

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

К. В. Пересыпкин, В. П. Пересыпкин, Е. А. Иванова

**Электронный курс лекций
"Компьютерный инженерный анализ"**

Электронное учебное пособие

САМАРА
2012

УДК 629.7.017.1 (075)

Авторы: Пересыпкин Константин Владимирович,
Пересыпкин Владимир Павлович,
Иванова Екатерина Алексеевна

Пересыпкин, К. В. Электронный курс лекций "Компьютерный инженерный анализ" [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / К. В. Пересыпкин, В. П. Пересыпкин, Е. А. Иванова; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (5.23 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Курс лекций «Компьютерный инженерный анализ» позволяет получить начальные знания об основных аспектах использования метода конечных элементов при проектировании и разработке изделий ракетно-космической техники. В лекциях изложена технология проектирования конструкций с применением метода конечных элементов; сделан обзор применения метода конечных элементов на разных этапах разработки конструкции изделий. Рекомендовано для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению 160400.68 «Ракетные комплексы и космонавтика» магистерская программа «Проектирование и конструирование космических мониторинговых и транспортных систем».

Факультет: летательных аппаратов; кафедра: летательных аппаратов; дисциплина: Компьютерный инженерный анализ; курс: 5-6, семестр: 10-11

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
ТЕХНОЛОГИИ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	6
МЕСТО МКЭ В ПРОЕКТИРОВАНИИ И РАЗРАБОТКЕ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	10
Разработка концепции	13
Предварительное проектирование	13
Техническое проектирование	15
Изготовление	17
Подготовка и контроль испытаний	17
Доработки	18
Общие замечания	19
Нагрузки	19
Взаимодействие с конструкторами	20
Контроль массы конструкции	20
Организационная поддержка	20
Основные положения метода конечных элементов	22
ОСНОВНЫЕ КОНЕЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ MSC.NASTRAN ДЛЯ РАСЧЕТА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ	25
Одномерные элементы	25
Стержневой элемент типа Rod	25
Балочный элемент типа Beam	26
Плоские элементы	27
Элемент Shear Panel (сдвиговая панель)	28
Мембранный элемент типа Membrane	29
Универсальный оболочечный элемент типа Shell	29
Слоистый элемент типа Laminate	30
Объемный элемент типа Solid	31
Другие элементы	33
Элемент типа Mass	33
Упругий элемент типа Spring	33
Упругий элемент типа Dof Spring	33
Элемент абсолютно жесткой связи RBE2	34
Контактный элемент типа GAP	35
Графический элемент типа PLOTTEL	36
ТИПОВЫЕ СИЛОВЫЕ КОНСТРУКЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И СПОСОБЫ ИХ МОДЕЛИРОВАНИЯ	37
Стрингерные отсеки	38
Способы конечно-элементного моделирования стрингерных оболочек	42
Вафельные оболочки	46
Способы конечно-элементного моделирования вафельных оболочек	47
Трехслойные оболочки	49
Способы конечно-элементного моделирования трехслойных оболочек	50
Ферменные и рамные конструкции	53
Метод моделирования ферменных конструкций стержневыми элементами	55
Метод моделирования ферменных и рамных конструкций балочными элементами	56
Метод моделирования ферменных и рамных конструкций с помощью оболочечных элементов	57
Решетчатые конструкции	58
Метод моделирования балочными элементами	60
Метод моделирования элементами многослойной оболочки	60
Разъемные соединения	60
ЗАДАНИЕ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ	62
ТЕХНОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ КЭ МОДЕЛЕЙ, ОБРАБОТКА И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТОВ	66
Технология разработки и отладки КЭ-моделей	66
Распространенные ошибки моделирования	69
Обработка и анализ результатов расчетов	72

**ЧИСЛЕННАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ НА ОСНОВЕ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО
АНАЛИЗА**

	81
Формулировка задачи оптимизации.....	81
Пример постановки задачи оптимизации.....	82
Алгоритм оптимизации системы MSC.Nastran	85
Нахождение коэффициентов вектора градиента целевой функции и ограничений	90
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	93
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	94

Введение

Работы по проектированию изделий аэрокосмической промышленности в настоящее время ведутся с применением систем автоматизированного проектирования. Инженер, не имеющий практических навыков работы на этих системах и не понимающий основных идей лежащих в основе автоматизированного проектирования, не способен выполнять работы по моделированию силовой работы конструкций на современном уровне. Для подготовки к этому аспекту их будущей работы служит этот курс. Изучение практической работы с САЕ системами проводится на основе конечно-элементной системы MSC.Nastran.

Появление мощных численных методов анализа конструкции изделия с различных сторон его функционирования привело к изменениям в процессе проектирования. Это делает возможным более глубокий, чем раньше, анализ функционирования конструкции и позволяет рассмотреть большое количество вариантов реализации конструкции. Эти возможности могут привести к положительному эффекту, как по времени процесса разработки проекта, так и по качеству проекта только при ревизии последовательности работ и их связей в процессе проектирования, с учетом новых возможностей. Изменения в процессе проектирования не могут не отразиться на организационной структуре проектной организации. Эти аспекты внедрения систем автоматизированного проектирования, на примере метода конечных элементов, рассматриваются в этом курсе лекций.

1 Технологии конечно-элементного проектирования конструкций ракетно-космической техники

Разработка новых конкурентоспособных изделий ракетно-космической техники (РКТ) требует постоянного совершенствования процесса проектирования конструкций с целью сокращения цикла разработки, повышения качества и надежности, снижения материалоемкости.

Оптимизировать процесс проектирования возможно при использовании современных средств инженерного анализа, основанных на разработке компьютерных моделей проектируемой конструкции. Современный уровень компьютерного моделирования позволяет исследовать, анализировать и оптимизировать конструкцию целиком и каждый ее элемент в компьютерной, виртуальной среде до изготовления дорогостоящей конструкции. При этом проектирование сложных современных конструкций, как правило, требует совместного использования широкого набора различных программных систем инженерного анализа, ответственных за тот или иной этап расчетного сопровождения проекта.

Основными инструментами современного компьютерного моделирования конструкций являются:

1. Программные системы геометрического моделирования и автоматизации конструкторских работ CAD (Computer-Aided Design). Наиболее популярными в мире системами геометрического моделирования являются AutoCAD, CATIA, Pro/ENGINEER, SolidWorks и другие. Твердотельные модели, разработанные в этих системах, могут стать основой конечно-элементной модели конструкции.
2. Программные системы CAE (Computer-Aided Engineering) – системы инженерного моделирования, анализа и оптимизации в задачах автоматизированного проектирования конструкций. Это системы, реализующие метод конечных элементов. Наиболее популярными в мире системами CAE являются программные продукты MSC.Software Corporation - Nastran, Marc, Adams, Dytran, FlightLoads and Dynamics, а также программные продукты других разработчиков, например, ANSYS.

Метод конечных элементов (МКЭ) [1, 2] представил в алгебраической форме классические законы механики сплошной среды. Алгебраическая форма идеально подходит для цифровой вычислительной техники, что закономерно привело к разработке специального программного обеспечения типа упомянутых выше систем. Реализация МКЭ дала возможность достаточно точно моделировать конструкции практически любых

форм, с произвольными граничными условиями, из разнообразных материалов, в том числе композиционных и позволила решать задачи расчета реальных сложных конструкций в линейной постановке и с учетом нелинейного поведения конструкций и неупругого поведения конструкционных материалов; задачи потери устойчивости конструкций и их закритического (после потери устойчивости) поведения; решать динамические задачи о собственных частотах, переходных процессах, вынужденных гармонических колебаниях; задачи оптимизации характеристик конструкции; задачи теплопередачи, теплообмена и термоупругости. Аналогичные подходы разработаны для механики жидкости и газа. Это позволило не только решать задачи аэро- и гидромеханики, но и комплексные задачи взаимодействия конструкции с газовой и жидкой средой, то есть задачи аэроупругости и гидроупругости.

К середине XX столетия сложилась следующая практика проектирования. Вначале разрабатывалась конструкторская документация. Сечения силовых элементов подбирались с помощью упрощенных, так называемых “конструкторских” расчетов. По завершению разработки конструкторской документации выполнялись более точные “проверочные” расчеты. Их выполняли профессиональные “прочнисты”, используя численные и аналитические методы строительной механики. Точность этих методов была относительной, так как расчетные модели были, как правило, схематичны, упрощены и не учитывали многих особенностей конструкции или учитывали их приближенно. Были очень ограничены возможности решения нелинейных и не статических задач. Расчеты выполнялись либо вручную, либо с помощью простых программ для первых маломощных вычислительных машин. Естественно, эти расчеты не вызывали большого доверия и основным средством проверки качества конструкции являлись испытания. Фактически сложилось правило, по которому расчеты нужны были для того, чтобы разработать программу испытаний. Особое внимание на испытаниях обращалось на места, где при прочностных расчетах получались высокие напряжения или где результаты расчетов вызывали наибольшие сомнения. Для этого и нужны были расчеты. Вот почему спешили с разработкой конструкторской документации (по-современному CAD-разработка) – чтобы быстрее изготовить опытные образцы изделия для испытаний. А расчеты (CAE-разработка), как сказано выше, были нужны позже, для подготовки испытаний. Если на испытаниях конструкции выявлялся недостаток прочности или жесткости или невыполнение других требований, испытания останавливались, конструкция ремонтировалась, вносились изменения в документацию и испытания возобновлялись. При высоких требованиях к качеству изделия испытания использовались как продолжение проектирования, для доводки конструкции до нужной кондиции.

Из основных недостатков такой последовательности проектирования следует отметить следующие.

1. Значительное время, требующееся на изготовление одного или нескольких экземпляров конструкции специально для испытаний; разработка, изготовление и монтаж специального оборудования на специально оборудованных производственных площадях; продолжительность самих испытаний, сопровождающихся многочисленными остановками из-за отказов и ремонтов.
2. Высокая стоимость испытаний, включающая стоимость изделий, стоимость производства и эксплуатации оборудования, стоимость производственных площадей и содержания значительного штата специалистов, обслуживающих испытания.
3. Сложность определения причин отказов конструкции на испытаниях и способов ее ремонта.
4. Сложность выявления избытков массы конструкции.
5. Большое количество работ по доработке и изменению конструкторской документации из-за устранения недостатков, выявленных на испытаниях.

Современное проектирование характеризуется тем, что на самых ранних его этапах используются современные CAD и CAE–системы. Тогда в результате проектировочных расчетов и оптимизации на КЭ-модели, пример которой показан на рисунке 1.1, конструкция в целом и все ее детали будут удовлетворять всем необходимым проектным требованиям – прочности, жесткости, долговечности и так далее. И сразу будет получен существенный выигрыш по времени и по затратам только за счет того, что испытания пройдут с намного меньшим количеством отказов. Это приведет к уменьшению продолжительности испытаний, сокращению числа изменений в конструкцию и, соответственно, уменьшению объема работ по внесению изменений в конструкторскую документацию. Кроме того, в результате оптимизации будет минимизирована масса конструкции, что особенно важно для аэрокосмической техники.

Выигрыш от применения CAE-систем в решающей степени зависит от того, насколько последовательно, системно они применяются и как результаты расчетов внедряются в проект. В связи с этим можно говорить о технологии проектирования конструкций на основе конечно-элементных моделей.

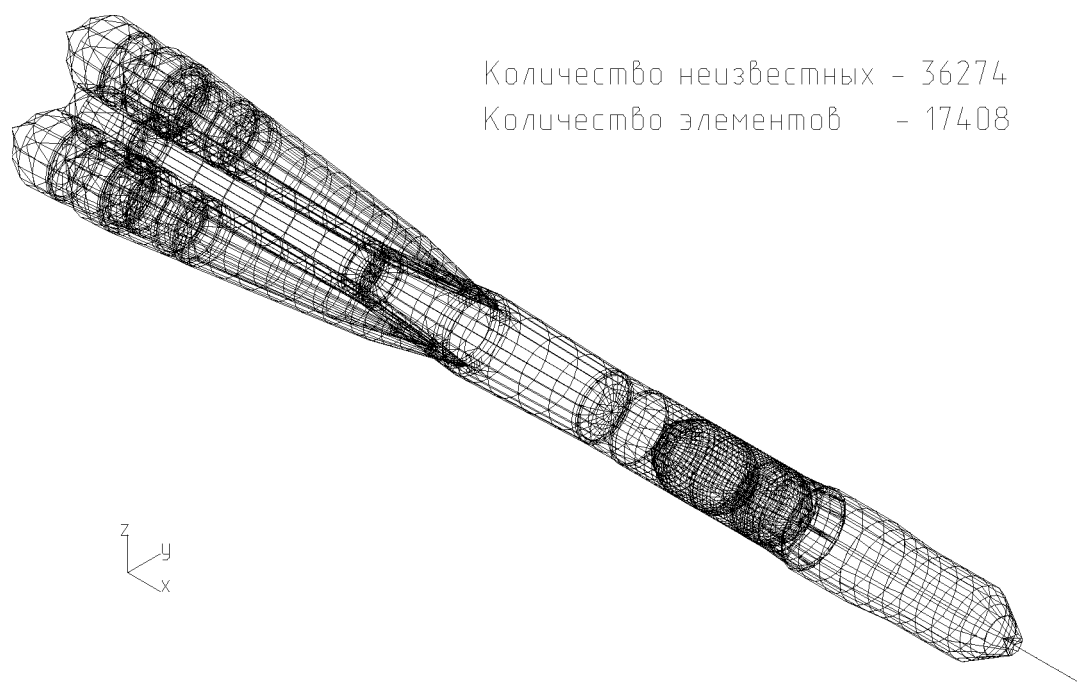


Рис. 1.1. Конечно-элементная модель для предварительных этапов проектирования конструкции ракеты-носителя

2 Место МКЭ в проектировании и разработке конструкций ракетно-космической техники

Методы проектирования конструкций усложнялись по мере усложнения создаваемых технических объектов, насколько позволяло развитие математических методов моделирования конструкций. До начала 20 века проектирование конструкций велось главным образом на основе интуиции. Жизнеспособность созданной таким образом конструкции проверялась на испытаниях. В 1920-х годах с целью снижения затрат на разработку и улучшения характеристик сложных технических объектов при проектировании начали применять математическое моделирование. Основными методами, взятыми тогда на вооружение, были простые приближенные методики расчета конструкций на основе аналитических решений некоторых задач строительной механики. В числе таких задач можно назвать задачу об изгибе балки, об упругом поведении оболочек простой геометрической формы, о распределении напряжений в плоских оболочках около различного вида концентраторов, расчет усилий в осесимметричных тонкостенных оболочках и другие. Данные методы расчета часто давали весьма приближенные результаты, но позволяли снизить число и серьезность ошибок на ранних этапах проектирования. С 1960 годов в месте с вычислительной техникой начали развиваться и численные методы моделирования конструкций и в том числе метод конечных элементов (МКЭ). МКЭ быстро развивался и оказал решающее влияние на развитие технологий проектирования конструкций.

В настоящее время проектирование конструкций во всех ведущих фирмах мира осуществляется с помощью МКЭ. Это обусловлено преимуществами МКЭ по сравнению с традиционными методами проектирования. Среди этих преимуществ можно выделить следующие:

- МКЭ предоставляет проектировщику возможность исследовать работу конструкции практически любой сложности с учетом всех особенностей данной конструкции. Благодаря этому стало возможным создание подробной конечно-элементной модели (КЭ-модели) конструкции изделия в целом; и исследовать взаимодействие всех ее основных силовых элементов;
- Оперативность получения результатов и их надежность. Корректно выполненный конечно-элементный расчет (КЭ-расчет) можно сравнить с натурными испытаниями с той лишь разницей, что он проводится не в цехе, а в памяти компьютера;

- Оперативность получения результатов позволяет за короткое время рассмотреть много вариантов реализации конструкции, что само по себе ценно, но, кроме того, позволяет инженеру, анализирующему разные варианты, быстро получить большой опыт. Этому также способствует то, что в результате конечно-элементного расчета может быть получена очень подробная информация о работе конструкции;
- МКЭ изначально был предназначен для использования его на компьютерной технике и в настоящее время написано много программ реализующих этот метод. Это позволяет органично включить данный метод в САПР предприятия;
- В конечно-элементной постановке могут быть решены многие задачи, возникающие при проектировании конструкции. Кроме анализа упругих систем существуют алгоритмы на основе МКЭ для решения задач теплопередачи и аэродинамики. Это очень удобно с точки зрения автоматизации процесса проектирования, так как все работы могут проводиться на одном комплексе программ, и не возникает проблем с передачей данных из одной системы в другую.

Как видим, с помощью МКЭ можно существенно снизить время и затраты на проектирование конструкции изделия и при этом получить конструкцию более совершенную чем это было бы при использовании традиционных методов проектирования. Собственно в наше время название “традиционные методы проектирования” стало больше подходить к МКЭ, потому что последние два десятка лет проектирование конструкций во всем мире осуществляется именно этим методом.

Применение конечно-элементных технологий при разработке конструкций целесообразно начинать с ранних этапов проектирования, когда внесение изменений в проект связано с наименьшими трудностями, и продолжать на всех этапах проектирования вплоть до разработки конструкторской документации, поверочных и сертификационных расчетов, подготовки испытаний и запуска изделия в производство.

Проектировщик начинает свою работу с разработки конечно-элементной модели конструкции, в которую он закладывает необходимые, по его мнению, силовые элементы, чтобы конструкция соответствовала своему назначению. Приложив силы, которые будут действовать на будущую конструкцию, он получит деформации конструкции, силы и напряжения, действующие во всех деталях. Анализируя эти данные, он может менять конструкционные материалы, силовую схему, размеры и форму деталей, чтобы добиться улучшения конструкции, проверяя внесенные изменения расчетами. Таким образом, проектировщик дорабатывает и улучшает КЭ-модель, рассчитывая все воздействия на

конструкцию, проверяя все требования, предъявляемые к конструкции, и в результате получает КЭ-модель конструкции, удовлетворяющей этим требованиям. Теперь конструкцию нужно построить так, чтобы она соответствовала КЭ-модели.

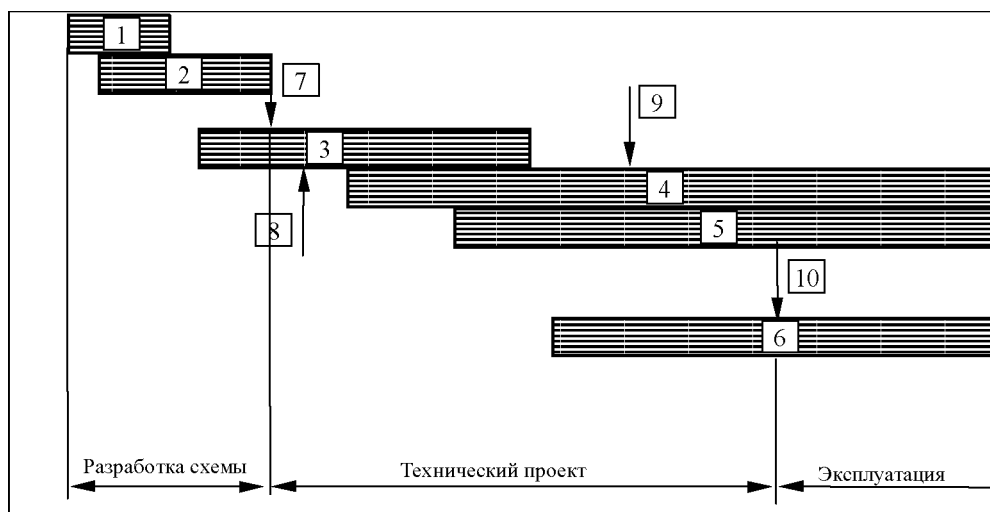
Использование конечно-элементного проектирования конструкций позволяет решать задачи выбора вариантов силовых схем конструкций новых перспективных средств ракетно-космической техники, повысить качество проекта, уменьшить сроки проектирования и количество ошибок, значительно снизить расходы на весь цикл проектировочных работ от эскиза до запуска изделия в производство.

Важной особенностью проектирования на КЭ-моделях является возможность увидеть на экране монитора в наглядном виде, в интерактивном режиме, во всех ракурсах, в целом и по частям, в реальных пропорциях будущую конструкцию, что помогает составить о ней правильное представление и мобилизует интуицию для ее совершенствования. Возможность вывести на экран (визуализировать) сечения элементов, закрепления, нагрузки позволяет эффективно контролировать исходные данные. Отображение непосредственно на КЭ-модели в наглядном масштабе деформаций нагруженной конструкции, при свободных колебаниях, в переходных динамических процессах в виде линий равных уровней, графиков; отображение внутренних усилий, напряжений в виде эпюр, линий равных уровней, графиков, позволяют оперативно и наглядно получать детальную информацию о силовой работе конструкции, выявлять недостатки, предлагать изменения. Создается впечатление работы с реальной конструкцией, хотя ее еще не существует. Отсюда происходит термин “виртуальное проектирование”.

Рассмотрим традиционные этапы проектирования конструкций и включение в их содержание этапов, характерных для технологии виртуального проектирования на КЭ-моделях:

1. Разработка концепции изделия;
2. Предварительное проектирование;
3. Техническое проектирование;
4. Изготовление;
5. Испытания;
6. Доработки.

Последовательность выполнения этих этапов изображена на рисунке 2.1 .



1-Разработка концепции изделия; 2-Предварительное проектирование; 3-Техническое проектирование; 4-Изготовление; 5-Испытания; 6-Доработки; 7-“замораживание схемы”; 8-решение о разработке изделия; 9-сертификация; 10-поставка

Рисунок 2.1. Схема процесса проектирования и разработки технического изделия

2.1 Разработка концепции

На данном этапе оценивается вероятная потребность в новом изделии на основе изучения рынка сбыта и консультаций с вероятными заказчиками и потребителями данного изделия. Этап разработки концепции предполагает как экономический анализ, так и технический анализ возможностей предприятия по изготовлению рассматриваемого изделия. Технический анализ на этом этапе присутствует в виде, как правило, статистического исследования прототипов, за исключением случая, когда в основе проекта лежит какое-либо техническое новшество, не известное по прототипам и эффективность которого нуждается в изучении. По окончании этапа разработки концепции определяются основные характеристики изделия и создаются самые приблизительные эскизы изделия. Перечень основных характеристик оформляется в виде технического задания (ТЗ) на изделие.

2.2 Предварительное проектирование

Процесс проектирования не является строго упорядоченным, и в процессе работы могут появиться несколько альтернативных силовых схем конструкции. Если на основе общих соображений не удастся выбрать наилучшую схему, то необходимо провести сравнительный анализ всех схем. Обычно это делается по результатам параметрических исследований, поскольку полный анализ всех рассматриваемых схем был бы слишком трудоемким. Содержание таких параметрических исследований в этом курсе не рассматриваются. Отметим только, что такие исследования основываются частично на

теоретических зависимостях, а частично на статистическом материале. После выбора базовой схемы проводится оценка соответствия ее ТЗ.

Далее с целью удовлетворения характеристикам изделия, заложенным в ТЗ, в базовую схему вносятся изменения. В результате этого появляется семейство однотипных конструкций, анализ которых позволяет, во-первых, улучшить характеристики изделия несоответствующие проектным требованиям, а во вторых, исследовать наиболее вероятные пути улучшения схемы. Подведение итогов сравнения данных вариантов приведет к созданию базовой схемы, которая, как считается на этом этапе, удовлетворяет требованиям ТЗ и является наилучшей.

Затем базовая схема прорабатывается с большей степенью детализации. Подключаются различные бригады конструкторского отдела: аэродинамики, прочности, оборудования, термодинамики, технологии и т.д. При разработке базовой схемы выявляются ошибки, допущенные ранее из-за недостатка данных. Бригада предварительного проектирования осуществляет координацию действий остальных бригад. Наиболее распространенной формой координации в аэрокосмической отрасли является контроль массы изделия.

Когда окончательно устанавливается, что характеристики изделия соответствуют ТЗ, руководитель принимает решение о “заморозке силовой схемы”. После этого никакие изменения в схему вноситься не могут. Характеристики суммируются в техническом описании, и проводится обсуждение проекта с Заказчиком.

На этапе предварительного проектирования при использовании КЭ-технологий возможны исследовательский этап и этап проектирования силовой схемы.

Исследовательский этап присутствует тогда, когда в проекте используются те или иные новшества. Например, новые материалы, требующие разработки конструктивных решений, позволяющих наилучшим образом использовать полезные свойства этих материалов. Предметом исследований могут быть поиск толщины полотна, шага, ориентации и размеров ребер вафельной оболочки и многое другое. Для таких работ разрабатываются специальные модели типовых фрагментов исследуемых конструкций. Могут быть выполнены исследования несущей способности конструкции с учетом пластичности, геометрической нелинейности, потери устойчивости и несущей способности конструкции после местной потери устойчивости. Раньше такие исследования были возможны только посредством физических испытаний образцов. Теперь можно экономить значительные средства, заменив испытания КЭ-расчетами.

Проектирование силовой схемы заключается в поиске оптимальных путей передачи усилий в конструкции и выборе силовых элементов, нужных для этого. На этом этапе используются специальные КЭ-модели, предназначенные для моделирования передачи только основных усилий и не содержащие второстепенных деталей. Один из возможных подходов при поиске оптимальных путей передачи усилий состоит в сравнении нескольких вариантов силовых схем и выборе наилучшего, по какому-либо критерию, например, по наименьшей массе конструкции.

Другой подход состоит в том, что все пространство, в котором может размещаться силовая конструкция, заполняется упругой средой, способной передавать усилия в любом направлении. К такой КЭ-модели прикладываются нагрузки, получают и анализируют напряженно-деформированное состояние. Далее, из зон конструкции, где напряжения и внутренние усилия малы, материал убирают, а в зоны с большими внутренними усилиями добавляют. В таком процессе важно учитывать интенсивность компонентов тензора напряжений. Часто удобно работать с главными напряжениями, так как они более наглядно показывают интенсивность и направленность действия внутренних усилий, что может подсказать выгодное расположение силовых элементов, ориентацию подкрепляющих ребер, направление армирующих волокон в композиционных материалах.

В современных системах, реализующих МКЭ, разработано множество алгоритмов, автоматизирующих такой подход. Например, из сплошного куска металла с помощью таких алгоритмов рождается изящная ажурная конструкция. При этом сетка конечных элементов по ходу процесса оптимизации перестраивается, следуя за изменением формы конструкции.

2.3 Техническое проектирование

По окончании этапа предварительного проектирования конструкция изделия спроектирована в общих чертах. На этапе технического проектирования принятая силовая схема изделия прорабатывается с точностью до заклепки. Например, относительно конструкции какого-либо отсека известно, что это оболочка с тонкой обшивкой, подкрепленная стрингерами и шпангоутами, а также заданы требуемые жесткость оболочки и ее максимальный вес. На этапе технического проектирования исследуются вопросы, как удовлетворить требования по жесткости и по массе оболочки. А именно, сколько потребуется для этого стрингеров и шпангоутов, какая толщина обшивки, как соединить рассматриваемый отсек с соседними отсеками и т.д.

На данном этапе разрабатывается также технология изготовления изделия. Общая силовая схема конструкции уже не изменяется.

Далее проводятся поверочные расчеты напряжений, деформаций, и т.д. с целью проверки выполнения проектных требований. Данные расчеты проводятся для большого числа случаев нагружения, в то время как предварительное проектирование проводится только для некоторых наиболее опасных случаев нагружения. При выявлении каких-либо проблем конструкция дорабатывается в рамках базовой силовой схемы.

На этапе технического проектирования при использовании КЭ-технологий выделяют “детальное проектирование” и “поверочные и сертификационные расчеты”.

Детальное проектирование заключается в разработке КЭ-модели, которая должна стать основой будущей конструкции. В такой модели присутствуют все силовые элементы, в которых нужно определить действующие силы и сечения элементов, необходимые для конструкторской проработки. На этом этапе проверяются все проектные ограничения: по прочности с учетом устойчивости; по динамическим характеристикам; по долговечности в случаях повторяющихся нагрузок и другим ограничениям, связанным с требованиями проекта. Если требования не выполняются, модель модифицируется. Сечения элементов увеличиваются, при недостатке прочности, жесткости и так далее, или уменьшаются при их избытке. При этом наилучшие результаты получаются при использовании алгоритмов оптимизации. В качестве функции цели обычно принимается минимум массы конструкции. В качестве параметров оптимизации – толщины оболочек, площади и моменты перерезных сечений одномерных элементов. В качестве ограничений – максимальные допускаемые напряжения и перемещения, частоты собственных колебаний, критические нагрузки потери устойчивости и другие, а так же конструктивно-технологические ограничения на минимальные и максимальные значения параметров оптимизации. В результате оптимизации получается КЭ-модель конструкции, удовлетворяющая всем требованиям и имеющая минимальную массу.

