

Расчетное сопровождение процессов проектирования, изготовления и испытаний динамически-подобных моделей в аэродинамических трубах.

Ю.А Азаров, В.Д. Григорьев, М.Ч Зиченков

Московский Физико-Технический Институт
Учебно-научно-производственный комплекс
Факультет Аэромеханики и Летательной Техники
(МФТИ УНПК ФАЛТ)
Центральный Аэро-Гидродинамический Институт

Введение.

Темой работы является анализ опыта применения расчетов методом конечных элементов в качестве одного из средств обеспечения испытаний на флаттер в трансзвуковых аэродинамических трубах (АДТ).

Натурные конструкции, за редким исключением, на флаттер по понятным причинам в АДТ не испытываются. Применение модельных испытаний с созданием соответствующих моделей вынуждено и неизбежно.

Основная трудность при моделировании связана с фактором тонкостенности, который существенно усложняет производство и испытания моделей. Сами испытания сопряжены со значительным техническим риском, связанным с высокой стоимостью продувок в аэродинамических трубах и опасностью повреждения оборудования АДТ при возможном разрушении модели. Сложность проблемы увеличивается, когда необходимо обеспечить малые значения масштаба длин модели. В таком случае традиционный способ создания модели как конструктивно-подобной неприменим из-за ограничений, как по прочности модели, так и по трудоемкости/стоимости изготовления.

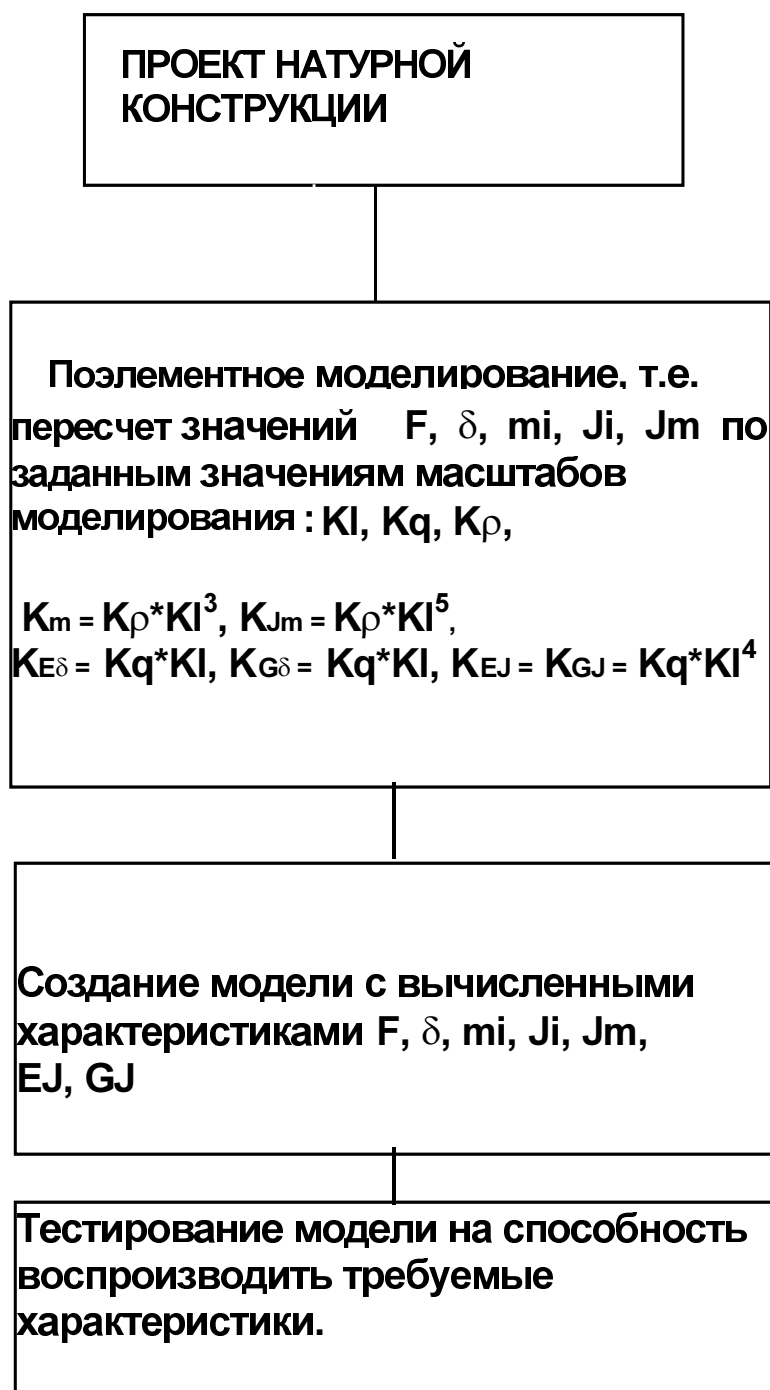
Естественный путь решения - создание моделей, которые, не обладая конструктивным подобием, тем ни менее позволяют воспроизводить требуемые упруго-массовые характеристики объекта, то есть динамически-подобных моделей (ДПМ). Формализованная методика построения ДПМ изложена в работах [1,2]. Настоящая работа обобщает опыт применения вычислительного комплекса MSC/NASTRAN к задаче создания и изготовления моделей, а также сопровождения экспериментальных исследований флаттера в АДТ.

1. Основные принципы проектирования ДПМ.

Традиционный путь создания моделей - это моделирование (с использованием критериев подобия) локальных упруго-массовых характеристик, то есть построение конструктивно-подобных моделей. В случае, если упруго-массовые свойства конструкции позволяют редуцировать разрешающую систему уравнений, (к балочной модели, к модели тонкостенного стержня) то существует возможность создания более простых моделей, при сохранении самого принципа моделирования. То есть после вычисления необходимых интегральных характеристик - моментов инерции поперечного сечения и массовых моментов инерции в этом случае можно моделировать указанные

