

На правах рукописи

Мензульский Сергей Юрьевич

**МЕТОДИКА РАСЧЁТА ДИНАМИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ
КРУПНОМАСШТАБНОЙ СТЕНДОВОЙ МОДЕЛИ
ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Специальность: 05.07.03 – прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2011

Научный руководитель: доктор технических наук,
доцент Аринчев Сергей Васильевич

Официальные оппоненты: доктор технических наук,
Буньков Владимир Георгиевич

заслуженный деятель науки РФ,
доктор технических наук,
профессор Шклярчук Федор Николаевич

Ведущая организация: ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

Защита состоится 22 декабря 2011г. в 14:30 часов на заседании диссертационного совета ДС.212.008.02 в Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, 2-ая Бауманская ул., д. 5.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана

Отзыв в одном экземпляре, заверенный гербовой печатью, просим направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-ая Бауманская ул., д. 5, МГТУ им. Н.Э. Баумана, диссертационный совет ДС.212.008.02.

Автореферат разослан «14» ноября 2011г.



Ученый секретарь диссертационного совета,
Доктор технических наук, профессор

Смердов А.А.

28

Актуальность работы

В настоящее время в мире быстро нарастает интерес к освоению активных гиперзвуковых полётов в атмосфере. Главная проблема в решении этой задачи – создание двигателей, имеющих в несколько раз лучшую экономичность, чем ЖРД. Согласно оценкам, высокоскоростной прямоточный воздушно-реактивный двигатель для гиперзвуковых скоростей полета (число Маха $M > 5$), представляется как наиболее экономичный для силовых установок перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) различных классов.

Впервые в мире летные испытания водородного осесимметричного высокоскоростного прямоточного ВРД-демонстратора были проведены в России в 1991 году с помощью гиперзвуковой летающей лаборатории «Холод», созданной на базе зенитной ракеты С-200.

К настоящему времени в США проведены летные испытания демонстраторов высокоскоростных воздушно-реактивных двигателей в интеграции с экспериментальными гиперзвуковыми летательными аппаратами: X-43A, HyFly, FFV (уменьшенная в 2 раза модель HyFly), X-51A.

Аналогичные проекты интегрированных гиперзвуковых демонстраторов для проведения автономных летных испытаний высокоскоростных прямоточных ВРД прорабатываются в России (ГЛЛ «ИГЛА», ГЛЛ-АП), Франции (LEA), Индии (HSTDV), Китае и других странах, но пока не доведены до летных испытаний.

Перед проведением лётных испытаний гиперзвуковой летающей лаборатории проводится отработка принятых научно-технических решений при продувках стендовых моделей ГЛА в аэродинамических трубах. В 2010 году в ЦИАМ им. П.И.Баранова группой молодых специалистов была создана крупномасштабная интегрированная модель «гиперзвуковой летающий аппарат + двигатель» (Рис. 1). Длина модели – 3,45 метра, масса – 600 килограмм. Целями её создания являлись:

1. Исследование тягово-экономических характеристик экспериментального высокоскоростного ПВРД.
2. Исследование полноты сгорания в экспериментальном ПВРД при различных параметрах потока.
3. Исследование динамических аэроупругих характеристик конструкции в гиперзвуковом потоке газа.
4. Оработка конструкторских решений при создании лётного образца гиперзвуковой летающей лаборатории.

Огневые испытания крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» проводятся в научно-исследовательском центре ЦИАМ на гиперзвуковом стенде Ц-16ВК. В рабочей части стенда обеспечиваются условия, имитирующие гиперзвуковой поток воздуха при скорости $M=6$ на высоте $H \approx 30000$ м.

1
Э. Б. М.
и др.

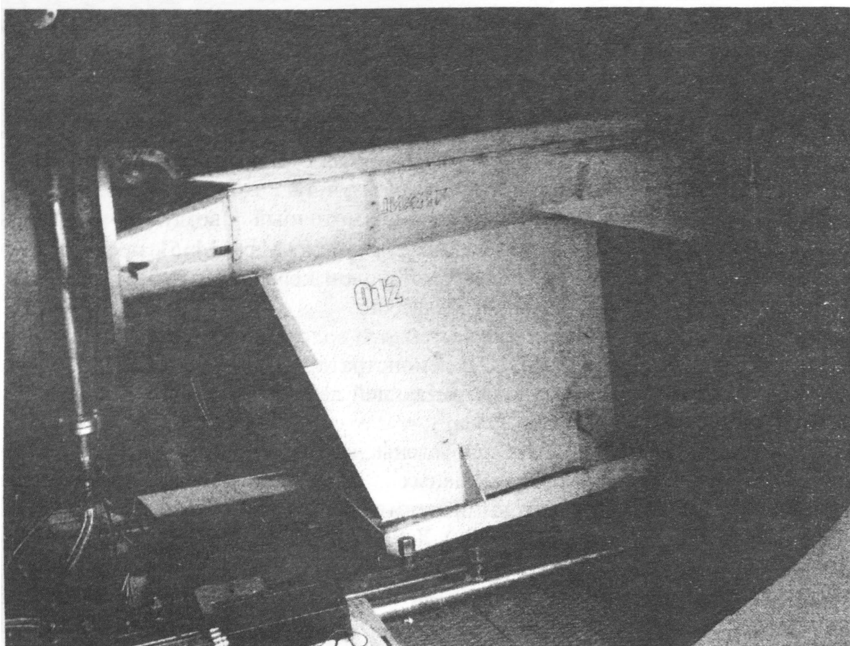


Рис. 1. Крупномасштабная интегрированная модель (КИМ) «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» в рабочей части стенда Ц-16ВК

Важнейшим условием проведения испытаний КИМ в аэродинамической трубе является обеспечение динамической прочности модели. Повышенные требования к прочности КИМ объясняются тем, что разрушение конструкции изделия во время огневых испытаний означает не только срыв одного испытания, но разрушение экспериментального объекта и весьма дорогостоящих элементов уникального гиперзвукового стенда Ц-16ВК. В настоящей диссертации в качестве критерия динамической прочности рассматривается отсутствие флаттера изделия. Таким образом, основной проблемой при расчёте прочностных характеристик КИМ стало определение критической скорости флаттера конструкции.