Таким образом, КЭ-модель доводится до такого состояния, при котором конструкция, будучи изготовлена в точном соответствии с моделью, будет удовлетворять всем требованиям проекта, относящимся к силовой конструкции.

Результаты проектирования КЭ-модели являются исходными данными для САД-разработки конструкции и созданию конструкторской документации.

Однако полное соответствие конструкторской документации САЕ-разработкам может быть только в идеале. На практике неизбежны отклонения, но они не должны существенно менять силовую работу конструкции, обязательно должны быть согласованы с разработчиками САЕ-проекта и, при необходимости внесения изменения, проверяться КЭ-расчетами.

Поверочные и сертификационные расчеты выполняются после приведения КЭ-модели в соответствие с конструкторской документацией, если были внесены изменения в проект. После этого разработанная в процессе проектирования и согласованная с конструкторской документацией КЭ-модель может служить основой для поверочных расчетов, которые не только окончательно проверяют прочность конструкции на весь спектр нагрузок, но и служат основанием документального подтверждения годности изделия к эксплуатации.

2.4 Изготовление

Еще до окончания этапа технического проектирования начинается изготовление конструкций нескольких изделий с целью проведения натурных испытаний. Попутно отлаживается технология изготовления. После сертификации начинается серийное производство изделия. На данном этапе потребности в расчетах конструкции, как правило, не возникает, и в здесь этот этап не будет рассматриваться.

2.5 Подготовка и контроль испытаний.

Натурные испытания проводятся для того, чтобы выяснить какими характеристиками на самом деле обладает созданное изделие. Можно перечислить некоторые виды испытаний, которым подвергают ЛА:

- Статические, когда проверяется прочность изделия при действии основных случаях нагружения;
- Повторные статические - проверка усталостной прочности изделия;
- Частотные испытания (определяются нижние собственные частоты и формы колебаний конструкции или ее частей);
- Вибрационные испытания, когда определяется влияние вибраций на функционирование бортовой аппаратуры;
- Аэродинамические (продувка в аэродинамической трубе для определения аэродинамических характеристик изделия);
- Летные испытания - изделие совершает первый полет, в котором проверяется жизнеспособность изделия в целом и проверяются его характеристики на соответствие ТЗ.

Проведение ряда испытаний требуется в ГОСТ.

Кроме того, проведение испытаний может быть вызвано сложностью выполнения надежных расчетов какого-либо элемента конструкции. В таком случае для выявления прочности данного элемента проводятся его испытания.

На основании испытаний и поверочных расчетов проводится сертификация изделия, после чего можно начинать эксплуатацию изделия.

КЭ-технологии проектирования на этом этапе предполагают использование КЭ-расчетов, выполненных в процессе проектирования и поверочных расчетов, которые дают обширную информацию о поведении конструкции в различных условиях эксплуатации или проведение специальных КЭ-расчетов, моделирующих условия испытаний.

Для сложных конструкций, эксплуатация которых может быть связана с риском для жизни, в обозримом будущем испытания останутся необходимым завершающим этапом проектирования. Нельзя забывать и о “человеческом факторе” – ошибках, возможных при компьютерном моделировании и расчетах, а так же незамеченных ошибках конструкторской проработки, нарушениях технологий изготовления и сборки конструкции. Однако наличие подробной информации о напряженно деформированном состоянии конструкции позволяет сократить количество, время испытаний и материальные затраты. Во-первых, испытания хорошо спроектированной конструкции проходят с минимальным количеством остановок, т.е. быстро. Во вторых, подробная информация о напряженно деформированном состоянии во всех случаях нагружения позволяет выбрать для испытаний действительно самые тяжелые нагрузки, обоснованно выбрать места установки датчиков, измеряющих перемещения и напряжения, и оптимизировать число датчиков, чтобы повысить информативность испытаний.

Одной из задач испытаний всегда было сравнение результатов испытаний с расчетами. С развитием КЭ-проектирования эта задача становится основной. При хорошем совпадении результатов испытаний с расчетами программу дорогостоящих испытаний можно существенно сокращать. С другой стороны, результаты испытаний могут служить для проверки результатов расчетов и уточнения КЭ-моделей.

2.6 Доработки

В этом этапе исправляются ошибки, выявленные на этапе испытаний. Кроме того, может также производиться модернизация изделия. Удачные проекты обычно претерпевают много модернизаций, призванных улучшить характеристики изделия или отреагировать на изменившуюся конъюнктуру рынка. Данные модернизации могут продолжаться длительное время и в результате могут появиться несколько специализированных модификаций изделия. Модификации конструкций могут быть

выполнены быстрее и эффективнее, если существует КЭ-модель модифицируемой конструкции.

2.7 Общие замечания

При изложении последовательности работ проектирования конструкций не затронуты несколько очень важных вопросов, которые сложно привязать к определенному этапу проектирования, – они актуальны на протяжении нескольких этапов или всего процесса проектирования. Это расчет нагрузок, вопросы взаимодействия с конструкторами, прогноз и контроль массы конструкции, и вопросы организационного обеспечения процесса проектирования. Эти вопросы обсуждаются с точки зрения применения технологий КЭ-проектирования.

2.7.1 Нагрузки

Нагрузки на изделие зависят от воздействия внешней среды, от параметров движения (траектории, скорости, ускорения), от динамической реакции изделия на внешние воздействия и параметры движения. Динамическая реакция зависит от упругих свойств (жесткости) конструкции. Жесткость конструкции может уменьшать нагрузки, например, как действуют рессоры автомобиля, так и увеличивать нагрузки, например, как в случае резонанса при совпадении периода внешней нагрузки с периодом собственных колебаний.

В начале проектирования жесткость конструкции не известна и нагрузки могут быть определены только приближенно. В каждом конкретном случае могут использоваться разные подходы. Обычно, сначала изделие считается либо абсолютно жестким, либо используются данные из прототипов, либо используются специальные методы. Приближенные нагрузки используются на начальных этапах конечно-элементных расчетов. Уже в процессе разработки силовой схемы появляются данные о жесткостных свойствах моделируемой конструкции, которые используются для уточнения нагрузок. По мере более детальной проработки КЭ-модели данные о жесткостных свойствах конструкции и нагрузки продолжают уточняться. Таким образом, КЭ-модель дает исходные данные для уточнения нагрузок и служит сама (или является основой) упругой динамической моделью. На упругих динамических моделях просчитывается и анализируется большое количество ситуаций, связанных с динамическими воздействиями на конструкцию. Это могут быть порывы ветра, маневрирование, ударные воздействия, аэроупругие явления – флаттер, дивергенция, бафтинг и др. После обработки и анализа результатов динамических расчетов отбирается конечное число случаев нагружения, которые являются определяющими при проектировании конструкции.

2.8 Взаимодействие с конструкторами

В САЕ-разработках конструкции важна роль ведущих специалистов-конструкторов. Их мнение должно быть решающим при разработке силовой схемы и при детальной проработке проектировочной КЭ-модели. Ведущие конструкторы осуществляют контроль проектных решений, их конструктивной, технологической и экономической выполнимости. Очень важно, чтобы при переходе от КЭ-модели к чертежам конструкции, не возникало ни технических, ни психологических препятствий.

2.8.1 Контроль массы конструкции

Важным показателем качества конструкции является ее масса. Для любых изделий снижение массы при прочих равных условиях уменьшает стоимость изделия за счет уменьшения материалоемкости. Для транспортных средств, особенно для аэрокосмической техники, снижение массы конструкции позволяет на ту же величину увеличивать полезную нагрузку, что дает большой экономический эффект. Для таких изделий увеличение массы может привести к потере конкурентоспособности, рентабельности и даже возможности осуществления проекта. Поэтому необходимо оценивать массу конструкции с самого начала разработки изделия. Масса КЭ-модели конструкции может быть легко автоматически подсчитана и уточняться по мере ее проработки. Однако масса КЭ-модели представляет собой теоретическую массу конструкционного материала, необходимую для передачи внутренних сил в конструкции. В ней не учитываются вспомогательные элементы, крепеж, технологические особенности изготовления, которые, обычно, не моделируются в КЭ-модели всей конструкции. Однако, опираясь на теоретическую массу, можно определить реальную массу будущей конструкции, используя статистические методы и экспертные оценки, и таким образом прогнозировать и контролировать массу силовой конструкции уже на начальных этапах и далее на следующих этапах проектирования, не допуская превышения весовых лимитов.

2.8.2 Организационная поддержка

Первостепенное значение при использовании технологий КЭ-проектирования имеет обеспечение процесса компьютерного проектирования квалифицированными специалистами. Такие специалисты должны обладать знаниями в области механики твердого деформируемого тела, строительной механики, материаловедения и уметь решать сложные междисциплинарные проектировочные и оптимизационные задачи. От них требуется достаточное знание возможностей современных программных продуктов и умение ими эффективно пользоваться. Им придется на своем предприятии хранить и

поддерживать большое количество КЭ-моделей конструкций, находящихся в процессе проектирования, производства и эксплуатации.

Во многих проектных организациях существуют специальные структурные подразделения, занятые только разработкой КЭ-моделей и обеспечением процесса проектирования комплексом необходимых конечно-элементных расчетов. При помощи и под контролем специалистов этого подразделения частные задачи могут решаться и в других отделах предприятия.

Важнейшую роль играет руководство проектом. Руководитель проекта должен контролировать процесс проектирования, обеспечивая достаточно полную проработку на каждом из этапов и обеспечивая соблюдение сроков работ.

Каждый новый этап разработки должен продолжать работы предыдущих этапов, не требуя переделок сделанного ранее.

Основные характеристики и параметры проектируемой конструкции – силовая схема, жесткостные характеристики всей конструкции и отдельных элементов, массы элементов конструкции – должны определяться на возможно более ранних этапах, по крайней мере, до начала разработки конструкторской документации и быть на постоянном контроле у руководителя проекта. Их изменение исполнителями должно быть обоснованным и допускаться в исключительных случаях после серьезного анализа.

КЭ-технологии проектирования могут увеличивать объем исследований и проработок на ранних этапах, но зато приводят к намного более значительному сокращению работ на последующих этапах и к созданию надежной и легкой конструкции.

2.9 Основные положения метода конечных элементов

Впервые термин “конечный элемент” появился в 50-60-х-годах прошлого столетия и основы метода разработаны тремя различными группами специалистов – математиками, физиками и инженерами.

Метод конечных элементов (МКЭ) по существу сводится к аппроксимации сплошной среды с бесконечным числом степеней свободы совокупностью подобластей (конечных элементов), имеющих конечное число степеней свободы, между которыми устанавливается взаимосвязь, что сочетается с естественной дискретизацией конструкций. Такой подход позволил представить классические законы механики сплошной среды в алгебраической форме, идеально использующей преимущества компьютерной техники, что закономерно привело к разработке специального программного обеспечения.

При моделировании напряженно-деформированного состояния упругой сплошной среды численными методами упругая сплошная среда рассматривается как система с конечным количеством степеней свободы, или, другими словами осуществляется ее дискретизация. По способу дискретизации численные методы условно делятся на две группы.

В первой группе методов при составлении дифференциальных уравнений (ДУ) движения сплошная среда рассматривается как непрерывная. Данные методы выполняют дискретизацию модели на стадии интегрирования системы ДУ.

Во второй группе методов дискретизация сплошной среды выполняется уже перед составлением уравнений движения. Система ДУ, описывающая движение среды, приобретает вид системы алгебраических линейных уравнений.

Основными преимуществами методов второй группы (при использовании в моделировании конструкций) являются следующие:

- Возможность рассматривать конструкции любой сложности, поскольку уравнения заранее дискретизированной системы приобретают более простой вид;
- Осознанность дискретизации, т.е. дискретизация конструкции проводится не автоматизированной процедурой интегрирования, а человеком, создающим дискретную модель конструкции с учетом ее особенностей, а также с учетом особенностей численного метода.

Метод конечных элементов относится ко второй группе методов.

Дискретизация сплошной среды в этом методе осуществляется следующим образом.

1. Сплошная среда разбивается на ряд объемов простой геометрической формы. Эти объемы называются конечными элементами.
2. В конечном элементе выбираются точки, перемещения которых будут определять перемещения всех остальных точек конечного элемента. Эти точки называются узлами.
3. Соседние элементы имеют общие узлы, которые соединяют эти элементы и через которые элементы взаимодействуют друг с другом.
4. Выбирается система функций, однозначно определяющих перемещения в любой точке КЭ через перемещения узлов (функции формы).
5. Относительные деформации в произвольной точке элемента выражаются через перемещения узлов путем дифференцирования функции формы по координатам. Зависимости напряжений от перемещений узлов для любой точки элемента находят, используя зависимость деформации от перемещений узлов, с помощью закона Гука.
6. Граничные условия, наложенные на сплошную среду, преобразуются к граничным условиям для узлов.
7. Записываются уравнения равновесия между напряжениями в элементе и внешними силами, действующими на узлы, и получается система уравнений, из которой при известных граничных условиях и свойствах среды можно отыскать перемещения узлов.

Суть метода конечных элементов (МКЭ) в форме метода перемещений состоит в следующем [1,2,3].

1. Инженерные конструкции рассматриваются как некоторая совокупность конструктивных элементов, соединенных в конечном числе узловых точек. Реальная конструкция с бесконечным числом степеней свободы заменяется конечно-элементной моделью – совокупностью конечного числа элементов, каждый из которых имеет конечное число степеней свободы. Взаимодействие элементов друг с другом и с внешней средой происходит посредством узловых перемещений.
2. Для каждого конечного элемента на основе зависимостей теории упругости, определяются соотношения между силами и перемещениями и получаются матрицы жесткости элементов $\mathbf{K}_e$, соответствующие общим степеням свободы конструкции.
3. Строится общая матрица жесткости конструкции $\mathbf{K}$ из матриц жесткости отдельных элементов непосредственным суммированием по всем элементам.
4. С использованием средств линейной алгебры получаются в матричном виде разрешающие уравнения:

- уравнения равновесия $KU=P$, где U - вектор узловых перемещений в глобальной системе координат, P - вектор внешних, действующих в направлении глобальных перемещений конструкции;
 - уравнения движения $M \cdot \ddot{U} + C \cdot \dot{U} + K \cdot U = P(t)$, где M , C , K соответственно матрицы масс, демпфирования и жесткости, $P(t)$ - вектор внешней узловой нагрузки, U - векторы узловых перемещений, $\dot{U}$ - скорости, $\ddot{U}$ - ускорения конечно-элементной модели;
5. Задаются граничные условия. Решение полученной системы уравнений дает смещения узловых точек элементов (вектор U);
 6. Внутренние усилия и напряжения в элементах получаются умножением матриц жесткости Ke на вектор перемещений.

Работоспособность программных систем, реализующих МКЭ, круг задач, решение которых они выполняют, надежность результатов моделирования и расчетов в значительной степени зависит от набора типов конечных элементов, которыми располагает система, и их качества.

- В разделе 4 приведены сведения о наиболее часто используемых конечных элементах системы MSC.Nastran и обсуждаются некоторые особенности применения этих конечных элементов, при моделировании конструкций РКТ, незнание которых может привести к ошибкам в конечно-элементной модели.

3 Основные конечные элементы MSC.Nastran для расчета ракетно-космических конструкций

Рассмотрим наиболее часто используемые конечные элементы системы MSC.Nastran. Для каждого конечного элемента приводится следующая информация:

- топология элемента (число узлов в конечном элементе и их расположение);
- местная система координат конечного элемента;
- жесткости, которые элемент привносит в конечно-элементную модель, и характеристики, от которых эти жесткости зависят (свойства);
- виды конструкций, при моделировании которых данный элемент используется;
- кроме того, обсуждаются некоторые особенности применения конечного элемента, незнание которых может привести к ошибкам в конечно-элементной модели.

3.1 Одномерные элементы

Одномерными элементами называются элементы, связывающие между собой два узла конечно-элементной сетки. Различные типы таких элементов используются для моделирования соответствующих им типов конструкций.

3.1.1 Стержневой элемент типа Rod

Краткая характеристика. Одноосный элемент, работающий только на растяжение, сжатие и кручение. Не работает на изгиб, сдвиг не учитывается.

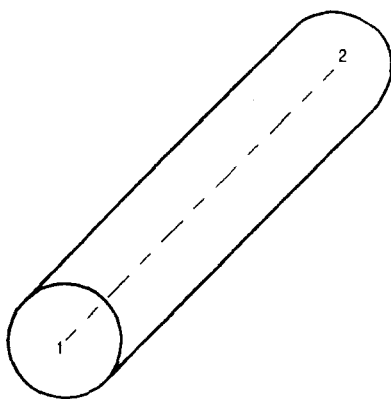


Рис. 3.1. Конечный элемент типа **Rod**

Применение. Стержневой элемент **Rod** обычно используется для моделирования ферменных конструкций, когда нет необходимости исследования устойчивости отдельных стержней ферм, а также для моделирования пружин, работающих на сжатие и кручение.

Форма. Линия, соединяющая два узла (рис. 3.1), .

Система координат элемента. Ось OX элемента направлена из узла, указанного в описании элемента первым, ко второму.

Свойства. Площадь поперечного сечения, полярный момент инерции, коэффициент для расчета напряжений от кручения, неконструкционная масса на единицу длины.

Примечания. Особенности использования стержневого элемента **Rod** обусловлены тем, что данный элемент связывает не все степени свободы своих узлов. Для того, чтобы связать все степени свободы узла (чтобы не было в узле механизма), нужно, чтобы к нему были присоединены хотя бы три стержневых элемента (если к этому узлу не присоединены какие-либо другие элементы). Данная особенность использования стержневых элементов иллюстрируется на рис. 3.2. Степени свободы узла 2 (см. рис. 3.2А) по перемещениям вдоль осей X и Z глобальной системы координат и по поворотам вокруг осей X и Z не связаны с опорой. Таким образом, стержень, закрепленный только за один узел, является механизмом и такую модель нельзя рассчитать на статику или устойчивость. В узле 4 (см. рис. 3.2В) степени свободы, которые не связаны стержнем с опорой, закреплены, и этот стержень механизмом не является. Узел 6 также прикреплен к основанию по всем степеням свободы (см. рис. 3.2С) поскольку к нему подходят три стержневых элемента, соединяющих его с основанием. Причем важно заметить, что если бы два из этих трех элементов были параллельны друг другу, то модель на рис. 3.2С снова стала бы механизмом. Модель на рис. 3.2D является механизмом из-за того, что узлы 10, 11, 16, 17, 18 и 19 не присоединены к модели по степеням свободы, перпендикулярным к стержням.

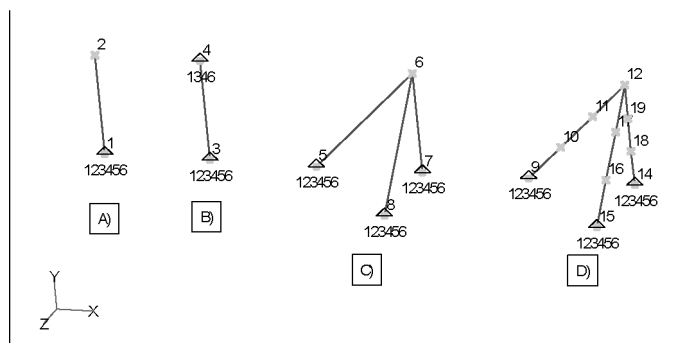


Рис. 3.2. Ситуации, возникающие при использовании стержневых конечных элементов: А и D – незакрепленные конечно-элементные модели; В и С – закрепленные конечно-элементные модели

3.1.2 Балочный элемент типа Beam

Краткая характеристика. Одноосный элемент (рис. 3.3), работающий на растяжение, сжатие, кручение и изгиб. Этот элемент может иметь переменное сечение, то есть для каждого конца элемента можно задавать различные свойства.

Применение. Используется для моделирования рамных и ферменных конструкций.

Форма. Линия, соединяющая два узла.

Система координат. Ось X элемента направлена из первого узла ко второму. Направление оси Y элемента задается либо точкой в плоскости XY , либо вектором, лежащим в плоскости XY и несовпадающим с осью X . Ось Z , определяется как векторное произведение осей X и Y элемента.

Свойства. Площадь поперечного сечения, моменты инерции ($I1$, $I2$, $I12$), полярный момент инерции (характеризует кручение), площади сдвига в направлении осей X и Y элемента, неконструкционная масса на единицу длины, точки на поперечном сечении для расчета напряжений. Если элемент имеет переменное сечение, то можно задать разные свойства для каждого из его концов.

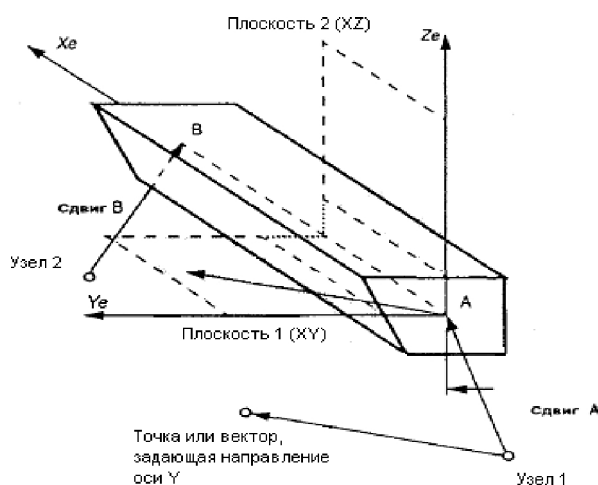


Рис. 3.3. Конечный элемент типа Beam

Примечания. Элемент **Beam** реализует теорию балок, изучавшуюся в курсе “Сопротивление материалов”, и решение, получаемое на модели, составленной из этих конечных элементов, не зависит от того, на сколько элементов разбиты балки конструкции. Таким образом, точное решение в линейной статике можно получить даже на модели, в которой каждая балка конструкции разбита на один элемент типа **Beam**. Однако если исследовать конструкцию на устойчивость или получить собственные колебания, необходимо разбивать каждую балку конструкции на несколько элементов, чтобы узловые перемещения модели могли бы описывать форму потери устойчивости или собственную форму колебаний.

3.2 Плоские элементы

Плоские элементы (рис. 3.4), используются для моделирования мембран, оболочечных конструкций и пластин. Все они сходны по принципам построения и

порядку нумерации узлов в элементе. Простейшими типами таких элементов являются треугольный элемент с тремя узлами и четырехугольный элемент с четырьмя узлами. Кроме того, имеются более сложные шестиузловые "параболические" треугольники и восьмиузловые "параболические" четырехугольники.

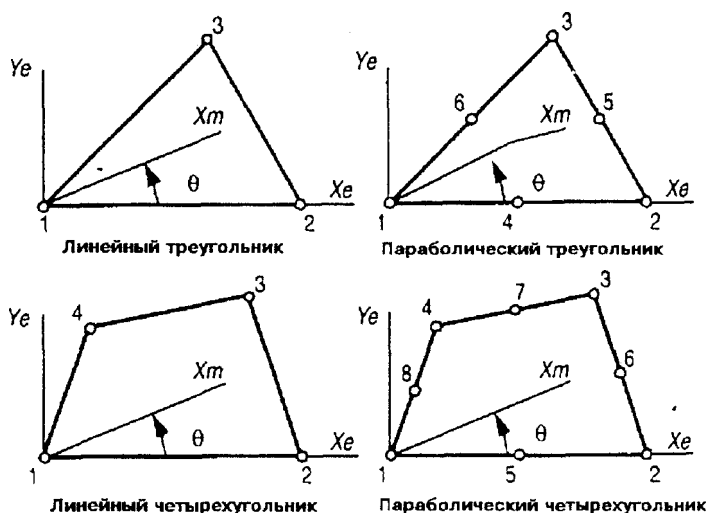


Рис. 3.4. Плоские конечные элементы

При моделировании конструкций с помощью плоских элементов рекомендуется стремиться к тому, чтобы их форма приближалась к равносторонним треугольникам или четырехугольникам. В этом случае полученные результаты будут наиболее точными.

Важно отметить одну особенность выдачи результатов для плоских элементов в системе MSC.Nastran. Компоненты напряженного состояния выдаются в местных системах координат элементов. Поэтому если конечно-элементная сетка имеет элементы непрямоугольной формы, то смотреть компоненты напряжений не имеет смысла, так как оси систем координат для разных элементов будут иметь разное направление.

3.2.1 Элемент Shear Panel (сдвиговая панель)

Краткая характеристика. Плоский элемент, который воспринимает только сдвиговые усилия в плоскости элемента.

Применение. Используется для моделирования конструкций, содержащих очень тонкие упругие листы, которые обычно подкрепляются дополнительными жесткостями.

Форма. 4-узловой четырехугольник.

Система координат. Система координат элемента показана на рис. 3.4 .

Свойства. Толщина, неконструкционная масса на единицу площади.

Примечание. Элемент типа *Shear Panel* не создает жесткостей между всеми степенями свободы присоединенных к нему узлов и оболочка, набранная только из таких

элементов, будет являться механизмом. Обычно данный элемент используют для моделирования потерявшей устойчивость обшивки в подкрепленной оболочке, причем по периметру элемента сдвиговой панели ставятся элементы *Beam*, моделирующие силовой набор оболочки.

3.2.2 Мембранный элемент типа Membrane

Краткая характеристика. Плоский элемент, который воспринимает нагрузки, действующие в плоскости элемента.

Применение. Используется для моделирования очень тонких упругих листов или плоского напряженного состояния.

Форма. Плоский трехузловой или шестиузловой треугольник, четырехузловой или восьмиузловой четырехугольник.

Система координат. Система координат элемента показана на рис. 3.4. . Установка нужного направления свойств материала осуществляется путем поворота оси ориентации материала X_m .

Свойства. Толщина пластинки, неконструкционная масса на единицу площади.

Примечания. Элемент не создает жесткости по степеням свободы из плоскости оболочки. Поэтому силы, перпендикулярные оболочке, в частности давление, не будут восприниматься сеткой мембранных элементов.

3.2.3 Универсальный оболочечный элемент типа Shell

Краткая характеристика. Комбинированный плоский оболочечный элемент. Этот элемент может воспринимать мембранные силы в плоскости элемента, сдвиговую и изгибную нагрузку, перпендикулярные плоскости элемента.

Применение. Любые конструкции, состоящие из тонких и средней толщины пластин или оболочек.

Форма. Плоский трехузловой или шестиузловой треугольник, четырехузловой или восьмиузловой четырехугольник.

Система координат. Система координат элемента показана на рис. 3.4 . Установка нужного направления свойств материала осуществляется путем поворота оси ориентации материала X_m .

Свойства. Толщина, неконструкционная масса на единицу площади, расстояние от нейтральной линии до верхнего и нижнего волокон при расчете напряжений.

Примечания. Элемент типа *Shell* не создает ни жесткости ни массы в своих узлах по степеням свободы вращения вокруг нормали к плоскости элемента. Это может привести к ошибкам моделирования при присоединении к оболочке, набранной из

элементов *Shell*, элементов других типов, создающих по данным степеням свободы и жесткость и массу, например элементов типа *Beam* (см. пример на рис. 3.5). В примере на рис. 3.5А момент вокруг оси Y , который приходит с элемента *Beam*, не воспринимается элементами *Shell* и элемент *Beam* может вращаться вокруг своей оси, не вызывая реакции со стороны оболочки. Таким образом, мы получаем в этом случае скрытый механизм (незакрепленную конструкцию). На рис. 3.5В эта ошибка устранена вспомогательными элементами типа *Beam*, установленными в плоскости оболочки и воспринимающими момент вокруг оси Y .

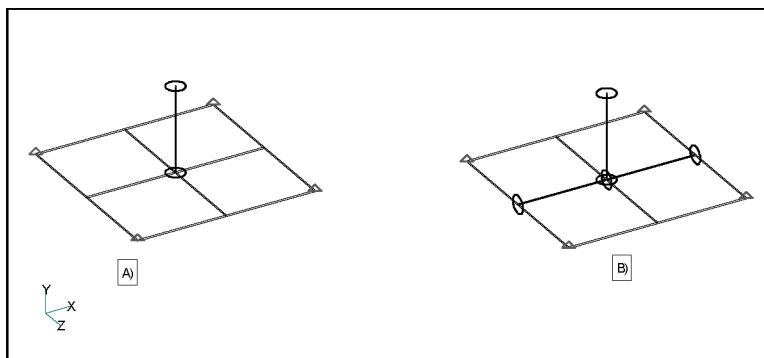


Рис. 3.5. Присоединение элементов типа Beam к оболочке из элементов типа Shell

Максимальные напряжения при изгибе оболочки имеют место на верхней или нижней поверхности. Поэтому все напряжения для элемента *Shell* выдаются и для верхней и для нижней оболочки элемента. Верхней называется поверхность, расположенная со стороны положительного направления оси Z элементной системы координат.

