

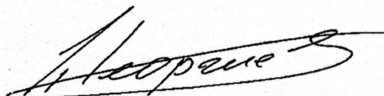
Александр Федорович Георгиев

**МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ВАРИАЦИЙ МАССОВЫХ И
ЖЕСТКОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА
ЕГО АЭРОУПРУГИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

Специальность: 05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва 2012

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете
имени Н.Э. Баумана.

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Сергей Васильевич Аринчев

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор
Фёдор Николаевич Шклярчук

доктор технических наук, профессор
Владимир Яковлевич Геча

Ведущая организация: **ОАО «ВПК «НПО Машиностроения»**

Защита состоится « 01 » марта 2012 г. на заседании диссертационного
совета ДС 212.008.02 в Московском государственном техническом
университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, ул. 2-я
Бауманская, д. 5.

Ваш отзыв в одном экземпляре, заверенный гербовой печатью, просьба
направлять по адресу: 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1, МГТУ
им. Н.Э. Баумана, диссертационный совет ДС 212.008.02, каф. СМ-1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского
государственного технического университета им. Н.Э. Баумана.

Автореферат разослан «10» 01 2012 г.

Телефон для справок: +7 (926) 564-98-75

НТБ МГТУ им. Н.Э. Баумана



1988095

Георгиев А.Ф. Методика оцен

Ученый секретарь диссертационного совета,
доктор технических наук, профессор

А.А. Смердов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Решение задач аэроупругости является одним из важных этапов при проектировании летательных аппаратов (ЛА). Исследование чувствительности аэроупругих колебаний к вариации массовых и жесткостных характеристик внутри области устойчивости позволяет оценить, как и насколько изменятся частоты колебаний ЛА в потоке. Это необходимо для проектирования систем управления ЛА. Так же это необходимо для понимания тех явлений, которые происходят при летных испытаниях с целью принятия решения о направлении в модернизации ракеты. Таким образом, полнота информации о колебаниях ЛА в потоке внутри границ устойчивости позволяет корректно спроектировать систему управления, а соответственно повысить управляемость, точность наведения и т.д.

В данной диссертации рассмотрено поведение частот колебаний ракеты внутри области устойчивости. Показано, что задача оценки чувствительности аэроупругих колебаний ракеты к вариациям параметров должна рассматриваться как многопараметрическая.

Цель работы состоит в разработке методики для принятия оптимального решения по выбору проектных параметров на ранних стадиях проектирования с учетом вариации массовых и жесткостных параметров как отдельных элементов конструкции, так и всего летательного аппарата в целом.

Научная новизна заключается в следующем:

- разработана методика оценки влияния разбросов массовых и жесткостных параметров ЛА при проектировании на его аэроупругие характеристики;
- показаны особенности поведения частот колебаний ракеты в потоке внутри области устойчивости, т.е. при увеличении жесткостных характеристик частота колебаний понижается, а при увеличении массы отдельных элементов конструкции частота растет.

Практическая ценность работы состоит в том, что разработана методика и соответствующее программное обеспечение – программный комплекс ИЧАС (Исследование Чувствительности Аэроупругих Систем), которые позволяют быстро и эффективно произвести оценку влияния вариаций массовых и жесткостных параметров как отдельных элементов конструкции, так и всего летательного аппарата в целом на его аэроупругие характеристики на штатных режимах полета.

Достоверность полученных результатов. Достоверность методики подтверждена решением тестовых задач: рассмотрены колебания элементарных неконсервативных систем с двумя степенями свободы как в частотной, так и во временной областях; решением поставленных задач тремя методами (с

использованием метода чувствительности, расчет по трем точкам и точный расчет по всем точкам): задача о чувствительности аэроупругих колебаний квадратной пластины к вариации массовых и жесткостных характеристик.

Апробация и внедрение результатов работы. По теме диссертации опубликовано 3 научные статьи. Результаты диссертации докладывались на Первой международной научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии», посвященной 90-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004 г.), Международной научной конференции, посвященной 90-летию В.И. Феодосьева «Ракетно-космическая техника. Фундаментальные и прикладные проблемы механики» (МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006 г.), Второй международной научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии», посвященной 95-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009 г.)

Диссертация представлялась на научно-техническом совете ОАО «ВПК «НПО машиностроения» 07 декабря 2010 года, что подтверждается протоколом заседания научно-технического совета секции №3 предприятия.

Реализация результатов работы. Результаты диссертационной работы внедрены на предприятии ОАО «ВПК «НПО машиностроения», что подтверждается актом о внедрении от 08 августа 2011 года.

Результаты диссертационной работы могут быть использованы в учебном процессе и НИР, проводимых в МГТУ им. Н.Э. Баумана, МАИ и других ВУЗах, а так же на предприятиях ОАО «ГосМКБ «Радуга», ОАО «Ил», ОАО «Сухой», ГП «Антонов» и в других организациях, занимающихся разработкой летательных аппаратов.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, двух глав, выводов, списка литературы (121 наименование), содержит 153 машинописных страницы, 71 рисунок и 10 таблиц.

Положения выносимые на защиту.

ПОЛОЖЕНИЕ 1: Методика оценки влияния вариаций массовых и жесткостных параметров летательного аппарата на его аэроупругие характеристики в условиях проектирования.

ПОЛОЖЕНИЕ 2: Задача оценки влияния вариаций массовых и жесткостных параметров летательного аппарата на его частотные характеристики в условиях неконсервативного нагружения (в потоке) может быть рассмотрена, как многопараметрическая.

ПОЛОЖЕНИЕ 3. Особенности поведения частот колебаний летательного аппарата (ракеты) в потоке внутри области устойчивости (вдали от границ флаттера и дивергенции).