Расчёт критической скорости флаттера – неотъемлемый этап разработки летательного аппарата или сложной стендовой модели. Важные результаты в области аэроупругости летательных аппаратов получены Буньковым В.Г., Минаевым А.Ф., Поповским В.Н., Ватрухиным Ю.М., Шклярчуком Ф.Н., Аринчевым С.В. и другими. Однако, при выполнении обзора литературы не было найдено описания методик расчёта критической скорости флаттера для конструкции, обтекаемой гиперзвуковым потоком воздуха. Одновременно в доступных источниках не обнаружены и описания экспериментов на флаттер в гиперзвуковом потоке воздуха. Таким образом, актуальной является задача создания расчётной методики, позволяющей определить критическую скорость флаттера гиперзвукового летательного аппарата с целью анализа динамической прочности изделия. Также актуальной и малоизученной является задача экспериментальных исследований прочностных характеристик конструкции, обтекаемой гиперзвуковым потоком воздуха.

Цель настоящей работы – обеспечение неразрушения и нормального функционирования силовых элементов крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» при динамических нагрузках, характерных для наземных огневых испытаний.

Решены следующие задачи:

1. Разработка методики расчёта динамической прочности гиперзвукового летательного аппарата, использующей полностью трёхмерные упруго-массовые и аэродинамические модели. Критерием динамической прочности изделия является отсутствие флаттера.
2. Разработка программы расчёта динамической прочности конструкции в гиперзвуковом потоке газа, основанной на использовании коммерческих программных пакетов.
3. Проведение расчётных и экспериментальных исследований динамики конструкции крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель».
4. Исследование взаимодействий изгибных и продольных форм колебаний стендовой модели и возникновения продольно-поперечного флаттера.
5. Проведение анализа влияния следящей силы тяги высокоскоростного ПВРД на динамическую прочность конструкции КИМ во время огневых испытаний.

Научная новизна:

1. Разработана трехмерная расчетная модель для анализа динамической прочности крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» в гиперзвуковом потоке с учетом стендовой оснастки. Параметры модели идентифицированы по результатам частотных испытаний.
2. Разработана методика анализа динамической прочности гиперзвукового летательного аппарата с учётом влияния следящей силы тяги двигателя. Критерием динамической прочности является отсутствие флаттера.
3. Показана возможность возникновения продольно-поперечного флаттера гиперзвукового летательного аппарата, что связано с характерными особенностями конструкции ГЛА.
4. Показано, что следящая сила тяги двигателя оказывает существенное влияние на критическую скорость флаттера гиперзвукового летательного аппарата.

Практическая ценность полученных результатов:

1. Безаварийное проведение огневых испытаний крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» на стенде Ц-16ВК в ЦИАМ им. П.И. Баранова.
2. Разработан программный комплекс для анализа динамической прочности гиперзвуковых летательных аппаратов. Данный комплекс используется в отделе 012 ЦИАМ им. П.И. Баранова.

Результаты диссертации внедрены во ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова» при выполнении НИР «Гиперзвук-НТБ», что подтверждается актом о внедрении.

Достоверность полученных результатов определяется корректностью используемого математического аппарата, основанного на применении методов конечного элемента, методов формирования аэродинамической нагрузки в задаче аэроупругости, методов решения алгебраической задачи на собственные значения для действительной несимметричной матрицы, методов проведения динамических испытаний упругих моделей, методов проведения огневых испытаний изделий на стенде ЦИАМ им. П.И. Баранова.

Для подтверждения разработанной в диссертации методики проведены экспериментальные исследования параметров аэроупругих колебаний и динамической прочности конструкции крупномасштабной интегрированной модели гиперзвукового летательного аппарата с высокоскоростным прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Согласованность экспериментальных результатов и результатов расчетов позволяет сделать вывод о правильности разработанных автором алгоритмов и программ, а также полученных с их помощью результатов.

Публикации. Основные результаты диссертационного исследования отражены в семи научных работах, три из которых опубликованы в изданиях, включённых в «Перечень российских рецензируемых научных журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёной степени кандидата наук».

Апробация результатов работы и новых технических, проектных и научных подходов автора была проведена на ряде научных конференций и международных симпозиумов: XXXI, XXXII, XXXIV академических чтениях по космонавтике (2007, 2008, 2010гг.), первой и второй всероссийских научно-технических конференциях «Аэрокосмические технологии» (2007, 2010гг.), всероссийской научно-технической конференции молодых учёных и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении» (2010г.).

Структура и объём работы

Диссертация состоит из введения, трёх глав и выводов. Работа изложена на 129 страницах, 104 рисунках, 9 таблицах, списка литературы из 65 наименований.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Для анализа динамической прочности гиперзвукового летательного аппарата необходимо использование трёхмерных упруго-массовых и аэродинамических моделей.
2. Методика расчёта динамической прочности гиперзвукового летательного аппарата.
3. Программная реализация методики расчёта динамической прочности гиперзвукового летательного аппарата.
4. Результаты численного моделирования динамики конструкции КИМ на динамометрической платформе стенда Ц-16ВК.
5. Результаты испытаний КИМ на гиперзвуковом стенде Ц-16ВК, подтверждающие корректность разработанной методики и её программной реализации.
6. Сила тяги высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя может существенно снизить критическую скорость флаттера гиперзвукового летательного аппарата и привести к значительному уменьшению запаса динамической прочности ГЛА.
7. Флаттер гиперзвукового летательного аппарата может иметь продольно-поперечный характер.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении проведён обзор состояния работ в области создания гиперзвуковых летательных аппаратов и в области расчётного определения критической скорости флаттера, аргументировано использование флаттера как критерия динамической прочности ГЛА, обоснована актуальность диссертации, сформулированы цель и

задачи исследования, отмечены научная новизна и практическая значимость диссертации.