Из-за особенностей функции формы трехузловой элемент *Shell* вносит в модель завышенную жесткость на сдвиг в плоскости элемента. Поэтому нужно по возможности избегать использовать трехузловые элементы.

3.2.4 Слоистый элемент типа Laminate

Краткая характеристика. Подобен элементу типа *Shell*, за исключением того, что этот элемент (рис. 3.6) состоит из одного или нескольких слоев (layers). Каждый из слоев может иметь свои свойства материала. MSC.Nastran допускает использование элементов, включающих в себя до 45 слоев.

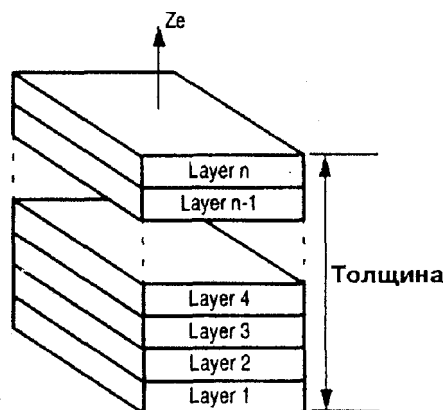


Рис. 3.6. Конечный элемент типа Laminate

Применение. Обычно используется для моделирования многослойных композитных оболочек.

Форма. Плоский трехузловой или шестиузловой треугольник, четырехузловой или восьмиузловой четырехугольник.

Система координат. Система координат элемента аналогична элементам типа *Shell*.

Свойства. Для каждого слоя задаются: материал, угол ориентации свойств материала и толщина слоя. Помимо этого вводятся: расстояние от нейтральной плоскости до нижнего слоя, неконструкционная масса на единицу площади, допустимый сдвиг между слоями и используемая теория разрушения.

3.3 Объемный элемент типа *Solid*

Краткая характеристика. Трехмерный объемный элемент.

Применение. Моделирование любых трехмерных конструкций.

Форма. Четырехузловой тетраэдр, шестиузловая пятигранная призма, восьмиузловой гексаэдр, десятиузловой тетраэдр, пятнадцатиузловая пятигранная призма и двадцатиузловой гексаэдр, рис. 3.7 .

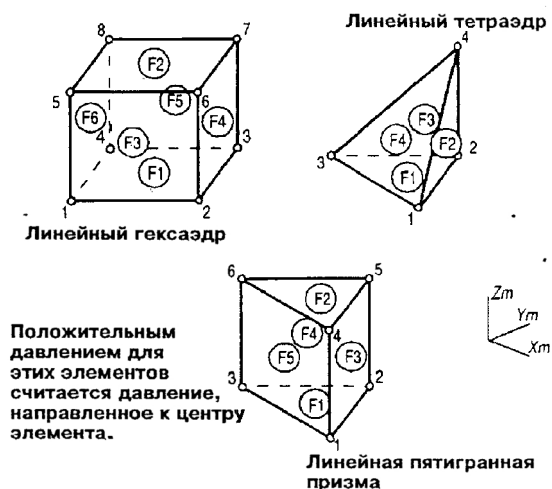


Рис. 3.7 . Конечные элементы типа Solid

Система координат. Может быть привязана к узлам элемента или приводиться в соответствие с глобальной (базовой) системой координат.

Свойства. Оси ориентации свойств материала.

Примечания. Для задания нагрузки в виде давления необходимо указывать номер грани элемента, на которую действует давление. На рис. 3.7 , 3.8 показана нумерация граней для всех разновидностей элементов типа **Solid**. Номера граней обозначены символами от F1 до F6, которые обведены окружностями. Положительное давление всегда считается направленным к центру элемента.

Этот элемент создает жесткости только по поступательным степеням свободы присоединенных узлов. Следствием этого является невозможность приложения закреплений по вращательным степеням свободы узлов объемных элементов и невозможность приложения к этим узлам нагрузки в виде моментов.

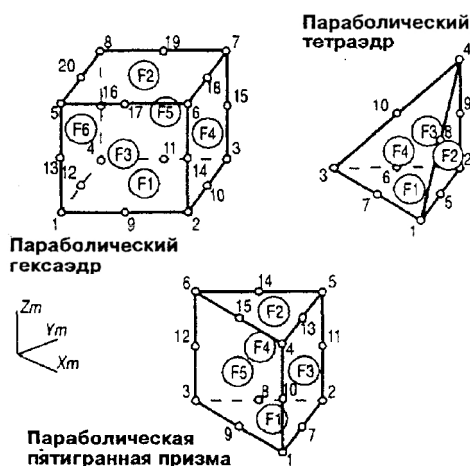


Рис. 3.8 . Параболические конечные элементы типа Solid

3.4 Другие элементы

Типы элементов для моделирования инерционных характеристик частей конструкции, моделирования кинематических связей и др.

3.4.1 Элемент типа Mass

Краткая характеристика. Обобщенный трехмерный массовый и/или инерционный элемент, который размещается в узле конечно-элементной сетки. Центр масс может быть сдвинут относительно узла. Более общей формой этого элемента является элемент типа **Mass Matrix** (матрица масс).

Применение. Используется для моделирования частей конструкций, обладающих массой, но не имеющих жесткости.

Форма. Точка, соединенная с одним из узлов сетки.

Система координат. Соподчиняется с указанной системой координат.

Свойства. Масса, моменты инерции (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , I_{xy} , I_{yz} , I_{zx}), сдвиг центра масс относительно узла.

3.4.2 Упругий элемент типа Spring

Краткая характеристика. Элемент, сочетающий в себе упругий (пружина) и демпфирующий элементы. Может работать на растяжение (сжатие) и кручение. Для других случаев предусмотрен альтернативный вариант этого элемента, который описан ниже.

Применение. Используется для моделирования элементов конструкции, которые работают или только на растяжение (сжатие), или только на кручение.

Форма. Линия, соединяющая два узла.

Система координат. Ось X элемента направлена из первого узла ко второму.

Свойства. Жесткость, коэффициент демпфирования.

3.4.3 Упругий элемент типа Dof Spring

Краткая характеристика. Элемент, сочетающий в себе упругий (пружина) и демпфирующий элементы. Этот элемент соединяет любую, выбранную (из шести), степень свободы в первом узле с любой степенью свободы во втором узле.

Применение. Используется для соединения двух степеней свободы с заданной жесткостью. В зависимости от соединяемых степеней свободы и расположения узлов в пространстве с помощью такого элемента можно моделировать как части конструкции, работающие только на растяжение-сжатие, так и более сложные ее компоненты.

Форма. Соединяет два узла. В MSC.Nastran изображается в виде линии, но на самом деле является более сложным элементом и находится в зависимости от соединяемых степеней свободы.

Система координат. Определяется узловыми степенями свободы.

Свойства. Степени свободы (для каждого из узлов), жесткость, коэффициент демпфирования.

3.4.4 Элемент абсолютно жесткой связи RBE2

В пре-, постпроцессоре Femap подобный конечный элемент называется ***Rigid***.

Краткая характеристика. Элемент представляет собой жесткую связь между выбранным главным узлом и одним или несколькими другими узлами.

Применение. Моделирование связей, которые являются очень жесткими по сравнению с остальными элементами конструкции.

Форма. Один главный узел, соединенный с дополнительными узлами.

Система координат. Система координат отсутствует. Работа элемента связана с заданными узловыми степенями свободы.

Свойства. Отсутствуют.

Примечания. С помощью элементов ***RBE2*** предоставляется возможность создавать кинематические связи двух видов.

Первый вид кинематической связи соответствует абсолютно жесткому телу. Перемещения главного (независимого) узла определяют перемещения абсолютно жесткого тела. Степени свободы дополнительных (зависимых) узлов считаются присоединенными к абсолютно жесткому телу и их перемещения определяются перемещениями абсолютно жесткого тела. Если степень свободы является зависимой несколько раз (например, является зависимой в нескольких элементах ***RBE2*** или является зависимой в элементе ***RBE2*** и закреплена), то система уравнений получится несовместной и Nastran выдаст сообщение об ошибке.

Второй вид кинематической связи называется интерполяционным. Здесь перемещения главного узла определяются как средние значения перемещений дополнительных узлов. Есть возможность задавать разные весовые коэффициенты для разных дополнительных узлов. Независимыми степенями свободы для этого типа кинематической связи являются степени свободы дополнительных узлов, а зависимыми - степени свободы главного узла. Как и для первого типа, важно обратить внимание, чтобы степень свободы не была зависимой несколько раз.

Оба типа элементов ***RBE2*** работают корректно только при справедливости допущения о малости перемещений, т.е. перемещения не должны оказывать

существенного влияния на геометрию конструкции. Перемещения узлов элемента **RBE2** первого типа при немалом повороте показаны на рис. 3.9.

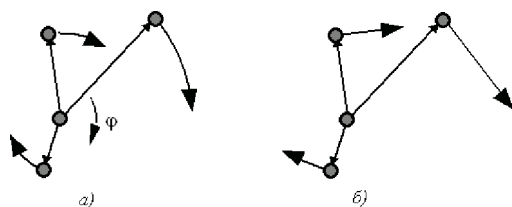


Рис. 3.9. Перемещение зависимых узлов элемента **RBE2** первого типа при немалом повороте главного узла: а) как должно быть; б) как перемещения моделируются элементом **RBE2**

3.4.5 Контактный элемент типа GAP

Краткая характеристика. Элемент для нелинейного анализа (большие перемещения), который может иметь различные жесткости для моделирования работы на растяжение, сжатие и сдвиг.

Применение. Используется в контактных задачах для моделирования зазоров (сближение контактирующих поверхностей) и мест, где зазоры могут появиться (расхождение контактирующих поверхностей). Кроме того, в определенных пределах может моделировать скольжение контактирующих поверхностей относительно друг друга (более подробную информацию об этом элементе можно найти в полной документации по системе MSC.Nastran [3]).

Форма. Линия, соединяющая два узла.

Система координат. Ось X элемента направлена из первого узла ко второму. Ось Y располагается перпендикулярно оси X и лежит в плоскости, определяемой первым, вторым и дополнительным третьим узлом (или вектором ориентации). Ось Z определяется как векторное произведение осей X и Y элемента.

Свойства. Величина начального зазора, жесткость на сжатие, жесткость на растяжение, поперечная жесткость при закрытом зазоре, коэффициенты трения по осям Y и Z , предварительная нагрузка.

Примечания. Жесткости конструкции в контактирующих узлах не должны отличаться более чем в 10^3 раз. Если это условие не будет соблюдено, возможны проблемы со сходимостью нелинейного итерационного процесса.

3.4.6 Графический элемент типа PLOTEL

Краткая характеристика. Этот элемент не предназначен для моделирования элементов конструкции. Он не обладает жесткостью и массой. Применяется только в графических целях.

Применение. Используется для графического представления частей конструкции, которые не будут подвергаться анализу, но могут помочь в визуализации модели.

Форма. Линия, соединяющая два узла.

Система координат. Отсутствует.

Свойства. Не имеет.

4 Типовые силовые конструкции ракетно-космической техники и способы их моделирования

Ракеты-носители (РН) – устройства для выведения определенной массы в космическое пространство.

В составе РН можно условно выделить головную часть, состоящую из головного обтекателя (ГО) и полезного груза (ПГ), переходные отсеки (ПХО) и ракетные части, состоящие из разгонных блоков (РБ) [4, 5].

Головной обтекатель защищает полезный груз от атмосферного воздействия на старте и от аэродинамического давления и нагрева при полете в плотных слоях атмосферы. После выхода за пределы атмосферы он сбрасывается за ненадобностью для уменьшения разгоняемой массы.

Полезные грузы, выводимые в космос, многообразны. Это - искусственные спутники Земли, автоматические межпланетные станции, космические корабли и др. Многообразие назначений ПГ определяет разнообразие их конструкций.

Переходный отсек соединяет головную часть – космический аппарат и головной обтекатель - с ракетной частью. Часто последняя ракетная часть служит для подъема космического аппарата с опорной орбиты на рабочую орбиту и устанавливается вместе с космическим аппаратом под головным обтекателем. При этом могут использоваться разные головные обтекатели. Этим определяется необходимость в определенной номенклатуре переходных отсеков. Конструктивно ПХО представляет собой сухой отсек, составляющий с последней ступенью ракеты единое целое и содержащий узлы стыковки полезного груза и головного обтекателя, которые позволяют в нужные моменты произвести сброс ПХО и отделение ПГ.

Разгонный блок представляет собой автономную часть ракеты, включающую в себя топливный отсек с топливом, двигательную установку, органы управления и ряд других систем бортового комплекса, обеспечивающих движение на определенном участке траектории выведения.

Конструктивные решения при проектировании определяются совокупностью требований, предъявляемых к конструкции. Основными требованиями для конструкций РКТ являются минимальная масса, высокая технологичность, высокая надежность, минимальная стоимость.

Требование минимальной массы конструкции определяет выбор основного типа конструкций РКТ - класс тонкостенных конструкций.

При проектировании ракетно-космических конструкций применяются материалы с высокой удельной прочностью – (отношение предела прочности к плотности материала). Это также приводит к относительно малым размерам сечений силовых элементов конструкции и, следовательно, к явлениям потери устойчивости, которое затрудняет эффективное использование высоких механических свойств применяемых конструкционных материалов.

Явление потери устойчивости можно было бы преодолеть простым увеличением толщины силового элемента, до тех пор, пока он сможет выдержать требуемые нагрузки. Однако в случае, например, оболочки, наиболее распространенной универсальной конструкции РКТ, для этого может потребоваться увеличение толщины, а, следовательно, и массы оболочки в несколько, а то и десятки раз. Стремление решить проблему потери устойчивости тонкостенных оболочек без большого увеличения их массы породили такие типы оболочечных конструкций как стрингерные оболочки, вафельные оболочки, трехслойные оболочки, решетчатые конструкции. Вместе с фермами и рамами эти конструкции являются характерными конструкциями ракетно-космической техники.

Конечно-элементное моделирование этих конструкций требует понимания специфики силовой работы этих конструкций и знания особенностей использования разных конечных элементов и их взаимодействия в модели. Эти вопросы применительно к каждому типу конструкций, используемых в ракетно-космической технике, рассматриваются в этом разделе.

4.1 Стрингерные отсеки

Стрингерные отсеки (например, рис.5.1) состоят из обшивки, стрингеров и шпангоутов. Шпангоуты служат для поддержания формы отсека. Стрингеры воспринимают нагрузку в продольном направлении, а также повышают местную изгибную жесткость оболочки в продольном направлении. Обшивка до потери устойчивости воспринимает продольную нагрузку и сдвиг в плоскости оболочки. Ни один элемент, кроме обшивки, в этой конструкции не воспринимает сдвиговую нагрузку и по этому можно считать, что работа на сдвиг в плоскости оболочки это основная функция обшивки. После потери устойчивости продольную нагрузку продолжает воспринимать только небольшая часть обшивки, прилегающая к силовому набору. Эту часть часто называют присоединенной обшивкой и при расчете площадь ее поперечного сечения добавляют к площади поперечного сечения силового набора. Сдвиг в плоскости оболочки после потери устойчивости продолжает воспринимать вся обшивка.

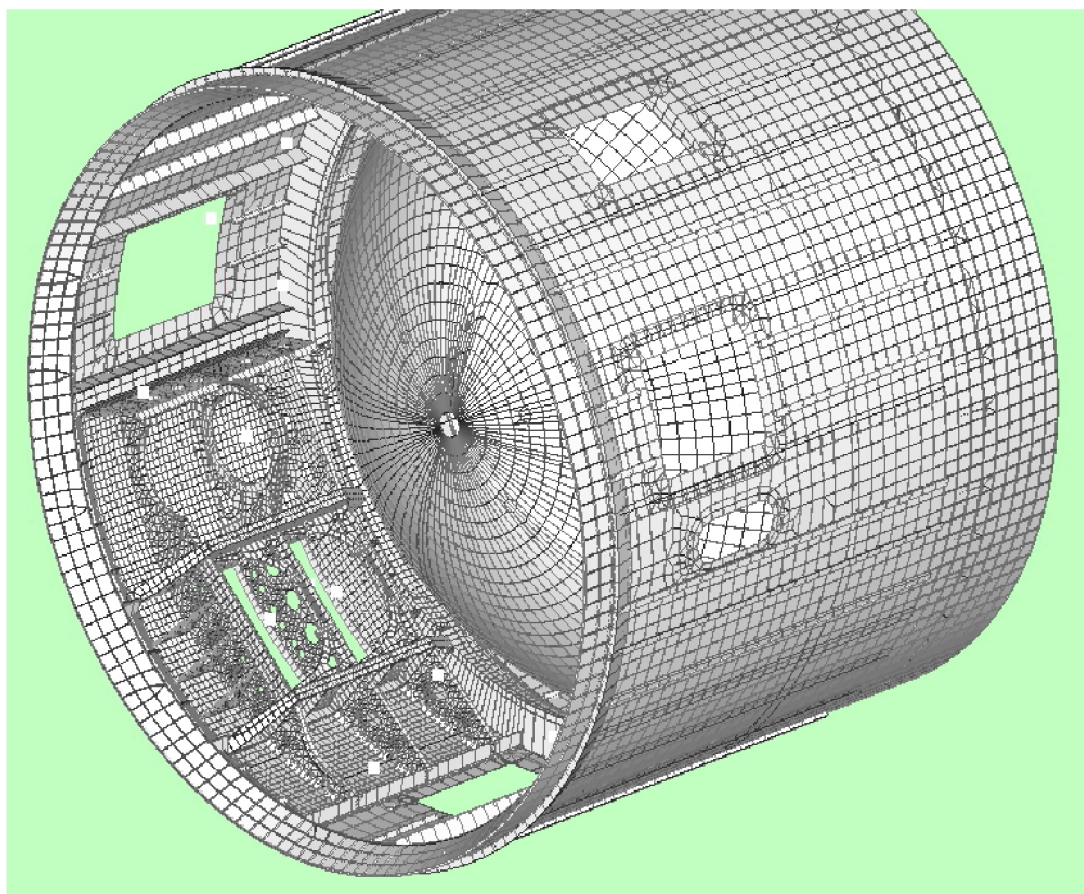


Рисунок - 4.1 . КЭ модель стрингерного отсека, днища и части цилиндрической обечайки топливного бака РН

Основными случаями разрушения стрингерных отсеков являются:

1. Потеря устойчивости силового набора (общая потеря устойчивости);
2. Потеря устойчивости обшивки (местная форма потери устойчивости). Этот случай принимается в качестве случая разрушения только для некоторых видов конструкций, для которых по каким то причинам не допускается, чтобы во время эксплуатации имели место прохлопывания обшивки. Такой ситуацией, например, является заправка ракеты топливом на стартовой позиции, когда персонал может принять звук, вызванный потерей устойчивости обшивки, за нештатную ситуацию опасную для жизни;
3. Напряжения в элементах конструкции превышают допустимые значения.

Тонкие оболочки (обшивка) при осевом сжатии и изгибе обычно теряют устойчивость с утратой круговой формы поперечного сечения оболочки, рисунок 4.2 . Для поддержания исходной формы поперечного сечения оболочки обшивку подкрепляют

регулярно расположенными поперечными кольцами, называемыми рядовыми шпангоутами. Рядовые шпангоуты должны иметь значительную изгибную жесткость, причем величина площади поперечного сечения шпангоута обычно не важна. Поэтому рядовые шпангоуты часто выполняются с тонкостенным поперечным сечением в виде двутавра, швеллера и тому подобных сечений. В некоторых случаях шпангоуты воспринимают специальные силы, например, совместно с обшивкой воспринимают внутреннее давление в топливных баках-отсеках, сосредоточенные силы от креплений оборудования, распорные и стыковочные силы. Такие шпангоуты называются силовыми.

В некоторых случаях установка шпангоутов полностью решает проблему устойчивости конструкции. Это характерно для баков-отсеков, которые имеют довольно большую толщину оболочки, чтобы противостоять внутрибаковому давлению. Для тонкой оболочки возможна потеря устойчивости полос обшивки между шпангоутами, рисунок 4.3. В этом случае устанавливают продольные элементы, называемые стрингерами. Стрингер представляет собой многоопорный брус, опирающийся на шпангоуты. Чтобы стрингер мог воспринимать сжимающие силы, в свою очередь не теряя устойчивости, ему придают форму, имеющую значительную изгибную жесткость, в виде пресованного или гнутого профиля открытого или замкнутого поперечного сечения. Способствует сохранению устойчивости уменьшение длины пролета стрингера, то есть шага шпангоутов. Стрингерный набор дублирует работу обшивки на осевую силу и изгиб оболочки. Поэтому постановка стрингеров позволяет уменьшить толщину обшивки. Форма потери устойчивости клетки обшивки, подкрепленной шпангоутами и стрингерами показана на рисунке 4.4.

Шаг стрингеров и шпангоутов, размеры сечений стрингеров и шпангоутов, толщина обшивки являются проектными параметрами для каркасированных оболочек. Конкретные значения этих параметров определяют массу конструкции и поэтому целесообразно формулировать задачу оптимизации для минимизации массы конструкции.

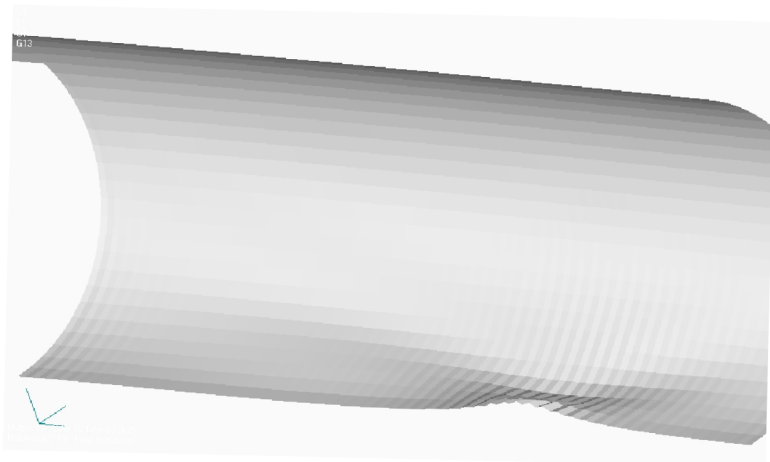


Рисунок - 4.2 . Форма потери устойчивости гладкой оболочки. Показана половина оболочки

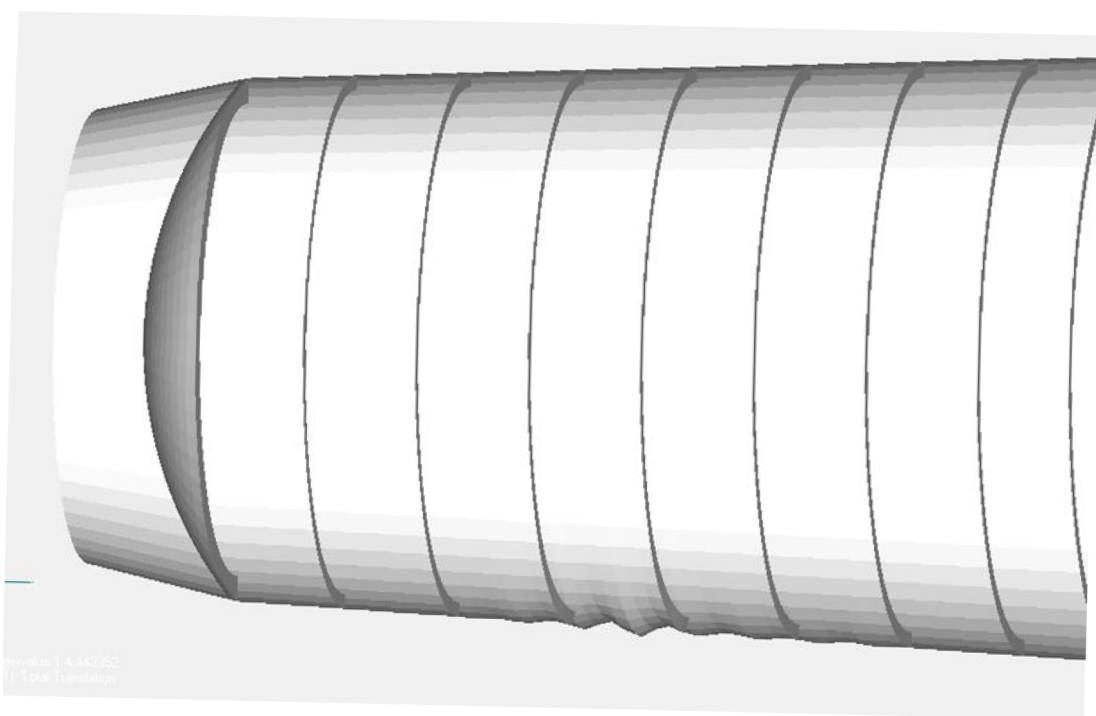


Рисунок - 4.3 . Форма потери устойчивости оболочки, подкрепленной только шпангоутами

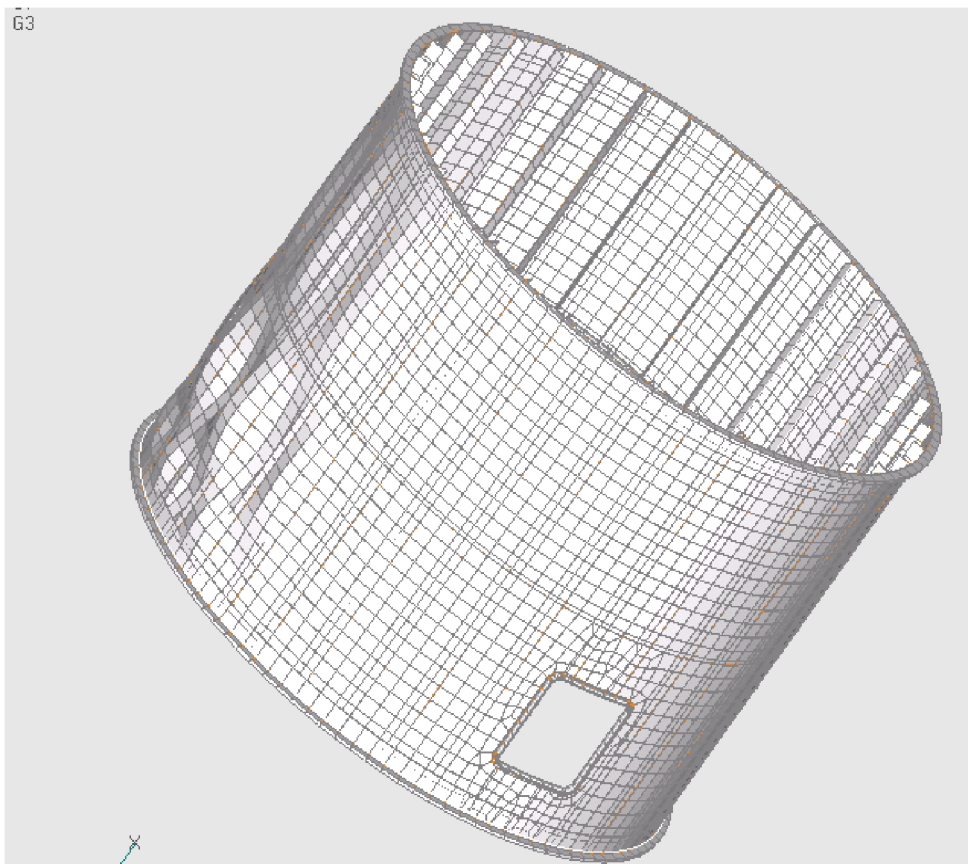


Рисунок - 4.4 . Форма потери устойчивости оболочки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами

4.1.1 Способы конечно-элементного моделирования стрингерных оболочек

Способ 1:

- Обшивка моделируется конечными элементами (КЭ) тонкой изгибной оболочки;
- Стрингеры и шпангоуты моделируются балочными КЭ.

Применение этого способа позволяет получить с помощью линейного статического анализа правильные перемещения и напряжения в элементах конструкции только для докритических нагрузок. Поскольку для большинства стрингерных отсеков потеря устойчивости обшивки не означает потери несущей способности то желательно знать напряжения, действующие в элементах конструкции после потери устойчивости обшивки. При рассматриваемом способе моделирования эти напряжения можно найти только с помощью нелинейного статического анализа, что на порядок увеличивает вычислительные затраты и требует высокой квалификации расчетчика в связи с трудностями настройки итерационного нелинейного процесса.