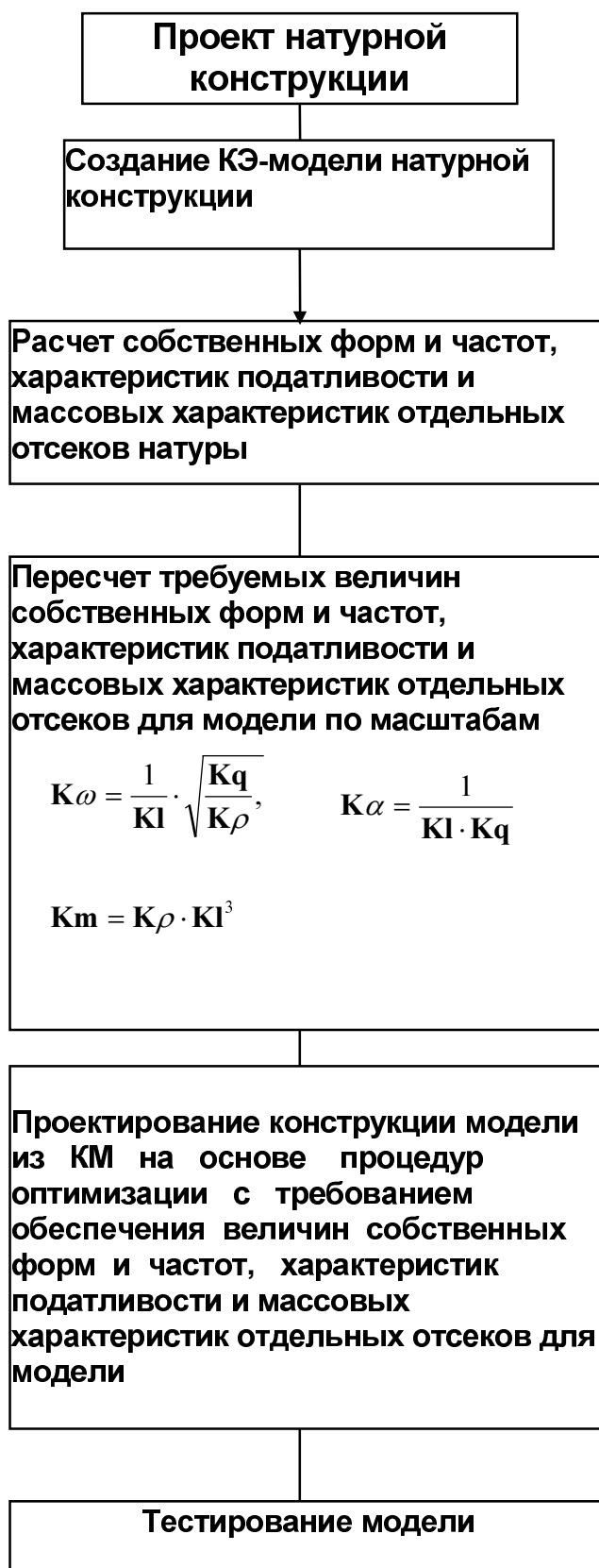
характеристики - создавать модели отсечно-балочной ("шашлычной") схемы, например, для крыльев большого удлинения.

В обоих случаях схема моделирования следующая



Использование анизотропных свойств композиционных материалов (КМ) и возможностей современных вычислительных систем позволяют применить методики создания модели, основанные на априорных знаниях о поведении конструкции, полученных по КЭ-расчетам. Причем конструктивная схема подобных моделей может принципиально отличаться от схемы исходной, моделируемой конструкции, обладая лучшими характеристиками в смысле прочности, технологичности и

стоимости. Схема проектирования подобных моделей будет принципиально отличаться от приведенной выше:



Очевидно, что задача определения параметров конструкции по известным откликам есть одна из обратных задач прочности. В

процедуре проектирования модели используется свойство некорректности подобного рода задач, то есть то обстоятельство, что требуемому отклику соответствует не единственно возможная конструкция, а достаточно большое множество. В данном множестве конструктивных решений и производится поиск искомого, удовлетворяющего в том числе требованиям прочности и технологичности. Условия выполнения указанных требований используются здесь для регуляризации решения обратной задачи.

Для реализации изложенной схемы необходимо, во-первых - постановка необходимой оптимизационной задачи, формализация ее на входном языке конкретного вычислительного программного средства, во-вторых - создание КЭ-моделей высокого качества в смысле достоверности получаемых результатов.

Для решения перечисленных выше задач, а также задач, связанных непосредственно с сопровождением экспериментов в АДТ, использован пакет MSC/NASTRAN v69, v70. Ниже излагаются некоторые из полученных результатов.

2. Схема оптимизационной процедуры проектирования ДПМ

Проектирование ДПМ на основе реализации оптимизационной процедуры построено на использовании метода оценки параметров по Байесу. В работе [3] она формулируется как задача минимизации функционала ошибки

$$E = wt \cdot \sum wr \cdot (r - r_0)^2 + wm \cdot \sum wp \cdot (p_f - p_0)^2$$

где r - отклик конструкции при испытаниях
 r_0 - расчетный отклик конструкции
 wr - весовой коэффициент (доверительный коэффициент) отклика
 p_f - параметры окончательной модели
 p_0 - параметры исходной модели
 wp - весовые коэффициенты (доверительные коэффициенты) параметров
 wt - весовой коэффициент данных эксперимента в целом
 wm - весовой коэффициент для параметров модели в целом.

Успешное решение указанной задачи приводит к корректировке параметров расчетной модели по данным эксперимента при минимальных изменениях в параметрах модели.

В нашем случае оптимизационная проблема формулируется практически также, за тем исключением, что вместо откликов при испытаниях используются отклики, полученные независимым расчетом по модели реальной конструкции.

Как совершенно справедливо указано в учебно-методической литературе MSC [4], для задачи, имеющей активные ограничения, оптимум ищется как экстремум лагранжиана

$$L(\vec{x}, \lambda) = F(\vec{x}) + \sum_{j=1}^M \lambda_j g_j(\vec{x})$$

$$\lambda_j \geq 0$$

где \vec{x} - параметры состояния (проектирования)

$F(\vec{x})$ - целевая функция

$g_j(\vec{x})$ - ограничения в виде неравенств

Условия Куна-Такера формулируются так: оптимум \vec{x}^* достигается при выполнении следующих условий

1. \vec{x}^* - параметры модели имеют допустимые значения, то есть для всех j выполняется

$$g_j(\vec{x}^*) \leq 0.$$

2. $\lambda_j g_j(\vec{x}) = 0$

3. $\nabla F(\vec{x}) + \sum_{j=1}^M \lambda_j \nabla g_j(\vec{x}) = 0$

$$\lambda_j \geq 0 \quad j = 1, 2, \dots, M$$

То есть в рамках принятого в MSC/NASTRAN подхода к процедуре оптимизации без каких-либо проблем можно реализовать схему оценки параметров по Байесу - в качестве упомянутой выше функции ошибок будет использоваться $L(\vec{x}, \lambda)$. Весовые коэффициенты будут входить как в целевую функцию (и задаваться непосредственно) так и в нормализованные выражения для граничных условий.