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обсуждаются проблемы актуальности темы диссертации. Важные результаты в области разработки упругих динамических моделей летательных аппаратов получены в промышленности С.В. Аринчевым, 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. Значительный вклад в решение задач аэроупругости был внесен С.М. Белоцерковским, А.И. Смирновым, Ф.З. Ишмуратовым, В.Н. Поповским, Д.Д. Евсеевым, Г. Фершингом, Я.Ц. Фыном, Р.Л. Бисплингхоффом, Х. Эшли, Р.Л. Халфмэном, Ф.А. Вудвардом и другими.

Важные результаты в исследованиях влияния вариаций на динамические и прочностные свойства конструкций в условиях неконсервативного нагружения получены В.В. Болотиным, К.С. Колесниковым, В.А. Светлицким, А.Г. Горшковым, В.Г. Буньковым, А.Ф. Минаевым, М.С. Галкиным, А.П. Сейраняном, С.П. Стрелковым, С.В. Аринчевым и другими авторами.

В настоящей диссертации используется теория чувствительности для оценки изменения собственных значений и частот колебаний в условиях действия неконсервативных сил. Отметим, что, начиная с основополагающих работ В.Г. Бунькова, Р. Фокса – М. Капура, П.С. Роджерса, Р.Б. Нельсона, М. Фаршада и других, в этой области сделано достаточно много. Однако данные задачи рассматривались в предположении, что система находится на границе статической (дивергенция) или динамической (флаттер) неустойчивости.

В данной диссертации используется иной подход: чувствительность аэроупругой системы к вариациям параметров масс и жесткостей системы рассматривается внутри области устойчивости, вдали от границ неустойчивости.

При решении задач чувствительности вводится математическое содержание понятия коэффициента чувствительности. Пусть α – вектор варьируемых массовых и жесткостных характеристик. Предположим, что собственные значения λ_j и собственные формы колебаний y_j – известны. Разложим их в ряд Тейлора по степеням вариаций:

$$\lambda_j(\alpha) = \lambda_j(0) + \lambda_j'(0) \cdot \alpha + \frac{\lambda_j''(0)}{2} \cdot \alpha^2 + \dots,$$

$$y_j(\alpha) = y_j(0) + y_j'(0) \cdot \alpha + \frac{y_j''(0)}{2} \cdot \alpha^2 + \dots$$

Коэффициенты этих разложений называются коэффициентами чувствительности. Метод решения задачи параметрического анализа сводится в диссертации к определению данных коэффициентов. Уровень вариаций в практических задачах, как правило, таков, что в этих разложениях достаточно удержать слагаемые не выше второго порядка. Для инженерных приложений важно, что коэффициенты чувствительности имеют очевидный физический

смысл. Они дают количественную оценку направленности и степени влияния того или иного параметра на динамическую характеристику. Если рассматривать совместно достаточно большую совокупность коэффициентов чувствительности, то говорят, что они задают иерархию влияния параметров на динамическую характеристику.

Главной особенностью рассматриваемой в диссертации задачи об аэроупругих колебаниях ракеты, является ее большая размерность – свыше 11000 степеней свободы и многопараметричность – исследуется влияние вариации масс и жесткостей 6-ти областей конструкции на поведение 16-ти нижних тонов аэроупругих колебаний ракеты на 14-ти значениях чисел Маха. Получается, что каждому варьируемому параметру соответствует своя неоднородная краевая задача чувствительности фиксированного порядка. Размерность системы этих задач очень велика.

В первой главе диссертации рассмотрена математическая формулировка задачи о влиянии вариаций массовых и жесткостных параметров на осцилляционные характеристики динамических систем. Для этого использовалась теория параметрического анализа чувствительности колебаний динамических систем к вариациям массовых и жесткостных параметров. Записаны разрешающие уравнения. Показана особенность поведения частот неконсервативной системы вдали от границ неустойчивости на примере двухстепенной модели как в частотной области, так и во временной.

Прежде, чем перейти к исследованию чувствительности неконсервативной системы к вариации жесткости упругого элемента и вариации массы груза была рассмотрена консервативная динамическая система, имеющая две степени свободы (см. рис. 1). Для этой системы были выведены основные зависимости, которые были использованы при выводе разрешающих уравнений для неконсервативной системы, приведенной на рис. 2. Параметр k – параметр неконсервативного нагружения. Результаты исследования неконсервативной динамической системы с двумя степенями свободы приведены на рис. 3-5.

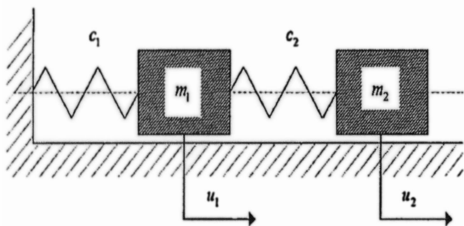


Рисунок 1. Консервативная динамическая система с двумя степенями свободы

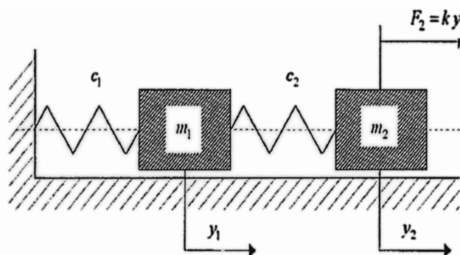


Рисунок 2. Неконсервативная динамическая система с двумя степенями свободы

Необходимо отметить, что исследования неконсервативной системы проводились внутри области устойчивости, т.е. при $k = -1000$ (см. рис. 3). В ходе исследований была показана особенность поведения собственных частот, которая заключается в том, что с увеличением жесткости первого элемента частота системы падает (см. рис. 4), а с увеличением массы частота системы растет (см. рис. 5).