Результаты нелинейного статического анализа устойчивости на такой конечно-элементной модели представлены в виде анимации. На анимации показан процесс

нагружения отсека осевой силой, перерезывающей силой и изгибающим моментом. Видно, что при малой нагрузке деформация по форме соответствует линейно-статическому решению. Эта деформация характеризуется в частности тем, что на сжатой стороне отсека из-за поперечных деформаций обшивка выпирает наружу. Примерно при половине полной нагрузки происходит потеря устойчивости обшивки. Деформации с этого момента представляют собой сумму линейно статического решения и формы потери устойчивости. Это проявляется в том, что соседние панели обшивки выпирают волнами высота которых меняется не плавно как в линейно статическом решении – появляется чередование высоких и низких волн. С ростом нагрузки вклад формы потери устойчивости обшивки нарастает. При нагрузке примерно 0,85 от прикладываемой происходит потеря устойчивости силового набора, которую нельзя увидеть на этой анимации, поскольку итерационный процесс сразу же после этого расходится. Однако если отобразить деформацию одного только силового набора можно заметить на последнем кадре изменение характера деформирования стрингеров в сжатой зоне.

При этом способе моделирования с помощью анализа начальной устойчивости (buckling) может быть найдено значение коэффициента критической нагрузки только для потери устойчивости обшивки, что для большинства стрингерных оболочек не достаточно. Коэффициент критической нагрузки потери устойчивости силового набора может быть найден опять же только с помощью нелинейного статического анализа.

Способ 2:

- Обшивка моделируется КЭ сдвиговой обшивки (shear plate);
- Стрингеры и шпангоуты моделируются балочными КЭ.

Этот способ моделирования позволяет с помощью линейного статического анализа получить перемещения и напряжения при потерявшей устойчивость обшивке. Анализ начальной устойчивости позволит найти коэффициент критической нагрузки общей потери устойчивости.

Главной идеей этого способа моделирования является предположение что вся обшивка потеряла устойчивость. Потерявшая устойчивость обшивка всегда работает на сдвиг в своей плоскости. Работает ли обшивка на растяжение и сжатие в продольном и окружном направлении сказать с уверенностью нельзя, потому что при потере устойчивости обшивка продолжает работать только в растянутом направлении, а какое направление растянуто, и есть ли вообще такое направление, зависит от нагружения конкретного участка обшивки. Поэтому делается допущение, что ни в продольном, ни в окружном направлениях обшивка на растяжение и сжатие не работает. Это занижает жесткость моделируемого отсека и завышает напряжения в силовом наборе.

КЭ сдвиговой обшивки имеют жесткости не для всех степеней свободы присоединенных к нему узлов. Поэтому, если кроме этого элемента узлы между собой ничто не связывает, то матрица жесткости получается линейнозависимой (механизм). Поэтому эти элементы должны быть обязательно подкреплены другими элементами, которые создадут недостающие жесткости (например балочными). Если в качестве подкрепления использовать элементы, моделирующие силовой набор, то получится грубая КЭ сетка, в которой обшивка между соседними стрингерами и шпангоутами моделируется одним КЭ сдвиговой обшивки. Таким образом, при этом способе моделирования получается грубая КЭ-сетка. Если оболочка крупногабаритная с большим числом часто установленных стрингеров и шпангоутов, то форма потери устойчивости силового набора будет представлять собой волны длиной в несколько расстояний между соседними стрингерами и шпангоутами. Для моделирования отображения подобных форм потери устойчивости такая грубая КЭ сетка вполне подходит. Примером таких оболочек может служить фюзеляж или крыло широкофюзеляжных самолетов. Если же отсек короткий и содержит малое количество шпангоутов, как, например, межбаковый отсек ракеты, то форма потери устойчивости силового набора будет представлять собой волны, длина которых соизмерима с расстоянием между соседними шпангоутами. В этом случае КЭ сетка, созданная рассматриваемым способом, не позволит отобразить такую форму потери устойчивости.

Способ 3:

- Обшивка моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки;
- Стрингеры и шпангоуты “размазаны” по обшивке.

“Размазывание” заключается в том, что материал силового набора распределяется по обшивке увеличивая ее толщину. Для того чтобы жесткость на растяжение такой оболочки не изменилась, новая толщина (для цилиндрической оболочки) должна иметь следующее значение:

$$t' = t + \frac{F_{стр} N_{стр}}{2\pi R},$$

где t – толщина обшивки; R – радиус оболочки; $F_{стр}$ – площадь поперечного сечения стрингера; $N_{стр}$ – число стрингеров. Однако жесткость на изгиб такой обшивки с увеличенной толщиной во много раз ниже, чем стрингерной оболочки. Для устранения этой неадекватности КЭ-модели можно использовать одно из свойств КЭ изгибной оболочки, обозначаемое как “ $12I/t^3$ ” в программе Femap или Bending Stiffness в программе Patran. Это свойство задает отношение изгибной жесткости оболочки, которую мы бы хотели задать, к изгибной жесткости оболочки, определяемой через ее толщину ($t^3/12$).

Этот способ моделирования позволяет с помощью линейного статического анализа получить приближенные перемещения оболочки для докритических нагрузок. Потеря устойчивости, полученная на такой модели, может не иметь ничего общего с тем, как потеряет устойчивость реальная оболочка.

Достоинство этого способа - простота. Недостатки – приближенное моделирование линейной работы оболочки и неправильное моделирование нелинейной работы оболочки. Кроме того в результате расчета мы не получим значений напряжений для обшивки и силового набора, поскольку эти различные элементы конструкции моделируются одной и той же КЭ элементной сеткой. Этот способ применяется для моделирования частей конструкции, которые в данный момент нас не интересуют, и присутствуют в КЭ-модели, например, для создания адекватного закрепления.

Способ 4:

- Обшивка моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки со специальным “сдвиговым” материалом;
- Стрингеры и шпангоуты моделируются балочными КЭ.

Под “сдвиговым” материалом понимается ортотропный материал, жесткость которого на сдвиг в плоскости оболочки намного выше, чем на растяжение и сжатие в продольном и поперечном направлении. КЭ тонкой изгибной оболочки с таким материалом по своей жесткости напоминает КЭ сдвиговой панели, за исключением того, что вместо механизмов появляются малые жесткости. Это позволяет создавать КЭ-модель такую же, как при использовании способа 2, но с подробной КЭ сеткой.

Такой “сдвиговой” материал должен обладать следующими упругими характеристиками:

$$E_1 = E_2 = E/M ; G_{z1} = G_{2z} = G ; G_{12} = G/2 ; \mu = 0.01,$$

где E и G модуль жесткости и модуль сдвига реального материала обшивки; M – коэффициент, определяющий во сколько раз уменьшилась жесткость оболочки на сжатие по продольному и поперечному направлениям ($M = 100 \div 1000$); 1 и 2 - направления в плоскости оболочки, а Z -направление - из плоскости оболочки.

Сдвиговой модуль в плоскости оболочки уменьшается в два раза по сравнению с аналогичным модулем реального материала на основании того, что сдвиг на площадках, параллельных стрингерам и шпангоутам, соответствует растяжению и сжатию на площадках ориентированных под 45 и –45 градусов к продольному направлению. На потерявшей устойчивость обшивке сжатие не может восприниматься со значительной жесткостью и поэтому половина жесткости, соответствующая этому сжатию, убирается.

Этот способ позволяет получить с помощью линейного статического анализа правильные перемещения и напряжения в элементах конструкции для нагрузок, при которых уже произошла потеря устойчивости обшивки. Однако надо помнить, что этот способ моделирования подобно способу 2 завышает напряжения в силовом наборе и занижает жесткость стрингерного отсека.

4.2 Вафельные оболочки

Оболочки считаются вафельными, когда из части толщины плиты выфрезеровываются ребра жесткости. Остальная часть плиты образует обшивку. Обшивка и ребра жесткости воспринимают растяжение и сжатие, и изгиб из плоскости оболочки. Сдвиг в плоскости оболочки воспринимается обшивкой. Ребра служат для увеличения изгибной жесткости оболочки. Под вафельными оболочками понимают оболочки с часто расположенными подкрепляющими ребрами, изготовленными заодно с обшивкой. Ребра располагаются по двум или трем направлениям. Например, продольно-кольцевой набор ребер содержит два направления по продольному и окружному направлениям, образующие прямоугольные клетки. Перекрестный набор содержит направления, расположенные под углом 45° к образующей, которые образуют ромбы с длинной диагональю по продольному направлению. Перекрестно-кольцевой набор имеет перекрестные ребра, расположенные под углом 30° к образующей и ребра по окружному направлению.

Вафельную оболочку можно охарактеризовать как способ перехода от тонкостенных конструкций к толстостенным, хотя, с другой стороны, они напоминают стрингерные оболочки, особенно при продольном и окружном расположении ребер. Более мелкий шаг подкрепляющего набора в вафельных конструкциях обеспечивает высокий уровень критических напряжений общей потери устойчивости.

По конфигурации силовых элементов эти оболочки напоминают стрингерные, однако, ребра стоят чаще, чем стрингеры и шпангоуты, а их поперечное сечение, как правило, меньше. Вследствие этого трудно заранее сказать какая форма потери устойчивости произойдет первой - общая или местная.

Основными случаями разрушения вафельных оболочек являются:

- Напряжения в обшивке или в ребрах жесткости превышают допустимые значения;
- Общая потеря устойчивости оболочки – длина волн формы потери устойчивости много больше шага между ребрами;

- Местная потеря устойчивости – теряет устойчивость сжатое ребро жесткости на участке между соседними пересечениями с другими ребрами.

Вафельные оболочки изготавливаются штамповкой, химическим травлением, фрезерованием.

Подбирая высоту и шаг ребер, толщину полотна обшивки можно добиться прочной и устойчивой конструкции с малой массой.

На рисунке 4.6 приведен фрагмент вафельной оболочки отсека космического аппарата.

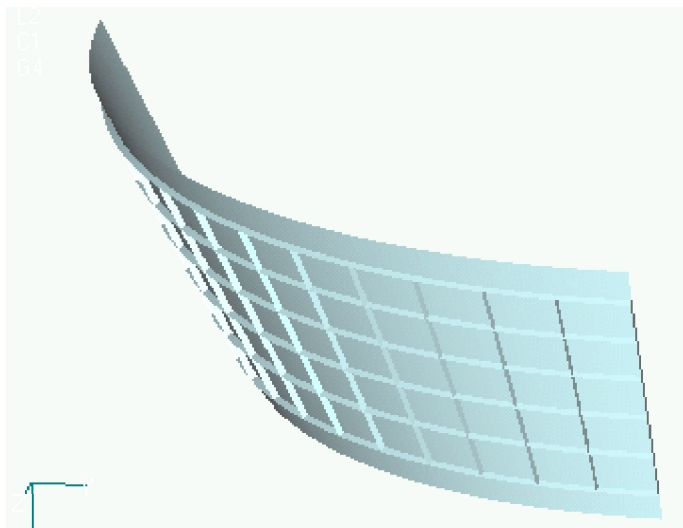


Рисунок - 4.6 . Фрагмент вафельной оболочки отсека космического аппарата

4.2.1 Способы конечно-элементного моделирования вафельных оболочек

Способ 1:

- Обшивка моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки;
- Ребра жесткости “размазаны” по обшивке.

Все как для аналогичного способа 3 моделирования стрингерных отсеков.

Линейный статический анализ находит перемещения точек оболочки. Анализ начальной устойчивости находит коэффициент критической нагрузки общей потери устойчивости.

Способ 2

Обшивка и ребра жесткости моделируется разными слоями элемента многослойной оболочки *Laminate*. Оболочка моделируется двумя совпадающими сетками элементов *Laminate*, имеющими одни и те же узлы. Первый из совпадающих элементов содержит половину обшивки (1-ый слой КЭ) и ребра в одном направлении (2-ой слой КЭ), а второй

элемент содержит другую половину обшивки (1-ый слой КЭ) и ребра во втором направлении (2-ой слой КЭ), рисунок 4.7 .

Линейный статический анализ находит перемещения точек оболочки и напряжения на середине толщины обшивки и на середине толщины ребер жесткости. Анализ начальной устойчивости находит коэффициент критической нагрузки общей потери устойчивости.

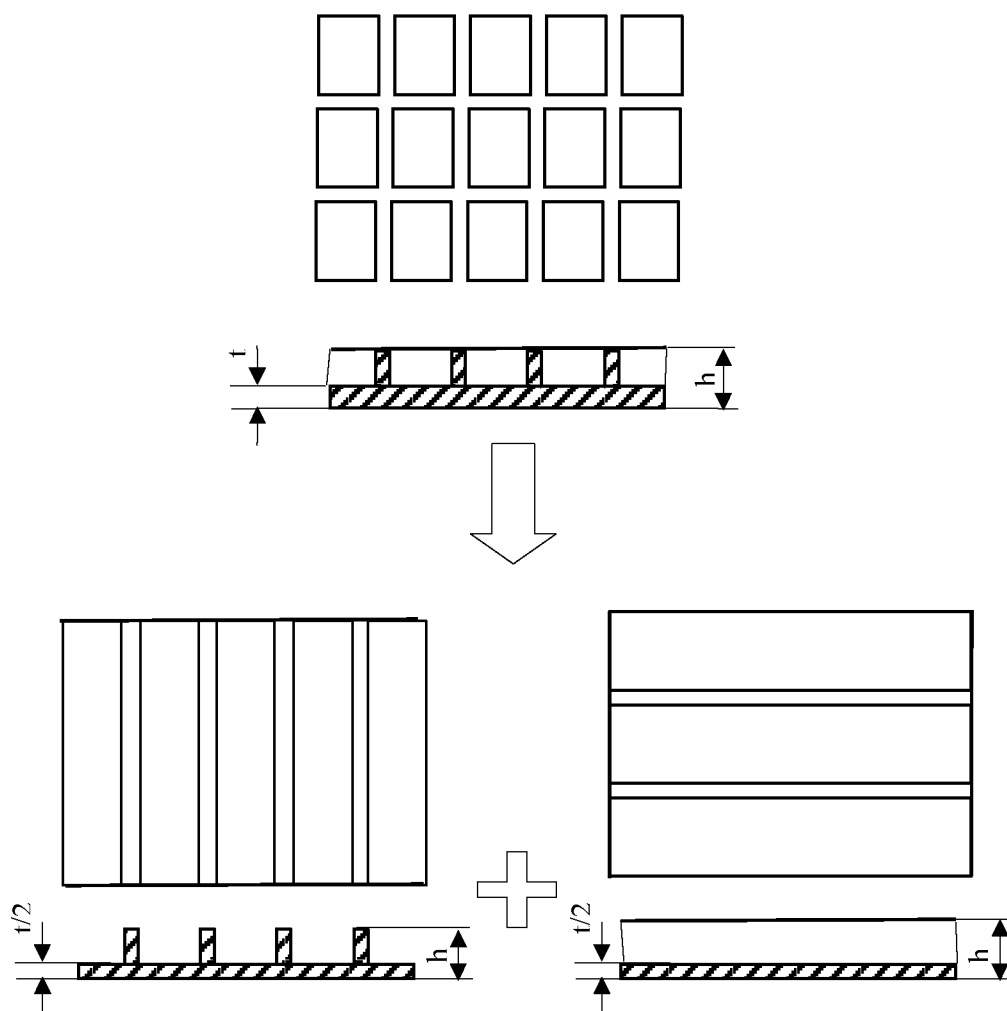


Рисунок 4.7 . Моделирование вафельной оболочки КЭ многослойной оболочки Laminate

Способ 3:

- Обшивка моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки;
- Ребра жесткости тоже моделируется КЭ тонкой изгибной оболочки. КЭ сетка и на обшивке и на ребрах подробная. Количество КЭ по высоте и длине ребра жесткости должно быть достаточным для моделирования потери устойчивости ребра.

Обычно этим способом моделируется только небольшая часть оболочки (иногда один квадрат) с целью нахождения коэффициента критической нагрузки местной потери устойчивости и расчета жесткости вафельной оболочки на подробной модели. Зная критическую нагрузку местной потери устойчивости можно по уровню напряжений, полученных первыми двумя способами для всей оболочки, сказать, будет ли иметь место местная потеря устойчивости.

Линейный статический анализ находит подробную картину перемещений точек оболочки и напряжений для обшивки и ребер жесткости. Анализ начальной устойчивости находит коэффициент критической нагрузки местной потери устойчивости ребра жесткости.

4.3 Трехслойные оболочки

Принципиально другой подход повышения эффективности использования материала сечения, в отличие от тонкостенных каркасированных оболочек, реализуется в идее трехслойных оболочек. Если полученную по условию прочности обшивку оболочки толщиной 2 мм, разделить на две оболочки толщиной по 1 мм (несущие слои), а между ними поместить относительно толстый наполнитель из легкого материала и все это склеить в один пакет (сэндвич), в результате получится легкая толстая оболочка с многократно увеличенной изгибной жесткостью по сравнению с однослойной оболочкой. Такие оболочки обычно называются трехслойными и состоят из двух несущих слоев и наполнителя. Несущие слои представляют собой тонкие либо металлические, либо композитные оболочки, а наполнитель, расположенный между ними, – пенопласт или соты. Наполнитель служит для того, чтобы зафиксировать несущие слои на заданном расстоянии друг от друга и воспринимает сдвиг из плоскости оболочки. Несущие слои воспринимают растягивающую и сжимающую нагрузку, сдвиг в плоскости оболочки и изгиб из плоскости оболочки, рисунок 4.8.

Применение трехслойных конструкций решает проблему устойчивости тонкостенных конструкций тем, что они перестают быть тонкостенными, оставаясь легкими. Толщину наполнителя можно подобрать так, чтобы оболочка вообще не теряла устойчивости при нагружении сжатием и изгибом.

Несущие слои трехслойной оболочки могут быть металлическими или изготовленными из высокопрочных композиционных материалов, например, из углепластика. В качестве наполнителя может использоваться как металл в виде сот, так и пеноматериалы.

Трехслойные конструкции при относительно малой массе имеют большую жесткость и высокие критические напряжения потери устойчивости.

Основными случаями разрушения трехслойных оболочек являются:

- Напряжения в несущих слоях превышают допустимые значения;
- Общая потеря устойчивости оболочки;
- Смятие заполнителя.

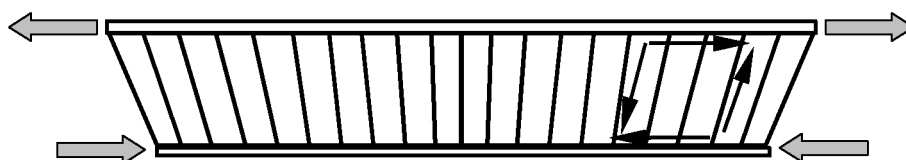


Рисунок 4.8 . Работа трехслойной оболочки на изгиб

4.3.1 Способы конечно-элементного моделирования трехслойных оболочек.

Способ 1:

- Несущие слои моделируются КЭ тонкой изгибной оболочки или элементами многослойной оболочки Laminate;
- Заполнитель моделируется объемными КЭ (один элемент на толщину заполнителя).

Если заполнитель изготовлен из пенопласта, то для материала заполнителя изотропный с характеристиками пенопласта. Если заполнитель изготовлен из сот, то материал заполнителя, моделирующий жесткость сот, ортотропный.

Характеристики такого материала задаются следующим образом. Предположим, что соты изготовлены из фольги (изотропный материал с модулем упругости E_{al} и модулем сдвига G_{al}). Нужно подобрать характеристики материала, заполняющего весь объем между несущими слоями и создающего жесткость такую же, как соты. Значения упругих характеристик следующие: $E_z = k_{зап} E_{al}$; $E_x = E_y = E_z/M$; $G_{xy} = E_z/M$; $G_{yz} = G_{al} \delta n_y/l_y$; $G_{zx} = G_{al} \delta n_x/l_x$,

где x и y - оси в плоскости оболочки;

z – ось, перпендикулярная оболочке;

M – коэффициент, определяющий во сколько раз пренебрежимо малые жесткости меньше E_z ($M 100 \div 1000$);

δ - толщина фольги;

n_x и n_y – количество листов фольги на единице ширины сечения сот, перпендикулярного осям x и y соответственно;

l_x и l_y длина пути, который по фольге должна пройти перерезывающая сила на единичной длине образца вдоль осей x и y соответственно (см. рисунок 4.9);

$k_{\text{зап}}$ – коэффициент объемного заполнения сот (может быть получен отношением массы равных объемов сот и сплошного материала из которого соты изготовлены).

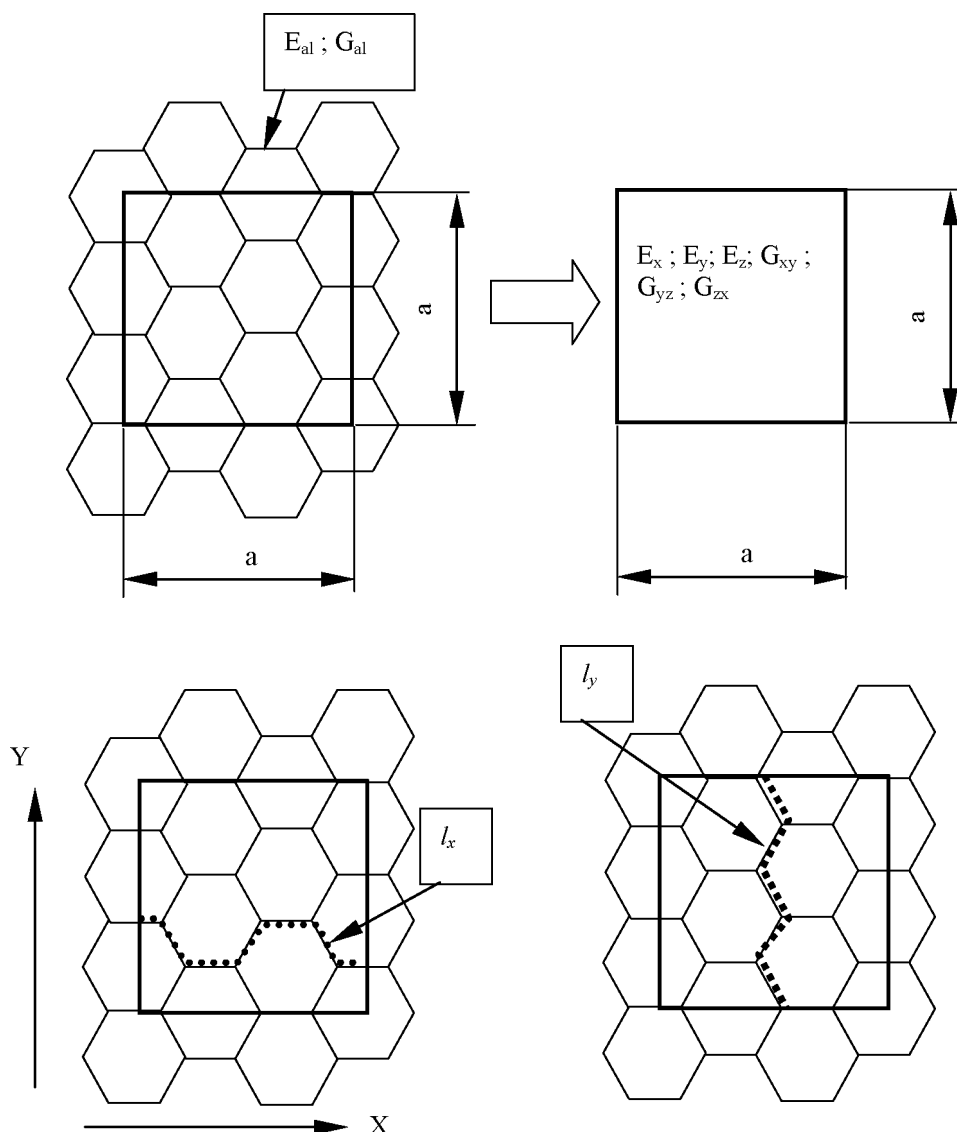


Рисунок 4.9 . Моделирование упругих свойств сотового заполнителя

При таком способе моделирования с помощью линейного статического анализа получаем перемещения и напряжения, действующие в компонентах оболочки. Расчет на начальную устойчивость дает значение коэффициента критической нагрузки потери устойчивости оболочки. Достоинство этого способа – наглядность отображения результатов. Можно отметить два недостатка этого способа моделирования: большое количество узлов (в 2 раза больше чем на обычной оболочечной сетке) и необходимость в

местах прикрепления трехслойной оболочки к конструкциям других типов обеспечить включение в силовую работу обеих несущих слоев трехслойной оболочки.

Способ 2:

- Несущие слои моделируются КЭ тонкой изгибающей оболочки. Оба несущих слоя моделируются одной сеткой оболочечных КЭ с толщиной, равной сумме толщин обоих несущих слоев;
- Заполнитель не моделируется. Дополнительная изгибная жесткость, обусловленная заполнителем, учитывается с помощью свойства КЭ - $12I/t^3$.

Линейный статический расчет позволяет найти перемещения точек оболочки. Напряжения в несущих слоях и заполнителе не будут получены поскольку нет отдельных элементов, моделирующих эти компоненты оболочки. Анализ начальной устойчивости позволяет найти значение коэффициента критической нагрузки потери устойчивости оболочки.

Достоинство этого способа – простота КЭ-модели. Применение аналогично способу 3 для стрингерных оболочек.

Способ 3

Несущие слои и заполнитель моделируются разными слоями элемента многослойной оболочки Laminate.

При таком способе моделирования с помощью линейного статического анализа получим перемещения и напряжения, действующие в компонентах оболочки. Расчет на начальную устойчивость дает значение коэффициента критической нагрузки потери устойчивости оболочки.

Достоинство этого способа – простота КЭ-модели, а также то, что результаты для несущих слоев из ортотропных материалов выдаются по главным направлениям ортотропии (например, для углепластика напряжение по X будет напряжением вдоль угольных волокон, а напряжение по Y - поперек волокон).

Способ моделирования 3 использовался при разработке КЭ-модели головного обтекателя РН, показанной на рисунке 4.10. Данные натурных испытаний обтекателя показали, что разработанная КЭ-модель обтекателя адекватна конструкции, подвергнутой испытаниям.

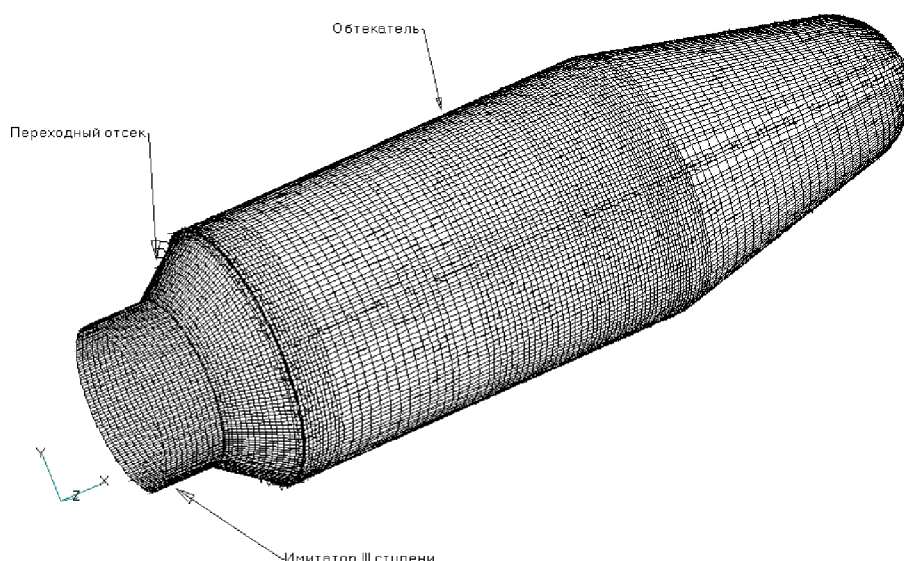


Рисунок 4.10 . КЭ-модель трехслойного углесотопластикового головного обтекателя РН

4.4 Ферменные и рамные конструкции

Ферменные и рамные конструкции широко применяются в РКТ. Они относительно легки, достаточно просты в изготовлении, удобны в эксплуатации.

Фермы представляют собой пространственные конструкции из прямолинейных стержней, работающих на растяжение-сжатие. Это возможно, если:

1. В каждом месте соединения стержней сходятся не менее трех стержней, не параллельных друг другу;
2. Стержни связаны между собой через шарниры, не передающие моментов;
3. Нагрузка на эту конструкцию приходится только в местах соединения стержней;
4. При соединении стержней между собой оси стержней должны сходиться в одной точке.