Первая глава посвящена изучению эффектов динамической аэроупругости на простейшей задаче. В качестве простейшей рассмотрена модель, состоящая из двух балок, разбитая на два участка каждая (Рис.2).

Задача решается методом сосредоточенных параметров. Простота двухбалочной задачи допускает аналитическую формулировку матриц массы $[M]$, демпфирования $[D]$ и жёсткости $[C]$.

Вектор фазовых координат задачи:

$$X^T = \{w_1, w_2, w_3, w_4, w_5, w_6, w'_1, w'_2, w'_3, w'_4, w'_5, w'_6, u_1, u_2, u_3, u_4, u_5, u_6\} \quad (1)$$

Результирующее уравнение динамики:

$$[M]\{\ddot{X}\} + [D]\{\dot{X}\} + [C(V_1, V_2, R)]\{X\} = \{0\} \quad (2)$$

В результате подстановки в него решения:

$$X(t) = X e^{\lambda t} \quad (3)$$

где $\lambda = \varepsilon \pm i\omega$ характеристический показатель, ε – коэффициент демпфирования, ω – собственная частота демпфированных колебаний, получаем алгебраическую квадратичную задачу на собственные значения с действительной несимметричной матрицей:

$$(\lambda^2 M + \lambda D + C)X = 0 \quad (4)$$

Если все корни уравнения (4) находятся в левой части комплексной плоскости – потери динамической прочности не происходит, если же хотя бы один корень переходит в правую часть – возникает флаттер, что приводит к разрушению конструкции.

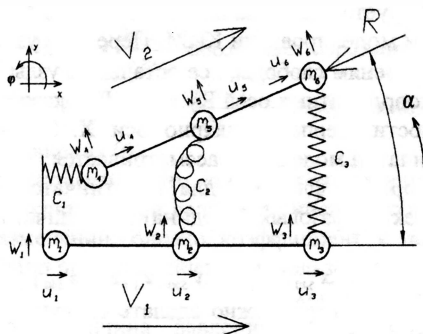


Рис.2. Двухбалочная упруго-массовая модель

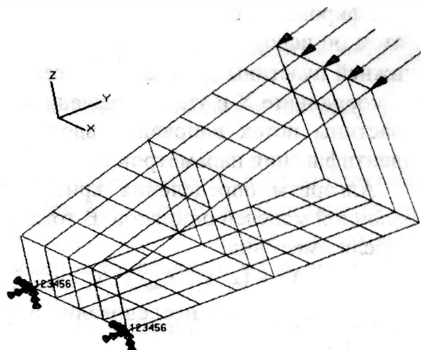


Рис.3. Пластиночная упруго-массовая модель

После построения математической модели колебаний системы в программе MATLAB определяется критическая скорость флаттера, в зависимости от величины следящей силы тяги двигателя R , и формы колебаний системы в потоке. Задача идентификации параметров тестовой двухбалочной модели не рассматривается.

По результатам исследования двухбалочной модели можно сделать следующие выводы:

- В конструкции гиперзвукового летательного аппарата под воздействием высокоскоростного потока возникает взаимодействие продольного и поперечного тонов колебаний, наступает «продольно-поперечный» флаттер. Условиями, определяющими данный вид флаттера, являются упруго-массовые характеристики ГЛА и условия гиперзвукового обтекания.
- Увеличение следящей силы тяги высокоскоростного ПВРД приводит к существенному уменьшению критической скорости флаттера и запаса динамической прочности.

В качестве промежуточного звена между задачей о флаттере двух модельных балок и задачей о расчёте динамической прочности реальной конструкции крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» была рассмотрена задача о колебаниях двух связанных пластин в потоке газа под действием следящей силы (Рис. 3). Целью решения тестовой задачи является подтверждение эффектов динамической аэроупругости, выявленных при решении задачи о флаттере модельных балок, освоение методики импорта матриц масс и жёсткостей из системы конечно-элементного моделирования MSC.Nastran 2007, а также модификации данных матриц в пакете MATLAB.

Методически задача решается следующим образом: в системе конечно-элементного моделирования MSC.Nastran/Patran 2007 построены две пластины, промоделированные 32-мя конечными элементами первого порядка CQUAD4 каждая. Матрицы масс и жёсткостей системы изымаются из среды MSC.Nastran/Patran, переформатируются и считываются пакетом MATLAB. В пакете MATLAB в матрицу жёсткостей вносятся элементы, моделирующие пружины, влияние аэроупругих и следящих сил, а также формируется матрица демпфирования системы. Этот подход апробируется здесь на пластинчатой модели. Затем он используется при полномасштабном моделировании КИМ. Передние узлы нижней пластины заделаны по всем шести степеням свободы, все остальные узлы – по координате X и углам вращения вокруг координатных осей Ry и Rz. Для каждой пластины поток направлен вдоль поверхности, перпендикулярно оси X. Задача идентификации параметров тестовой пластинчатой модели не рассматривается.

Алгоритм определения критической скорости флаттера для пластинчатой и балочной моделей одинаков. В тоже время, вектор фазовых координат пластинчатой модели имеет вид:

$$X^T = \{x_1, x_2 \dots x_{540}, y_1, y_2 \dots y_{540}, z_1, z_2 \dots z_{540}, x'_1, x'_2 \dots x'_{540}, y'_1, y'_2 \dots y'_{540}, z'_1, z'_2 \dots z'_{540}\} \quad (5)$$

По результатам исследования пластинчатой модели можно сделать следующие выводы:

- В пластинчатой модели, аналогично двухбалочной, может возникнуть продольно-поперечный флаттер.
- Наличие следящей силы существенно снижает критическую скорость флаттера пластинчатой модели. При изменении узлов приложения следящей силы к колебательной системе скорость флаттера также изменяется, но в любом случае остаётся меньше чем при $R=0$.