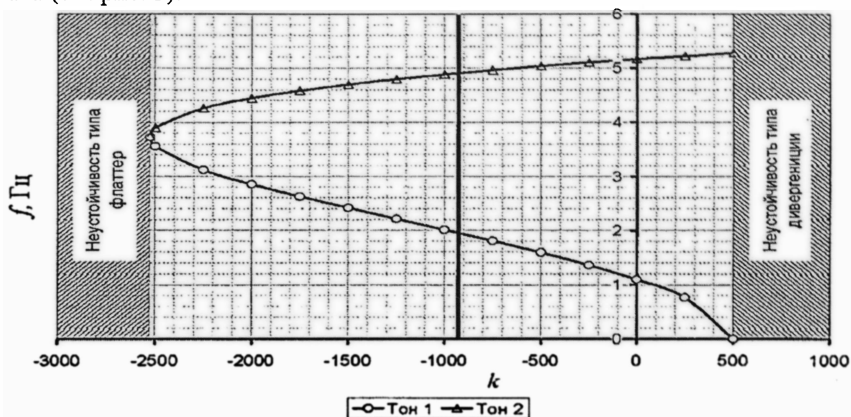
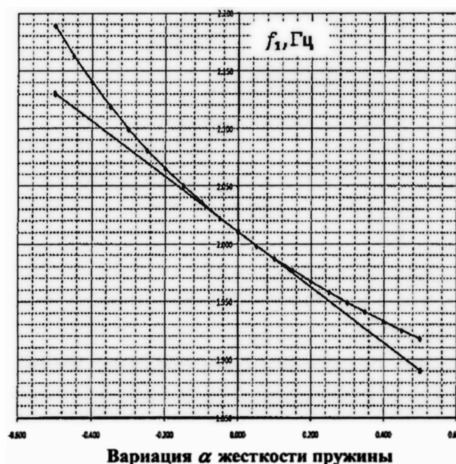
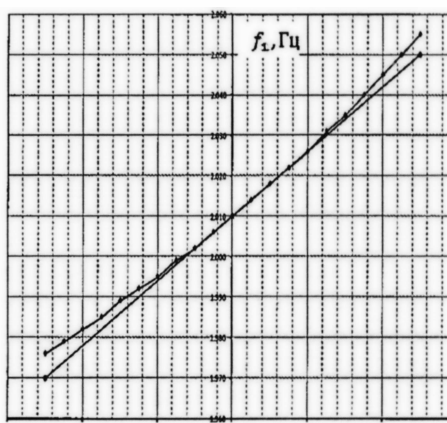


Рисунок 3. Зависимость частоты собственных значений от вариации параметра неконсервативного нагружения k



—●— Расчет с использованием метода чувствительности

—●— Расчет с использованием точного метода



—●— Расчет с использованием метода чувствительности

—●— Расчет с использованием точного метода

Рисунок 4. С увеличением жесткости первого упругого элемента частота первого тона падает

Рисунок 5. С увеличением массы первого груза частота первого тона увеличивается

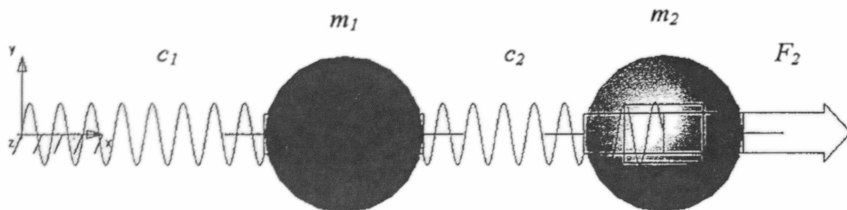
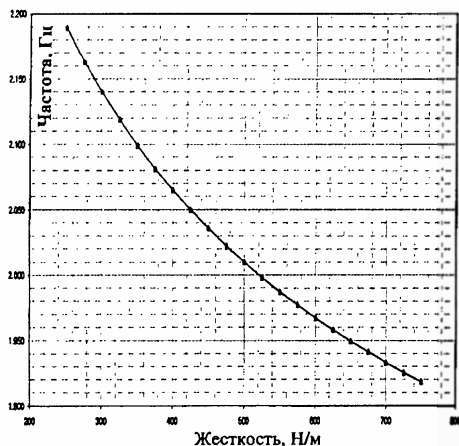


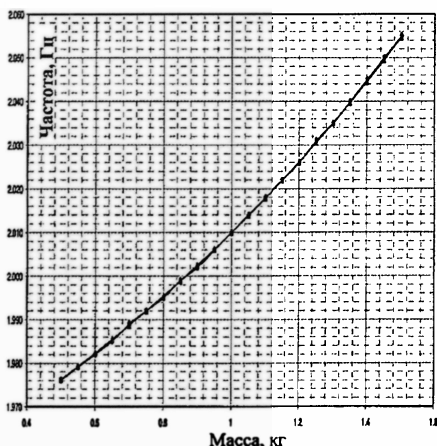
Рисунок 6. Расчетная модель в программном комплексе Adams



—▲— Результаты, полученные в Adams

—●— Результаты, полученные при расчете собственных значений

Рисунок 7. Уменьшение частоты колебаний первого тона при увеличении жесткости первого упругого элемента



—▲— Результаты, полученные в Adams

—●— Результаты, полученные при расчете собственных значений

Рисунок 8. Рост частоты колебаний первого тона при увеличении массы первого груза

Таким образом, в первой главе, на примере простой осцилляционной двухстепенной системы, было показано, что в неконсервативных динамических системах вдали от границ неустойчивости наблюдаются особенности поведения собственных частот системы при вариации жесткостных и массовых свойств. Т.е. с ростом массы первого груза частота первого тона возрастает, а с ростом жесткости первого упругого элемента частота первого тона падает. Этот факт был подтвержден решением задачи во временной области в Adams (см. рис. 6-8).