Параметрами состояния модели в рассматриваемой задаче являются

- количество слов в отдельных зонах модели
- ориентация слоев КМ
- сосредоточенные доводочные массы
- параметры, определяющие форму модели.

В число откликов математической модели, использованных в оптимизационной процедуре, в общем случае входят

- перемещения характерных точек конструкции - точки, по которым строится матрица податливости
- собственные частоты конструкции для требуемого числа тонов
- общий вес конструкции
- веса отдельных участков конструкции

- амплитуды в характерных точках конструкции на резонансных частотах при вибрационном воздействии (frequency response)

Причины использования откликов при вибровоздействии перечислены в [3]:

- использование собственных форм непосредственно в качестве откликов в MSC/NASTRAN невозможно.
- сопоставление откликов модели с соответствующими экспериментальными значениями лучше производить на вибровоздействие - в отличие от собственных форм их определение (замер) является прямой процедурой, лишенной погрешностей, дополнительно вносимых при пересчете.
- при расчете на вибровоздействие существует возможность учесть демпфирование, а при расчете собственных форм демпфирование не учитывается.

Для сопоставления требуемых значений откликов моделей предварительно производится сведение их к единой размерности, используя приведенные выше масштабные коэффициенты и основанные на критериях подобия формулы пересчета.

Так как параметры состояния модели и отклики ее очевидно находятся в достаточно сложных нелинейных зависимостях, то процесс оптимизации, как правило, не удается реализовать использованием единой оптимизационной процедуры. Процесс оптимизации в этом случае обычно можно охарактеризовать как блуждание среди большого числа локальных максимумов целевой функции, весьма далеких от абсолютного.

Опыт показал, что к требуемому результату обычно приводит следующая последовательность действий:

1. Проведение процедуры оптимизации с выбором в качестве целевой функции рассогласования требуемых и расчетных значений (в квадратичной норме) подмножества коэффициентов матриц податливости. Отклики на расчет собственных частот и вибровоздействие не учитываются. В качестве ограничений используются как технологические ограничения (минимальная и максимально допустимая толщина слоя композита, суммарная толщина пакета, ограничение по невыходу обводов конструкции за теоретический контур) так и ограничение по общей массе конструкции и массам отдельных отсеков.
2. Процедура оптимизации с целевой функцией на основе меры рассогласования собственных частот. Рассогласование по упругим характеристикам моделей интерпретируется как ограничение по отклику.
3. Процедура оптимизации с целевой функцией на основе меры рассогласования откликов на вибровоздействия - амплитуд или ускорений на некоем множестве точек. Указанные точки обычно выбираются как подмножество точек определения матриц податливости, они должны удовлетворять требованию наблюдаемости необходимого числа собственных форм.

Рассогласование по собственным частотам включается в состав ограничений.

3. Идентификация свойств материалов.

Первый из представленных результатов относится к задаче идентификации свойств материалов, из которых планируется изготовление модели. Задача напрямую связана с получением КЭ-модели высокой точности. Это связано с двумя существенными факторами, приобретающими особую важность при использовании композиционных материалов.

Во-первых, интегральные характеристики упругости какой-либо зоны конструкции определяются не только локальными характеристиками составляющих пакет слоев композиционного материала, но и технологическими, конструктивными и масштабными факторами. Во-вторых, условности, присущие КЭ-моделированию, приводят к большим погрешности при задании композиционных конструкций с сложными схемами укладки слоев. В принципе проблемы можно решить, создавая модели из 3D-элементов высокой степени дискретизации - что на практике, естественно, осуществить невозможно. Рабочие модели - это, как правило, модели с преимущественным использованием 2D-элементов.

Естественным путем решения проблемы является учет влияния перечисленных выше факторов путем корректировки соответствующих характеристик материалов слоев, при сохранении относительно простой схемы конечно-элементного моделирования.

Проблема решалась путем расчетно-экспериментальных исследований, где результаты расчетов модельных задач и экспериментов служат основой для использования процедур нелинейной регрессии. Эксперименты выполнены сотрудником ЦАГИ Егоровым В.В.

На рис. 3.1 показан внешний вид экспериментального образца с окончательной схемой укладки композита. Размеры образца примерно соответствовали характерному размеру элемента конструкции ДГМ, схема укладки композита воспроизводила примерную схему укладки в ДГМ с характерными технологическими особенностями (например - ступеньки при укладке однонаправленного слоя на неплоский рельеф поверхности ранее уложенных слоев).

Укладка композита на модельный образец выполнялась последовательно, после каждой фазы проводились экспериментальные определения характеристик упругости конструкции, производились соответствующие расчеты МКЭ-модели (рис. 3.2) и идентифицировались характеристики материала уложенного слоя (пакета).

Процедура идентификации основывалась на методе нелинейной регрессии. Необходимые функции, аппроксимирующие упругие деформации (с учетом девиации опор) верифицировались КЭ-расчетом. На - рис. 3.3 - пример сопоставления деформаций конструкции, полученных в эксперименте и расчетом до и после идентификации.

4. Примеры проектирования ДПМ.

Первый из примеров - создание ДПМ натурной конструкции, представляющей собой систему перекрестных балок. ДПМ выполнена как пластина - сэндвич с несущими слоями из углепластика. Главным требованием в данной задаче было соблюдение требования точности воспроизведения упругих характеристик. Указанное требование удалось выполнить, несмотря на жесткие требования по масштабным коэффициентам (рис. 4.1)

Второй пример - создание ДПМ конструкции треугольного крыла. Крыло представляло собой типичную тонкостенную авиационную конструкцию, модель - пластина-сэндвич с несущими слоями из углепластика (рис. 4.2). Доведение внешней поверхности до теоретического контура выполнялось доклейкой пенопластом. Источником данных по моделируемой конструкции являлась КЭ-модель натурального крыла. Проектирование проводилось с выполнением полного набора требований к модели - по частотам, формам колебаний, массовым и упругим характеристикам (рис. 4.3).

Дано сравнение по формам собственных колебаний исходной КЭ-модели и модели, спроектированной в результате реализации 3-шаговой процедуры оптимизации (рис. 4.4).