Вторая глава посвящена разработке методики расчёта динамической прочности гиперзвукового летательного аппарата и её программной реализации.

Для анализа динамической прочности летательного аппарата в сверхзвуковом потоке воздуха уравнение колебаний представляется в виде:

$$[M]\{\ddot{q}\} + [D_A]\{\dot{q}\} + ([C_A] + [C_K] + [C_{cl}])\{q\} = \{0\} \quad (6)$$

Здесь:

$[M]$ – матрица масс;

$[D_A]$ – матрица аэродинамического демпфирования;

$[C_K]$ – матрица конструкционной жёсткости;

$[C_A]$ – матрица аэродинамической жёсткости;

$[C_{cl}]$ – матрица коэффициентов следящих сил;

$\{q\}$ – вектор фазовых координат.

Матрицы $[D_A]$ и $[C_A]$ описывают воздействие внешнего потока газа на упругую конструкцию летательного аппарата. Для описания воздействия сверхзвукового потока воздуха в задачах динамической аэроупругости широко используется «поршневая» теория. Согласно этой теории аэроупругие силы в точке описываются выражением:

$$\Delta p(x, t) = k \frac{\partial y(x, t)}{\partial t} + kV \frac{\partial y(x, t)}{\partial x} \quad (7)$$

$$k = \frac{2\rho V}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

Здесь:

ρ – плотность воздуха;

M – число Маха;

V – скорость набегающего потока;

x – координата, измеряемая вдоль вектора скорости набегающего потока;

y – координата, измеряемая поперёк вектора скорости набегающего потока;

$\frac{\partial y(x, t)}{\partial x}$ – местный угол атаки.

Член $k \frac{\partial y(x, t)}{\partial t}$ обозначает аэродинамическое демпфирование и входит в матрицу

$[D_A]$, а член $kV \frac{\partial y(x, t)}{\partial x}$ – аэродинамическую жёсткость и входит в матрицу $[C_A]$ уравнения (6).

Известно, что «поршневая» теория в задачах аэроупругости даёт корректные результаты при величинах числа Маха $2 < M < 3$. При $M > 3$ формула (7) останется без изменений, однако коэффициент k потребует коррекции. В данной диссертации было принято решение использовать для определения коэффициента k формулу:

$$k(x, y, z) = (p(x, y, z) - p_\infty) / (V \cdot \alpha)$$

где величина давления $p(x, y, z)$ определяется по результатам стационарного аэродинамического расчёта ГЛА в среде ANSYS/Fluent, а составляющая местного угла атаки α – формой летательного аппарата.

Для задач анализа колебаний конструкции летательного аппарата хорошо себя зарекомендовал пакет конечно-элементного моделирования MSC.Nastran. Благодаря стандартным алгоритмам препроцессора MSC.Patran, распределение коэффициентов давления по поверхности преобразовывается в значения k_i в соответствующих узлах конечно-элементной сетки. Следящую силу тяги высокоскоростного ПВРД также удобно представить как совокупность нагрузок в узлах конечно-элементной сетки. Однако, интерфейс системы MSC.Nastran не позволяет использовать эти данные для

составления матриц $[C_A]$, $[D_A]$ и $[C_{CL}]$. Поэтому, во входной файл системы MSC.Nastran вручную прописываются команды на внутреннем языке программирования DMAP. В результате после окончания расчёта вместе с сопутствующими файлами система экспортирует матрицы масс и жёсткостей, столбец следящих сил, а также столбец значений коэффициента k , записанные в файлы формата *.txt.

Программным пакетом, позволяющим провести интеграцию расчётной модели, является язык математических вычислений MATLAB. В нём, после импортирования составленных системой MSC.Nastran матриц массы и жёсткости производится формирование матриц $[C_A]$, $[D_A]$, $[C_{CL}]$ и уравнения (6). Вслед за этим производится решение задачи на собственные значения, определение критической скорости флаттера и делается вывод о динамической прочности конструкции летательного аппарата в гиперзвуковом потоке газа.

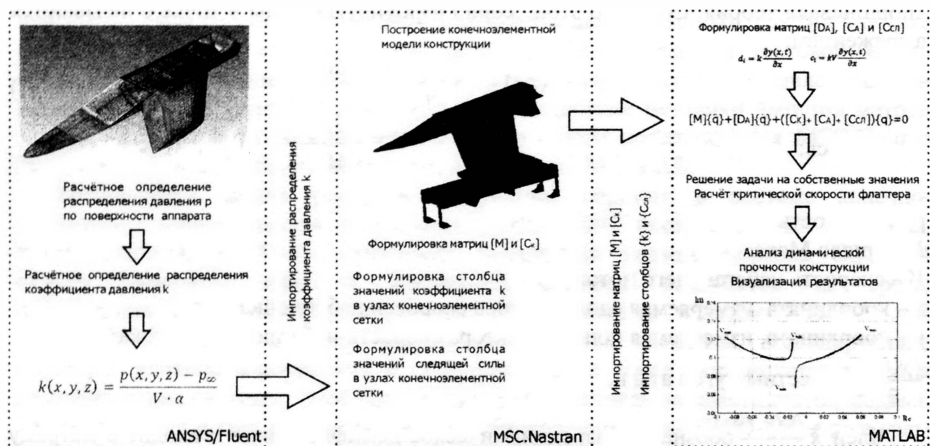


Рис.4. Алгоритм программной реализации методики по анализу динамической прочности гиперзвукового летательного аппарата

Для верификации разработанной методики было проведёно сравнение экспериментальных и расчётных критических скоростей флаттера пластин в сверхзвуковом потоке газа. Экспериментальные данные были получены Г.Н.Микишевым. При продувке пластины доводились до разрушения.

В доступной литературе не удалось обнаружить результатов экспериментальных исследований динамической прочности конструкции при числах $M > 3$. В то же время, предложенная методика применима при скоростях $1,3 < M < 3$. Поэтому экспериментальные данные, полученные Г.Н.Микишевым, были использованы для верификации предлагаемой расчётной методики.