В следующей главе рассматриваются более сложные неконсервативных динамические системы – аэроупругие системы.

Во второй главе рассмотрены особенности использования метода для анализа чувствительности аэроупругих колебаний летательных аппаратов. Приведено описание разработанного в рамках данной диссертации программного комплекса ИЧАС (Исследование Чувствительности Аэроупругих

Систем) для оценки влияния вариаций массовых и жесткостных параметров как отдельных элементов конструкции летательного аппарата, так и всего летательного аппарата в целом на его аэроупругие характеристики. Решена тестовая задача о колебаниях упругой пластины в потоке. Решена поставленная задача об исследовании чувствительности частот колебаний ракеты в потоке к разбросу массовых и жесткостных характеристик, показаны особенности поведения частот ракеты в потоке. Приведена иерархия влияния разброса массовых и жесткостных характеристик системы. Проведен анализ полученных результатов.

На рис. 9 представлена упруго-массовая модель ракеты, на рис. 10 – аэродинамическая модель ракеты класса «земля-воздух», которая рассмотрена в данной диссертации. Массовые и жесткостные характеристики модели соответствуют характеристикам реального прототипа изделия. Была проведена идентификация упруго-массовой модели ЛА по результатам статических и динамических испытаний. Идентификация аэродинамической модели проводилась по результатам продувок и расчетов в специализированных газодинамических системах.

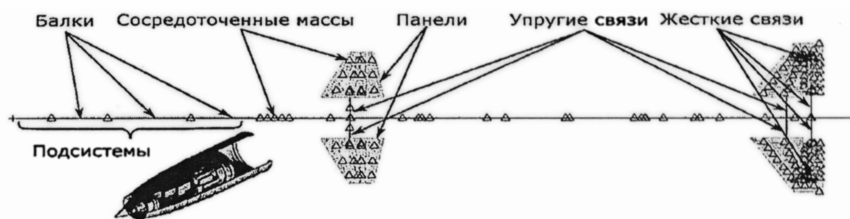


Рисунок 9. Упруго-массовая модель ракеты класса «земля-воздух»

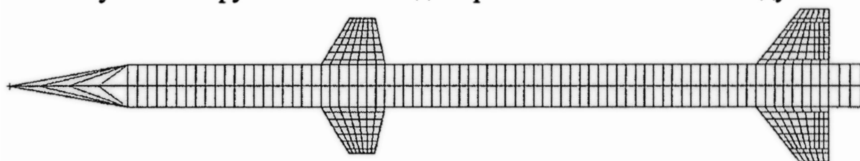


Рисунок 10. Аэродинамическая модель ракеты

В рамках данной диссертационной работы, для исследования чувствительности собственных значений аэроупругих систем к вариациям жесткостей и масс системы, был разработан программный комплекс ИЧАС.

В программном комплексе ИЧАС реализованы три способа оценки чувствительности аэроупругих систем к вариациям параметров масс и жесткостей.

1. «Быстрый расчет» – расчет с использованием методов теории чувствительности. Это самый быстрый расчет, но существует ограничение по размерности модели. Позволяет только определить коэффициенты чувствительности собственных значений.

2. «Расчет по 3-м точкам» – расчет влияния вариаций массовых и жесткостных параметров по трем точкам. Менее быстрый расчет, но при этом

размерность модели не ограничена. Позволяет только определить коэффициенты чувствительности собственных значений.

3. «Точный расчет по всем точкам» – расчет, в котором происходит перебор варьируемых значений. Медленный, но точный расчет без ограничения размерности модели. Позволяет получить полную картину изменения собственных значений в каждой расчетной точке.

В качестве верификационной задачи программного комплекса ИЧАС, была рассмотрена задача о чувствительности собственных значений к вариации масс и жесткостей различных областей квадратной трехслойной (обшивки и заполнитель) консольно-закрепленной пластины. Цель – показать на этой задаче возможность решения задач с использованием теории чувствительности.

Описание модели. Квадратная пластина со стороной 10 м разбита на 100 конечных элементов. Толщина обшивки – $\delta = 0,002$ м, модуль упругости $E = 200$ ГПа, эквивалентная плотность с учетом заполнителя $\rho = 2500 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$. Плотность набегающего потока (воздух) $1,25 \text{ кг/м}^3$. Модель пластины представлена на рис. 11. Аэродинамическая модель состоит из 100 панелей. Аэродинамическая сетка и сетка конечных элементов визуально совпадают.

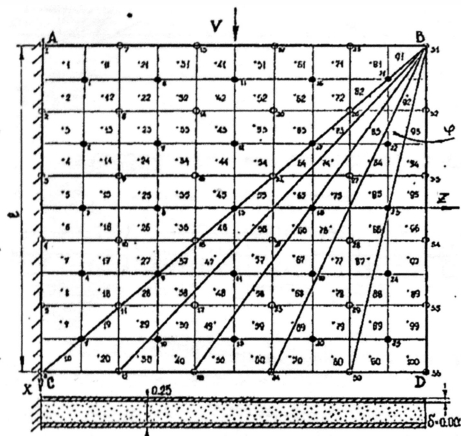


Рисунок 11. Аэродинамическая и упруго-массовая модели квадратной консольно закрепленной пластины

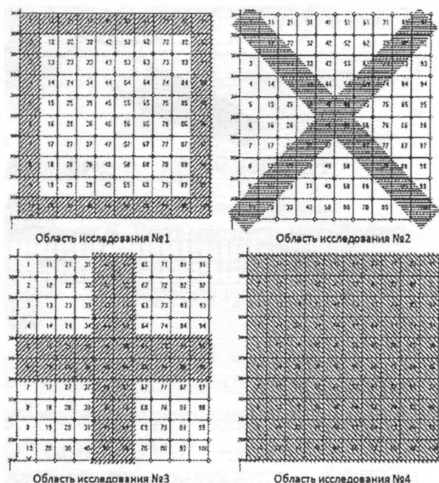


Рисунок 12. Области вариации параметров жесткости и массы

На представленной пластине выделены шесть областей исследования (см. рис. 12, заштрихованные области). Т.е. для каждой области значения жесткости и массы изменялись в пределах -25% до 25% от номинального значения.

