авиационная техника. -1985. -N 3. -С.3-7.

11. Аринчев С.В., Тушев О.Н. Определение параметров системы заданной надежности // Расчеты на прочность: Сборник статей. -М.: Машиностроение, 1985. -Вып. 26. -С.183-195.

12. Аринчев С.В., Зарубин Б.М. Чувствительность статического изгиба балки к вариациям жесткости // Известия ВУЗов. Машиностроение. -1986. -N 1. -С.7-11.

13. Аринчев С.В., Зарубин Б.М. Чувствительность собственных колебаний балок к вариациям параметров // Известия ВУЗов. Машиностроение. -1986. -N 5. -С.28-33.

14. Аринчев С.В., Кулик С.В., Беляев А.В. Чувствительность свободных аэроупругих колебаний конструкции летательного аппарата к вариациям массово-жесткостных характеристик // 2-я Всесоюзная научная конференция. Современные проблемы строительной механики и прочности летательных аппаратов: Тезисы докладов. -Куйбышевский авиационный институт им.С.П.Королева, 1986. -С.38.

15. Аринчев С.В., Кулик С.В. Определение разбросов частот и форм аэроупругих колебаний // Труды МВТУ. Динамика систем и конструкций. 1986. -N 465. -С.23-36.

16. Аринчев С.В., Кулик С.В. К задаче параметрического анализа динамических характеристик упругих систем // Известия ВУЗов. Машиностроение. -1988. - N 11. -С.13-19.

17. Аринчев С.В., Драгун Д.К., Тушев О.Н. Динамический расчет конструкций летательных аппаратов: Методические указания к вычислительному практикуму. -Издательство МГТУ им.Н.Э.Баумана, 1989. -18 с.

18. Аринчев С.В., Беляев А.В. К задаче определения чувствительности динамических систем // Труды МГТУ. -1990. -N 545. -С.18-37.

19. Аринчев С.В., Тушев О.Н. Чувствительность собственных колебаний крупногабаритных конструкций солнечных батарей к случайным вариациям массово-жесткостных характеристик // Всесоюзная конференция. Крупногабаритные космические конструкции: Тезисы докладов. -Севастополь, 1990. -С.24-25.

20. Аринчев С.В., Беляев А.В. Чувствительность неконсервативных продольных колебаний стержня к вариациям параметров // Всесоюзная конференция с международным участием стран членов СЭВ. Применение статистических методов в производстве и управлении: Тезисы докла-

дов. -Пермский Государственный Университет, 1990. -Т.1. -С.115.

21. Аринчев С.В., Беляев / Э., Тушев О.Н. Конструирование летательных аппаратов с учетом случайных факторов: Методические указания к вычислительному практикуму. -Издательство МГТУ им.Н.Э.Баумана, 1991. -24 с.

22. Аринчев С.В., Беляев А.В. Вероятностный анализ продольных неконсервативных колебаний стержневой конструкции // Вестник МГТУ им.Н.Э.Баумана. Машиностроение. -1991. -N 3. -С.46-53.

23. Аринчев С.В., Чернявский М.Г. Метод решения нелинейной спектральной задачи аэр упругости // Известия ВУЗов. Авиационная техника. -1991. -N 2. -С.87-91.

24. Аринчев С.В., Плавник Г.Г., Чистяков И.С. Адаптивный алгоритм управления переходным процессом движения летательного аппарата по траектории // Оборонная техника. -1994. -N 1. -С.72-74.

Подписано к печати 31.10.95 г.

Заказ N 234 от 25.05.95 г. Объем 1,56 п.л. Тираж 100 экз.

Типография МГТУ им.Н.Э.Баумана