На этапе формирования вектора пространства состояний модели, для второй из задач возникали трудности с учетом сосредоточенных (доводочных) масс, то есть использование их как переменных проектирования. В MSC/NASTRAN прямое использование характеристик элементов-сосредоточенных масс (CONM) в качестве переменных проектирования (DESVAR) не допускается (и в библиографии можно найти жалобы по этому поводу). Использованы два варианта обхода указанного ограничения:

1. Использование в качестве доводочных масс двумерных элементов с необходимой плотностью и пренебрежимо малой жесткостью. Переменные проектирования (DESVAR) с помощью утверждений DVPREL1 связывались с толщинами соответствующих элементов.
2. Использование элементов-скалярных масс (CMASS), где значения масс определяется утверждениями PMASS. В этом случае появляется возможность напрямую, явно связать значение переменной проектирования и величиной массы груза. Однако в этом случае необходим предварительный анализ того, какие компоненты вектора перемещений являются определяющими, значимыми для воспроизведения требуемых собственных форм колебаний.

Получение проектов ДПМ, как уже указывалось выше, не является окончательной целью, а лишь одним из этапов использования КЭ-моделирования в ходе процесса **Проектирование - Изготовление - Испытание** моделей.

5. Изготовление ДПМ.

На основе результатов КЭ-проектирования выполняется технологический проект, который, естественно, отличается от идеального КЭ-проекта в сторону лучшей технологичности, практической реализуемости, с учетом наличия технических ресурсов и временных ограничений. От КЭ-моделирования на этой фазе требуется создание модели, отражающей технологические модификации и проведения расчетов, контролирующей сохранение требуемых характеристик.

Следующая фаза - фаза производства - также требует расчетного обеспечения, а именно - каждому промежуточному этапу производства ДПМ соответствовала своя модификация КЭ-модели. Это вызвано тем, что процесс изготовления контролируется проведением замеров характеристик упругости конструкции на промежуточных этапах. На каждом этапе КЭ-модель позволяла организовать текущий оперативный контроль процесса изготовления, при необходимости скорректировать проект при возникновении недопустимых по величине рассогласований.

После завершения изготовления дополнительно к замерам матриц податливости проводились частотные испытания, с сопоставлением результатов с расчетами соответствующей КЭ-модели.

6. Подготовка и сопровождение эксперимента.

Параллельно с сопровождением процесса изготовления ДПМ, как правило, начинается подготовка к испытаниям в АДТ. Хотя модели, предназначенные для испытаний на флаттер и изготовленные по указанной выше конструктивной схеме, обычно обладают хорошими прочностными характеристиками, проведение соответствующих расчетов на прочность необходимо.

Нагрузки на ДПМ при испытаниях вычислялись с использованием MSC/NASTRAN, с помощью SOL 144, 145 - блоков расчета на статическую аэроупругость и флаттер. Соответственно определялась: во-первых - способность конструкции по восприятию скоростного напора воздушного потока в АДТ, во-вторых - способность модели выдерживать без разрушения нагрузки входа во флаттерный режим.

Расчет по SOL 144 позволяет использовать возможности MSC/NASTRAN для оценки прочности композиционных конструкций - получить непосредственно значения индексов прочности с использованием набора критериев (Хилла, Хоффмана и т.д.). В SOL 145 такая возможность, к сожалению, отсутствует, так как для комплексных форм флаттерных колебаний в MSC/NASTRAN вывод напряжений в отдельных слоях композита невозможен. В этом случае требовался дополнительный «ручной» расчет прочности пакета по значениям деформаций. Всего с использованием флаттерного блока решалось несколько задач: определение лимитирующих форм флаттера, выявление опасных зон конструкции ДПМ для наблюдения в ходе испытаний и обеспечения эффективного контроля за безопасностью эксперимента, установление максимально допустимых амплитуд колебаний в случае возникновения флаттера, прогнозирование границы

флаттера по скоростному напору и оценка влияния на нее числа M , плотности потока и конструктивных параметров модели.

Для решения указанных задач в дополнение к упруго-массовым КЭ-моделям были созданы соответствующие аэродинамические модели - в соответствии с требованиями методов дискретных диполей (Doublett-Lattice) и панельного (ZONA51). На рис. 6.1 приведена расчетная аэродинамическая модель крыла.

На этапе продувок решались задачи сопровождения эксперимента - оперативная оценка результатов, экстраполяции результатов на неисследованные области. При необходимости производилась коррекция характеристик КЭ-модели по данным экспериментов (трубных и наземных вибрационных испытаний). Схема такой коррекции предложена сотрудником ЦАГИ Ф.З. Ишмуратовым и заключается в модификации средствами DMAP коэффициентов модальной матрицы жесткости **КНН** в соответствии с экспериментальными значениями частот (рис. 6.2). Применимость такой схемы коррекции (при условии соответствия порядка следования форм колебаний) подтверждена сравнением результатов расчета с данными соответствующих трубных экспериментов.

С использованием математической модели средствами MSC/NASTRAN проводилась оценка влияния экспериментальной оснастки на результаты эксперимента (и в определенной степени - экстраполяция результатов эксперимента на натурные полетные условия). В данном случае был проведен расчет с моделированием системы тросов плавающей подвески ДПМ. Сложность задачи состояла в задании во флаттерном расчете усилий предварительной натяжки тросов. Проблема решалась поэтапно:

- решение задачи на собственные значения (SOL105) с использованием возможности учета усилий статического нагружения
- решение задачи SOL106 - натяжение тросов подвески конструкции с использованием процедуры статического нелинейного анализа
- рестарт с SOL145 (флаттерный расчет) с базы данных предыдущего нелинейного расчета. Контроль корректности расчета в частности проводился сравнением частот при малых скоростях с результатами SOL105.

На рис. 6.3 показаны некоторые результаты в виде графиков зависимости коэффициентов демпфирования и частоты от скорости потока для некоторых тонов системы "модель - тросовая подвеска". Результаты показывают, что тона колебаний, соответствующих вибрации тросов, не демпфируются и практически не взаимодействуют с деформационными тонами конструкции ДПМ. На рис. 6.4 - флаттерный тон колебаний модели на тросовой подвеске.

Заключение

Приведенные результаты показывают, что вычислительные возможности MSC/NASTRAN позволяют организовать практически

полное по объему расчетное сопровождение процесса проектирования, изготовления и испытаний на флаттер.

Многодисциплинарность проблемы (использованы структуризованные модули 101, 103, 106, 108, 144, 145, 200) не помешала использованию единых КЭ-моделей для конкретных ДПМ. Значительная часть общего объема моделирования проведена с применением штатного пре-постпроцессора MSC - MSC/PATRAN v6, v7, v8.