На рис. 13 – 16 представлены зависимости собственной частоты ($f = \text{Im}(\lambda)/2\pi$) первого тона колебаний от значений коэффициента аperiодичности (затухания) ($\xi = \text{Re}(\lambda)/\text{Im}(\lambda)$), где λ – комплексное

собственное значение) при вариациях значений жесткости (рис. 13 и 15) и массы исследуемых областей (рис. 14 и 16) в пределах от минус 25% до 25% от номинального значения. Пунктирной линией представлены изолинии, характеризующие изменение параметра жесткости (рис. 13) и массы (рис. 14) для 1-й области исследования. Результаты для областей исследования №2-№4 см. рис. 2.12-2.17.

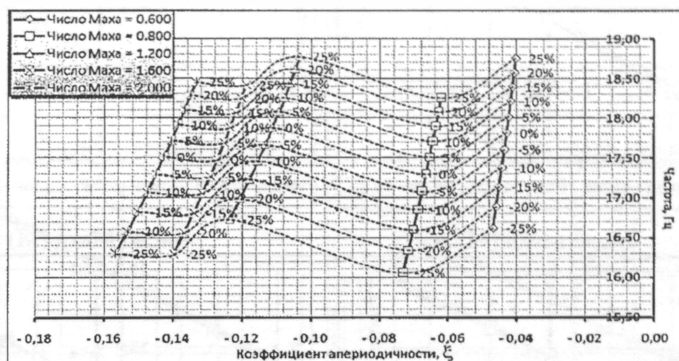


Рисунок 13. Изменение частоты 1-го тона колебаний при вариации жесткости элементов 1-й области пластины для разных чисел Маха

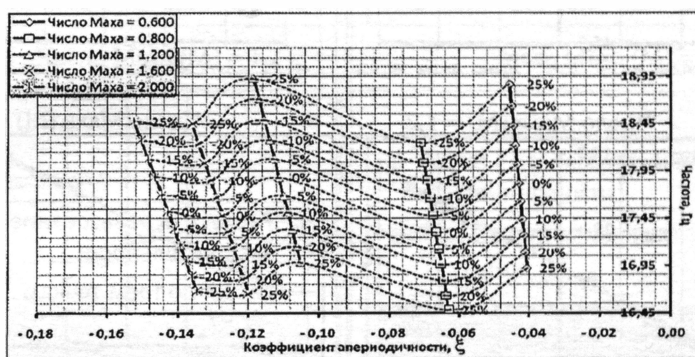


Рисунок 14. Изменение частоты 1-го тона колебаний при вариации массы элементов 1-й области пластины для разных чисел Маха

Результаты, представленные на рис. 13 – 14 получены точным методом расчета по всем значениям вариации параметров (по всем точкам). Целью вышеприведенного исследования является доказательство того, что рассматриваемая система находится внутри области устойчивости на всем диапазоне исследуемых чисел Маха, т.е. $\xi < 0$ и $f > 0$.

На рис. 15-16 приведены результаты расчетов с использованием трех методов, реализованных в программе ИЧАС:

– метод, основанный на теории чувствительности;

- метод, основанный на расчете коэффициента чувствительности по трем точкам;
- точный расчет по всем точкам.