В диссертации был проведён расчёт критической скорости флаттера дюралюминиевых пластин размером 300x300мм, толщиной 1,1, 1,18, 1,3мм. Граничные условия – жёсткое защемление по контуру. Давление, плотность и температура невозмущённого потока соответствуют параметрам на уровне моря. В системе MSC.Nastran были построены упруго-массовые модели конструкции пластин, в пакете ANSYS/Fluent проведено определение стационарных

аэродинамических характеристик, в пакете MATLAB формирование уравнения (6), решение задачи по определению критической скорости флаттера и вывод о динамической прочности пластин в гиперзвуковом потоке газа.

На Рис. 5, точками обозначены экспериментальные значения критической скорости флаттера, полученные Г.Н.Микишевым, а звёздочками – точки, полученные по результатам расчёта (здесь: h – толщина пластины, a – длина ребра, M – число Маха потока). Как видно из приведённого сравнения, значения, полученные расчётным путём, хорошо согласуются с экспериментальными данными, что подтверждает достоверность разработанной расчётной методики.

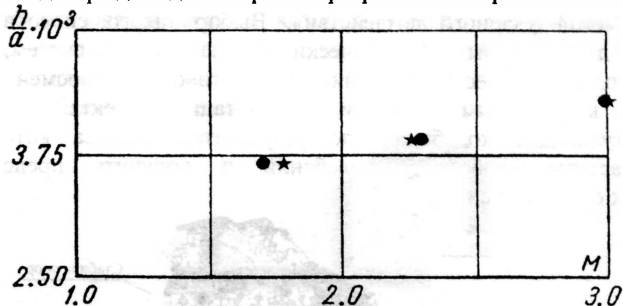


Рис.5. Сравнение экспериментальных и расчётных значений критической скорости флаттера пластины

Третья глава посвящена расчётно-экспериментальному определению параметров динамической прочности крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» при огневых испытаниях на стенде Ц-16ВК.

Аэродинамический стенд Ц-16ВК предназначен для моделирования условий гиперзвукового полёта на скорости $M=6$ и высоте $H \approx 30000$ м. Для воспроизведения полной температуры воздуха или полной удельной энтальпии используется огневой подогреватель (ОП) воздуха высокого давления (ВВД). Общая схема проточного тракта стенда с линией эксгаустерной системы обеспечения высотных условий в рабочей части стенда и отсоса продуктов сгорания во время испытания показана на Рис. 6. На данный момент стенд Ц-16ВК и стенд в НИЦ им. Ленгли (США) являются единственными в мире, на которых функционирует современная технология высотных испытаний гиперзвуковых летательных аппаратов с высокоскоростными ПВРД.

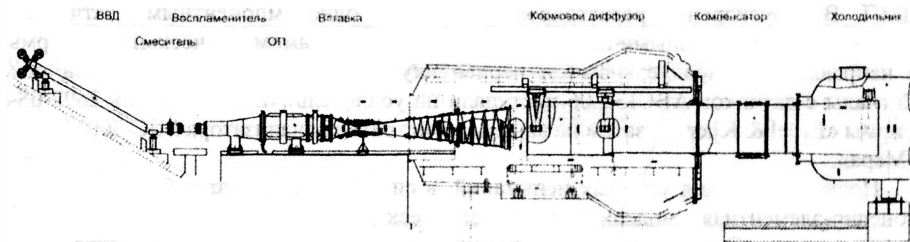


Рис. 6. Общий вид проточного тракта стенда Ц-16ВК

Крупномасштабная интегрированная модель «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» устанавливается на стенде Ц-16ВК на специальной динамометрической платформе (ДМП), которая в свою очередь крепится к барокамере стенда на гибких лентах (Рис. 7). Поэтому для корректного моделирования динамики конструкции КИМ необходимо учитывать влияние стендовой оснастки. Перед построением конечно-элементной модели динамометрической платформы в системе MSC.Nastran были проведены экспериментальные исследования по определению свободных частот колебаний ДМП. Для этого использовался широко распространённый в практических приложениях метод ударного воздействия. Выбор такого способа испытаний рекомендован для сложных динамических механических систем, испытания которых необходимо провести в течение короткого отрезка времени в условиях приближенных к реальным условиям эксплуатации объекта. Удар вызывает свободные затухающие колебания, по результатам анализа которых можно определять частоты свободных колебаний и получить представление о демпфирующих свойствах системы.

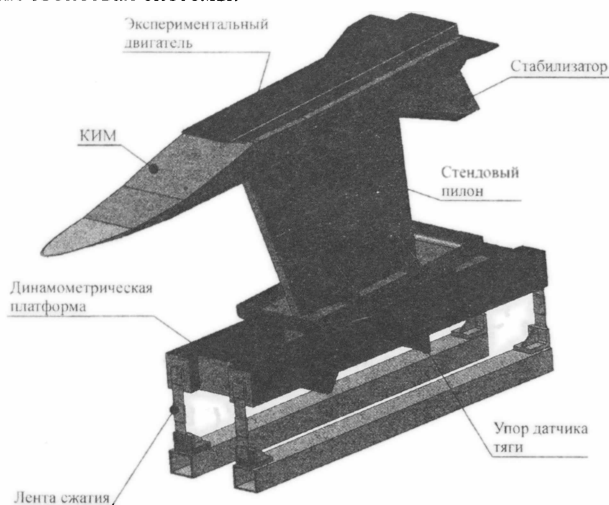


Рис. 7.Схема установки КИМ на динамометрической платформе стенда Ц-16ВК

При проведении испытаний динамометрической платформы удары наносились в параллельном и перпендикулярном направлениях относительно продольной оси ДМП. Виброускорения регистрировались двумя однокомпонентными датчиками ABC134-06, размещёнными на переднем левом крае динамометрической платформы в направлениях параллельном и перпендикулярном её общей продольной оси. Сигналы с датчиков ABC134-06 поступали на усилитель NEXUS модель 2692-0S4 фирмы «Brüel & Kjær», а затем на каналы регистратора-анализатора MIC-300M НПП «Мера».