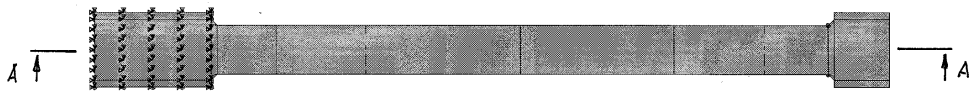
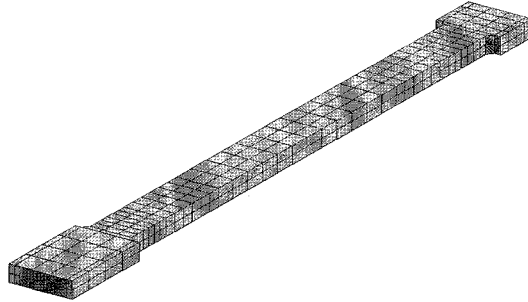
Результаты работы показали, что существующие возможности MSC/NASTRAN v70.5 позволяют успешно решить достаточно сложную техническую задачу создания объекта с требуемыми характеристиками, а также то, что комплекс MSC/NASTRAN успешно интегрируется в методики подготовки и сопровождения экспериментальных исследований аэроупругих характеристик ЛА.

Авторы выражают искреннюю благодарность Московскому отделению MSC за поддержку и надеются на дальнейшее плодотворное сотрудничество.

Литература.

1. Azarov Y.A. "Transonic Wing Tunnel Flutter Investigation Using Dynamically Scaled Models Made of Composite Materials", *Proceedings of the Third Sino-Russia of Aircraft Structure Strength Conference*, China, Beijing, 1994.
2. Ю.А.Азаров, Е.В.Брускова, В.Д.Григорьев, В.В.Назаренко, К.С.Стрелков. "Применение динамически подобных моделей из композиционных материалов для экспериментальных исследований проблем аэроупругости авиационных конструкций и строительных сооружений", *Proceeding of the Internation Conference "Advanced Technologies: Enternig XXI Centery" devoted to the 145-th anniversary of outstanding Russian Engineer V.Shukhov*, Moscow, Russia, 1998 г.
3. Blakely, K. " Matching Frequency Response Test Data with MSC/NASTRAN," *Proceedings MSC World User's Conference*, The MacNeal-Schwendler Corporation, 1995.
4. Moore G.J. MSC/NASTRAN. Design Sensitivity and Optimization. User's Guide. V6. 1994.

Экспериментальный образец



A - A

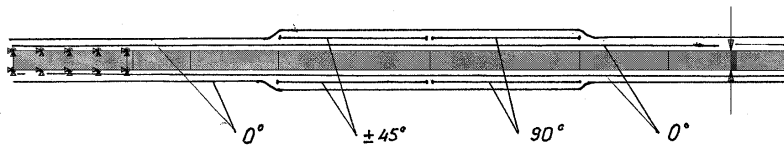


Рис 3.1

КЭ - модели

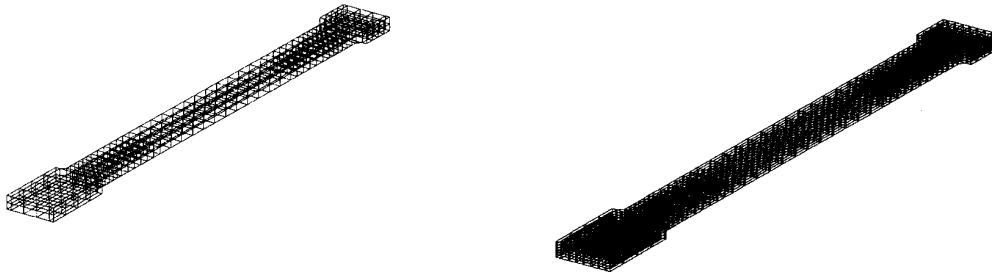
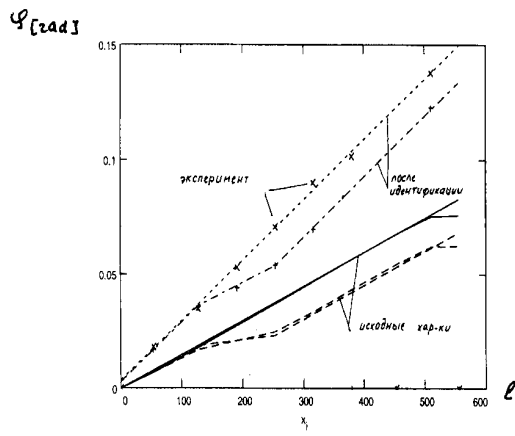