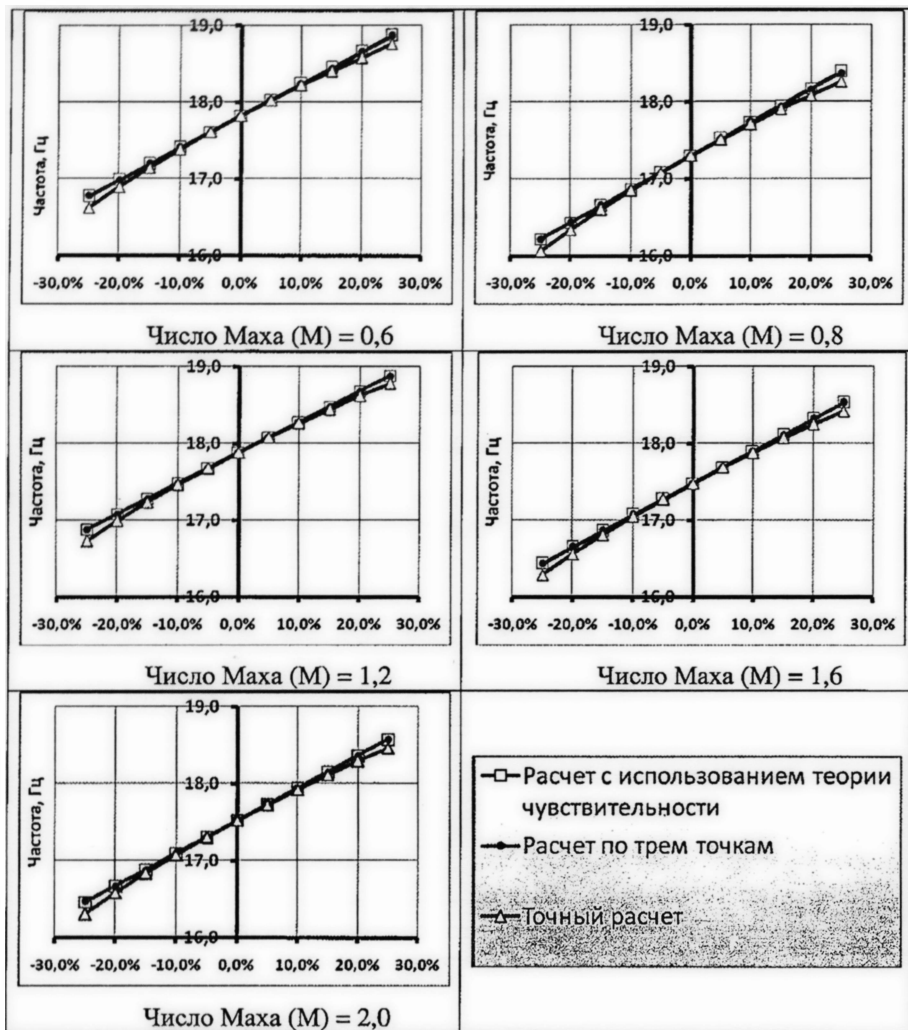


Рисунок 15. Изменение частоты 1-го тона в зависимости от вариации жесткости 1-й области пластины

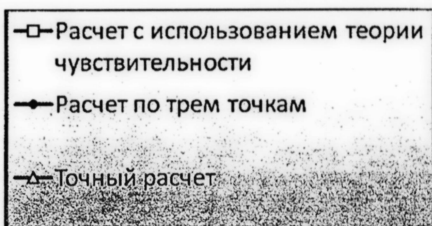
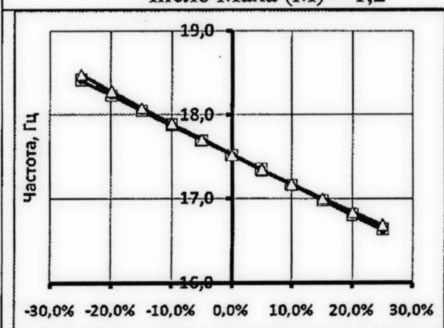
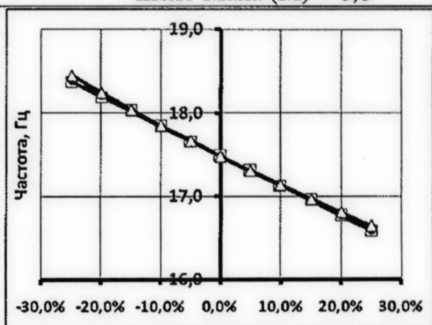
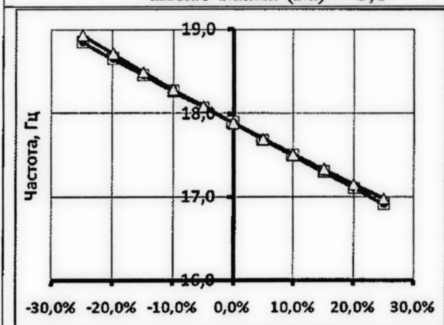
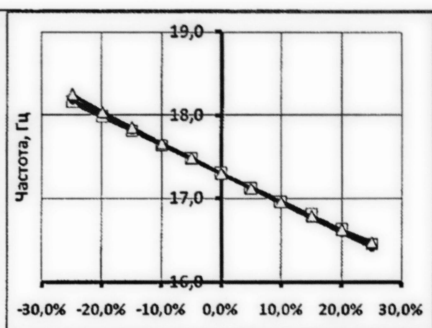
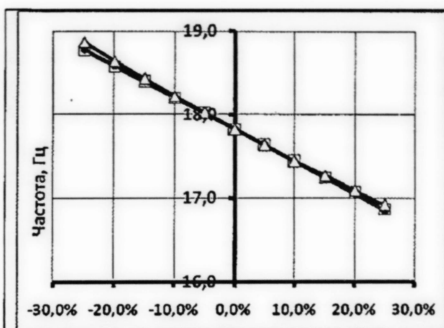


Рисунок 16. Изменение частоты 1-го тона в зависимости от вариации массы 1-й области пластины

Необходимо отметить, что результаты, полученные в программном комплексе ИЧАС на примере верификационной задачи показали хорошую сходимость. Следовательно, с применением программного комплекса ИЧАС можно производить исследование чувствительности аэроупругих колебаний к вариациям параметров жесткости и массы более сложных систем, например, ракеты.

На рис. 17 изображены области ракеты, для которых изменялись жесткости и массы:

- Область № 1 – передние управляющие плоскости;
- Область № 2 – задние несущие плоскости;
- Область № 3 – проводка задних рулей;
- Область № 4 – проводка передних рулей;
- Область № 5 – крепление задних несущих плоскостей;
- Область № 6 – задние управляющие плоскости.

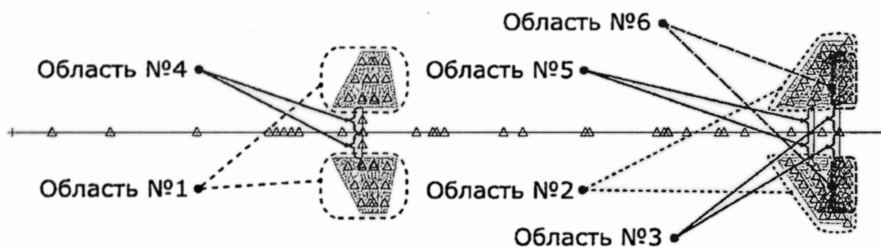


Рисунок 17. Области исследования упругой динамической модели ракеты класса «земля-воздух»

Для того, что бы оценить изменения частоты при вариациях массы и жесткости каждой области, были проведены расчеты для каждой из 6-ти рассматриваемых областей. Было принято, что плотность набегающего потока для всех расчетов равна $1,225 \text{ кг/м}^3$, скорость звука равна 340 м/с . Для исследования изменения частотных характеристик ракеты принят следующий ряд чисел Маха: $[0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,2; 1,4; 1,6; 1,8; 2,0; 2,2; 2,4; 2,6; 2,8; 3,0]$.