Если выполняются условия 1, 3 и 4, и нарушено условие 2, то, строго говоря, такая конструкция уже не будет фермой, потому что стержни будут изгибать друг друга. Однако, если углы между стержнями в местах соединения большие, то изгибающие моменты в стержнях будут вызывать напряжения много меньшие, чем напряжения, вызванные осевыми силами, и поэтому такую конструкцию можно также считать фермой.

Рамные конструкции применяются для крепления оборудования в приборных отсеках РН и КА, а также для крепления двигателей и передачи сосредоточенных нагрузок от двигателей на корпус ракетного блока. Элементы рамных конструкций воспринимают

осевые, перерезывающие силы и изгибающие моменты. Особое внимание в рамных конструкциях уделяется соединению рамных элементов между собой. Характер заделки концов рамных элементов влияет на величину критической нагрузки потери устойчивости.

На рисунках 4.11 , 4.12 показаны примеры ферменной и рамной конструкций изделий РКТ.

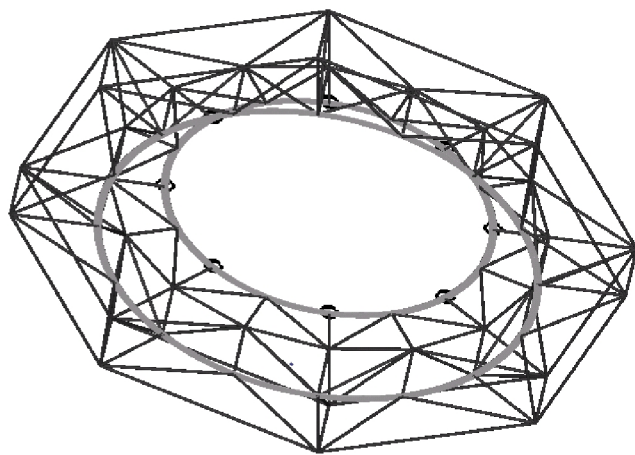


Рисунок - 4.11 . Ферменная конструкция приборного отсека разгонного блока РН

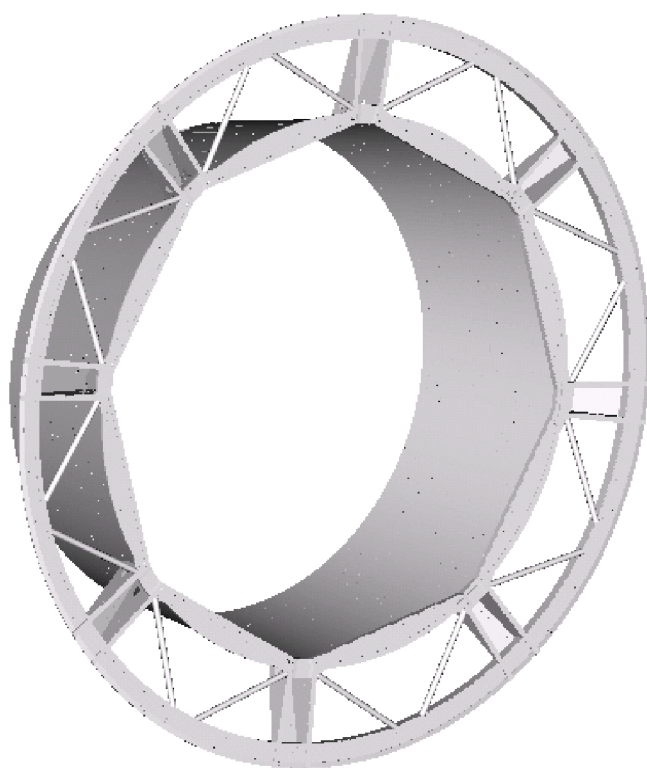


Рисунок 4.12 . Конструкция переходного отсека РН с элементами рамной и плоской ферменной конструкций

Ферменные конструкции состоят из стержней, работающих на растяжение и сжатие. Так работают стержни, образующие геометрически неизменяемую систему и присоединенные друг к другу через шарниры (чтобы стержни не нагружали друг друга моментами). Для многих ферм справедливо соображение, что если в ферме шарниры заменить соединением стержней по всем степеням свободы, то большая часть нагрузки будет восприниматься рамой посредством растяжения или сжатия ее балок, а изгибы, которыми балки нагружают друг друга, будут незначительны и не вызовут больших напряжений. Такую раму, работающую подобно ферме, можно моделировать как ферму. С другой стороны, можно представить такую геометрически неизменяемую систему стержней, соединенных шарнирами, жесткость которой будет определяться не жесткостями стержней на растяжение – сжатие, а изгибными жесткостями стержней. Пример такой конструкции показан на рисунке 4.13. Такие конструкции классифицируются как рамы, и моделироваться должны соответственно. Роль стержней в конструкциях могут также играть тросы, установленные с натяжением.

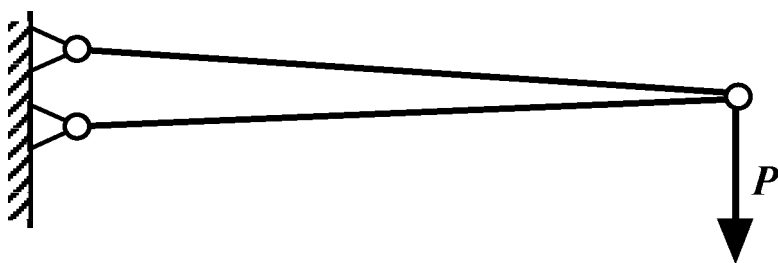


Рисунок 4.13. Пример рамы, топологически похожей на ферму

Ферменные конструкции разрушаются обычно по двум причинам: напряжения в стержне превышают максимально допустимые значения; сжатый стержень теряет устойчивость. Следовательно, желательно, чтобы КЭ-модель позволяла рассчитывать напряженно-деформированное состояние фермы и потерю устойчивости стержней фермы.

4.4.1 Метод моделирования ферменных конструкций стержневыми элементами

Стержни фермы моделируются стержневыми элементами. В системе MSC.Nastran это конечный элемент CROD. Для того чтобы конечно-элементная модель была геометрически неизменяема, каждый стержень должен разбиваться на один конечный элемент. Достоинством этого метода является малое количество степеней свободы в модели. Этот метод позволяет определять напряжения в стержнях фермы и деформации

конструкции (линейный статический анализ), однако определить критическую нагрузку потери устойчивости стержней фермы на такой модели невозможно.

4.4.2 Метод моделирования ферменных и рамных конструкций балочными элементами

Стержни фермы моделируются балочными элементами. В системе MSC.Nastran это конечные элементы CBAR, CBEAM и некоторые другие. Этот метод позволяет определять напряжения в стержнях фермы и деформации конструкции (линейный статический анализ). Если разбить стержни фермы на достаточное количество конечных элементов для описания формы потери устойчивости (например, 10 элементов на стержень), то, возможно, определить критическую нагрузку потери устойчивости с помощью анализа начальной устойчивости (Buckling).

Рамные конструкции состоят из балок, работающих на растяжение, сжатие, сдвиг, изгиб и кручение. Соединения балок могут представлять собой соединения по всем степеням свободы или любое сочетание шарниров и ползунов. Моделирование шарниров и ползунов в соединениях балок друг с другом может осуществляться разными способами. Укажем два из них:

1. С помощью граничных условий абсолютно-жесткого тела (в системе MSC.Nastran RBE2), связывающих соединяемые концы балок. У зависимого узла RBE2 к абсолютно жесткому телу присоединяются только те степени свободы, по которым балки должны быть связаны;
2. В балочных КЭ на их концах можно задавать, чтобы некоторые степени свободы узлов не присоединялись к остальной КЭ-модели. Это соответствует решению дифференциальных уравнений балочной теории не в граничных условиях заделки с обоих концов как происходит в балочном элементе по умолчанию, а с некоторыми освобожденными степенями свободы. В системе MSC.Nastran это достигается с помощью механизма Releases балочных элементов.

Этот способ моделирования позволяет определять напряжения в стержнях рамы и деформации конструкции (линейный статический анализ). Если разбить стержни фермы на достаточное количество конечных элементов для описания формы потери устойчивости (например, 10 элементов на стержень), то, возможно, определить критическую нагрузку потери устойчивости с помощью анализа начальной устойчивости (Buckling).

При моделировании рам этим способом необходимо уделить особое внимание способу соединения балок между собой. Если балки соединяются с помощью специальных фитингов, то это соединение можно считать абсолютно жестким. Если же

соединение балок, например сварное, и балки при таком соединении под нагрузкой могут деформировать сечения друг друга, то необходимо исследовать вопрос о том является ли такое соединение жестким или это, например, упругий шарнир. Если соединение – упругий шарнир, то необходимо в соединении между балками вставить элементы, моделирующие дополнительную податливость обусловленную местными деформациями балочных сечений. В системе MSC.Nastran это могут быть точечные элементы DOF Spring. Такое исследование можно провести на конечно-элементной модели, созданной по способу, который описывается ниже.

4.4.3 Метод моделирования ферменных и рамных конструкций с помощью оболочечных элементов

Если рама состоит из балок с развитым поперечным сечением, составленным из тонкостенных деталей, то гипотеза о неизменности поперечного сечения этих балок при деформации и гипотеза о том, что при изгибе и кручении поперечное сечение балок остается плоским, могут стать неверными. Строго говоря, конструкция, составленная из таких балок, может быть названа рамой только условно. Однако поскольку вопрос о том может ли считаться конкретная конструкция рамой может быть решен только после анализа ее работы, например на конечно-элементной модели, то опишем способ моделирования таких конструкций в этом разделе. Такую раму предлагается моделировать сеткой из оболочечных элементов, описывающих геометрию полков сечения балки. Полки с наибольшей шириной следует разбивать на несколько КЭ (4-5 элементов) по ширине, для того чтобы искажение формы поперечного сечения, могло быть реализовано конечно-элементной моделью. Построенная таким образом КЭ-модель позволяет подробно находить напряжения в стержнях рамы и деформации конструкции (линейный статический анализ). Кроме того, на такой КЭ-модели может быть найдена как местная, так и общая потери устойчивости балок рамы.

Последнему способу моделирования может быть отдано предпочтение, по причине необходимости подробно исследовать работу данной конкретной рамы. Например, при расчете грузового автомобиля его несущая рама в значительной мере определяет его силовую работу, и моделировать ее приближенно было бы неосторожным. Кроме того, последний способ моделирования позволяет более детально, чем при моделировании балочными элементами моделировать соединение рамы и остальной конструкции.

4.5 Решетчатые конструкции

Композиционные материалы, такие как углепластик, стеклопластик и др. обладают высокими механическими характеристиками, и их применение в конструкциях летательных аппаратов позволяет улучшить характеристики последних. Однако использование таких пластиков в оболочечных конструкциях часто осложнено тем, что из-за высокого предела прочности толщина пластиковой оболочки получается очень малой. При этом низкая изгибная жесткость тонкой оболочки приводит к возникновению проблемы с низкой критической нагрузкой потери устойчивости оболочки и низкими частотами поперечных собственных колебаний оболочки. Одним из решений этой проблемы является использование трехслойных оболочек. Изгибная жесткость такой оболочки может быть увеличена по сравнению с тонкой оболочкой такой же мембранной жесткости на несколько порядков. Однако если оболочка должна воспринимать сосредоточенную нагрузку, то в случае ее исполнения в виде трехслойной оболочки потребуется каким-то образом распределить эту нагрузку по какой-то зоне и для этой зоны обеспечить жесткую связь между несущими слоями, что приведет к увеличению массы конструкции.

Альтернативой трехслойной оболочке может служить решетчатая конструкция (см. рисунок 4.14).

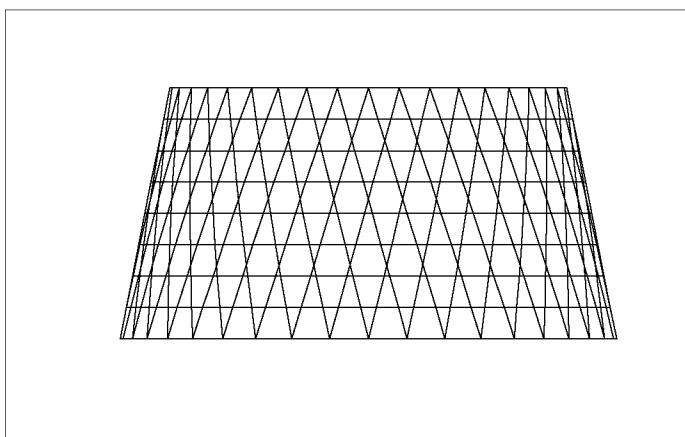


Рисунок 4.14 . Пример решетчатой конструкции

В этой конструкции материал оболочки сконцентрирован в стержни. Стержни ориентированы по нескольким направлениям относительно меридионального направления. Направления стержней соответствуют направлениям укладки многослойной пластиковой оболочки (не меньше трех). Суммарная площадь поперечного сечения стержней по одному направлению задается соответствующей площадью поперечного сечения соответствующего слоя многослойной пластиковой оболочки. Шаг и количество стержней выбирается таким образом, чтобы стержни не теряли устойчивость под

нагрузкой. Для этого необходимо чтобы стержни имели достаточно развитое сечение и не были слишком длинными. Сосредоточенную нагрузку к такой конструкции удобно прикладывать в точки пересечения стержней.

Такая конструкция изготавливается с помощью намотки углеленты (или другого заполнителя) пропитанной смолой на специальную болванку. Болванка изготавливается из резины по форме будущего отсека (цилиндрического или конического). На поверхности болванки на месте расположения стержней вырезаются пазы, куда и наматывается волокно. После намотки болванка помещается в печь для полимеризации смолы. Такая технология позволяет получить в стержнях пластик высокого качества (все волокна натянуты и одновременно включаются в работу при нагружении). Однако при такой технологии затруднительно изготовить решетку, в которой бы присутствовали пересечения стержней более чем двух направлений. Это обусловлено тем, что в месте пересечения стержней волокна по разным направлениям наматываются по очереди. Это делает соединение стержней способным передавать изгибающие и крутящие моменты. Места пересечения из-за этого обладают большей толщиной, чем в регулярном сечении стержней. Ширина стержней тоже может быть увеличена, поскольку волокна при намотке в местах пересечений расползаются, расширяя пазы в резиновой болванке. Увеличение толщины и ширины стержней в месте их пересечения увеличивают изгибную жесткость. Это позволяет считать, что нет дополнительной податливости при изгибе одного стержня другим. Однако если изготовить решетку с пересечением в одной точке стержней трех или более направлений то толщина и ширина стержней станут настолько велики, что волокна наполнителя сильно искривятся и перестанут работать совместно.

При нагружении решетки стержни работают в основном на растяжение-сжатие и немного на изгиб и кручение (из-за искривленной формы решетки). Кольца в окружном направлении поддерживают форму отсека. Эти кольца часто делают развитыми по радиальному направлению.

Сила, идущая по одному стержню, перераспределяется на соседние стержни того же направления посредством изгиба пересекаемых стержней (потому что в каждой точке пересечения присутствуют только два направления). Большая часть силы, идущая по стержню, продолжает идти по нему, но небольшая часть ее при каждом пересечении с другими стержнями переходит на них. Поскольку стержней в решетке много, сила, в конце концов, распределится по многим стержням того же направления. К тому же поперечная жесткость стержней при работе на изгиб не мала из-за малой длины стержней.

4.5.1 Метод моделирования балочными элементами

Стержни решетки хорошо моделируются балочными элементами. Такая КЭ-модель позволяет рассчитать напряжения и деформации решетки под действием нагрузки. Кроме того, эта модель позволяет отыскивать критическую нагрузку потери устойчивости. Однако для построения КЭ-модели нужно заранее знать параметры решетки – направления стержней, поперечное сечение стержней и шаг между ними. Из-за этого КЭ-модель не подходит для этапа проектирования.

Стержни должны моделироваться, как есть – кривыми, так как моделирование их прямыми зависит местную потерю устойчивости.

4.5.2 Метод моделирования элементами многослойной оболочки

Решетка моделируется элементами многослойной композитной оболочки. Каждый слой этих элементов соответствует одному из направлений стержней. Эта модель позволяет оценить деформации и напряжения, однако не позволяет провести расчет на устойчивость или собственные колебания. Такой метод моделирования используется на ранних этапах проектирования для подбора оптимальных направлений стержней, подбора суммарной мощности стержней по направлениям и оценки массы конструкции. Шаг и поперечное сечение стержней, после подбора оптимальных направлений стержней и их суммарной мощности по направлениям, может быть назначено из расчета на устойчивость стержня из самой нагруженной зоны конструкции по формуле Эйлера:

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 EJ}{(\mu \cdot L)^2},$$

где J – момент инерции сечения, L – длина стержня, μ - коэффициент, характеризующий граничные условия.

Подбор количества стержней может учитывать также технологические соображения, такие как минимальные размеры поперечного сечения. Общая потеря устойчивости и точный расчет напряжений и деформаций проводится позже на конечно-элементной модели первого типа.

4.6 Разъемные соединения

Здесь рассматриваются соединения частей конструкции с помощью дискретных узлов креплений, таких как болты, замки и т.д. Эти крепежные элементы, как правило, прижимают друг к другу специальные элементы конструкции соединяемых частей, именуемые фланцами. Предполагается, что сила передается таким соединением через всю площадь фланца. Это предположение справедливо, если равнодействующая сила, передаваемая соединением, проходит по оси болта или замка. В таком случае сила

прижатия постоянна по всей площади фланца, и если сила натяжения болта или замка достаточна, чтобы под нагрузкой удерживать фланцы прижатыми, то сила будет проходить через всю поверхность фланца. Иначе возможно частичное раскрытие фланцевого соединения, что приводит к концентрации силы в соединении на части фланца. Это приведет к увеличению напряжений и может оказаться критичным. Основная трудность при моделировании конструкции с фланцевым соединением заключается в определении справедливости допущения о равномерной передаче нагрузки через площадь фланца. Установить через какую часть фланца будет передаваться нагрузка, можно только проведя нелинейный расчет с учетом контакта между фланцами. Такой нелинейный расчет представляет собой итерационный процесс, в ходе которого после каждой итерации заново определяется зона контакта, и матрица жесткости перестраивается с учетом текущей конфигурации этой зоны. Этот расчет займет много времени и необязательно решение будет найдено с первой попытки (итерационный процесс может не сойтись).

Совпадения оси болта и равнодействующей силы в соединении можно добиться выбором места установки болта (например, при соединении двух цилиндрических отсеков болты можно установить на том же радиусе что и центра тяжести стрингеров). Эффективным также является установка развитых косынок, которые подводят бы силу к болту, сводя к минимуму работу фланца на изгиб.

Подводя итоги можно выделить две ситуации, возникающие при моделировании разъемных соединений:

1. Правильная работа – равнодействующая сила идет по оси болта, фланец почти не испытывает изгибных деформаций, благодаря установленным в окрестности болта достаточно развитым ребрам жесткости. В этом случае соединение работает просто, нет концентраций напряжений и возможна идеализация такого соединения в КЭ-модели. Например, можно считать фланцы жестко присоединенными друг к другу по всей поверхности.
2. Неправильная работа – сила идет не по оси болта и/или фланец недостаточно подкреплён ребрами жесткости и испытывает большие изгибные деформации. В таком случае невозможно считать фланцы прижатыми по всей поверхности. При моделировании таких соединений возможны два варианта. Первый вариант – считать, что вся сила передается через один болт. Допущение об отсутствии устойчивого контакта между фланцами является часто допущением в запас с точки зрения прочности. Жесткость такой модели занижена, а напряжения в окрестности соединения завышены из-за дополнительной работы на изгиб деталей соединения.

Второй вариант – провести исследование области прижатия фланца с помощью нелинейного статического анализа для наиболее тяжелых случаев нагружения. В результате анализа будет получено распределение давления фланцев друг на друга по поверхности фланцев. После этого следует КЭ- модель для линейных расчетов сделать такой, чтобы силы через разъемные соединения передавались сходным образом.

КЭ-модель для нелинейного статического расчета должна состоять из моделей обоих фланцев, болты могут моделироваться балочными элементами, шпильки точечными элементами. По всей поверхности фланцы должны соединяться друг с другом контактными элементами, имеющими высокую жесткость при сближившихся друг к другу контактирующих узлах и не имеющих жесткости при отделившихся контактирующих узлах. Натяжение болтов может быть смоделировано температурными деформациями балочных элементов, моделирующих болты. В системе MSC.Nastran это можно выполнить с помощью контактных элементов CGAP.

На рисунке 4.15 показана конечно-элементная модель фланцевого соединения двух отсеков с контактными элементами. На этом рисунке показаны деформации конструкции в области соединения, стрелочками показаны усилия в контактных элементах.

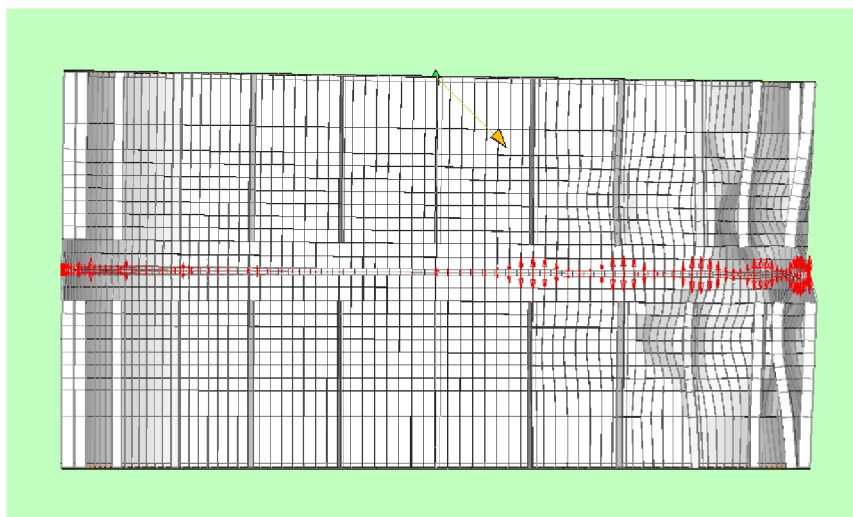


Рисунок 4.15 ([ссылка 28](#) и анимация). Моделирование силовой работы фланцевого стыка с учетом неполного контакта между фланцами

5 Задание граничных условий при моделировании космической техники методом конечных элементов

На разных этапах эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ) на конструкцию действуют разнообразные силы. Необходимо, чтобы конструкция могла противостоять этим силам, сохраняя целостность, форму и размеры в той степени, в которой это нужно для дальнейшего функционирования. Другими словами, конструкция

должна быть прочной и жесткой. Однако излишне прочная конструкция может быть слишком тяжелой, из-за чего могут снизиться технические возможности изделия. Например, перетяжеленная ракета сможет вывести на орбиту космический аппарат меньшей массы, а перетяжеленный космический аппарат не сможет взять достаточного количества топлива, что снизит его маневренность в космосе.

Создание надежной, работоспособной, конкурентоспособной техники в большой степени зависит от того, насколько точно предсказаны силы, которые будут действовать на изделие при его эксплуатации.

Можно выделить следующие ситуации, при которых на конструкцию воздействуют значительные силы.

1. Транспортировка изделия с завода на космодром различными транспортными средствами (железнодорожным, воздушным, водным).
2. Транспортировка из цеха окончательной сборки на стартовую позицию космодрома специальными транспортными средствами.
3. Установка на стартовый стол, подготовка к старту.
4. Старт, вывод космического аппарата на орбиту.
5. Функционирование аппарата в космосе.

В этих ситуациях на изделие действуют силы различного происхождения [4].

1. Силы, порождаемые силовыми агрегатами и приводами ракетных блоков и космических аппаратов. К таким устройствам относятся разгонные и рулевые реактивные двигатели ракетных блоков и космических аппаратов; устройства для расстыковки ракетных блоков; устройства развертывания космического аппарата на орбите (например, раскладывание солнечных батарей); устройства, управляющие ориентацией космического аппарата; приводы систем жизнеобеспечения космического аппарата. Эти силы вызывают поступательные и/или угловые ускорения всего изделия и/или отдельных его частей.
2. Силы внешнего воздействия. Это ветровые нагрузки на стартовой позиции, аэродинамические силы при движении ракеты в атмосфере с учетом ее маневрирования, турбулентности атмосферы и наличия воздушных потоков. Внешними силами являются также воздействие ложементов и узлов крепления транспортных приспособлений, уравнивающих вес конструкции и передающих возмущения движения транспортного средства. Эти возмущения происходят из-за изменения скорости и направления (разгон, торможение, поворот) и внешних для транспортного средства воздействий (полет транспортного самолета

в беспокойной атмосфере, грубая посадка самолета, движение железнодорожного состава по неровностям пути) и т.п.

3. Силы воздействия, обозначенные в п.п. 1 и 2, которые можно назвать внешними силами, образуют, как правило, неуравновешенную систему сил. Следовательно, рассматриваемая конструкция движется под их действием с ускорением в соответствии со вторым законом Ньютона. Ускоренное движение вызывает появление сил инерции, действующих на элементы конструкции и на все не конструкционные массы (полезные грузы, топливо, оборудование, теплоизоляция и многое другое). Силы инерции, противодействуя внешним силам в соответствии с третьим законом Ньютона, образуют вместе с ними самоуравновешенную систему сил.
4. Внутреннее давление в баках и других сосудах, заполненных жидкостью или газом. Это давление может быть постоянным для баллонов с газом, либо переменным для топливных баков, где давление наддува складывается с гидростатическим давлением жидкости.

По характеру распределения все силы, действующие на конструкцию РН, разделяются на поверхностные, объемные и сосредоточенные.

К поверхностным силам относятся аэродинамические силы, давление наддува и гидростатическое давление в баках.

К объемным силам относятся распределенные по объему масса конструкции, неконструкционные массы и соответствующие инерционные силы. Вес конструкции рассматривается обычно как инерционная сила. По традиции, пришедшей из авиации, ускорения ракеты часто задаются в перегрузках. Перегрузка - это безразмерная величина, вычисляемая как $n=j/g$. Здесь n – перегрузка, j - поступательное ускорение, g - ускорение свободного падения у поверхности Земли ($g = 9,81\text{м/с}^2$). Перегрузки используют в виде компонент n_x, n_y, n_z в соответствующей системе координат XYZ .

Сосредоточенные силы – это реакции опор транспортировочных приспособлений, тяга разгонных и управляющих двигателей и т.д.

По характеру изменения во времени все силы, действующие на конструкцию, делятся на два класса: статические и динамические.

К статическим силам относятся медленно изменяющиеся силы. К динамическим силам относятся силы, время возрастания которых от нуля до наибольшего значения или, наоборот, убывания меньше или соизмеримо с полупериодом собственных колебаний конструкции. При воздействии динамических сил в корпусе РН возникают упругие колебания.

Среди сил, действующих на РКТ, обычно можно выделить как статическую, так и динамическую составляющие. Например, тяга маршевого двигателя - статическая составляющая, а вибрации, возникающие в результате пульсации реактивной струи этого же двигателя, – динамическая составляющая. Результирующее действие этих сил можно рассматривать как суперпозицию.

Силы, действующие на РН в различных условиях эксплуатации, могут быть программными и случайными. Программные силы соответствуют движению ракеты по номинальной траектории, когда считается, что параметры РН и системы управления имеют номинальные значения, а параметры атмосферы соответствуют стандартной атмосфере. Все факторы, которые не учитывались в ходе баллистического расчета и вызывают отклонение действительного движения от программного, рассматриваются как возмущения. В расчетах на прочность наиболее существенными случайными силами являются поперечные нагрузки от действия порыва ветра.

Граничные условия – закрепления и нагрузки - при моделировании конструкции можно и целесообразно задавать простым естественным образом.

Для случаев нагружения, имеющих реальные опоры на транспортные или стартовые приспособления, задание закреплений очевидно. Часто для правильного моделирования условий опирания приходится в конечно-элементную модель вводить части опорной оснастки.

Нагрузки прикладываются в виде поверхностных (внутреннее давление, ветровая нагрузка) и инерционных сил посредством ускорений по осям координат (перегрузок). Разумеется, что масса изделия должна быть смоделирована полностью. Реакции опор в расчетах МКЭ получаются автоматически.

Ракета в полете или космический аппарат не имеют опор, поэтому нагрузки на КЭ-модель должны быть самоуравновешены. Для этого в рассматриваемом случае нагружения прикладываются все действующие силы - сосредоточенные и поверхностные - и вычисляются компоненты равнодействующих силы и момента от приложенных нагрузок. Далее вычисляют массу и моменты инерции КЭ-модели и, пользуясь стандартными соотношениями механики, определяют поступательные и угловые ускорения, уравнивающие внешние нагрузки.