Рис. 3.2

КРУЧЕНИЕ



ИЗГИБ

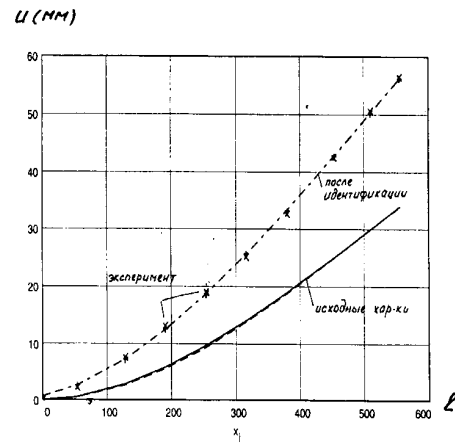


Рис. 3.3

ДПМ БАЛОЧНОЙ КОНСТРУКЦИИ

ИСХОДНАЯ БАЛОЧНАЯ КЭ-МОДЕЛЬ НАТУРЫ

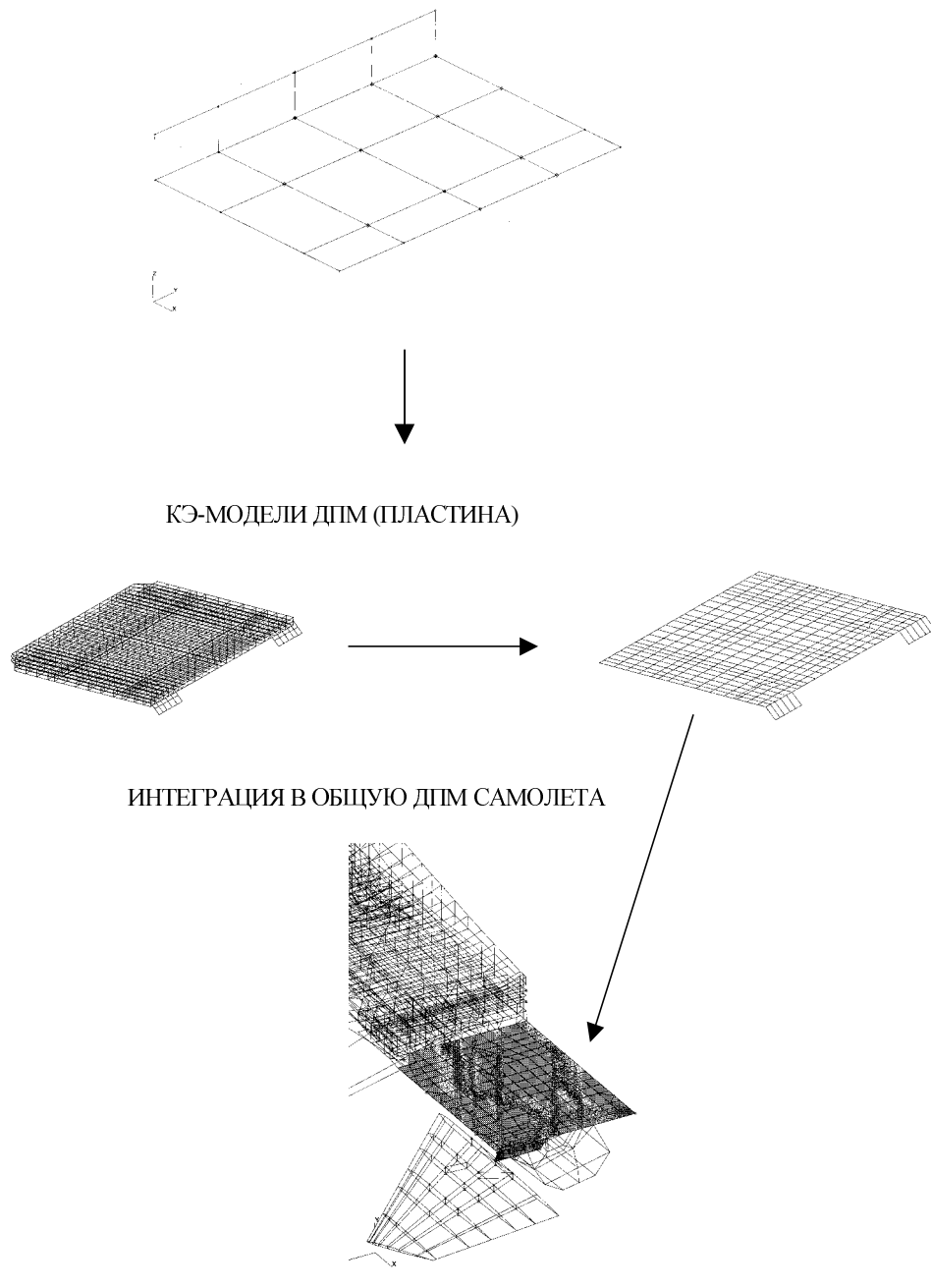
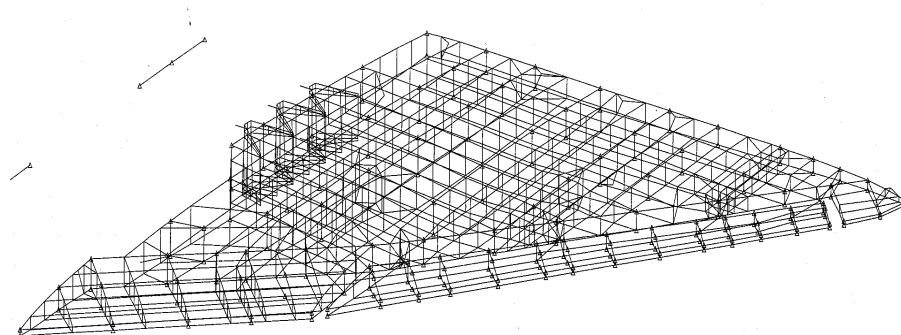