После проведения ударных испытаний, в системе MSC.Nastran была построена конечно-элементная модель динамометрической платформы стенда Ц-16ВК. Расхождение частот колебаний, определённых расчётным и экспериментальным методом, по первым трём тонам не превысило 4%.

Затем в системе MSC.Nastran была построена конечно-элементная модель КИМ, установленной на динамометрической платформе стенда Ц-16БК (Рис. 8).

После проведения расчётов частот и форм колебаний КИМ в системе MSC.Nastran, были проведены экспериментальные исследования по определению частот свободных колебаний КИМ на динамометрической платформе стенда Ц-16БК. Общий порядок экспериментов описан выше, но по одному кадру (совокупности мест установки датчиков вибрации ABC134-06 и приложения ударного возбуждения) невозможно судить об общем частотном отклике конструкции. Поэтому для верификации частот свободных колебаний по какому либо тону использовался кадр, в котором ударное возбуждение и установка датчиков максимально соответствовали данной форме колебаний. На Рис. 9 и 10 приведены реализация отклика на ударное воздействие и частоты свободных затухающих колебаний, полученные в программе WinPos.

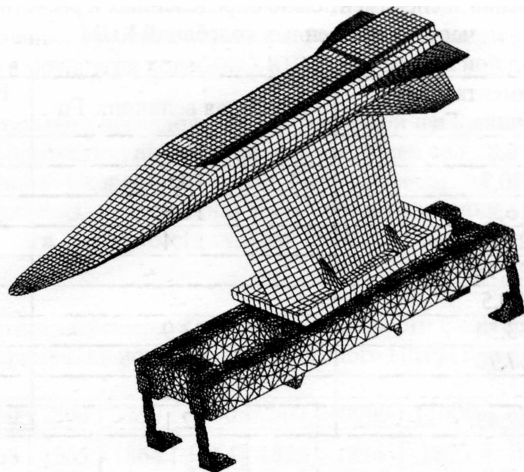


Рис. 8. Результирующая конечно-элементная модель КИМ на динамометрической платформе стенда Ц-16БК

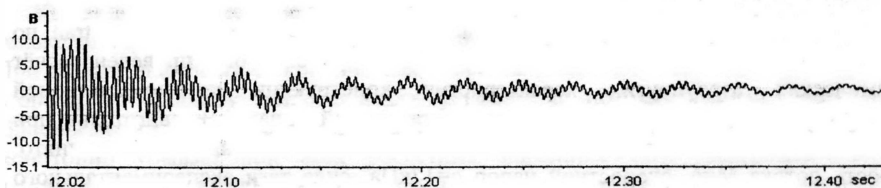


Рис.9. Кадр 24, датчик №4. Реализация отклика на ударное воздействие

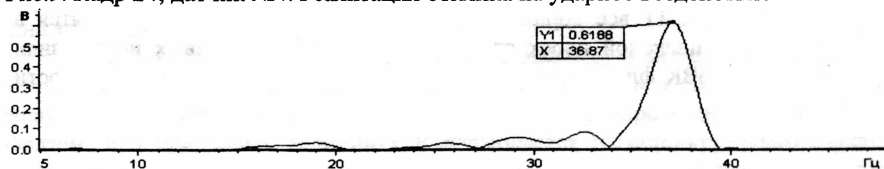


Рис.10. Кадр 24, датчик №4. Спектральный анализ реализации отклика на ударное воздействие

При анализе результатов эксперимента были выявлены частоты колебаний конструкции, отсутствующие в конечно-элементной модели КИМ. Дополнительные ударные испытания конструкции стенда Ц-16ВК показывают, что частота 6,8Гц является частотой собственных колебаний барокамеры. Конечно-элементное моделирование топливной магистрали КИМ позволяет предположить, что частоты 24,93Гц и 29,5Гц соответствует собственным колебаниям пакета дренажных трубок с дросселем и топливоподводом. Отсутствие в экспериментальных данных частоты 41,8Гц объясняется несовершенством методики ударных испытаний. В процессе огневых испытаний барокамера стенда Ц-16ВК и топливная магистраль экспериментального двигателя не обдуваются гиперзвуковым потоком воздуха. Поэтому принято допущение, что колебания данных элементов конструкции не оказывают влияния на критическую скорость флаттера КИМ.

Таблица 1.

Сравнение экспериментально определённых и расчётных частот собственных колебаний КИМ

	Экспериментальная величина, Гц	Расчётная величина, Гц	Расхождение, %
1	6,8	-	-
2	10,3	10,6	2,8
3	16,27	16,3	0,2
4	22,87	21,4	6,4
5	24,93	-	-
6	29,5	-	-
7	33,54	33,9	1,1
8	37,70	40,1	6
9	-	41,8	-
10	42,43	42,1	0,8

В целом, как видно из таблицы 1, построенная в диссертации конечно-элементная модель корректно моделирует динамику конструкции КИМ и может быть использована для анализа динамической прочности изделия и расчёта критической скорости флаттера.

После построения упруго-массовой модели КИМ в системе MSC.Nastran по разработанной в данной диссертации методике (см. Рис. 4) был проведён расчёт динамических аэроупругих характеристик конструкции крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» при огневых испытаниях на стенде Ц-16ВК. В качестве исходных данных было принято: скорость потока $M=6$, скоростной напор $q=17\text{кПа}$, сила тяги экспериментального двигателя $R=4000\text{Н}$. Результаты расчёта представлены на Рис. 11.

Как видно из Рис. 11 все корни характеристического уравнения находятся в левой половине комплексной плоскости, следовательно при огневых испытаниях КИМ на стенде Ц-16ВК флаттер не возникнет. Критерий динамической прочности выполнен.