Для получения единственного решения при статическом расчете свободной (незакрепленной) конструкции необходимо исключить степени свободы твердого тела. Для этого в КЭ-модель вводятся произвольные статически определимые закрепления. При этом важно проследить, чтобы выбранные опоры жестко фиксировали модель в пространстве и создавали удобную базу для представления деформированного состояния

конструкции. Если, например, закрепить многотонный космический аппарат за кончик весьма гибкой солнечной батареи, мы вообще не получим решения из-за его плохой математической обусловленности.

Часто возникает потребность в подробном расчете части конструкции. Это возможно, если к силам, действующим непосредственно на эту часть, добавить в качестве граничных условий нагрузки от соседних “отсеченных” частей конструкции. Вполне корректным является подход, когда сначала выполняется расчет всей конструкции в целом, из которого определяются нагрузки на вырезаемую часть. При системном использовании метода конечных элементов в проектировании всегда разрабатывается полная КЭ-модель изделия, поэтому не представляет сложной проблемы выполнить вырезание части конструкции с определением нагрузок на неё. Для этого существуют стандартные программные процедуры.

Упрощенное определение нагрузок на отсеченные части с использованием сил и моментов будет корректным, если отсекаемые части соединяются с рассчитываемой частью статически определимым образом. Если по границам исследуемой части связь с другими частями осуществляется статически неопределимым образом, то в КЭ-модель необходимо включать достаточно большие участки прилегающей конструкции. Например, если отсечение производится поперек цилиндрического корпуса ракеты, то нужно добавлять части конструкции длиной не менее диаметра ракеты. К добавленным частям прикладываются все внешние и инерционные силы, силы и моменты от отсеченных частей. Результаты расчета на добавленных частях чаще всего не используются или используются с большой осторожностью.

6 Технология разработки КЭ моделей, обработка и анализ результатов расчетов

Этапы разработки КЭ-моделей и интерпретации результатов КЭ-расчетов – ключевые в обеспечении процесса проектирования конструкции достоверной информацией о поведении конструкции под нагрузками, о действующих напряжениях и деформациях, о выполнении проектных требований по прочности и жесткости, о прогнозе массы конструкции и др.

6.1 Технология разработки и отладки КЭ-моделей

На первом этапе разработки КЭ-модели тщательно анализируется функциональное назначение конструкции, выявляется ее взаимодействие с окружающей средой, задаются

кинематические и статические граничные условия, конструкция расчленяется на участки, которые можно классифицировать следующим образом.

- Отсеки конструкции, моделирование которых может содержать особенности. Удобно, когда участки КЭ-модели соответствуют принятыми в проектной документации, и при разработке КЭ-модели используются термины, используемые в проектной документации. Например, такие отсеки как топливные баки, переходный отсек, межбаковый отсек и др.;
- Основные силовые элементы конструкции, служащие для передачи внутренних сил. Например, это обшивка стрингерного отсека, обечайка топливного бака, стрингеры, силовые шпангоуты и т.д.;
- Вспомогательные элементы - детали необходимые для обеспечения целостности, устраняющие геометрическую и мгновенную изменяемость. Такие элементы передают сравнительно малые нагрузки, обычно местного характера. Это, например, рядовые нервюры, рядовые шпангоуты, поддерживающие силовую конструкцию от потери устойчивости;
- Несиловые элементы - концентраторы деформаций. Под влиянием деформации всей конструкции эти элементы могут испытывать большие, и даже разрушающие, относительные деформации. Такие участки конструкции встречаются чаще всего в местах стыков агрегатов, когда несиловые элементы статически неопределимо связаны с одним или несколькими силовыми элементами. Появление и развитие повреждений в несиловых элементах может инициировать повреждение основных силовых элементов конструкции и поэтому такие элементы – концентраторы деформаций - целесообразно устранять на этапе конструкторской проработки. Часто концентраторы деформаций трудно обнаружить без выполнения расчетов НДС и подозрительные участки конструкции нужно включить в КЭ-модель.

Рассмотренная классификация в известной мере условна. Вспомогательные элементы могут испытывать неожиданно высокие деформации, то есть принадлежать к третьему типу элементов.

После уяснения основных принципов силовой работы будущей конструкции, состава отсеков, связей между ними, нагрузок разрабатывается (или используется имеющаяся) геометрическая модель и на ее основе - КЭ-модель конструкции. Конструкция, в первую очередь, силовая разбивается на элементарные участки сеткой конечных элементов (КЭ-сетки). При этом важно выбрать нужную подробность КЭ-сеток и предусмотреть, чтобы сетки КЭ разных отсеков удовлетворяли условиям моделирования

связи между ними. Густая КЭ-сетка дает лучшую точность и подробность расчета, в то время как редкая позволяет быстрее подготовить модель и получить результаты. Равномерная КЭ-сетка упрощает исходную информацию и интерпретацию результатов расчетов, а неравномерная, за счет местных сгущений на участках ожидаемых больших градиентов изменения усилий и напряжений, обеспечивает лучшую точность при одинаковом числе КЭ.

На выбор КЭ-сетки значительно влияет цель расчета. Для обеспечения эскизного проектирования, когда нужно выявить качественные основные особенности работы конструкции, достаточны расчеты на довольно грубых сетках. Для обеспечения этапа рабочего проектирования, требующего знания усилий, действующих на отдельные узлы, детали, крепеж, необходимы более мелкие сетки. Наконец, необходимость измельчения некоторых участков КЭ-модели может возникнуть при доводках изделия.

Погрешность исходных данных обычно можно достаточно хорошо оценить. Гораздо труднее ответить на вопрос – какую точность результатов обеспечит та или иная КЭ-сетка и выбор типа КЭ для моделирования. Специалисты, применяющие метод конечных элементов в той или иной степени занимаются вопросами точности и сходимости МКЭ, однако такие исследования обычно проводятся на простых объектах. Результаты расчета методом конечных элементов при этом сравниваются или с точным решением или с результатами, полученными на более мелкой сетке конечных элементов. Проводить исследования на более мелких КЭ-сетках при решении практических задач расчета сложных конструкций, вряд ли целесообразно из-за большой трудоемкости подготовки и решения задачи на более мелкой сетке и часто невозможно, так как исследуемая сетка уже может оказаться на пределе технических возможностей используемых программ и компьютеров. Поэтому при выборе КЭ-сетки обычно приходится опираться на интуицию, опыт решенных задач и на результаты исследования сходимости для простых объектов, проецируя их на фрагменты сложной конструкции.

Одновременно с принятием решений о подробности сетки решается вопрос о выборе типов КЭ. От удачного выбора типа конечных элементов, наиболее правильно описывающих свойства и характер работы участков проектируемой конструкции, также существенно зависит точность результатов. Например, моделирование плоских конструкций, таких как лонжероны или тонкостенные балки, работающих в условиях изгиба в своей плоскости, треугольными или четырех угольными элементами с линейным распределением перемещений вдоль сторон приводит либо к низкой точности расчета [1], либо к необходимости использования очень мелкой сетки. Для расчета таких конструкций

лучше применять или элементы с более сложной аппроксимацией перемещений, или специально разработанные элементы.

При назначении свойств конечных элементов удобно присваивать одно и то же свойство для КЭ, имеющих одинаковые характеристики (толщины, используемые конструкционные материалы) и относящихся, например, к одному и тому же отсеку или детали. Это одной стороны, уменьшит трудоемкость назначения свойств, а, с другой стороны, будет предусмотрена возможность просто и быстро вносить изменения из-за ошибок или модификаций.

Таким образом, этап разработки КЭ-моделей является важным и одним из самых сложных при расчете сложных конструкций методом конечных элементов. Решающим при этом является понимание силовой работы конструкции, умение предвидеть качественную картину напряженно-деформированного состояния, что позволяет выработать общую идею построения КЭ-сетки, заложить сгущения ее в местах ожидаемых концентрации напряжений выбрать подходящие типы КЭ.

Решение рассмотренных вопросов построения КЭ-моделей в настоящее время не может быть формализовано в необходимой степени, хотя программные комплексы предоставляют большое число средств сокращения вводимой информации (генераторы сеток, способы свертывания данных и др.). Многие аспекты построения КЭ-моделей продолжают быть своего рода искусством. Построение адекватных КЭ-моделей, хорошо описывающих поведение моделируемой конструкции под нагрузками, возможно только благодаря вдумчивому опыту моделирования, анализа результатов расчетов и сопоставления их с данными испытаний сделанной конструкции.

6.2 Распространенные ошибки моделирования

После разбивки КЭ-модели на конечные элементы, назначения свойств конечных элементов осуществляется контроль правильности внесенных в КЭ-модель данных. В программных комплексах предусмотрено множество средств контроля данных КЭ-модели. Это, например, автоматизированный поиск совпадающих геометрических объектов и объектов КЭ-модели (совпадающие точки, кривые, поверхности, узлы, конечные элементы и т.д.), что может быть ошибкой; контроль формы конечных элементов, которая может оказаться неприемлемой с точки зрения обеспечения точности результатов и др.

Ошибки, возникающие при подготовке исходной информации, часто обусловлены следующими причинами.

- Сложностью исследуемых объектов и технической документации, традиционная форма и содержание которой неудобны для МКЭ;
- Большим объемом подготавливаемых данных (разрабатываемые для расчетов сложных конструкций РКТ КЭ-модели обычно содержат сотни тысяч конечных элементов и узлов, десятки расчетных случаев нагружения и многое другое);
- Разные размерности, в которых предоставляются исходные.

Появление ошибок носит случайный характер. В сочетании с законом больших чисел это обуславливает закономерность их появления в практически каждой достаточно большой задаче. Поэтому нереально задаваться целью совершенно не делать ошибок. Наиболее эффективным является использование средств, уменьшающих вероятность возникновения ошибок, постоянный контроль вносимых в КЭ-модель данных с целью раннего обнаружения ошибок; классификация сделанных ошибок; развитие навыков их поиска.

Ошибки при разработке КЭ-моделей можно условно разделить на:

- Ошибки идеализации (моделирования);
- Ошибки при подготовке и внесении в КЭ-модель данных – о координатах узлов, свойствах КЭ, характеристиках конструкционных материалов, о нагрузках и закреплениях и т.д.

Ошибки идеализации состоят в неадекватности КЭ-модели реальной конструкции. Конкретно это может выражаться в необоснованном выборе типов КЭ, густоты сетки, в игнорировании при моделировании отдельных деталей, ошибках при назначении жесткостных характеристик КЭ, характеристик конструкционных материалов и т.п.

В лучшем случае ошибки идеализации приводят к явным ошибкам в результатах расчета или даже к не существованию единственного решения. Например, если КЭ модель представляет неуравновешенный внешними силами механизм, решения получить нельзя. Для получения единственного решения при статическом расчете свободной (незакрепленной) конструкции необходимо исключить степени свободы твердого тела. Для этого в КЭ-модель вводятся произвольные статически определимые закрепления. При этом важно проследить, чтобы выбранные опоры жестко фиксировали модель в пространстве и создавали удобную базу для представления деформированного состояния конструкции. Если, например, закрепить многотонный космический аппарат за кончик весьма гибкой солнечной батареи, мы вообще не получим решения из-за его плохой математической обусловленности.

В худшем случае ошибки идеализации ведут к неверным результатам, не имеющих явных противоречий и их трудно обнаружить. Поэтому ошибки идеализации, по

сравнению с другими ошибками, часто приводят к самым тяжелым последствиям. Такие ошибки обнаруживаются в результате кропотливого анализа результатов расчетов, и часто возникает необходимость в существенных изменениях КЭ-модели.

Для предупреждения большинства ошибок идеализации необходимо:

- Тщательное изучение силовой конструкции исследуемого объекта;
- Знание принципов построения, свойств и границ применимости используемых типов конечных элементов;
- Использование опыта прежде решенных задач (прототипов решенных задач);
- Привлечение к разработке КЭ-модели подготовленных квалифицированных специалистов.

Для диагностики таких ошибок необходимо:

- Проводить критический анализ полученных результатов КЭ-расчетов, сравнивая их, по возможности, с результатами расчетов простыми инженерными методами и анализируя правомерность характера несовпадения;
- При наличии данных натурных испытаний обязательно сравнивать их с результатами расчетов.

Диагностика правильности внесения данных в КЭ-модель может проводиться многими средствами, имеющимися в программных комплексах, реализующих МКЭ. Эффективным средством контроля является визуализация данных КЭ-модели путем вывода на экран всех вводимых данных. Например, виды конструкции в графическом виде, выделение цветом элементов с одинаковыми свойствами, проверка все ли элементы имеют свойства, суммарные нагрузки и т. д.

С целью установления работоспособности разработанной КЭ-модели конструкции в первую очередь делается следующее.

1. Выполняется расчет собственных колебаний незакрепленной КЭ-модели (для начала 10-20 форм), если для всех используемых конструкционных материалов было задано значение его плотности, т.е. каждый конечный элемент имеет массу. Этот расчет не требует, естественно, наличия в КЭ-модели нагрузок и закреплений. Это расчет, по сути, проверяет целостность КЭ-модели. В результате расчета должны быть получены первые 6 форм перемещений конструкции как твердого тела с почти нулевыми частотами (значения с порядком 10^{-5} - 10^{-9} в зависимости от задачи). Иногда такой расчет не удается сразу выполнить, расчет “слетает” не закончившись с системной диагностикой. Чаще всего это происходит из-за грубых ошибок в данных, повлекших вырожденность матрицы системы разрешающих уравнений, когда в КЭ-модели или присутствуют конечные элементы с жесткостными свойствами, отличающимися на

много порядков, или в КЭ-модели есть группы элементов, не связанных между собой должным образом. Когда такие ошибки, нарушающие целостность КЭ-модели найдены и расчет выполнен, вывод на экран анимационных изображений полученных форм собственных колебаний и их тщательный просмотр помогут найти следующий уровень ошибок.

2. Самым распространенным приемом, используемым для проверки КЭ-модели, анализ результатов расчетов. Инженер рассматривает рассчитанное поведение конструкции и пытается его для себя объяснить. Если поведение конструкции кажется ему правдоподобным, то он считает модель адекватной. Поэтому целесообразно выполнить линейный расчет напряженно-деформированного состояния на простой случай нагружения, и с простыми, но правильными, фиксирующими все 6 степеней свободы, закреплениями КЭ-модели. Результаты такого расчета должны быть легко предсказуемы хотя бы для зон с равномерной регулярной сеткой. При этом желательно, чтобы включились в работу под нагрузкой все конечные элементы модели. Анализ таких расчетов также позволит найти ошибки, если они есть.
3. Надежный способ проверки КЭ-модели – рассмотреть ее поведение в случае нагружения, для которого решение может быть предсказано аналитически (хотя бы приблизительно). Такой случай нагружения может быть как одним из расчетных случаев нагружения, так и специально создаваться для проверки модели.
4. Иногда ошибка моделирования может проявляться при определенных особенностях нагружения конструкции. Поэтому, проверив результаты для одного случая нагружения, нельзя успокаиваться и принимать результаты для остальных случаев нагружения на веру. Анализ должен подвергаться поведение конструкции при всех случаях нагружения.

Проанализировать результаты расчетов помогают приемы обработки результатов, обсуждаемые в разделе 6.3.

6.3 Обработка и анализ результатов расчетов

Расчеты, выполненные с использованием КЭ-моделей, имеющих в своем составе сотни тысяч узлов и конечных элементов, дают обширную информацию о поведении конструкции - перемещениях и деформациях, напряжениях и усилиях, массово-инерционных характеристиках и других. Эту информацию необходимо подвергать анализу, чтобы судить о работоспособности конструкции в целом; находить места

концентрации напряжений и участки конструкции, требующие модификации; определять усилия, действующие на отдельные агрегаты, детали и их соединения. Таким образом, результаты расчетов используются в самых разных целях, начиная с анализа общей работы конструкции и кончая анализом работы каждого ее элемента.

Современные программные продукты, реализующие МКЭ (в том числе и MSC.Nastran со своими постпроцессорами Femap и Patran), предоставляют пользователю большие возможности по обработке и выдаче данных. Решатели позволяют вычислять большое количество откликов, таких как напряжения, деформации, энергия деформации, силы в элементах, эквивалентные напряжения и др. Постпроцессоры позволяют отображать эти результаты (в графическом виде, в виде листингов). Способы отображения результатов постпроцессорами позволяют представлять результаты как в виде, удобном для анализа, так и для документирования. Оперативность и эффективность этапа анализа результатов и документирования существенно зависит от умелого обращения с этими возможностями.

Опыт эксплуатации конечно-элементных систем показывает, что наиболее эффективными являются следующие приемы обработки результатов [6].

1. Отображение значений результатов расчетов (перемещений, напряжений, оптимизированных толщин и др.) на схемах, представляющих собой проекции и виды КЭ-модели. Это простейший способ, совмещающий графическое и цифровое представление результатов, но существенно помогающий тщательному анализу. Например, на рисунках 6.1 и 6.2 на разрезе конструкции конического днища бака и пилон двигателя показаны в масштабе и оцифрованы толщины обечайки и стенки этой конструкции, полученные в результате оптимизации. На рисунке 6.3 приведены растягивающие силы в замках поперечного стыка головного обтекателя, действующие в одном из случаев нагружения.

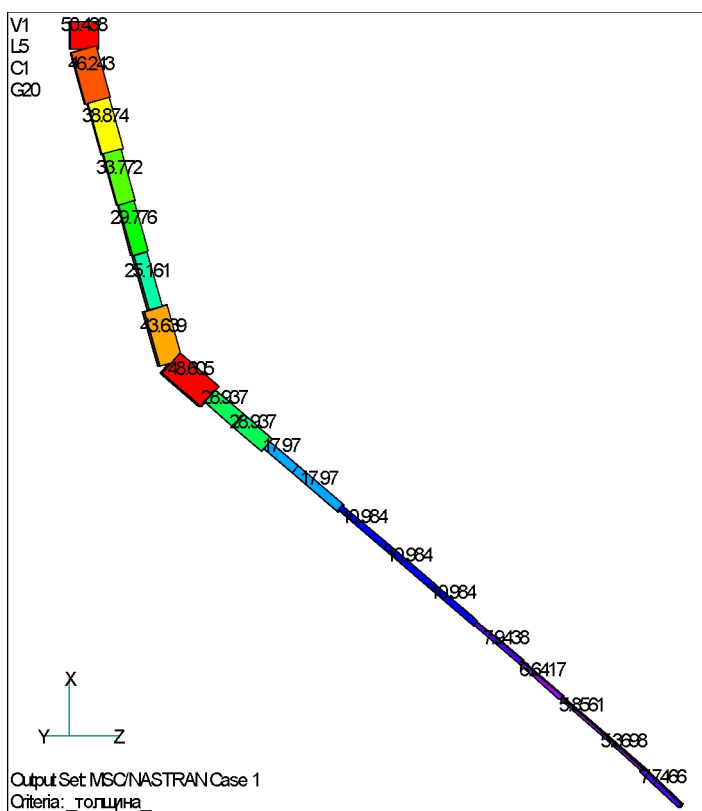


Рисунок 6.1 . Толщины обечайки конического днища бака и пилона двигательной установки, полученные в результате оптимизации

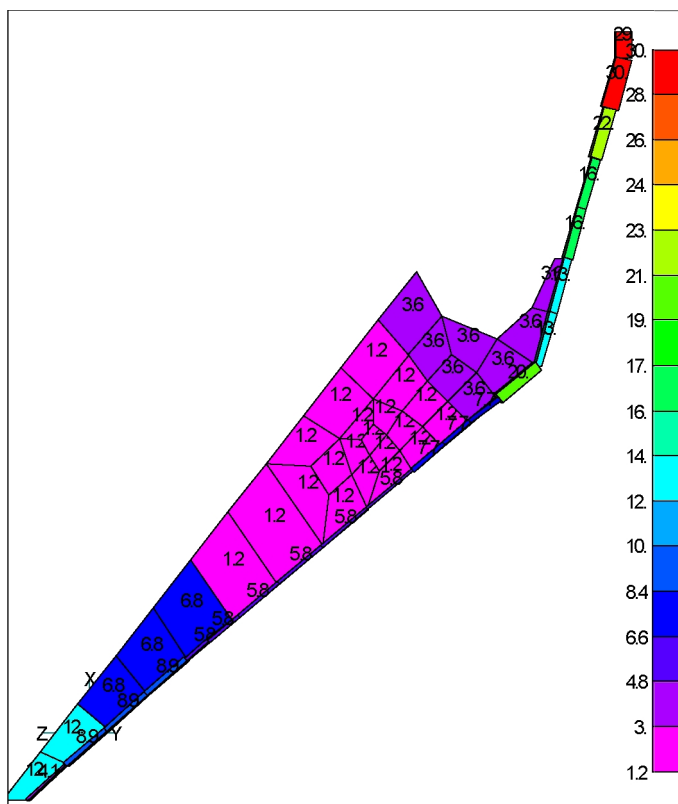


Рисунок 6.2 . Толщины конического днища, пилонa и стенки с вырезами после оптимизации

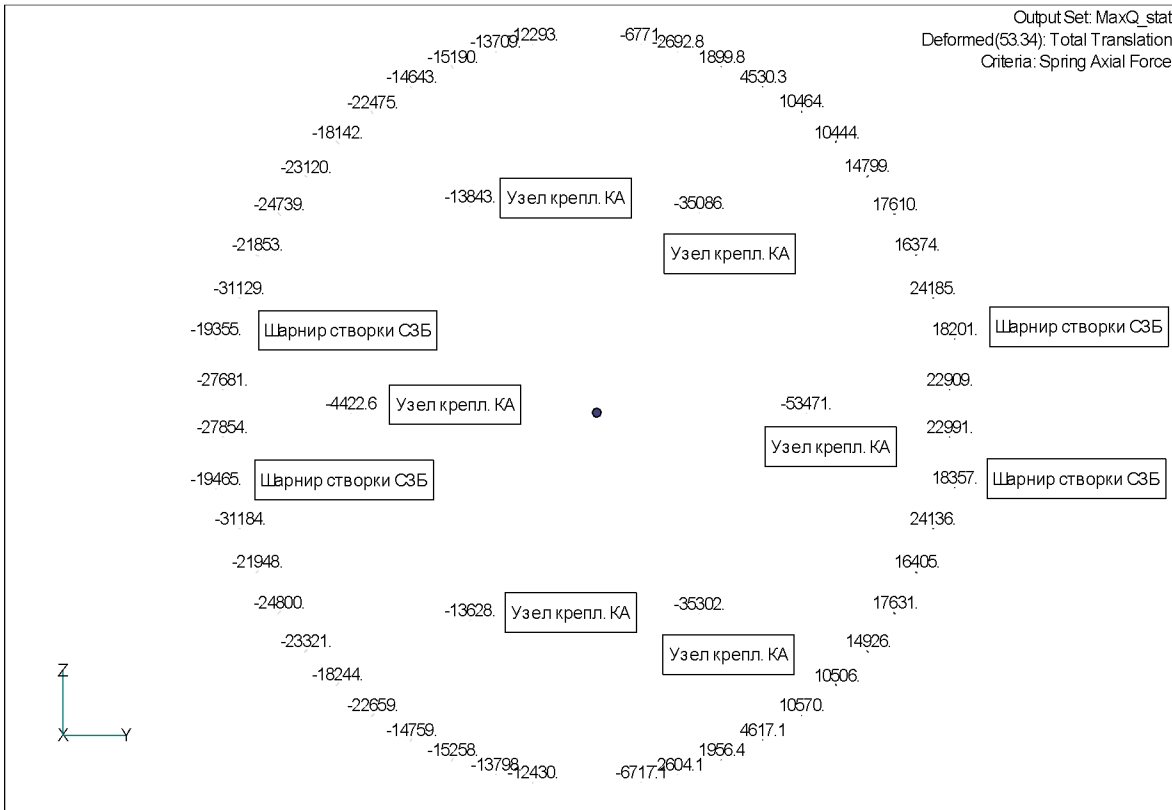


Рисунок 6.3 . Растягивающие силы в замках поперечного стыка головного обтекателя

2. Построение потоков главных усилий (потоки главных усилий численно равны главным напряжениям на элементе, умноженным на его толщину), что дает наглядную картину путей передачи сил в конструкциях типа мембранных пластин и оболочек. Такие картины показывают направление и интенсивность сил, помогают понять причины концентрации напряжений и, что особенно важно, подсказывают возможные варианты модификации конструкции для устранения или уменьшения этих концентраций. Например, на рисунке 6.4 показано распределение главных напряжений в части конструкции переходного отсека.

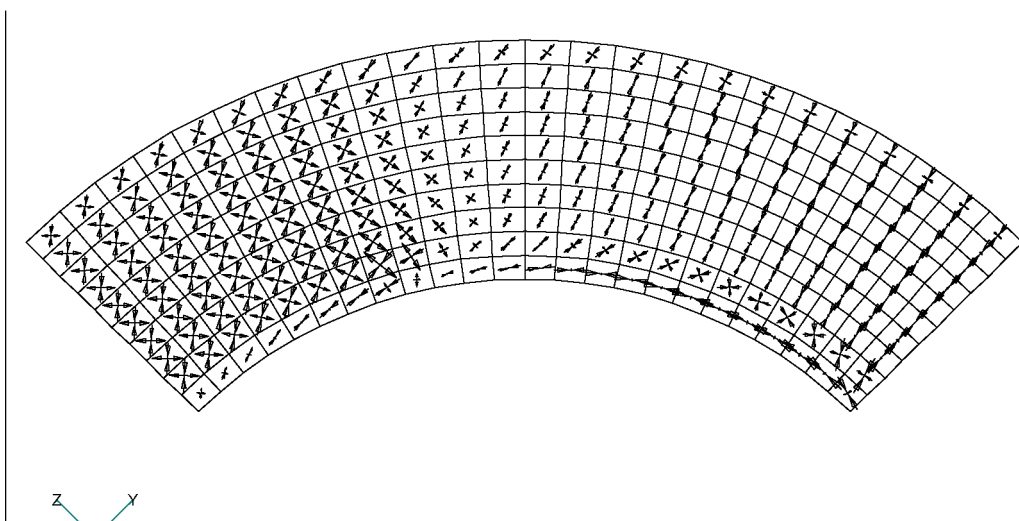


Рисунок 6.4 . Распределение главных напряжений для части конструкции переходного отсека в форме поперечных собственных колебаний.

3. Изображения деформированного состояния конструкции, когда координаты узлов КЭ-модели суммируются с их перемещениями (с выбранным увеличением) под действием нагрузок. При использовании распространенных конструкционных материалов перемещения конструкции обычно малы по сравнению с ее размерами. Поэтому для получения наглядных рисунков перемещения узлов по заданию пользователя увеличиваются. Такие рисунки обычно хорошо иллюстрируют взаимодействие элементов в сложных конструкциях, помогают выявить концентрации напряжений и найти ошибки моделирования. Примеры таких изображений приведены на рисунках 6.5 , 6.6 и 6.7.