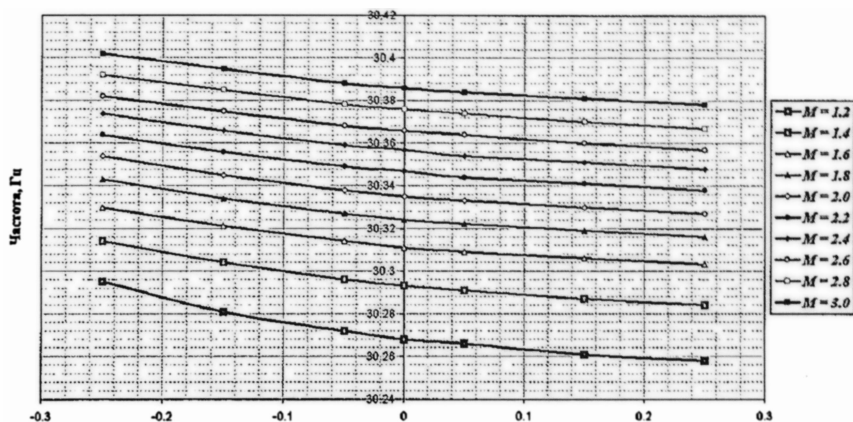
В таблицах 1 и 2 (см. раздел 2.8 диссертации) представлена иерархия влияния массовых характеристик на значение частоты и коэффициента аperiodичности 1-го тона колебаний для всех рассматриваемых областей.

В результате исследований аэроупругих колебаний ракеты класса «земля-воздух» внутри области устойчивости были выявлены особенности в поведении аэроупругих частот колебаний, а именно с увеличением жесткости 2-й и 5-й областей исследования частота колебаний уменьшается (см. рис. 18-19), а с увеличением массы 2-й области исследования частота растет (см. рис. 19 и рис. 2.34 диссертации).

Анализ результатов расчетов показал, что наиболее часто особенности поведения частот колебаний ракеты в потоке газа наблюдаются при вариациях

сосредоточенных масс и характерны для всех областей исследования и на всем диапазоне рассматриваемых скоростей.

Тон 1. Область конструкции ЛА № 2.



Тон 1. Область конструкции ЛА № 5.

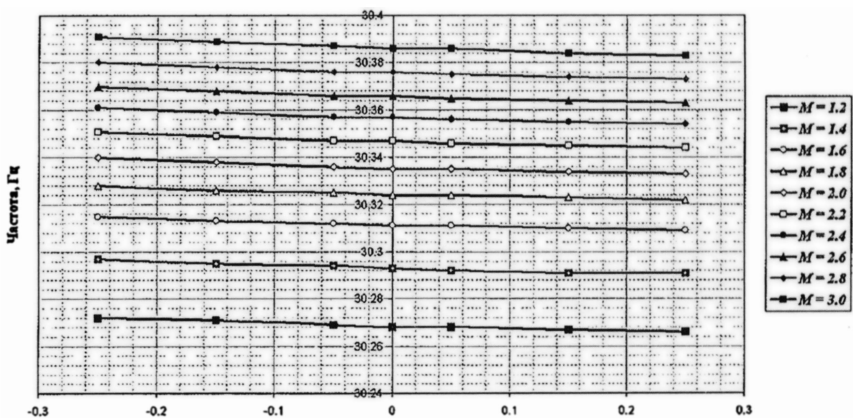


Рисунок 17. Эффект уменьшения частоты 1-го тона колебаний в потоке при увеличении жесткости 2-й области конструкции (задних несущих поверхностей) и 5-й области конструкции (крепление задних несущих плоскостей)

Тон 1. Область конструкции ЛА № 2.