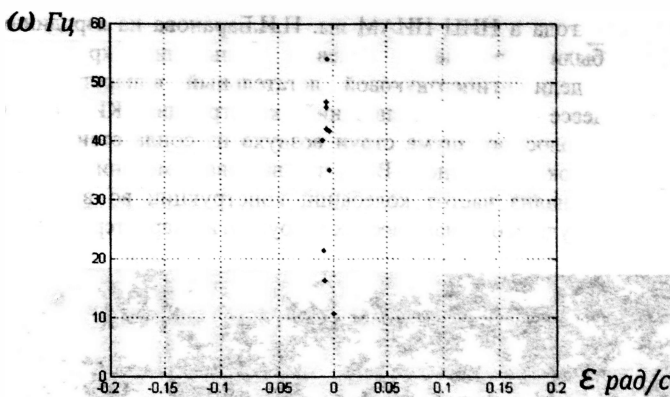


Рис. 11. Собственные значения характеристического показателя первых десяти тонов аэроупругих колебаний КИМ на комплексной плоскости

Для дополнительного исследования динамической прочности конструкции КИМ в гиперзвуковом потоке газа при приложении следящей силы расчётная модель была несколько изменена. Скоростной напор был увеличен до $q=110\text{кПа}$. Величина коэффициента давления, приложенная к стабилизаторам модели, была увеличена в пять раз. Сила тяги экспериментального двигателя варьировалась от $R=0\text{Н}$ до $R=30000\text{Н}$.

Таблица 2.

Расчётная зависимость критической скорости флаттера от тяги экспериментального высокоскоростного ПВРД при $q=110\text{кПа}$

R	0	1250	2500	3750	5000	7500	10000	15000	20000	25000	30000
$V_{кр\ 2-3}$	1872	1868	1865	1864	1864	1870	1876	1893	1910	1927	1945
$V_{кр\ 6-7}$	1995	1988	1980	1973	1965	1948	1929	1885	1830	1756	1657

Как видно из представленных данных, наличие следящей силы тяги двигателя не только влияет на критическую скорость, но и может поменять характер флаттера. При малых значениях R критическая скорость изгибно-крутильного флаттера по второму и третьему тону сначала убывает, а потом начинает возрастать. Одновременно, критическая скорость флаттера по шестому и седьмому тону монотонно убывает при всех расчётных значениях тяги экспериментального двигателя и при $R \approx 15000\text{Н}$ изгибно-крутильный флаттер КИМ на стендовом пилоне заменяется связанным продольно-поперечным флаттером КИМ и динамометрической платформы.

Это связано с тем, что номера парно взаимодействующих степеней свободы, и соответственно, характер флаттера, зависят от места и величины приложения нагрузки. Аэроупругие силы и сила тяги двигателя распределены по КИМ таким образом, что при малых величинах R наблюдается изгибно-крутильный флаттер конструкции на стендовом пилоне, а при больших – продольно-поперечный флаттер КИМ на динамометрической платформе.

В мае-июне 2011 года в НИЦ ЦИАМ им. П.И.Баранова на аэродинамическом стенде Ц-16ВК были проведены огневые испытания крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» (Рис. 12). В процессе огневых испытаний конструкция КИМ подвергается воздействию широкополосного шума струи воздуха из сопла стенда и пульсаций давления в тракте высокоскоростного ВРД, что вызывает механические колебания конструкции КИМ. Анализ частот колебаний конструкции во время стендовых испытаний позволяет судить о динамических аэроупругих характеристиках КИМ.

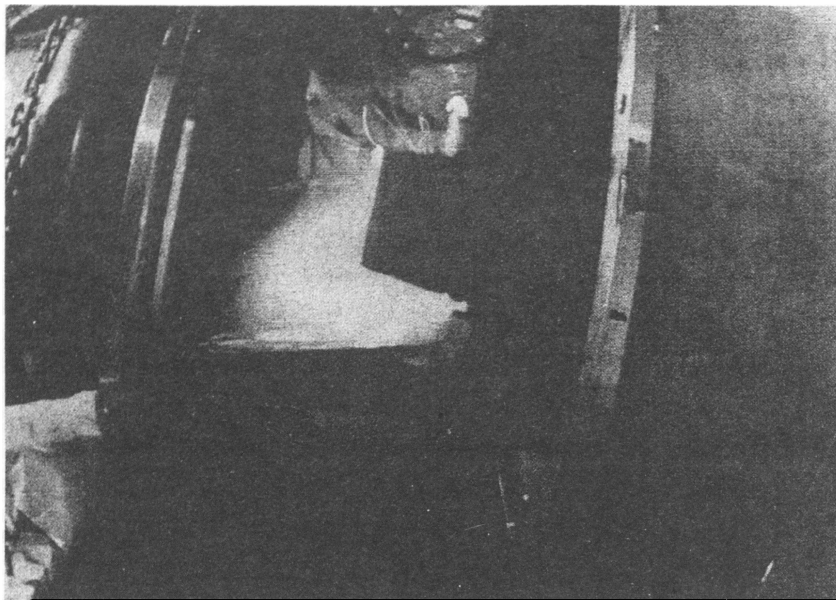


Рис. 12. Огневые испытания КИМ на стенде Ц-16ВК

Перед испытаниями на КИМ был установлен трёхкомпонентный датчик вибрации 356A25 фирмы PSB Piezotronics (США) со встроенными усилителями напряжения. Рабочий диапазоном частот датчика $0.5\text{--}6500\text{Гц}$. Сигналы с датчика поступали на регистратор-анализатор МІС-300М НПП «Мера», на котором в темпе эксперимента осуществлялись измерения и экспресс-анализ замеров. После испытаний обработка зарегистрированных экспериментальных данных осуществлялась пакетом WinПОС разработки НПП «Мера».

Спектральный анализ сигнала проводился с разрешением по частоте $0,82\text{Гц}$. Это связано с тем, что параллельно с анализом динамических аэроупругих характеристик КИМ проводился корреляционный анализ пульсаций давления в камере сгорания высокоскоростного ПВРД и колебаний конструкции КИМ.