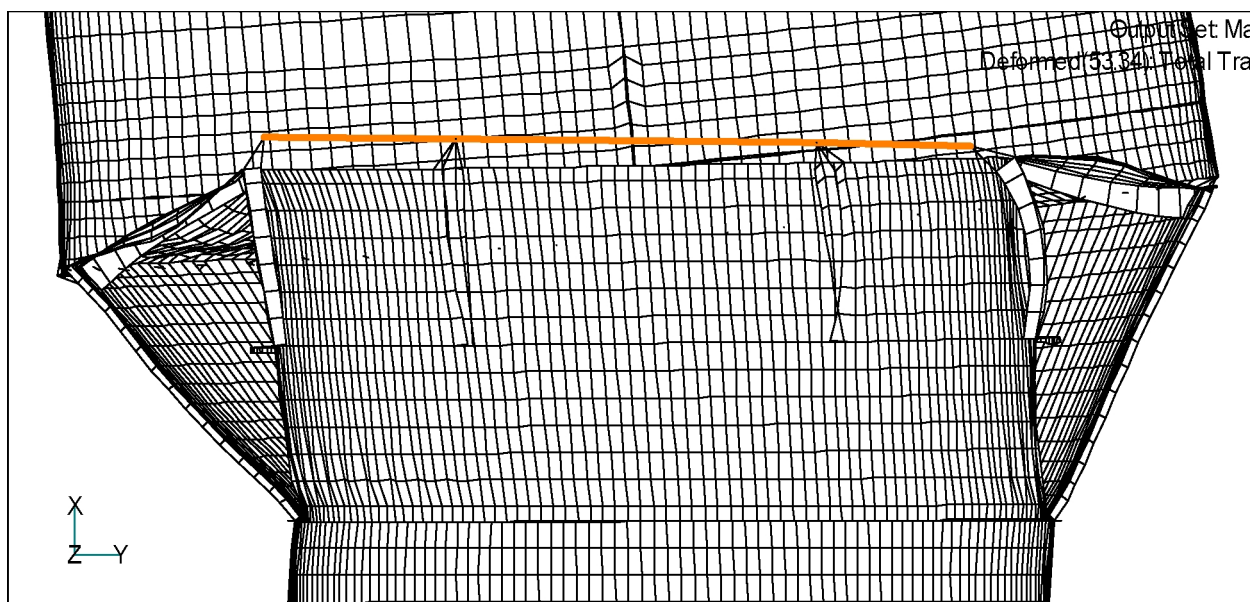


Рисунок 6.5 . Деформации конструкции переходного отсека в одном из случаев нагружения

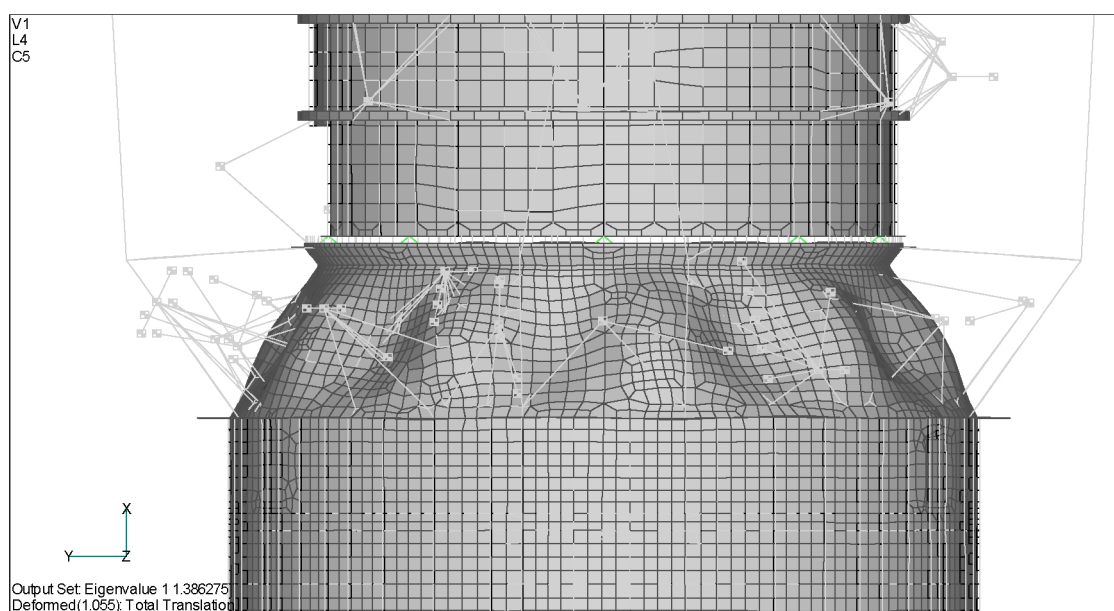


Рисунок 6.6 . Форма потери устойчивости конической вафельной оболочки

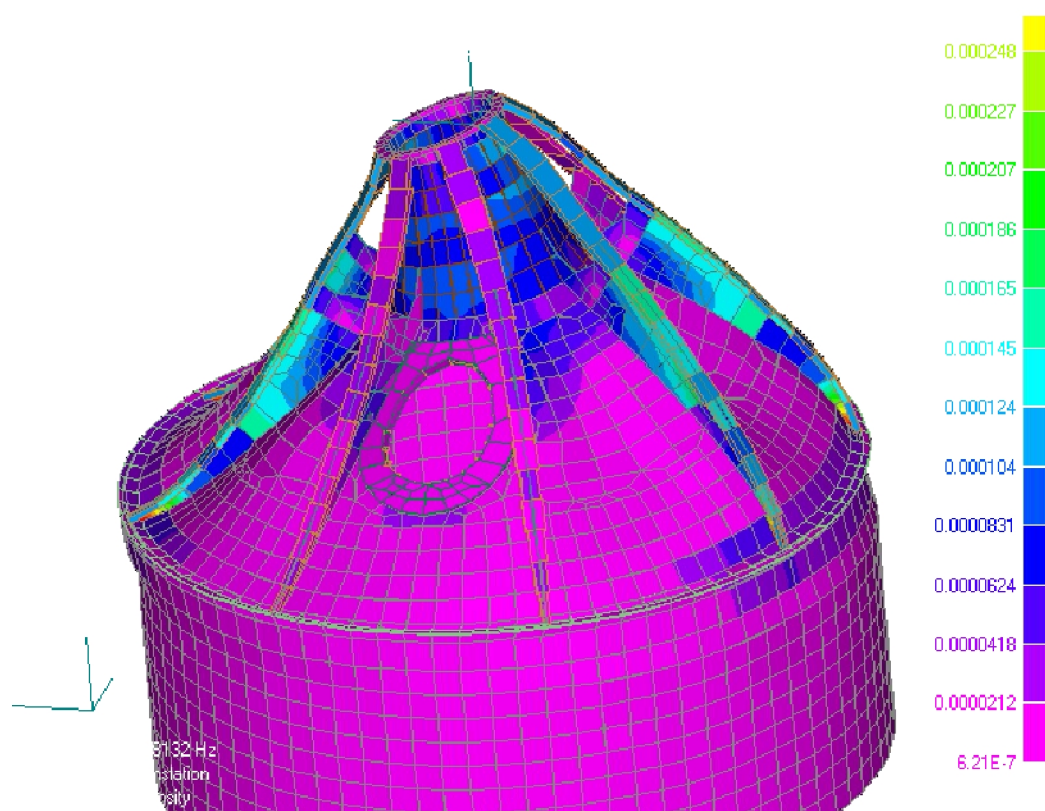


Рисунок 6.7 . Первая форма боковых колебаний двигателя на коническом днище. Заливкой показаны плотности энергии деформаций

4. Построение линий (зон) значений результатов равного уровня, рисунки 6.8 , 6.9 , 6.10 .

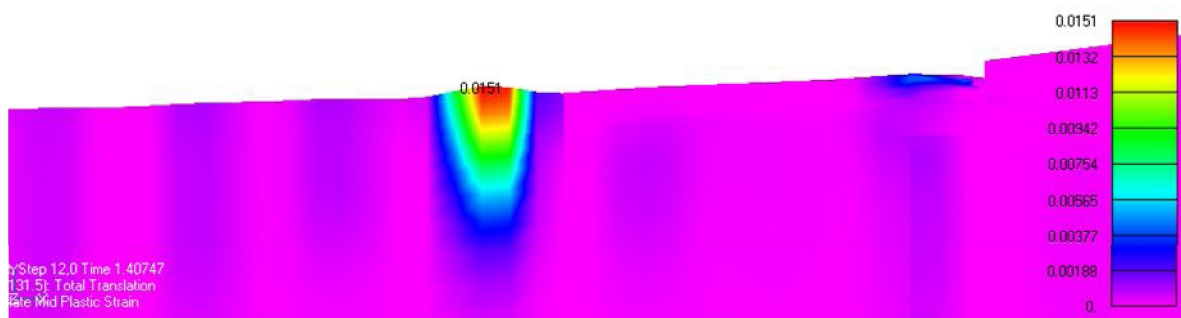


Рисунок 6.8 . Деформации фрагмента бака кислорода при потере устойчивости в зоне потери устойчивости. Заливкой цветом показаны пластические деформации при потере устойчивости

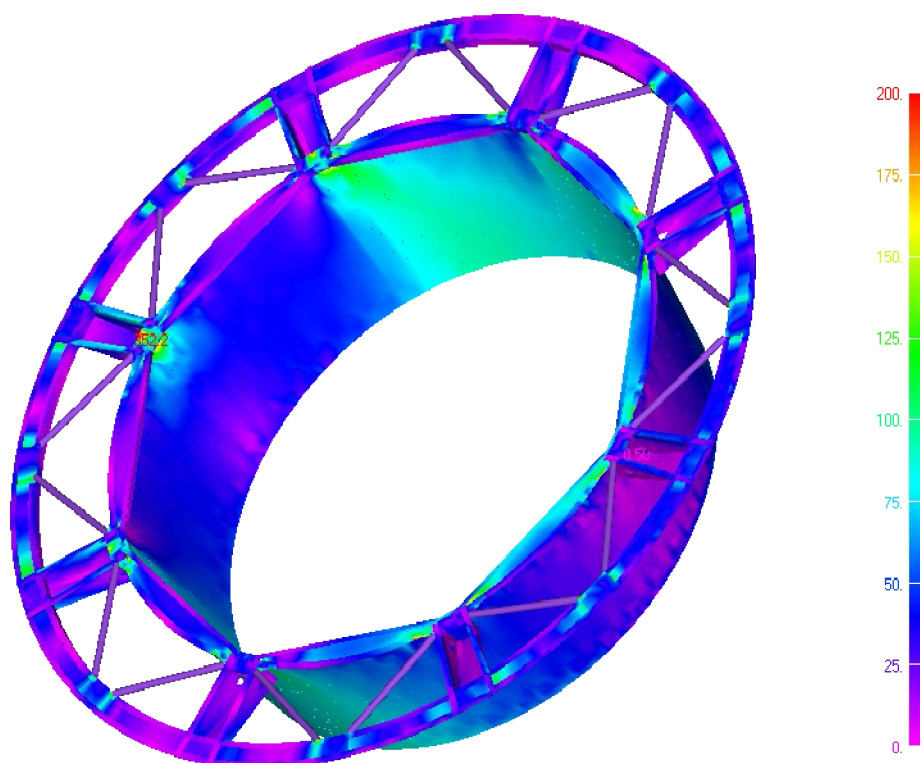


Рисунок. 6.9 . Эквивалентные напряжения в основных силовых элементах конструкции переходного отсека

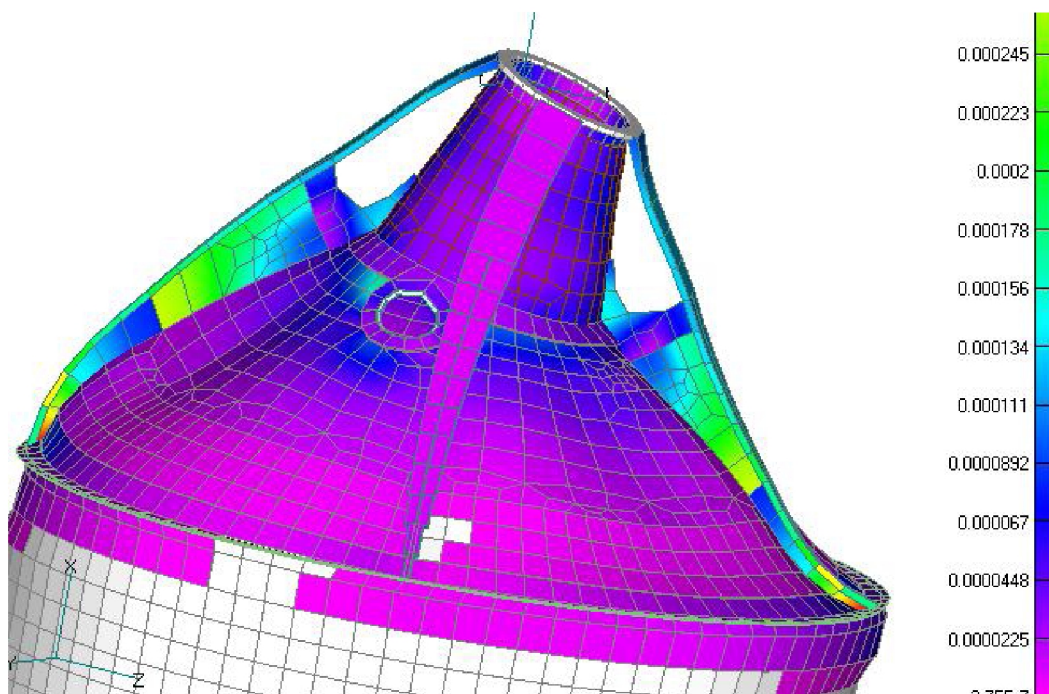


Рисунок 3.10 ([ссылка 38](#) и [анимация](#)). Первая форма поперечных собственных колебаний двигательной установки на коническом днище бака. Заливкой цветом показана плотность энергии деформации

5. Построение эпюр и графиков изменения усилий, напряжений и других характеристик по заданным направлениям и поперечным сечениям, например, рисунок 6.11 .

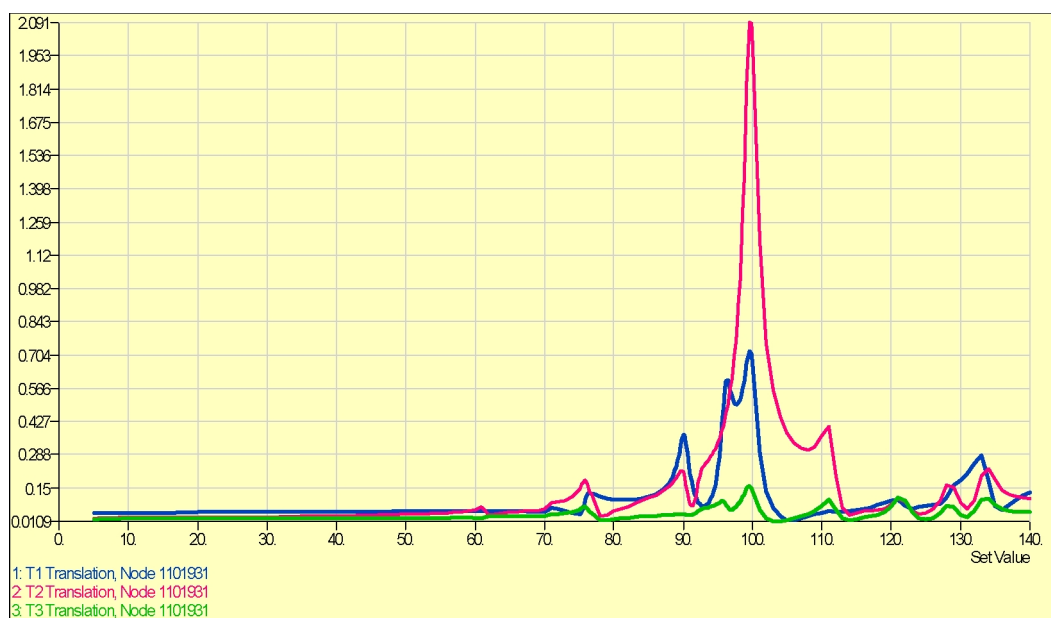


Рисунок 6.11. Амплитудно-частотная характеристика прибора

6. Анализ максимальных значений результатов в КЭ-модели. Этот анализ необходим: для проверки корректности разработанной КЭ-модели; для определения мест концентрации деформаций и напряжений и других факторов, характеризующих поведение конструкции; для контроля над соблюдением проектных ограничений. Анализ максимальных результатов может производиться как для одного случая нагружения, так и для нескольких, как для всех элементов КЭ-модели, так и для отдельных выбранных групп элементов. Например, на рисунке 6.12 показано значение максимального напряжения, действующего в стенке нервюры.

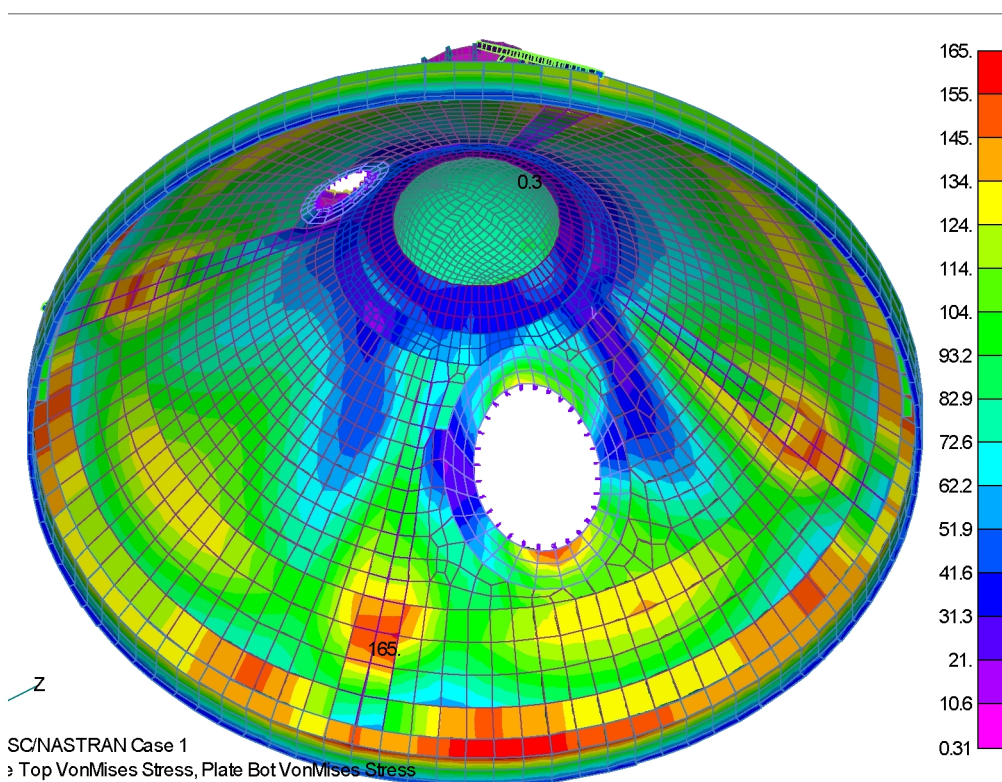


Рисунок 6.12 . Эквивалентные напряжения в нервюре. Показано значение максимального напряжения

7 Численная оптимизация на основе конечно-элементного анализа

7.1 Формулировка задачи оптимизации

Существует класс задач, которые заключаются в выборе наилучших с какой-либо точки зрения значений параметров рассматриваемой системы. При этом на значения параметров системы наложены некоторые ограничения. Примерами таких задач могут служить следующие:

1. Необходимо предложить конструкцию ЛА как можно более легкую, удовлетворяя при этом требованиям прочности. Параметрами системы, значения которых нужно подобрать, в данном случае будут являться толщины и площади поперечных сечений элементов конструкции ЛА и характеристики материалов, из которых изготовлена конструкция ЛА.
2. Проектируется трехступенчатая ракета. Необходимо распределить топливо по трем ступеням, так чтобы масса полезного груза, выводимого на заданную орбиту, была максимальной. При этом распределение топлива по ступеням некоторым образом влияет на массу конструкции ракеты. Суммарное количество топлива должно остаться неизменным.
3. Есть силовая конструкция, которая должна иметь возможно большую жесткость. Известна конфигурация конструкции и максимально допустимая масса. Могут изменяться параметры силовых элементов.
4. Известны результаты вибрационных испытаний космического аппарата. Следует подобрать такие характеристики демпфирования элементов конструкции, чтобы экспериментальные данные как можно более точно совпали с расчетными. Характеристики демпфирования должны находиться в разумных пределах.

В каждой из приведенных выше задач выбирается критерий оптимизации, который является правилом выбора наилучшего с некоторой точки зрения варианта. Критерий оптимизации может быть представлен как требование максимизации или минимизации функции, значение которой характеризует в какой мере система хороша или плоха с нашей точки зрения и эта функция называется целевой функцией. Для приведенных примеров критериями оптимизации являются соответственно минимум массы ЛА, максимум массы полезной нагрузки ракеты, максимум жесткости конструкции и минимум рассогласования экспериментальных и расчетных данных соответственно. Увеличение или уменьшение значения целевой функции критерия оптимизации достигается изменением параметров системы, называемых проектными переменными или проектными параметрами. В приведенных примерах проектными переменными являются

соответственно размеры элементов конструкции ЛА, количество топлива в каждой из ступеней ракеты, параметры элементов конструкции и коэффициенты демпфирования элементов конструкции космического аппарата. На значения проектных переменных накладываются определенные ограничения. В рассмотренных примерах такими ограничениями являются ограничения по прочности конструкции ЛА, по заданной характеристической скорости ракеты и максимальная масса конструкции и ограничения на коэффициенты демпфирования соответственно.

Итак, при постановке задачи оптимизации необходимо:

1. Выбрать цель, которую мы преследуем, решая задачу оптимизации, – критерий оптимизации;
2. Определить параметры системы, которые мы можем менять – проектные переменные. Устанавливается связь между значениями проектных переменных и критерием оптимизации, которая в большинстве случаев оформляется в виде целевой функции;
3. Определить область допустимых значений проектных переменных путем наложения ограничений на значения проектных переменных;
4. Создать модель системы позволяющую определять значения откликов системы, необходимых для вычисления целевой функции и ограничений.

Правильно поставленная таким образом задача, относящаяся к силовой работе конструкции, может быть решена с использованием конечно-элементных моделей конструкции. Во многих конечно-элементных системах реализованы алгоритмы оптимизации. Здесь будет рассмотрен алгоритм оптимизации, реализованный в системе MSC.Nastran.

7.2 Пример постановки задачи оптимизации

В качестве примера возьмем консольную балку длиной L и прямоугольным поперечным сечением с размерами B и H (см. рисунок 7.1). Балка нагружена перерезывающей силой P за свободный конец. Перерезывающая сила направлена вдоль размера H . Напряжения в материале балки не должны превышать максимального допустимого напряжения $[\sigma]$. Прогиб конца балки должен быть меньше максимального допустимого прогиба $[v]$. Требуется подобрать такие размеры поперечного сечения балки, чтобы масса балки была бы как можно меньше.

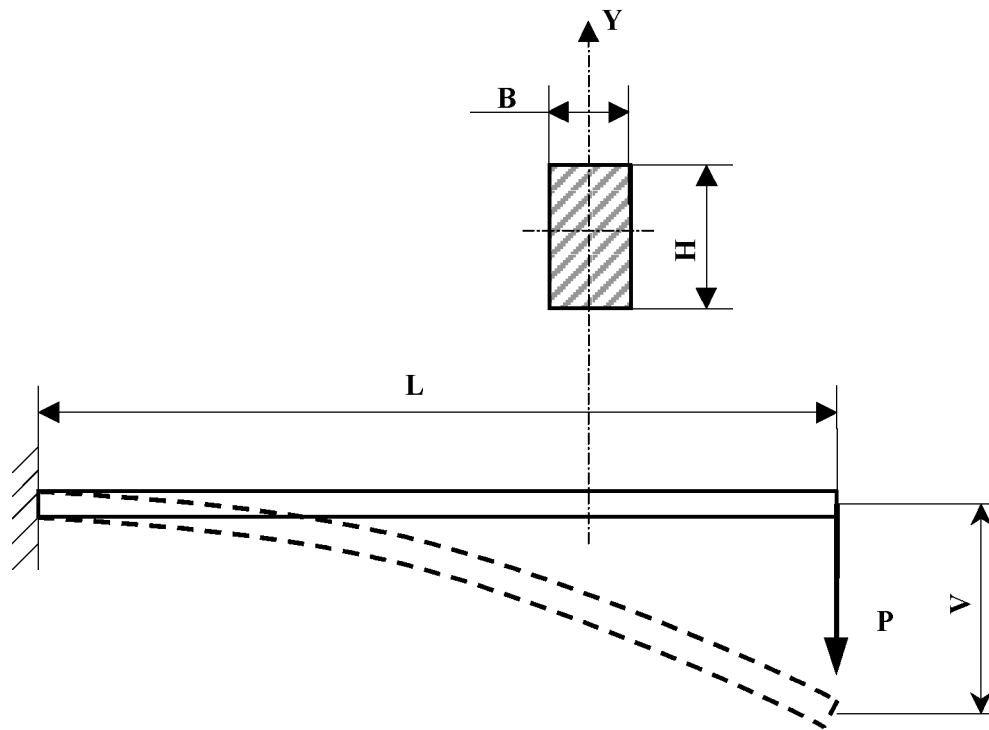


Рисунок 7.1 – Консольная балка

Итак, проектными переменными в этой задаче являются размеры H и B . Ограничения на напряжения запишутся так:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\max}}{J} y_{\max} = \frac{6 \cdot P \cdot L}{H^2 \cdot B} \leq [\sigma] \quad ,$$

где $M_{\max}$ – изгибающий момент в корневом сечении; E – модуль упругости; J – момент инерции сечения; $y_{\max}$ – максимальная по абсолютной величине y -координата сечения; y – координатная ось, имеющая начало в центре тяжести сечения и лежащая в плоскости изгиба балки.

Кроме того, введем ограничения на значения проектных переменных:

$$0 < H \leq 100$$

$$0 < B \leq 100 \quad .$$

Если пренебречь деформацией сдвига, то ограничение на прогиб имеет вид:

$$v = \frac{P \cdot L^3}{3 \cdot E \cdot J} = \frac{4 \cdot P \cdot L^3}{E \cdot H^3 \cdot B} \leq [v] .$$

Целевая функция в этой задаче будет равна массе балки:

$$m = L \cdot B \cdot H \cdot \rho \quad ,$$

где ρ – плотность материала балки.

Область допустимых конструкций, т.е. множество сочетаний значений проектных переменных, для которых не нарушаются ограничения, и точка соответствующая оптимальной конструкции изображены на рисунке 7.2 . Оптимальная конструкция

найдена на пересечении ограничения по напряжениям и ограничения $H \leq 100$. Отметим, что переменная H была бы бесконечно большой, а переменная B – бесконечно маленькой, если бы не искусственное ограничение $H \leq 100$. В действительности балка прямоугольного сечения с размером H , во много раз превышающим размер B , неспособна воспринять рассматриваемую нагрузку из-за потери устойчивости. Чтобы учесть это обстоятельство введем ограничение следующего вида: $H/B \leq 10$. Область допустимых конструкций и точка, соответствующая оптимальной конструкции изображены на рисунке 7.3. Точка соответствующая оптимальной конструкции теперь располагается на пересечении ограничения по напряжениям и ограничения, связанного с потерей устойчивости ($H/B \leq 10$).