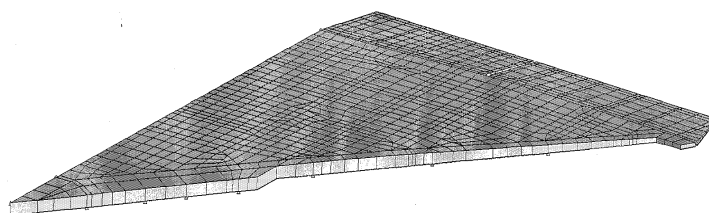
Рис. 4.1

ДИНАМИЧЕСКИ-ПОДОБНАЯ МОДЕЛЬ КРЫЛА

ИСХОДНАЯ КЭ-МОДЕЛЬ НАТУРЫ



КЭ-МОДЕЛЬ ПЛАСТИНЫ



ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ ВАРИАНТ ДПМ МОДЕЛИ

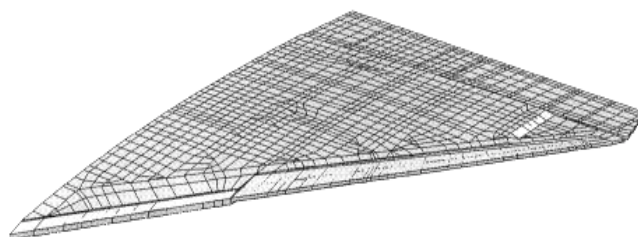


Рис. 4.2

ОПТИМИЗАЦИЯ ПО ЧАСТОТНОМУ ОТКЛИКУ

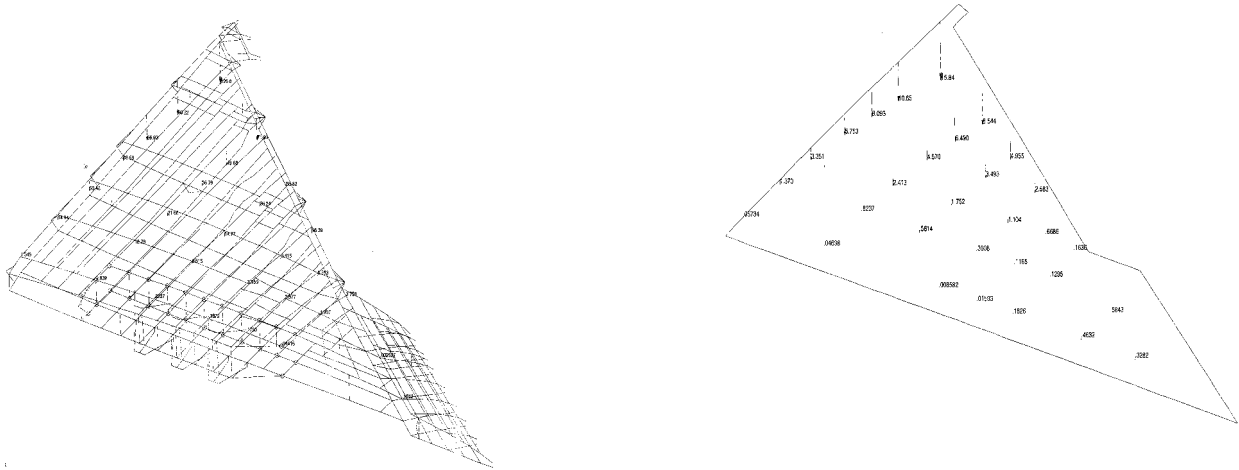


Рис. 4.3

СРАВНЕНИЕ ПО СОБСТВЕННЫМ ФОРМАМ КОЛЕБАНИЙ

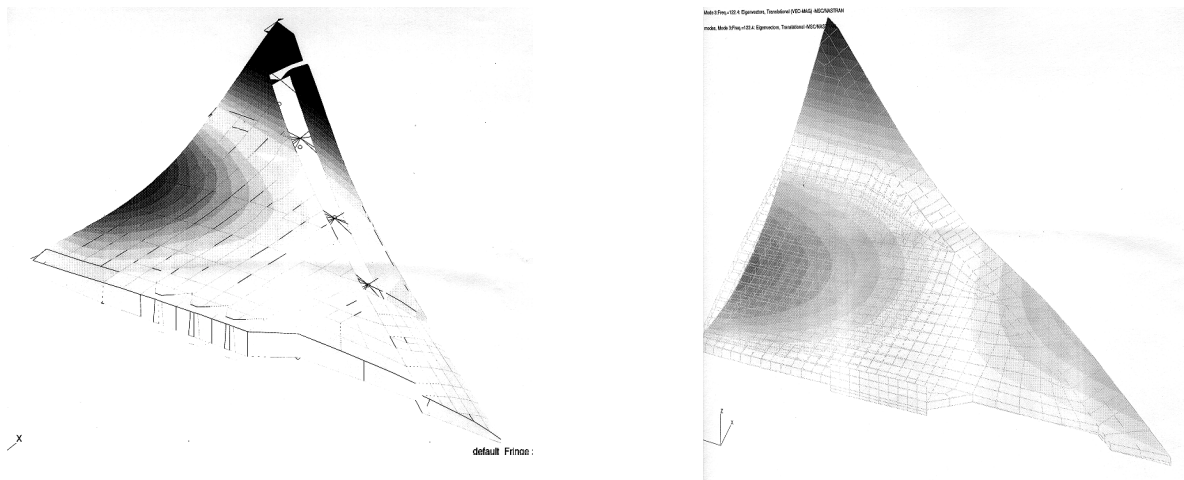


Рис. 4.4

РАСЧЕТНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

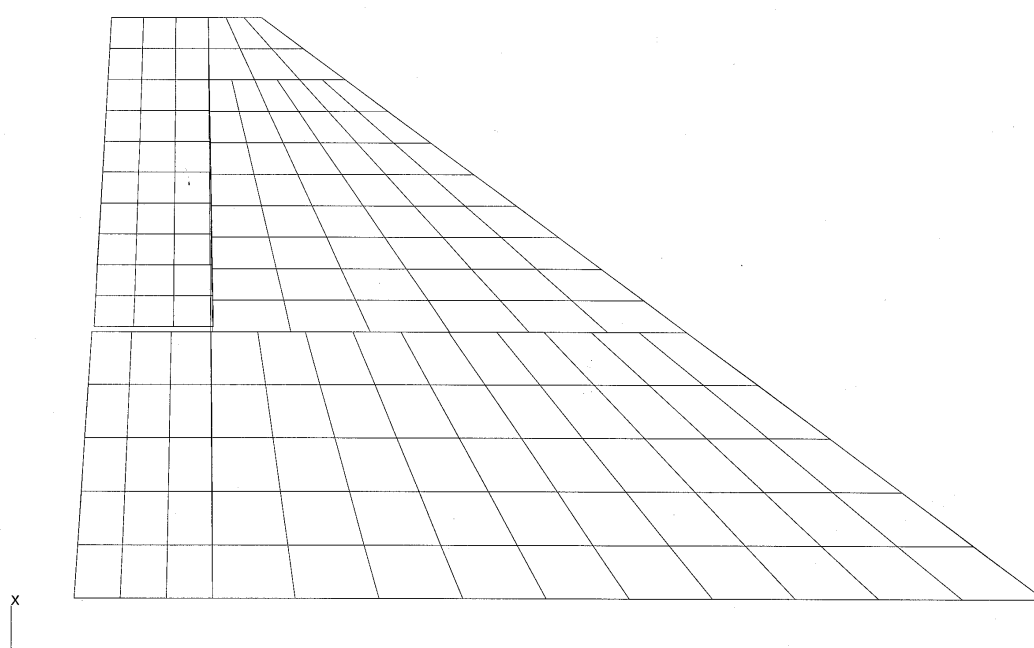


Рис. 6.1

ПРИМЕР КОРРЕКТИРОВКИ МОДЕЛИ ПО ДАННЫМ
ВИБРОИСПЫТАНИЙ

```
SOL 145 $ FLUTTER ANALYSIS
compile sefluttr $
alter 1 $
message //'we are in sefluttr' $
alter 120 $
matprn khh/ $
message //'correction is done!' $
file khh=ovrwr $
dmiin dmi,dmindx/khh,,,,,,,,/s,n,yeskh $
matprn khh/ $
matprn bhh/ $
CEND
```

BEGIN BULK

\$\$ Direct input of general stiffness matrix

\$	2	3	4	5	6	7	8	9
DMI KHH	0	6	3	3			15	15

\$ correction according to test frequencies

DMI KHH	1	1	-4.6E-5	0.
DMI KHH	2	2	5.96E-5	0.
DMI KHH	3	3	-1.3E-2	0.
DMI KHH	4	4	7.191e4	0.
DMI KHH	5	5	1.129e5	0.
DMI KHH	6	6	5.584e5	0.
DMI KHH	7	7	2.260e5	0.
DMI KHH	8	8	2.917e5	0.
DMI KHH	9	9	8.874e5	0.
DMI KHH	10	10	6.141E5	0.
DMI KHH	11	11	7.737E5	0.
DMI KHH	12	12	1.055E6	0.
DMI KHH	13	13	1.104E6	0.
DMI KHH	14	14	1.642E6	0.
DMI KHH	15	15	1.725E6	0.