Анализ Рис. 11 и Рис. 13 показывает, что определённые с помощью расчёта по разработанной в данной диссертации методике частоты колебаний КИМ в гиперзвуковом потоке с учётом погрешности обработки экспериментальных данных хорошо совпадают с экспериментально определёнными частотами колебаний КИМ при огневых испытаниях на стенде Ц-16ВК.

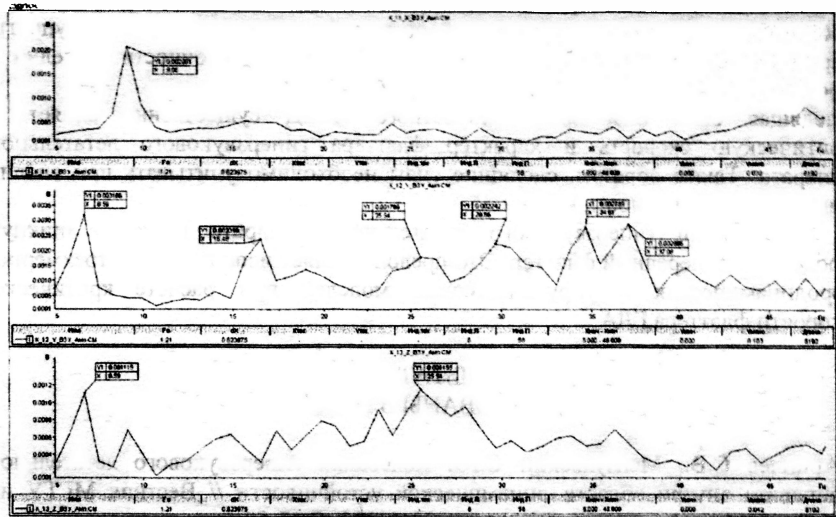


Рис. 13. Частоты колебаний КИМ в процессе огневых испытаний

Исключение составляет первая форма колебаний КИМ – при расчёте динамических аэроупругих характеристик её частота была определена как $10,5 \pm 0,1$ Гц, а при огневых продувках ей соответствует частота $9,06 \pm 0,41$ Гц. Однако, снижение первой частоты колебаний крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» вызвано не действием аэроупругих сил, а нагревом конструкции динамометрической платформы стенда Ц-16ВК. Также следует отметить, что в процессе огневых испытаний крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» на стенде Ц-16ВК потери динамической прочности КИМ не произошло.

Исходя из вышеперечисленного, можно сделать вывод, что результаты полученные с помощью разработанной в диссертации методики расчёта динамической прочности гиперзвукового летательного аппарата и её программной реализации показывают хорошую сходимость с экспериментальными данными, что позволяет использовать данную методику при создании перспективных ГЛА.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ:

1. Разработана методика расчёта динамической прочности гиперзвуковых летательных аппаратов и конструкций обтекаемых гиперзвуковым потоком воздуха. В качестве критерия динамической прочности выбрано отсутствие флаттера. Методика использует трёхмерные аэродинамические и упруго-массовые модели, что позволяет учесть особенности конструкции ГЛА.
2. Разработана программная реализация методики расчёта динамической прочности ГЛА.
3. Проведены экспериментальные исследования динамических аэроупругих характеристик конструкции в гиперзвуковом потоке газа – огневые испытания крупномасштабной интегрированной модели «гиперзвуковой летательный аппарат + двигатель» на стенде Ц-16ВК. Параметры гиперзвукового потока:

скорость Маха $M=6$, скоростной напор 17кПа. Показано хорошее совпадение расчётных и экспериментальных значений динамических аэроупругих характеристик конструкции. Потери динамической прочности изделия в процессе огневых испытаний не наблюдалось.

4. Следящая сила тяги высокоскоростного ПВРД существенно влияет на критическую скорость и характер флаттера гиперзвукового летательного аппарата. Таким образом, следящие силы необходимо учитывать при анализе динамической прочности ГЛА.
5. В конструкции гиперзвукового летательного аппарата может возникнуть продольно-поперечный флаттер. Это предопределяет использование трёхмерных аэродинамических и упруго-массовых моделей при расчёте критической скорости флаттера ГЛА.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ ОПУБЛИКОВАНЫ В РАБОТАХ

1. Аринчев С.В., Мензульский С.Ю. Колебания гиперзвукового летательного аппарата внутри области динамической устойчивости // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. Машиностроение, 2010. №2. С.47-58.
2. Ватрухин Ю.М., Мензульский С.Ю., Никопоренко А.В., Определение аэроупругих характеристик гиперзвукового летательного аппарата с точки зрения безопасности авиоперевозок // Специальная техника, 2010. №4. С.41-46.
3. Мензульский С.Ю. Методика расчёта динамических аэроупругих характеристик конструкции, обтекаемой гиперзвуковым потоком воздуха // Известия высших учебных заведений. Сер. Машиностроение, 2011. №2. С.16-22.
4. Определение вибрационно-пульсационных характеристик крупномасштабной интегрированной модели «двигатель-фюзеляж» при испытаниях на стенде Ц-16ВК НИЦ ЦИАМ / В.Ю.Александров [и др.] // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2009-2010гг.). М., 2010. С. 130-131.
5. Семёнов В.Л., Мензульский С.Ю. Бортовая система измерения силы тяги от блока камеры сгорания экспериментального высокоскоростного ВРД // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXI академических чтений по космонавтике. Москва. 2007. С. 372.
6. Разработка устройства для измерения усилия, создаваемого высокоскоростным прямоточным ВРД-демонстратором при стендовых и лётных испытаниях / В.Л. Семёнов [и др.] // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXII академических чтений по космонавтике. Москва. 2008. С. 399.
7. Мензульский С.Ю. Динамика конструкции стендовой интегрированной модели «двигатель – летательный аппарат» в условиях гиперзвукового обтекания // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXIV академических чтений по космонавтике. Москва. 2010. С. 51-52.