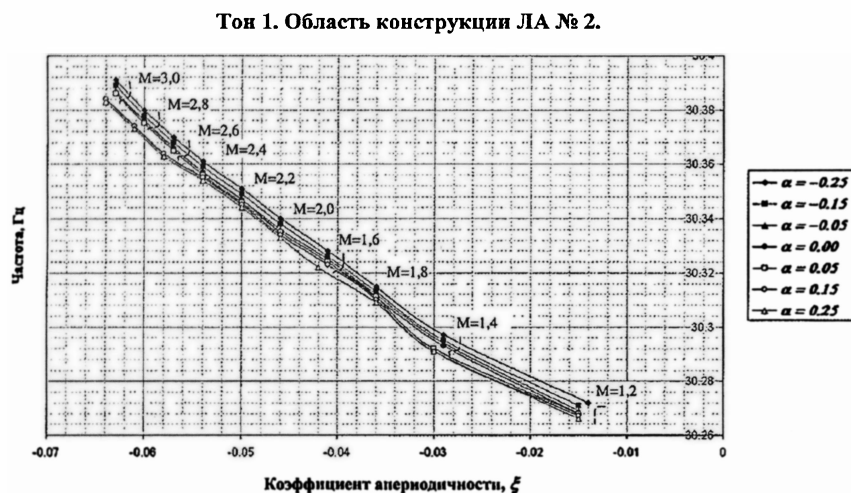
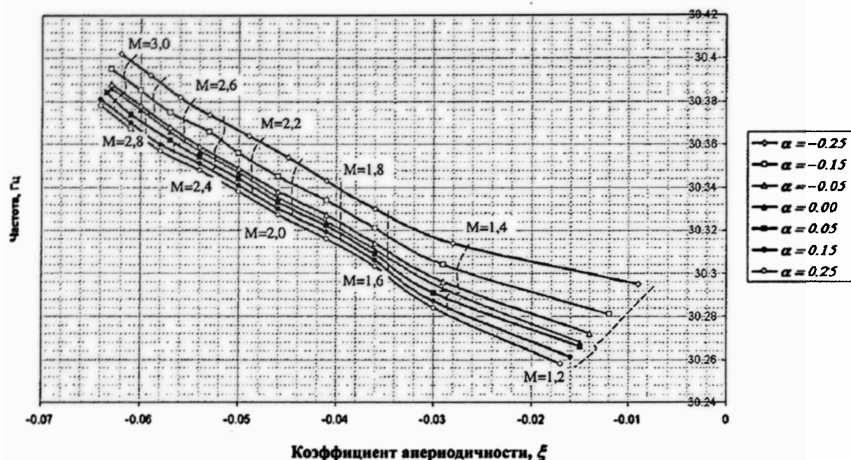
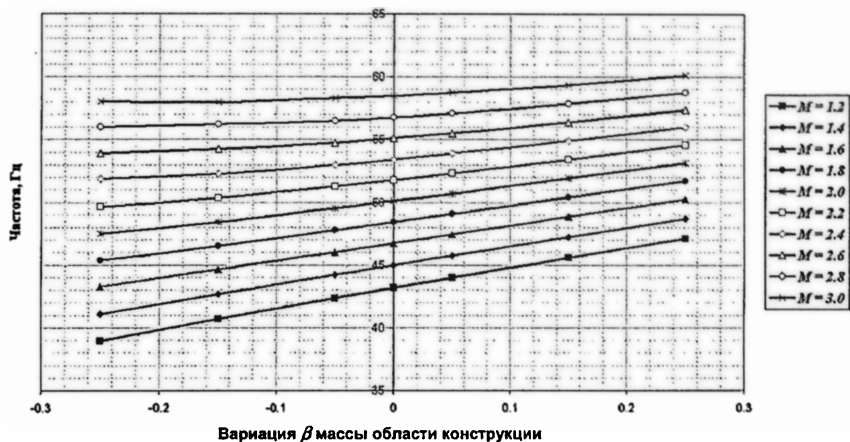


Рисунок 18. Изменение частоты колебаний 1-го тона ракеты в потоке в зависимости от вариации α жесткости 2-й области конструкции (задних несущих поверхностей) и 5-й области конструкции (крепление задних несущих плоскостей) для разных чисел Маха

Тон 6. Область конструкции ЛА №2



Тон 10. Область конструкции ЛА №2

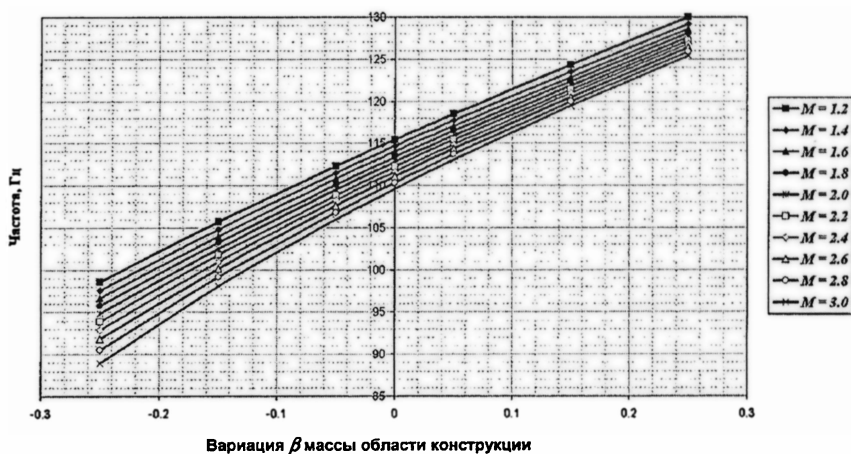


Рисунок 19. Эффект увеличения частоты колебаний 6-го и 10-го тонов при увеличении массы 2-й области конструкции (задних несущих поверхностей)

В главе ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ сделаны практические выводы о ценности полученных результатов.

ОБЩИЕ ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ

1. Разработана методика, позволяющая на этапе проектирования эффективно оценивать влияние вариаций массовых и жесткостных параметров летательного аппарата на его частотные характеристики в потоке.
2. В диссертации показано, что внутри области динамической устойчивости на штатных режимах движения летательного аппарата имеет место особенное поведение собственных частот (значений): с увеличением жесткости частота падает, а с увеличением массы частота растет. Возможность существования особенного поведения обоснована на простейшей неконсервативной системе с двумя степенями свободы.
3. В рамках диссертации для оценки влияния вариаций массовых и жесткостных параметров летательного аппарата на его аэроупругие характеристики разработан программный комплекс ИЧАС. Комплекс успешно опробован на задаче об аэроупругих колебаниях пластины и использован для оценки влияния вариаций массовых и жесткостных параметров элементов конструкции ракеты внутри области ее устойчивости на штатных режимах полета.
4. Полученные в диссертации результаты внедрены на предприятии ОАО «ВПК «НПО Машиностроения» (г. Реутов, Московская область), что подтверждается актом о внедрении.

Работы по теме диссертации

1. Георгиев А.Ф. Исследование поведения частот аэроупругих колебаний ракеты внутри области динамической устойчивости при вариации масс и жесткостей отдельных элементов конструкции // ИВУЗ. Машиностроение. 2011. № 3. С. 7 – 17.
2. Георгиев А.Ф., Аринчев С.В. Особенность поведения частот колебаний неконсервативной системы с парным взаимодействием степеней свободы // ИВУЗ. Машиностроение. 2011. № 2. С. 3 – 11.
3. Георгиев А.Ф. Поведение частот аэроупругих колебаний летательного аппарата внутри области динамической устойчивости // Вестник МАИ. 2010. Т. 17, № 4. С. 71 – 80.