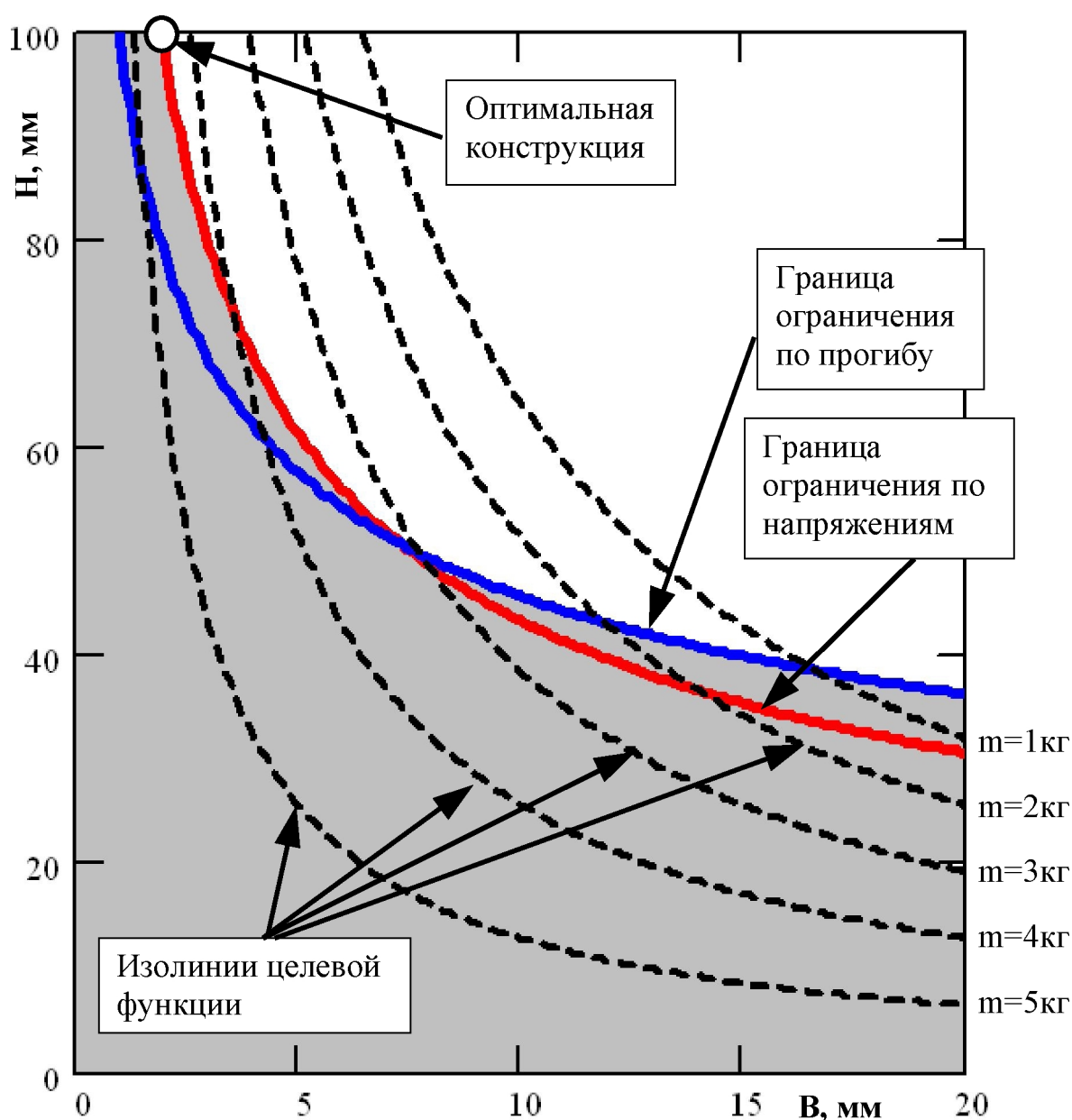


Рисунок 7.2 - Область проектных переменных без учета потери устойчивости

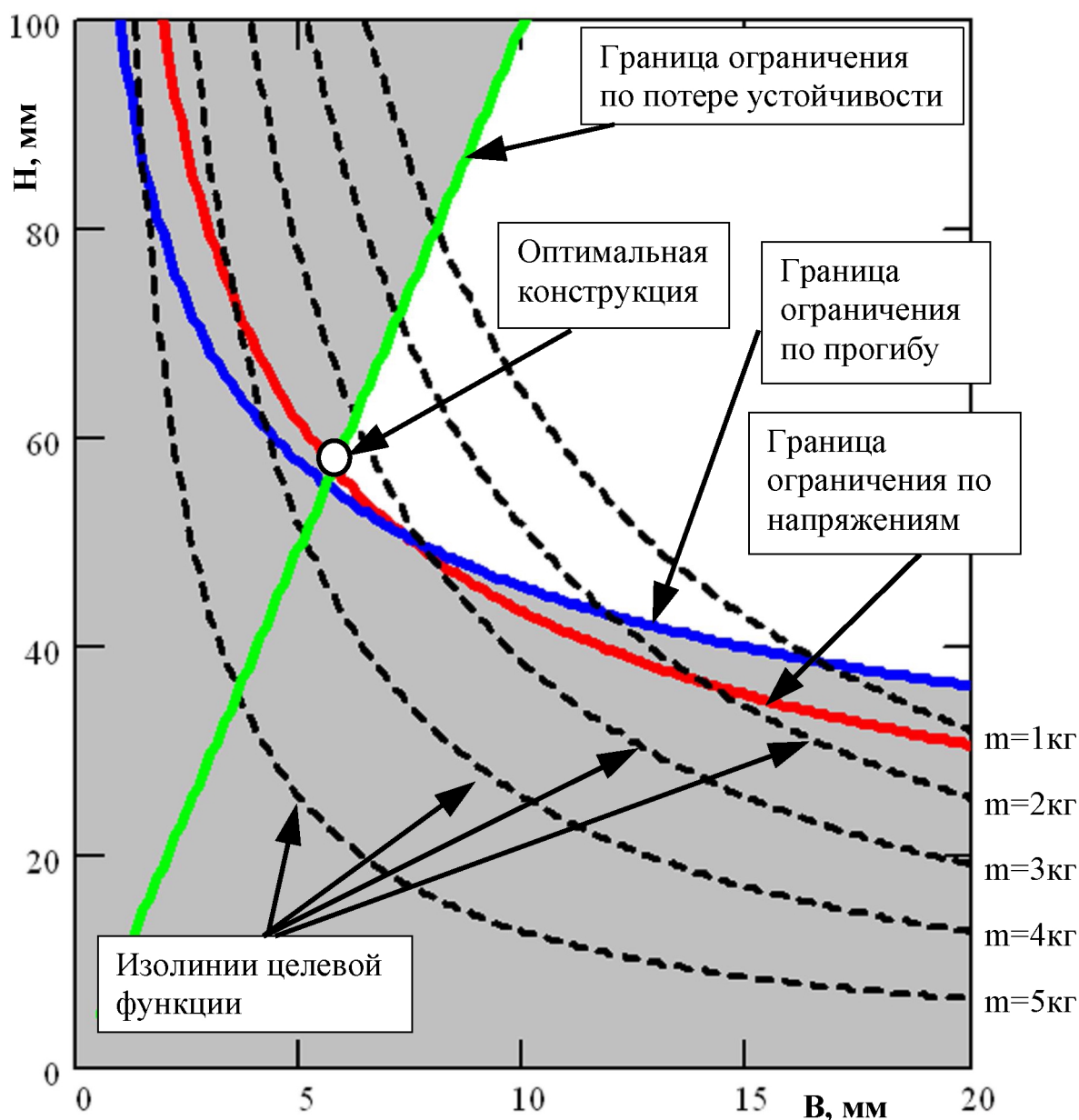


Рисунок 7.3 - Область проектных переменных с учетом потери устойчивости

7.3 Алгоритм оптимизации системы MSC.Nastran

При автоматизированном синтезе конструкций используется однокритериальная оптимизация. В качестве проектных переменных (вектор x) выбираются параметры конструкции, которые можно изменять, например толщины оболочек, площади поперечного сечения и моменты инерции балок и др. Ограничения определяются условиями функционирования конструкции и записываются в виде $g(x,u) \leq 0$ (u – отклик системы). Целевая функция F при проектировании ракетно-космической техники часто формулируется на основе весовых характеристик конструкции. Оптимизация проводится с помощью следующей разновидности градиентного метода:

1. Выбираем начальное приближение x_0 в области допустимых конструкций (ограничения не нарушены).
2. Отыскиваем градиент целевой функции ∇F .
3. Ищем новое приближение $x = x_0 - \alpha \cdot \nabla F$, где α - коэффициент характеризующий дистанцию, которая будет пройдена в пространстве проектных переменных за одну итерацию.
4. В новой точке x проверяем, не нарушены ли ограничения и если не нарушены, то снова повторяем шаги 2 и 3.
5. Если одно или несколько ограничений нарушены, то составляется новая целевая функция $F' = \sum_i g_i$, где i пробегает номера нарушенных ограничений.

Далее повторяются шаги 2 и 3 с использованием новой целевой функции.

6. Если точка x оказалась на границе области допустимых конструкций (одно или несколько ограничений равны 0), то составляется целевая функция в виде $F' = \sum_i \lambda_i g_i + F$, где i пробегает номера ограничений, на границе которых находится процесс, а λ_i – множители Лагранжа, которые подбираются так, чтобы минимизировать вектор градиент этой новой целевой функции. Далее повторяются шаги 2 и 3 с использованием новой целевой функции.
7. Для определения не является ли текущая точка оптимальной используется критерий Куна-Такера. Этот критерий состоит в том, что оптимальная точка достигнута, если удастся подобрать такие положительные значения λ_i чтобы градиент целевой функции равнялся бы нулю.

Следует подробнее рассмотреть, как работает критерий оптимальности Куна-Такера. Рассмотрим различные ситуации, которые могут встретиться в ходе поиска оптимального решения на примере минимизации целевой функции для системы с двумя проектными переменными x_1 и x_2 при наличии двух ограничений q_1 и q_2 .

Первая ситуация: текущая точка находится в области допустимых значений, и у целевой функции в этой точке нет экстремума. Поскольку ∇F не равен нулю и активных ограничений нет, то подбором λ_i нельзя добиться того чтобы $\nabla F' = \nabla F$ стала бы равной нулю.

Вторая ситуация: текущая точка находится в области допустимых значений, и у целевой функции в этой точке есть экстремум (см. рисунок 7.4). Тогда $\nabla F' = \nabla F = 0$ и критерий Куна-Такера показывает, что текущая точка оптимальна. Попадание в точку максимума целевой функции может произойти только случайно, и вероятность такого

попадания мала, поскольку градиентный метод будет стремиться удалиться от таких точек. Поэтому, скорее всего, найденный экстремум – минимум, то есть текущая точка является локальной оптимальной точкой.

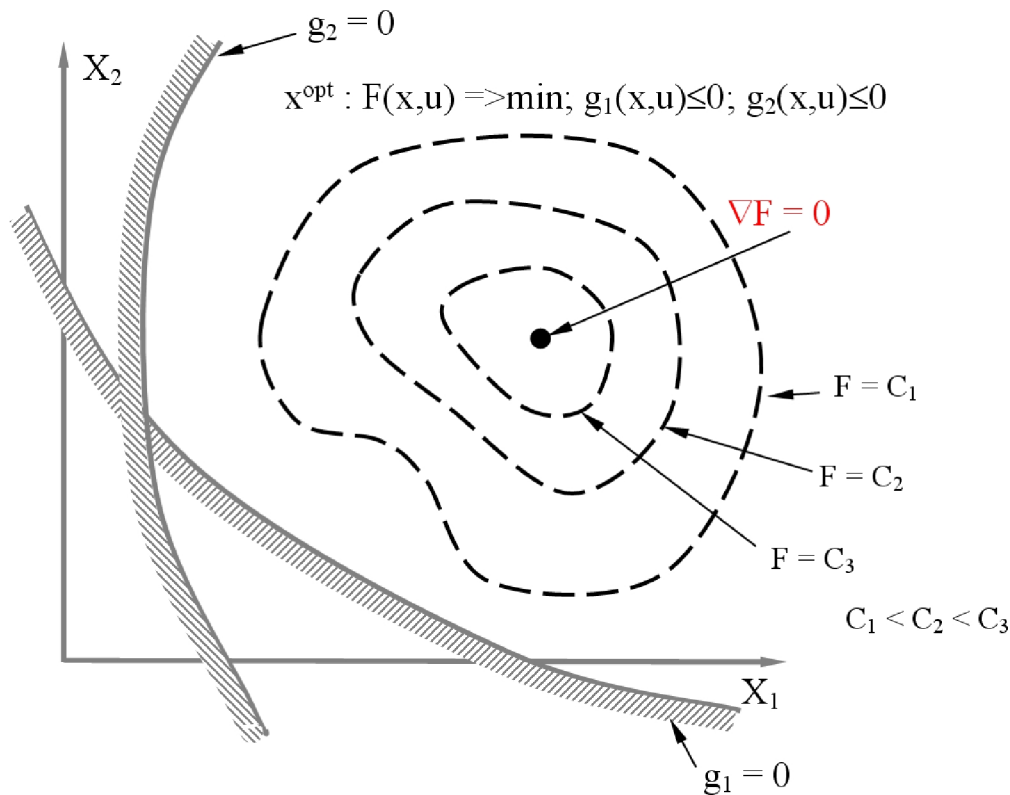


Рисунок 7.4 . Ситуация экстремума целевой функции в текущей точке

Третья ситуация: текущая точка располагается на границе одного из ограничений ($g_1=0$) и градиент этого ограничения не сонаправлен с градиентом целевой функции (см. рисунок 7.5). В этом случае нельзя подобрать значение коэффициента λ_1 такое, чтобы $\nabla F' = \nabla \lambda_1 g_1 + \nabla F = 0$. Таким образом, критерий Куна-Такера показывает, что текущая точка не оптимальна. Действительно, если двигаться вдоль линии $g_1=0$ вверх, то целевая функция будет меньше чем в текущей точке.

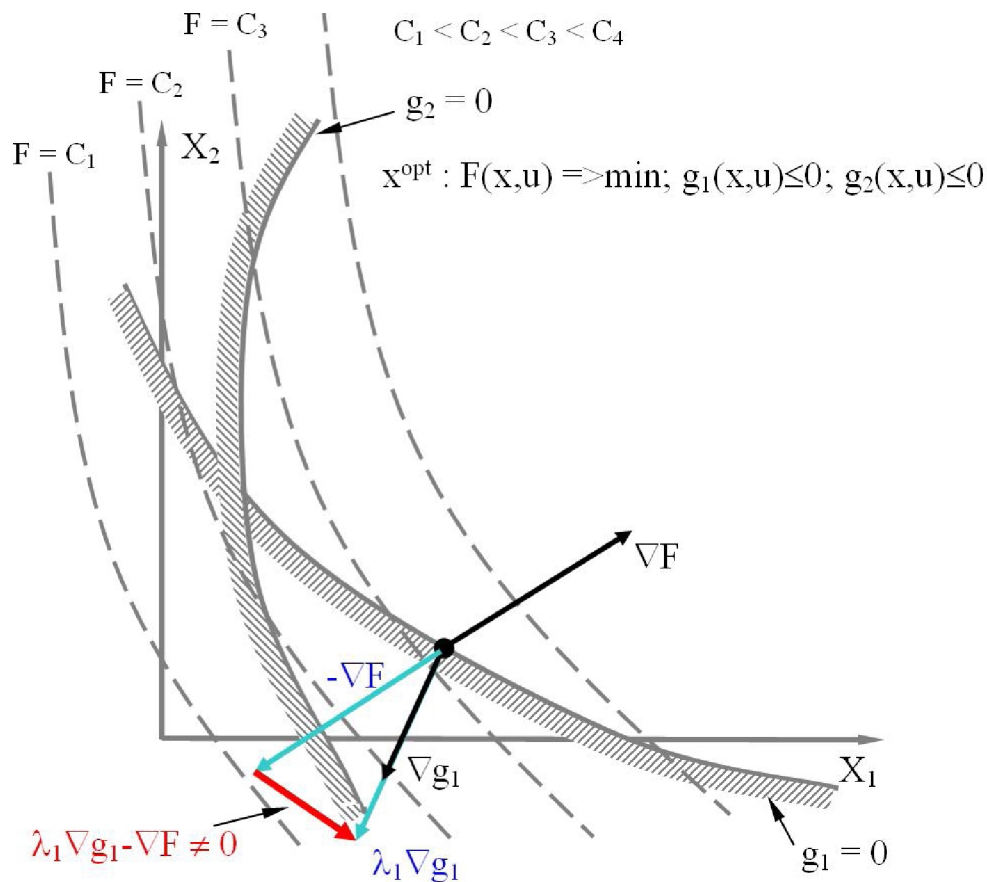


Рисунок 7.5 .Ситуация нахождения текущей точки на границе по одному из ограничений

Четвертая ситуация: текущая точка располагается на границе одного из ограничений ($g_1=0$) и градиент этого ограничения сонаправлен с градиентом целевой функции (см. рисунок 7.6). В этом случае можно подобрать значение коэффициента λ_1 такое чтобы $\nabla F' = \nabla \lambda_1 g_1 + \nabla F = 0$. Здесь критерий Куна-Такера показывает, что текущая точка оптимальна. В случае выпуклости области допустимых значений проектных переменных на границе ограничения $g_1 \leq 0$, если двигаться вдоль линии $g_1=0$ в любом направлении, то целевая функция будет больше чем в текущей точке и текущая точка действительно является локальной оптимальной точкой. В случае вогнутости области допустимых значений проектных переменных на границе ограничения $g_1 \leq 0$ текущая точка не является локальной оптимальной точкой вопреки показанию критерия, однако попадание в такую точку маловероятно, поскольку градиентный метод будет стремиться удалиться от таких точек. Так что если пренебречь этой возможностью, то показания критерия Куна-Такера будут верны.

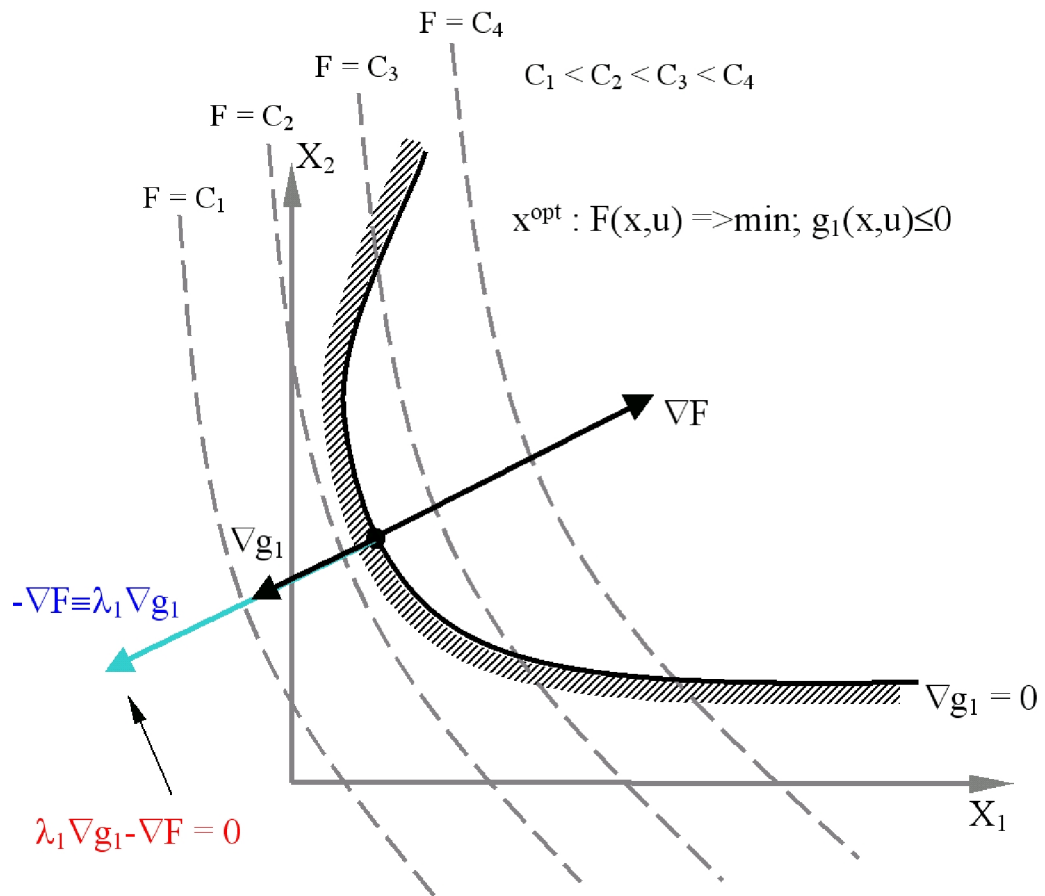


Рисунок 7.6 .- Ситуация нахождения текущей точки на границе по одному из ограничений. Градиенты целевой функции и ограничения сонаправлены

Пятая ситуация: текущая точка располагается на границе двух ограничений ($g_1=0$ и $g_2=0$) (см. рисунок 7.7). В этом случае можно подобрать значения коэффициентов λ_1 и λ_2 такое, чтобы $\nabla F' = \nabla \lambda_1 g_1 + \nabla \lambda_2 g_2 + \nabla F = 0$. Если при движении вдоль линий $g_1=0$ и $g_2=0$ из текущей точки целевая функция будет больше чем в текущей точке, то действительно найдена оптимальная точка. Здесь критерий Куна-Такера показывает, что текущая точка оптимальна, поскольку коэффициенты λ_i будут положительны. Если при движении вдоль линии $g_1=0$ или линии $g_2=0$ из текущей точки целевая функция будет меньше, чем в текущей точке, то один или оба коэффициентов λ_i будут отрицательны и критерий покажет, что точка не оптимальна.

Из рассмотренных примеров видно, что критерий Куна –Такера действительно позволяет определить является ли точка локальной оптимальной точкой. Таким образом, если мы сможем определить компоненты векторов градиентов целевой функции и ограничений, то оптимальную точку можно отыскивать, применяя изложенный здесь алгоритм.

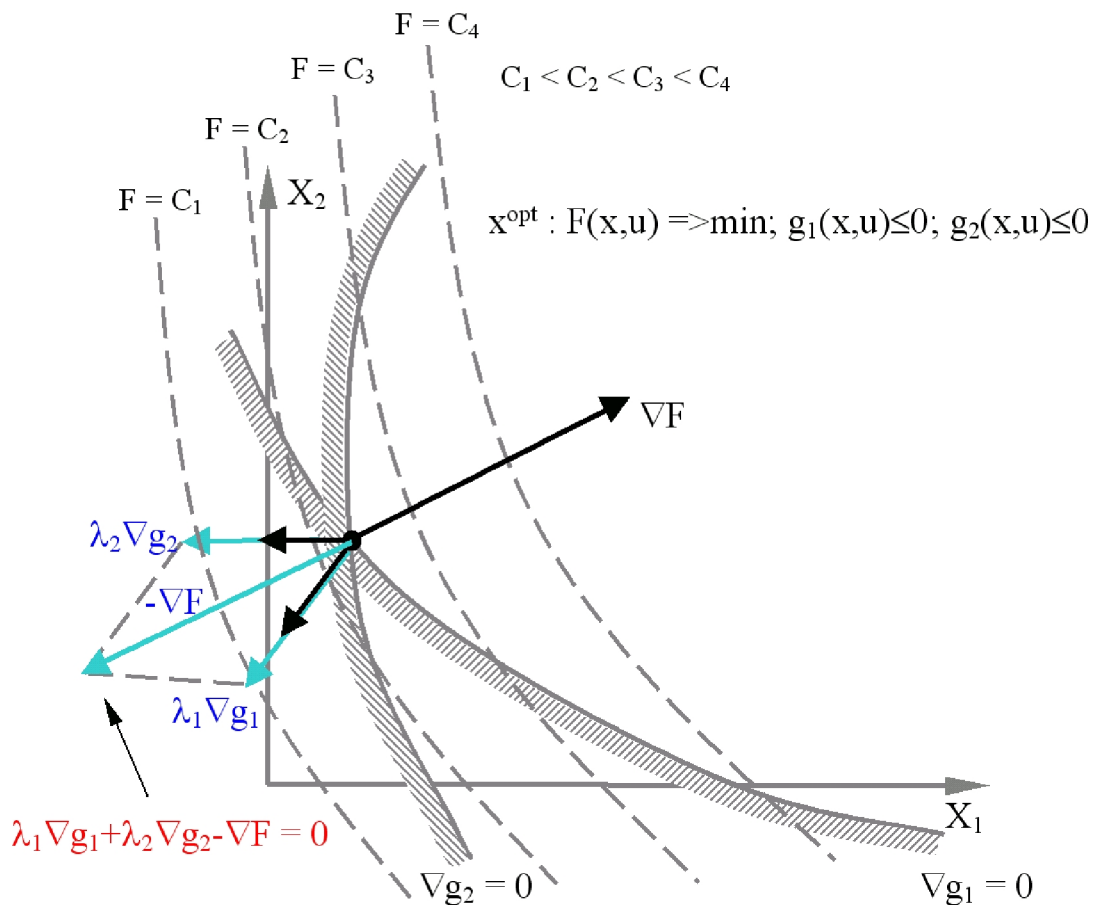


Рисунок 7.7 . Ситуация нахождения текущей точки на границе по двум ограничениям

7.4 Нахождение коэффициентов вектора градиента целевой функции и ограничений

Есть система, поведение которой описывается уравнением состояния:

$$h(u, x) = 0$$

где u – вектор откликов системы, а x вектор проектных переменных системы. На систему наложены ограничения $g_i(u, x) \leq 0$. Наилучшая система соответствует минимальному значению целевой функции: $F(u, x) \rightarrow \min$.

Требуется найти все коэффициенты градиентов целевой функции F и ограничений g_i наиболее экономичным способом. Для этого рассмотрим, как изменится значение целевой функции при малом перемещении в пространстве проектных переменных.

В начальной точке пространства проектных переменных x_0 целевая функция имеет значение $F(u_0, x_0)$. При малом перемещении в пространстве проектных переменных δx целевая функция примет значение $F(u_0, x_0) + \delta F$. Приращение целевой функции δF можно выразить следующим образом:

$$\delta F = \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u} \delta u + \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x} \delta x = \left(\frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u} \frac{\delta u}{\delta x} + \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x} \right) \delta x. \quad (1)$$

Продифференцировав уравнение состояния, получим следующее выражение:

$$\delta h = \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \delta u + \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x} \delta x = \left(\frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \frac{\delta u}{\delta x} + \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x} \right) \delta x \equiv 0. \quad (2)$$

Умножив уравнение (2) на $\left[\frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \right]^{-1}$ слева получим выражение для $\frac{\delta u}{\delta x}$:

$$\frac{\delta u}{\delta x} = - \left[\frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \right]^{-1} \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x}. \quad (3)$$

Подставляя выражение (3) в выражение (1) получаем выражение для коэффициентов вектора градиента целевой функции:

$$\frac{\partial F}{\partial x} = - \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u} \left[\frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \right]^{-1} \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x} + \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x}. \quad (4)$$

Коэффициентов векторов градиентов ограничений отыскиваются аналогично:

$$\frac{\partial g_i}{\partial x} = - \frac{\partial g_i(u_0, x_0)}{\partial u} \left[\frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \right]^{-1} \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x} + \frac{\partial g_i(u_0, x_0)}{\partial x}. \quad (5)$$

Найдем выражение для коэффициентов вектора градиента целевой функции, соответствующее линейному статическому анализу метода конечных элементов. В этом случае уравнение состояния имеет вид:

$$h(u, x) = [K(x)] \cdot u - P = 0, \quad (6)$$

где $[K(x)]$ - матрица жесткости, P – вектор узловых сил.

Подставляя уравнение (6) в выражение (4) получаем следующее:

$$\frac{\partial F}{\partial x} = - \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u} [K(x_0)]^{-1} \frac{\partial K(x_0)}{\partial x} \cdot u_0 + \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x}. \quad (7)$$

Выражения для коэффициентов векторов градиентов ограничений в случае линейного статического анализа аналогичны выражению (7).

Частные производные $\frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u}$ и $\frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x}$ могут быть найдены дифференцированием целевой функции, поскольку она записана явно. Производные жесткостей по проектным переменным $\frac{\partial K(x_0)}{\partial x}$ можно определить при построении матрицы жесткости. Отклик u_0 отыскиваем, решая систему линейных уравнений $[K(x_0)] \cdot u = P$, т.е. выполнив линейный статический расчет. Обращенную матрицу жесткости при известном u_0 можно найти так:

$$[K(x_0)]^{-1} = u_0 \cdot P^{-1}.$$

Таким образом, получаем, что для нахождения коэффициентов векторов градиентов целевой функции и ограничений, достаточно выполнить один конечно-

элементный расчет на итерацию оптимизационного процесса, что с точки зрения производительности очень хорошо.

Заключение

Курс лекций “Конечно-элементное проектирование конструкций ракетно-космической техники” позволяет получить начальные знания об основных аспектах использования метода конечных элементов при проектировании и разработке изделий ракетно-космической техники. В лекциях изложена технология проектирования конструкций с применением метода конечных элементов; сделан обзор применения метода конечных элементов на разных этапах разработки конструкции изделий.

Обсуждено практическое применение метода конечных элементов при проектировании конструкций РКТ:

- Особенности наиболее распространенных конечных элементов;
- Способы моделирования типовых конструкций ракетно-космической техники;
- Задание граничных условий в конечно-элементных моделях;
- Технология разработки конечно-элементных моделей;
- Реализация однокритериальной численной оптимизации в системе MSC.NASTRAN.

Курс лекций будет полезен для студентов изучающих дисциплины, связанные с проектированием и с прочностью конструкций ракетно-космической техники. Кроме того, курс лекций будет полезен инженерам и руководителям предприятий аэрокосмической отрасли в связи с внедрением технологий компьютерного конечно-элементного проектирования конструкций на их предприятиях.

Список использованных источников

1. Зенкевич О.К. Метод конечных элементов в технике. - М.: МИР, 1975. – 542с.
2. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. М.: Стройиздат, 1982. - 447с.
3. Образцов И.Ф., Савельев Л.М., Хазанов Х.С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов: Учеб. Пособие для студентов авиац. спец. вузов, - М.: Высш. шк., 1985. – 392 с.
4. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: Учебник для студентов втузов/ Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев и др.; Под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска.-М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.
5. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. Учебник для средних специальных учебных заведений / Н.И. Паничкин, Ю.В. Слепушкин, В.П. Шинкин, Н.А. Яцынин. – М.: Машиностроение, 1986. – 344 с.
6. Автоматизация проектирования авиационных конструкций на базе МКЭ. САПР РИПАК /Комаров В.А., Пересыпкин В.П. и др. Куйбышевский авиационный институт
Рукопись депонирована в ВИНТИ 6.08.84№ 3709-84, 175 стр.