Рис. 6.2

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ НА ФЛАТТЕР

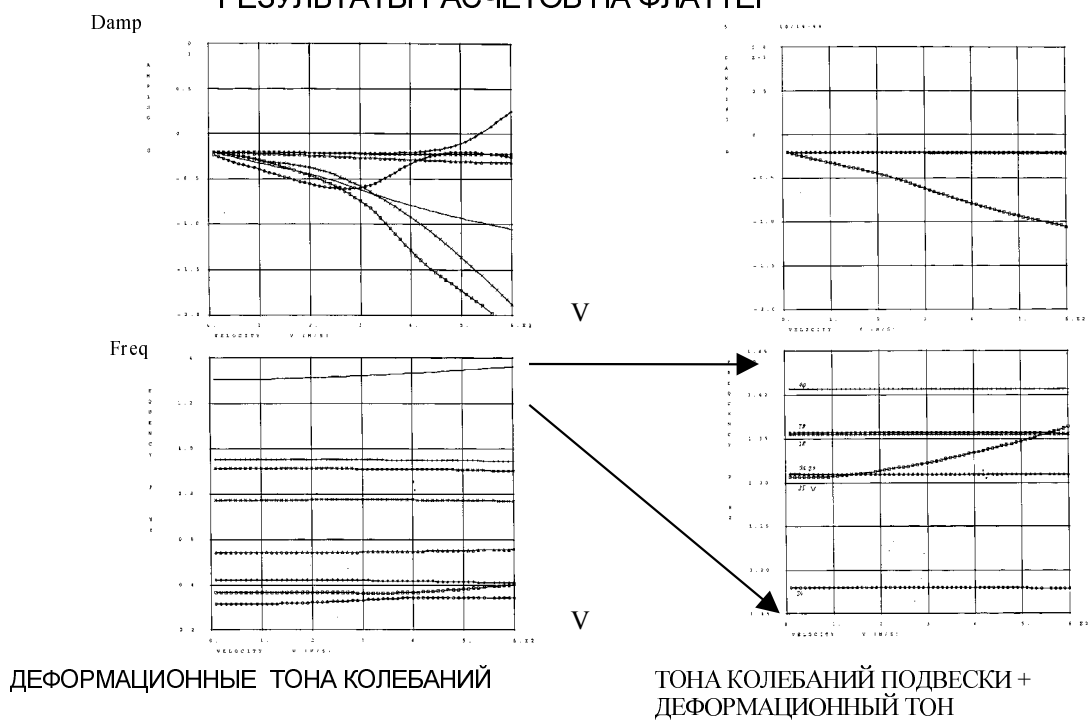


Рис. 6.3

ФЛАТТЕРНЫЙ ТОН КОЛЕБАНИЙ МОДЕЛИ НА ПЛАВАЮЩЕЙ ПОДВЕСКЕ

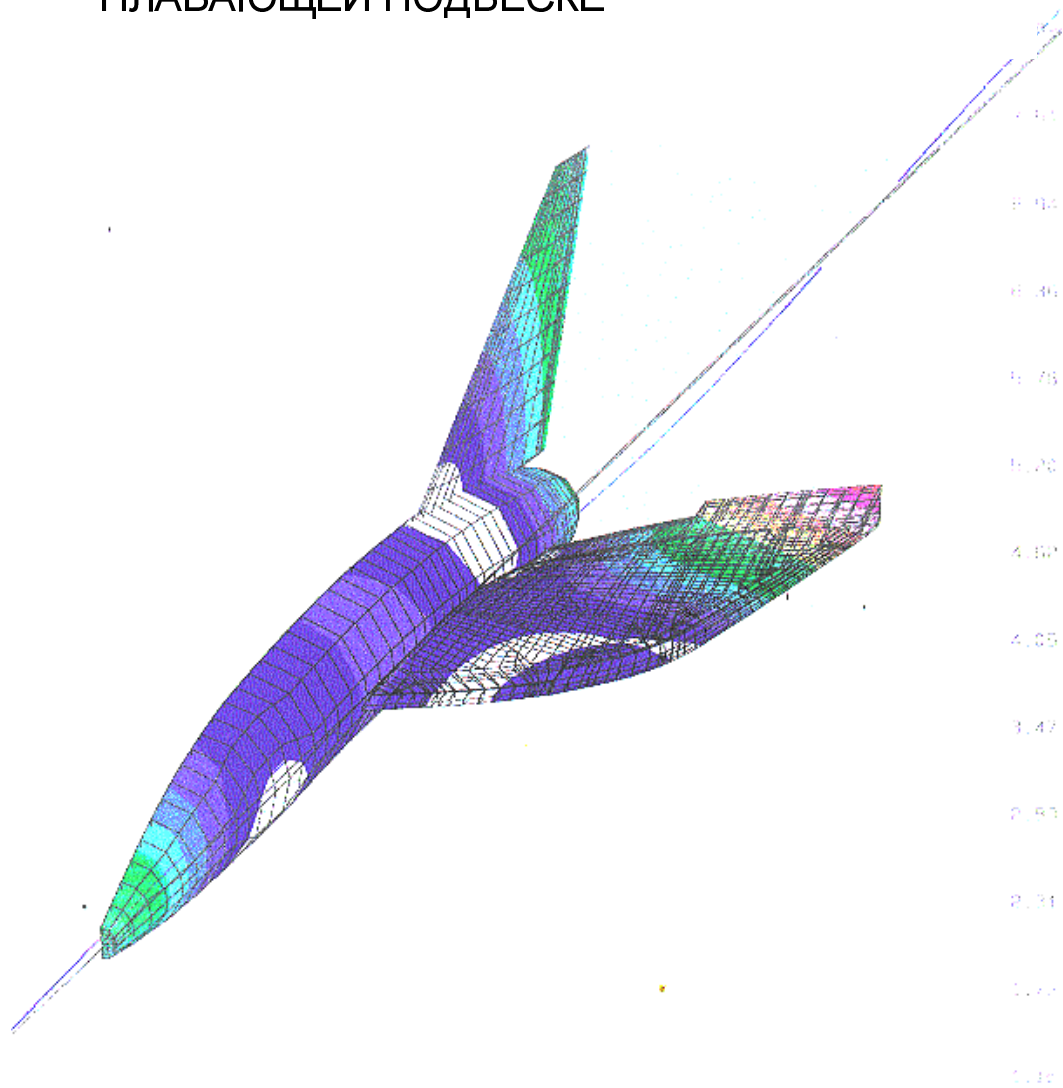


Рис. 6.4